

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

**Wydział Mechaniczny Energetyki
i Lotnictwa**

ROZPRAWA DOKTORSKA

mgr inż. Radosław Bielawski

**Badanie i modelowanie połączeń nitowych w lotniczych
strukturach kompozytowych**

Promotor:
dr hab. inż. Paweł Pyrzanowski, prof. PW

Promotor pomocniczy:
dr inż. Jacek Gadomski

Warszawa, 2016

PODZIĘKOWANIA

Serdeczne wyrazy wdzięczności składam, przede wszystkim, na ręce mojego Promotora dr. hab. inż. Pawła Pyrzanowskiego za nieocenioną pomoc, zawsze poświęcony czas oraz niezliczone godziny konsultacji, jakie zostały poświęcone na potrzeby tej pracy.

Dziękuję także moim Koleżankom i Kolegom z Zakładu Podstaw Konstrukcji, w którym pracę tę miałem przyjemność realizować. Za ogromny wkład, pomoc w realizacji badań oraz wielogodzinne dysputy naukowe dziękuję w szczególności dr. inż. Michałowi Kowalikowi, dr. inż. Witkowi Rządkowskiemu oraz mgr. inż. Karolowi Suprynowiczowi.

Wyrazy wdzięczności składam także Promotorowi pomocniczemu dr. inż. Jackowi Gadomskiemu za poprawki oraz uwagi, które pozytywnie wpłynęły na końcowy kształt mojej dysertacji.

Jestem również ogromnie wdzięczny moim Przełożonym i Kolegom z byłego Instytutu Lotnictwa i Obrony Powietrznej Akademii Obrony Narodowej, w którym miałem niebywałą przyjemność służyć i pracować. Szczególne podziękowania należą się płk. nawig. dr. hab. inż. Bogdanowi Grendzie oraz mjr. nawig. mgr. inż. Rafałowi Zajkowskiemu, którym chciałbym podziękować za koleżeństwo, motywację, zrozumienie i wielką pomoc.

Wreszcie – Rodzinie – za silne pozytywne emocje.

Dysertację tę dedykuję mojemu Ojcu, łącząc wyrazy estymy i ogromnej wdzięczności za jego motywację, dzięki której podjąłem trud nauki.

Jeszcze raz bardzo Wam dziękuję!

SPIS TREŚCI

STRESZCZENIE	9
ABSTRACT	11
WYKAZ STOSOWANYCH SYMBOLI, SKRÓTÓW I AKRONIMÓW	13
WSTĘP	17
1. MATERIAŁY KOMPOZYTOWE	19
1.1. Definicje i podstawowe elementy budowy kompozytu	19
1.2. Klasyfikacje i pojęcia związane z kompozytami	20
1.3. Budowa kompozytów zbrojonych włóknem ciągłym	23
1.3.1. Laminaty	23
1.3.2. Konstrukcje przekładkowe	26
1.3.3. Kompozyty hybrydowe	27
1.4. Charakterystyka kompozytów zbrojonych włóknami	28
1.4.1. Włókna szklane stosowane w kompozytach	29
1.4.2. Włókna węglowe stosowane w kompozytach	33
1.4.3. Włókna aramidowe stosowane w kompozytach	34
1.4.4. Osnowy kompozytów włóknistych	35
1.5. Metody wytwarzania wyrobów i kompozytów polimerowych	36
1.5.1. Laminowanie ręczne	37
1.5.2. Laminowanie z zastosowaniem elastycznego worka	39
1.5.3. Formowanie kompozytów z zastosowaniem autoklawu	40
1.6. Zastosowanie kompozytów w technice lotniczej	42
1.6.1. Zastosowanie materiałów kompozytowych w lotnictwie cywilnym	44
1.6.2. Zastosowanie materiałów kompozytowych w lotnictwie wojskowym	45
2. DEGRADACJE W KOMPOZYTACH ZBROJONYCH WŁÓKNAMI CIĄGLYMI	47
2.1. Wybrane degradacje mechaniczne w laminatach zbrojonych włóknami ciągłymi	48
2.1.1. Imperfekcje spoiwa	48
2.1.2. Delaminacje kompozytów	50
2.1.3. Zniszczenia włókien	52
2.2. Zniszczenia połączeń mechanicznych kompozytów	53
2.3. Kryteria zniszczeń kompozytów	54
2.3.1. Kryteria maksymalnego odkształcenia i maksymalnego naprężenia	56
2.3.2. Kryteria Hilla i Tsai-Hilla	57

2.3.3.	Kryterium Tsai-Wu _____	58
3.	METODY ŁĄCZENIA LOTNICZYCH ELEMENTÓW KOMPOZYTOWYCH _____	59
3.1.	Połączenia klejone kompozytów stosowanych w lotnictwie _____	60
3.2.	Połączenia nitowe lotniczych struktur kompozytowych _____	61
3.2.1.	Charakterystyka lotniczych połączeń nitowych _____	61
3.2.2.	Rodzaje nitów lotniczych _____	62
3.2.3.	Modele połączeń nitowych w konstrukcjach lotniczych _____	65
3.3.	Połączenia śrubowe laminatów lotniczych _____	66
4.	UZASADNIENIE CELOWOŚCI BADAŃ _____	67
4.1.	Stan wiedzy w obszarze badań _____	67
4.2.	Przedmiot i cel badań _____	68
4.3.	Teza pracy _____	68
4.4.	Zadania badawcze _____	68
5.	METODY EKSPERYMENTALNE I NUMERYCZNE STOSOWANE W PRACY _____	70
5.1.	Próba na maszynie wytrzymałościowej _____	70
5.2.	Cyfrowa korelacja obrazu _____	71
5.2.1.	Stanowisko pomiarowe i algorytm zastosowany w pracy _____	72
5.3.	Metoda tensometrii oporowej _____	74
5.3.1.	Stanowisko pomiarowe zastosowane w pracy _____	75
5.4.	Metoda elementów skończonych _____	77
6.	WSTĘPNE BADANIA POŁĄCZEŃ NITOWYCH W MATERIAŁACH KOMPOZYTOWYCH _____	79
6.1.	Przygotowanie badań _____	79
6.1.1.	Przygotowanie próbek kompozytowych _____	79
6.1.2.	Przygotowanie układu badawczego _____	82
6.2.	Badania wstępne bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego _____	83
6.2.1.	Układ badawczy do badań wstępnych bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego _____	83
6.2.2.	Wyniki badań wstępnych bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego	84
6.2.2.1.	Analiza sił _____	84
6.2.2.2.	Analiza sztywności _____	87
6.2.2.3.	Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu _____	89

6.2.2.4.	Analiza wyników z metody elementów skończonych	91
6.3.	Badania wstępne z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego	93
6.3.1.	Układ badawczy do badań z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego	93
6.3.2.	Wyniki badań wstępnych z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego i ich omówienie	94
6.3.2.1.	Analiza sił	94
6.3.2.2.	Analiza sztywności	96
6.3.2.3.	Analiza zniszczeń	98
6.3.2.4.	Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu	99
6.4.	Badania wstępne z zastosowaniem tensometru elektrooporowego	101
6.4.1.	Układ badawczy do badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego	101
6.4.2.	Wyniki badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego	105
6.4.2.1.	Analiza sił	105
6.4.2.2.	Analiza zniszczeń	110
6.4.2.3.	Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu	111
6.4.2.4.	Analiza wyników z metody elementów skończonych	113
6.5.	Badania próbek ze stopów aluminium	114
6.6.	Wnioski z przeprowadzonych badań wstępnych	115
7.	BADANIA POŁĄCZEŃ NITOWYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH	117
7.1.	Przygotowanie badań	117
7.1.1.	Przygotowanie próbek kompozytowych	117
7.1.2.	Przygotowanie układu badawczego	119
7.2.	Badania z użyciem nitonakrętek aluminiowych	121
7.2.1.	Analiza sił	122
7.2.2.	Analiza zniszczeń	124
7.2.3.	Analiza wyników z metody elementów skończonych	125
7.3.	Badania z użyciem nitonakrętek stalowych	132
7.3.1.	Badania połączenia pojedyncza zakładka	132
7.3.1.1.	Analiza sił	133
7.3.1.2.	Analiza zniszczeń	136
7.3.1.3.	Analiza wyników z metody elementów skończonych	138

7.3.2. Badania połączenia podwójna zakładka	143
7.3.2.1. Analiza sił	144
7.3.2.2. Analiza zniszczeń	146
7.3.3. Badania połączenia podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki	147
7.3.3.1. Analiza sił	148
7.3.3.2. Analiza zniszczeń	150
7.3.3.3. Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu	152
7.3.3.4. Analiza wyników z metody elementów skończonych	157
7.4. Wnioski z przeprowadzonych badań połączeń nitowych	160
8. PODSUMOWANIE	163
8.1. Wnioski końcowe	163
8.2. Perspektywy prowadzenia dalszych badań	166
BIBLIOGRAFIA	168
ZAŁĄCZNIK 1 – Obliczanie średnich wartości przebiegów sił	180

STRESZCZENIE

Zaprezentowana praca dotyczy badania i modelowania połączeń nitowych w zbrojonym włóknem szklanym kompozycie polimerowym. Całość została podzielona na dwie zasadnicze części. Pierwsza z nich dotyczy wiedzy teoretycznej związanej z jej tematyką, natomiast druga odnosi się do badań eksperymentalnych oraz omówienia ich wyników.

W części teoretycznej dysertacji dokonano przeglądu współczesnej literatury, na podstawie której przedstawiono definicje podstawowych terminów stosowanych w pracy, budując siatkę pojęciowo-znaczeniową. Sklasyfikowano materiały kompozytowe oraz przedstawiono budowę i właściwości poszczególnych ich komponentów. W jej dalszej części opisane zostały metody wytwarzania wyrobów kompozytowych, lecz z uwagi na ich mnogość oraz tematykę dysertacji ograniczono je wyłącznie do metod stosowanych w wytwarzaniu elementów konstrukcji lotniczych. Opisano także zastosowanie kompozytów w cywilnych i wojskowych konstrukcjach lotniczych, podając przykłady ich implementacji. Dalszą część pracy poświęcono degradacjom w kompozytach zbrojonych włóknami ciągłymi. Z uwagi na związek z pracą opisane zostały wybrane degradacje mechaniczne występujące w tego typu laminatach, takie jak: imperfekcje spoiwa, delaminacje czy zniszczenia włókien. Określono i opisano globalne modele zniszczeń laminatów w połączeniach mechanicznych. Kolejną część pracy stanowi opis matematyczny zjawisk dotyczących uszkodzeń laminatów, który współcześnie używa się do modelowania tego typu zjawisk fizycznych. Stanowią je kryteria zniszczeń. Kolejny rozdział dysertacji opisuje metody łączenia lotniczych elementów kompozytowych. Opisano w nim połączenia klejone i nitowane, podając ich typowe modele. W ramach tej części pracy, z uwagi na jej tematykę, uwagę skupiono na wiedzy dotyczącej nitonakrętek. Po części teoretycznej dokonano próby oceny stanu wiedzy w obszarze badań na podstawie dostępnej literatury. W oparciu o nią zaproponowano metodykę prowadzenia eksperymentalnych badań naukowych. W ramach niej określono przedmiot, cel i tezę pracy oraz postawiono zadania badawcze.

Druga z zasadniczych, eksperymentalna część dysertacji, poprzedzona została opisem eksperymentalnych i teoretycznych metod zastosowanych w celu rozwiązania problemów badawczych. Opisane zostały w niej autorsko zaprojektowane stanowiska pomiarowe oraz zastosowane algorytmy. Część eksperymentalną podzielono na dwa rodzaje badań. W pierwszym z nich dokonano szeregu eksperymentów określających możliwości stosowania połączeń nitowych w kompozytach konstrukcyjnych. Określono i zidentyfikowano problemy badawcze występujące w tego typu połączeniach. Na te potrzeby z kompozytu GFRP

zbudowano szereg próbek oraz układ badawczy, w którym dokonano prób na maszynie wytrzymałościowej. Przeprowadzono analizę: sił, sztywności, zniszczeń oraz rozkładów odkształceń pionowych w badanych laminatach. Tę część pracy podsumowano wnioskami. Druga część badań eksperymentalnych dotyczyła połączeń nitonakrętkowych w laminatach. W tym celu wykorzystano wcześniej zbudowane kompozyty warstwowe, z których, zgodnie z przyjętymi modelami, zbudowano i połączono próbki. W oparciu o zaprojektowany układ oraz maszynę wytrzymałościową dokonano prób wytrzymałościowych. Na podstawie wyników określono: przebiegi sił, modele oraz formy zniszczeń, a także w wybranych połączeniach rozkłady odkształceń pionowych w oparciu o dwie komplementarne metody badawcze – cyfrową korelację obrazu oraz metodę elementów skończonych. Dzięki nim możliwe było oszacowanie poprawności otrzymanych wyników. Na tym etapie badań wykorzystano nitonakrętki stalowe oraz ze stopów aluminium, dzięki którym zbudowano modele połączeń, takie jak: pojedyncza i podwójna zakładka, oraz podwójna zakładka z częścią metalową. Druga z części eksperymentalnych została zakończona wyciągnięciem wniosków.

Na podstawie wyników badań, uzyskanych w procesie badawczym w dysertacji określono możliwości stosowania połączeń zbudowanych z nitonakrętek w lotniczych strukturach kompozytowych. Całość pracy podsumowano wnioskami oraz przedstawiono perspektywę prowadzenia badań w obszarze materiałów kompozytowych oraz połączeń nitonakrętkowych dotyczących struktur lotniczych.

ABSTRACT

Presented work concerns the research on riveting connections and modelling in Glass Fibre Reinforced Plastics (GFRP). The work is divided into two main parts. The first concerns the theoretical knowledge related to the subject of the work, while the second refers to the experimental studies and describes their results.

In the theoretical part of the dissertation the review of the contemporary literature was conducted, on the basis of which the definitions of basic terms used in the work were shown, by building a conceptual-semantic grid. The composite materials were classified as well as the construction and properties of the individual components were depicted. In the further part the methods of manufacturing composite products were presented, but because of their multitude and the topic of the dissertation, they were limited only to the methods used in the manufacturing of aviation structural components. Also there was described the use of composites in civil and military aviation designs, giving examples of their implementation. The further chapters are devoted to the degradation in Fibre Reinforced Polymer (FRP). Because of the relationship with the work there were described only selected mechanical degradations occurring in these types of laminates, such as: matrix imperfections, delamination and fibres destruction. Global failure modes in laminates were specified and described. The further part of the work is the mathematical description of phenomena relating to laminates damage, which currently are used for modelling of this type of physical phenomena. There are criteria for them. The next chapter describes the bonding methods of composite elements in aviation industries. There were presented adhesive joints and riveted connections, giving their literature typical models. Within this part of the work, because of its theme, the attention was focused on the knowledge of the rivet nuts. After the theoretical part, on the basis of the available literature, the state of knowledge in the field of research was assessed. On the basis of it, the methodology of conducting experimental research was carried out. This way the subject, the aim and the work thesis were specified and research tasks were defined.

The second essential, experimental part of the dissertation was preceded by a description of the experimental and theoretical research methods used to address the issues. Within it there were described designed measuring positions and applied algorithms. The experimental part is divided into two types of research. The first of these was a series of experiments that determine the applicability of riveting in construction composites. Research issues that occur in this type of connection were identified and specified. To meet these needs

a number of samples were built using GFRP materials together with the test system, in which the trials on tensile machine were conducted. The following issues were analysed: destruction and feed forces, stiffness modulus, failure modes and the vertical deformation distributions on the tested laminates. This part of the work is summarized with certain conclusions. The second part of the experimental studies concerned rivet nuts laminates connections. To this, we used the previously constructed composites, from which samples were built and connected, in accordance with the adopted models. On the basis of the designed layout and tensile machine, endurance tests were performed. Relying on the results the following were specified: courses of forces, failure modes, forms of destruction, as well as vertical deformation distributions in selected connections, based on two complementary research methods – Digital Image Correlation (DIC) and Finite Element Method (FEM). Thanks to them it was possible to estimate correctness of the obtained results. In this stage, the rivet nuts made of steel and aluminium alloy were used to build the connection models such as: single and double tab, and double tab with a metal part. The second part of the experimental phase was completed with some conclusions.

On the basis of the results obtained in the research process in this dissertation, the possibilities of using composite connections of rivet nuts in aviation manufactured structures were determined. The whole work is summarized with synthetic conclusions and it includes prospect of research in the area of composite materials and rivet nuts connections on the aviation structures.

WYKAZ STOSOWANYCH SYMBOLI, SKRÓTÓW I AKRONIMÓW

A	– włókno aramidowe (ang. <i>Aramid</i>)
AFP	– metoda programowego układania rovingu lub taśm (ang. <i>Automated Fibre Placement</i>)
AFRP	– kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami aramidowymi (ang. <i>Aramid Fibre Reinforced Plastic</i>)
ARALL	– kompozyt hybrydowy – aluminiowo-polimerowy wzmocniony włóknami aramidowymi (ang. <i>Aramid Aluminium Laminate</i>)
a_t	– długość czynna ścieżek tensometru
B	– uszkodzenie połączenia kompozytów – naciski (ang. <i>bearing</i>)
BSP	– bezzałogowy statek powietrzny
BVID	– niskoenergetyczne uszkodzenie struktury kompozytu (ang. <i>barely visible impact damage</i>)
b_t	– szerokość siatki pomiarowej tensometru
C	– uszkodzenie połączenia kompozytów – rozłam (ang. <i>cleavage</i>)
C/CN/CNFs	– włókno/a węglowe (ang. <i>Carbon/Carbon Fiber/s</i>)
CARALL	– kompozyt hybrydowy – aluminiowo-polimerowy wzmocniony włóknami węglowymi (ang. <i>Carbon Reinforced Aluminum Laminates</i>)
CFRP	– kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami węglowymi (ang. <i>Carbon Fibre Reinforced Plastic</i>)
CMC	– kompozyt o osnowie ceramicznej (ang. <i>Ceramic Matrix Composites</i>)
CNF	– nanowłókna węglowe (ang. <i>Carbon Nanofibers</i>)
CNT/s	– nanorurki węglowe (ang. <i>Carbon Nanotubes</i>)
c_t	– szerokość podkładki nośnej tensometru
DIC	– cyfrowa korelacja obrazu (ang. <i>Digital Image Correlation</i>)
d	– średnica włókna
d_0	– średnica otworu
d_1	– średnica tulei nitonakrętki
d_k	– średnica kołnierza nitonakrętki
d_t	– długość podkładki nośnej tensometru
E	– Moduł Younga (moduł sprężystości podłużnej)
e	– podziałka (odległość między środkami nitów/nitonakrętek)

e_1	– odległość środka otworu/łącznika od krawędzi laminatu w kierunku zgodnym z obciążeniem
e_2	– odległość środka otworu/łącznika od krawędzi laminatu w kierunku prostopadłym do obciążenia
FML	– kompozyt hybrydowy – metalowo-polimerowy (ang. <i>Fiber Metal Laminate</i>)
FPF	– pęknięcie pierwszej warstwy (ang. <i>First Ply Failure</i>)
FRP	– kompozyt polimerowy zbrojony włóknami ciągłymi (ang. <i>Fiber Reinforced Polymer</i>)
G	– włókno szklane (ang. <i>Glass</i>) – moduł Kirchoffa
GFRP	– kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami szklanymi (ang. <i>Glass Fibre Reinforced Plastic</i>)
GLARE	– kompozyt hybrydowy – aluminiowo-polimerowy wzmocniony włóknami szklanymi (ang. <i>Glass-Reinforced Aluminum Laminates</i>)
g	– grubość laminatu
HFRP	– struktura plastra miodu zbudowana z włókien polimerowych (ang. <i>honeycomb fiber-reinforced polymer</i>)
HM	– włókno wysokomodułowe (ang. <i>High Modulus</i>)
HS	– włókno wysokowytrzymałe (ang. <i>High Strength</i>)
k_l	– wysokość kołnierza nitonakrętki
k	– stała tensometryczna
L	– długość zakładki
LPF	– obciążenie niszczące ostatnią warstwę (ang. <i>Last Ply Failure</i>)
l	– długość włókna
l_l	– wysokość tulei nitonakrętki
l_t	– długość siatki pomiarowej tensometru
MES	– metoda elementów skończonych (ang. <i>Finite Element Method – FEM</i>)
MMC	– kompozyt o osnowie metalicznej (ang. <i>Metal Matrix Composites</i>)
M_f	– masowy stopień zbrojenia (ang. <i>Fiber Mass Fraction</i>)
M_m	– udział masowy matrycy
NT	– uszkodzenie połączenia kompozytów – zerwanie (ang. <i>net-tension</i>)
PMC	– kompozyt o osnowie polimerowej (ang. <i>Polimer Matrix Composites</i>)

PPTA	– poliparafenylen teraefthalmidu (ang. <i>poly para-phenylene terephthalamide</i>)
QFRP	– kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami kwarcowymi (ang. <i>Quartz Fiber Reinforced Plastic</i>)
RIM	– reaktywne formowanie wtryskowe (ang. <i>Reactive/Reaction Injection Moulding</i>)
R_m	– wytrzymałość na rozciąganie
S	– uszkodzenie połączenia kompozytów – wycięcie (ang. <i>shear-out</i>)
Ti/GFRP	– kompozyt hybrydowy – tytanowo-polimerowy wzmocniony włóknami szklanymi
UHM	– włókno ultrawysokomodułowe (ang. <i>Ultra High Modulus</i>)
V_f	– objęściowy stopień zbrojenia (ang. <i>Fiber Volume Fraction</i>)
V_m	– udział objęściowy matrycy
w	– szerokość laminatu
γ	– kąt odkształcenia postaciowego
ε	– wydłużenie (włókna) przy zerwaniu
$\varepsilon(xyz)$	– odkształcenie liniowe zgodne z kierunkiem osi (xyz)
θ	– kąt zawarty pomiędzy globalnym układem współrzędnych a głównymi osiami materiałowymi
ν	– liczba Poissona
ρ	– gęstość włókna
σ	– naprężenia normalne – odchylenie standardowe populacji
τ	– naprężenia styczne

WSTĘP

Od pierwszych udanych konstrukcji lotniczych do czasów obecnych w konstruowaniu statków powietrznych używane były różne materiały konstrukcyjne, począwszy od ciężkiej stali, poprzez stopy aluminium oraz inne metale i ich stopy. Od kilkunastu lat w przemyśle lotniczym zauważalny jest dynamiczny wzrost zastosowania materiałów kompozytowych. Przyczyną takiego stanu rzeczy są ich właściwości. Kompozyty są materiałami stosunkowo lekkimi, a z drugiej zaś strony wytrzymałymi mechanicznie, posiadającymi wysoką sztywność i dającymi się łatwo kształtować.

Obecnie z laminatów konstrukcyjnych wytwarza się nie tylko pojedyncze części statków powietrznych, ale także obiekty latające (np. samoloty komunikacyjne), w których sumaryczna masa zastosowanych w nich elementów zbudowanych z kompozytów konstrukcyjnych wynosi ponad 50%. Spotyka się także takie obiekty latające, jak: bezzałogowe statki powietrzne, szybowce czy motoszybowce, w których budowie laminaty konstrukcyjne stanowią prawie cały udział ich konstrukcji.

Pomimo wielu zalet, kompozyty posiadają także wady. Są bardzo podatne na uszkodzenia, które w porównaniu z metalami przybierają inne formy zazwyczaj odmienne od tych, które powstają w materiałach metalowych. Laminaty ulegają wszelkim uszkodzeniom strukturalnym, takim jak: pęknięcia, rozwarstwienia, czy nieciągłości struktury. Najniebezpieczniejsze z nich to delaminacje oraz pęknięcia, które łatwo propagują, przez co są szczególnie ryzykowne dla konstrukcji lotniczych.

W kontekście takich charakterystycznych ich cech problemem staje się sposób łączenia kompozytów. Wybrany przez projektanta rodzaj łączenia musi przeciwdziałać powstawaniu uszkodzeń charakterystycznych dla kompozytów konstrukcyjnych oraz zapewnić dużą trwałość i bezpieczeństwo eksploatacji takiej konstrukcji. Współcześnie w budowie obiektów latających używa się dwóch rodzajów połączeń. Pierwszym z nich są połączenia adhezyjne, w których substancją łączącą są różnego rodzaju kleje, natomiast drugi z nich to połączenia mechaniczne.

Jednym z rodzajów połączeń mechanicznych, stosowanych od wielu dekad w łączeniu struktur lotniczych jest nitowanie. Swoją popularność w budowie statków powietrznych zyskało dzięki swoim właściwościom, takim jak: prostota technologii, możliwość automatyzacji procesu technologicznego, możliwość łączenia różnego rodzaju materiałów konstrukcyjnych, odporność na zmiany temperatury czy wilgotności. Należy także zauważyć, że pomimo rozwijania się innych nowoczesnych technologii łączenia, takich jak na przykład

spawanie laserowe oraz powstawianie nowych materiałów konstrukcyjnych, nie wykluczyło nitów jako podstawowego łącznika stosowanego w budowie statków powietrznych. We współczesnych konstrukcjach lotniczych odgrywają one nadal znaczącą rolę, doskonale spełniając warunki: wytrzymałościowe, aerodynamiczne, termiczne i zmęczeniowe.

Współcześnie widoczna jest także ewolucja związana ze zmianami konstrukcji samych łączników. W ostatnim czasie bardzo popularne stały się nitonakrętki. Ich zdecydowaną zaletą jest kontrola docisku podczas procesu nitowania oraz formowanie łącznika bez nacisku na ściankę otworu, co powoduje zminimalizowanie naprężenia w materiale nośnym. Dla materiałów kompozytowych, cechy te są bardzo istotne z uwagi na potrzebę zapewnienia ciągłości strukturalnej oraz braku inicjacji uszkodzeń. Poza tym nitonakrętki w porównaniu z innymi łącznikami, takimi jak śruby są kilkakrotnie lżejsze, z drugiej zaś strony porównywalnie wytrzymałe. Wydaje się, że dzięki takiej charakterystyce mogą być one z powodzeniem stosowane w lotniczych strukturach kompozytowych.

1. MATERIAŁY KOMPOZYTOWE

1.1. Definicje i podstawowe elementy budowy kompozytu

W literaturze przedmiotu trudno jest znaleźć spójną i jednoznaczną definicję kompozytu (materiału kompozytowego). Jednym z powodów takiego stanu rzeczy jest fakt, że terminologia związana z tworzywami kompozytowymi pochodzi z różnych obszarów nauki i techniki, takich jak: polimery, metaloznawstwo, ceramika, inżynieria materiałowa i inne [27].

Jedna z obowiązujących w literaturze definicji kompozytów określa go jako materiał utworzony z co najmniej dwóch komponentów (faz) o różnych właściwościach w taki sposób, że ma on właściwości inne (zazwyczaj lepsze) w stosunku do komponentów użytych osobno lub wynikających z ich zsumowania [25]. Definicja ta często uzupełniana jest zapisem dotyczącym połączenia elementów kompozytu, które powinno zachodzić na poziomie makroskopowym. Stwierdzenie to wyłącza z grupy materiałów kompozytowych między innymi stopy metali, które w skali mikroskopowej tworzą kompozycje wielu składników, a na poziomie makroskopowym zachowują się jak typowe materiały jednorodne [47].

Inna powszechnie stosowana, szczególnie w literaturze anglojęzycznej, czterocłonowa definicja zaproponowana przez Krocka i Broutmana [28] z 1967 roku mówi, że kompozyt jest materiałem charakteryzującym się następującymi cechami:

- jest wytworzony przez człowieka,
- musi składać się z co najmniej dwóch różnych (pod względem chemicznym), materiałów z wyraźnie zaznaczonymi granicami rozdziału między komponentami,
- komponenty kompozytu tworzą go przez udział w całej jego objętości,
- kompozyt powinien mieć właściwości różne od jego poszczególnych komponentów.

Obydwie z wyżej zacytowanych definicji mają charakter kontrowersyjny. Pierwsza z nich, oddaje w sposób ogólny zasadniczy cel wytwarzania materiałów kompozytowych, podkreślając jego monolityczny charakter, z drugiej zaś strony jest zbyt szeroka. Druga z nich wyklucza tzw. kompozyty naturalne (np. drewno), materiały platerowane i warstwowe. Poza tym przedstawia rozmytą granicę pomiędzy składnikami kompozytu, powstałymi w wyniku reakcji chemicznych i procesów dyfuzyjnych zachodzących między nimi. Pomimo zauważonych, wyżej określonych nieścisłości, obydwie z przytoczonych definicji są odpowiadające i można je przyjąć na potrzeby dalszych rozważań naukowych w niniejszej dysertacji. Zatem przyjmuje się, że kompozyt jest materiałem:

- wytworzonym przez człowieka,
- otrzymanym z co najmniej dwóch komponentów o różnych właściwościach,
- w którym połączenie jego komponentów zachodzi na poziomie makroskopowym, w całej jego objętości i z wyraźną granicą podziału między nimi.

Kolejnym problemem dotyczącym kompozytów jest ich nazewnictwo i niejednoznaczność w określaniu synonimów związanych z tymi materiałami. W publikacjach polskojęzycznych występują takie ich określenia, jak: materiały kompozytowe, tworzywa wzmocnione [73], materiały złożone, kompozycje czy kompozycje materiałowe, które wydaje się można stosować zamiennie i są one akceptowalne. Z uwagi na międzynarodowe brzmienie, w niniejszym opracowaniu przyjęto podstawową nazwę – kompozyt.

Zgodnie z przytoczoną definicją, kompozyt jest materiałem złożonym z komponentów (składników). Jako jego podstawowe składniki przyjmuje się osnowę i wzmocnienie [6]. Osnowa (inaczej: matryca, wątek) jest ciągłym składnikiem struktury kompozytu, w którym rozmieszcza się elementy zbrojenia. Stanowi ją jednolity materiał wypełniający przestrzeń między elementami wzmacniającymi, jednocześnie stanowiący dla nich spoinę. Jej dodatkową rolą jest ochrona materiału wzmacniającego 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: zbrojenie (obecnie określenie to jest niezalecane [26]), napełniacz czy faza rozproszona. Jest ono elementem nośnym, odpowiadającym za ukształtowanie pozostałych jego właściwości [23].

W niniejszej pracy, z uwagi na najbardziej rozpowszechnione stosowanie, jako podstawowe terminy określające składniki kompozytu przyjęto – osnowę i wzmocnienie, lecz stosowano także ich synonimy.

1.2. Klasyfikacje i pojęcia związane z kompozytami

Klasyfikacje kompozytów można przedstawić w zależności od przyjętych kryteriów. W literaturze przedmiotu najczęściej spotykanymi kryteriami podziału materiałów kompozytowych są: rodzaj osnowy, rodzaj i postać zbrojenia oraz przeznaczenie kompozytów [25, 27, 46, 95].

W odniesieniu do pierwszego kryterium – rodzaju osnowy, materiały kompozytowe dzielimy zasadniczo na: metaliczne i niemetaliczne. Kompozyty metaliczne (MMC – ang. *Metal Matrix Composite*) stanowią grupę heterogenicznych materiałów składających się z przynajmniej dwóch różnych połączonych ze sobą komponentów, które zajmują w materiale kompozytowym określone formy geometryczne i charakteryzują go swym udziałem objętościowym [101]. Ich osnowę stanowią metale (np.: wolfram, kobalt, nikiel, żelazo), które w procesie ich formowania występują w formie sproszkowanej [82, 118].

Kompozyty MMC klasyfikujemy według sposobu ich wytwarzania na:

- *ex situ* – ich fazę wzmacniającą przygotowuje się w odrębnym procesie, a następnie wprowadza do materiału osnowy,
- *in situ* – ich wzmocnienie powstaje w ciekłej osnowie kompozytu podczas procesu metalurgicznego, w wyniku reakcji chemicznych zachodzących pomiędzy jego komponentami [43].

Kompozyty o osnowie niemetalicznej dzielimy na:

- polimerowe (PMC – ang. *Polimer Matrix Composites*) – które zazwyczaj tworzą termoplastyczne i termoutwardzalne polimery syntetyczne, czyli wielkocząsteczkowe związki chemiczne powstałe z połączenia prostych cząsteczek (tzw. monomerów) o niskim ciężarze cząsteczkowym. Powstają one na skutek reakcji zwanej polimeryzacją.
- ceramiczne (CMC – ang. *Ceramic Matrix Composites*) – stanowi je grupa materiałów o kruchej osnowie ceramicznej o wymiarach mikro- i nanometrycznych [91, 102].

Przyjmując kryterium rodzaju i postaci zbrojenia, wyróżniamy kompozyty zbrojone:

- cząstkami – wśród których, w zależności od wielkości cząstek wyróżniamy dwa podtypy – dyspersyjne i zbrojone dużymi cząstkami. Kompozyty zbrojone dyspersyjnie zbudowane są z metalowej matrycy, wzmocnionej drobnymi ceramicznymi lub metalicznymi cząstkami o średnicy $0,01\div 0,1\ \mu\text{m}$ i udziale objętościowym w kompozycie wynoszącym około 15%. Kompozyty zbrojone dużymi cząstkami, to takie w których w przenoszeniu obciążeń uczestniczy zarówno osnowa, jak i wzmocnienie, którego udział objętościowy w tego typu kompozycie wynosi w przedziale $20\div 90\%$. Wielkość zbrojonych cząstek powinna mieć podobne wymiary geometryczne, wynoszące około $1\ \mu\text{m}$. Przykładem tego typu kompozytu jest opona, w której do gumy dodaje się $15\div 30\%$ sadzy w postaci kulistych cząsteczek. Takie zbrojenie znacząco podnosi właściwości wyrobu, zwiększając jego

odporność na rozrywanie, ścieranie oraz czynniki chemiczne. Do kompozytów zbrojonych cząstkami należą także tzw. cermetale (cermety). Są to materiały kompozytowe zbudowane z metalowej, miękkiej i plastycznej osnowy, wzmocnionej cząstkami ceramicznymi.

- włóknem – których wzmocnienie ma postać włókien, natomiast osnowa służy jako ich spoiwo. W zależności od długości włókien możemy wyróżnić włókna: krótkie (do ok. 0,3 mm), długie (0,3÷20 mm) i ciągłe (długość włókna l dużo większa od średnicy włókna d) [27]. Włókna w tego typu kompozytach mogą być zorientowane, czyli posiadać jeden kierunek ich rozmieszczenia lub niezorientowane (zazwyczaj w postaci włókien nieciągłych) o losowym kierunku ich ułożenia w kompozycie. Trzecia kategoria kompozytów włóknistych określa ich podział, uwzględniając materiał z jakiego są one zbudowane. Mogą więc występować włókna np.: szklane, węglowe czy aramidowe.

Materiały kompozytowe możemy podzielić, stosując kryterium ich przeznaczenia. Wśród nich wyróżniamy kompozyty:

- konstrukcyjne – zdolne do przenoszenia dużych obciążeń,
- niekonstrukcyjne – o szczególnych właściwościach: estetycznych, fizycznych lub chemicznych.

W ostatnich latach zauważalna jest tendencja do poszukiwania materiałów kompozytowych o coraz lepszych własnościach mechanicznych. Fakt, że własności mechaniczne kompozytów wzrastają proporcjonalnie do odwrotności wymiaru poprzecznego ich zbrojenia, był asumptem do stworzenia i rozwijania nanokompozytów. Określa się nimi tę grupę materiałów, które składają się z dwóch faz o wyraźnych powierzchniach rozdziału, w których przynajmniej jeden składnik rozproszony charakteryzuje się wymiarem w skali nanometrycznej (10^{-9} m) [72]. Z uwagi na kształt wzmocnienia, nanokompozyty dzielimy na:

- liniowe – 1D, tworzą je: nanowłókna, nanorurki, nanopręciki, o dużym stosunku – l/d zawierającym się w zakresie 100÷1000, a czasami przewyższającym ten przedział. We współczesnej technice lotniczej bardzo rozpowszechnione są nanokompozyty liniowe w postaci nanowłókien (ang. *Carbon Nanofibers* – CNF) i nanorurek węglowych (ang. *Carbon Nanotubes* – CNT), stanowiących najczęściej whiskersy – pojedyncze krystaliczne i amorficzne cząstki w kształcie igieł [83],
- płytkowe – 2D, obejmujące materiały z udziałem krzemianów warstwowych, o wymiarach agregatów do 10 μm ,

- proszkowe – 3D, w postaci: sadzy, krzemionki i krzemianów, kredy, tlenków, węglików oraz samych metali [32, 76].

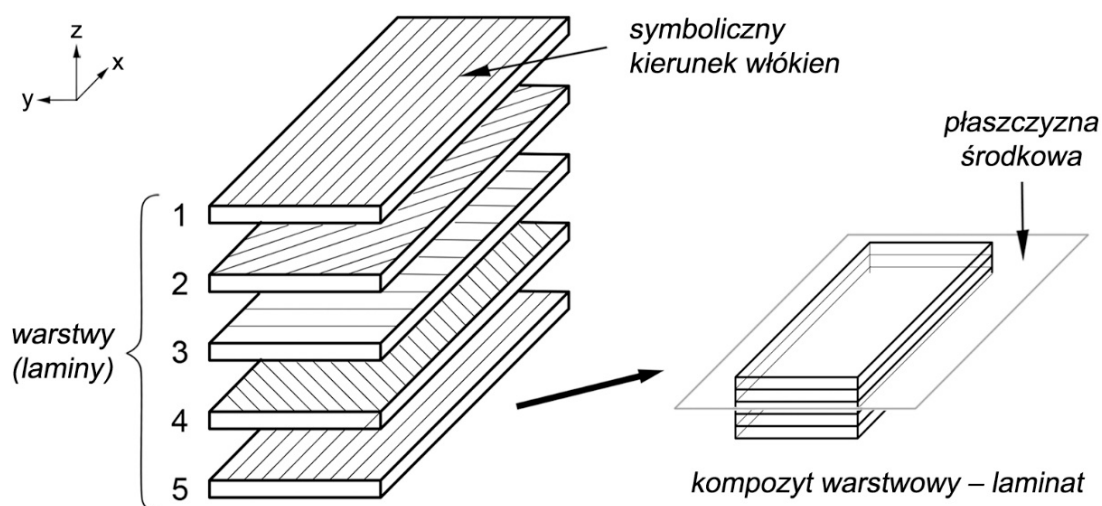
Stosując kryterium podziału nanokompozytów według ich charakteru chemicznego, dzielimy je na: organiczne i nieorganiczne, natomiast stosując klasyfikację pod względem struktury fizycznej, możemy wyróżnić nanokompozyty: krystaliczne, amorficzne i nanopianki (z wtrąceniami gazowymi).

1.3. Budowa kompozytów zbrojonych włóknem ciągłym

Kompozyty konstrukcyjne w strukturach lotniczych występują zazwyczaj w dwóch formach. Pierwsza z nich to laminaty (rys. 1), natomiast druga to kompozyty warstwowe, zwane przekładkowymi lub kanapkowymi, a w literaturze anglojęzycznej – typu *sandwich* [5] (rys. 3). W ostatnich latach w konstrukcjach lotniczych zauważalna jest także tendencja do stosowania kompozytów hybrydowych – metalowo-kompozytowych.

1.3.1. Laminaty

Laminatami nazywa się kompozyty złożone z osnowy polimerowej i kilku lub kilkunastu warstw zbrojenia. Pojedynczą warstwę laminatu ułożoną jedną na drugiej, połączonych trwale ze sobą nazywamy laminą.



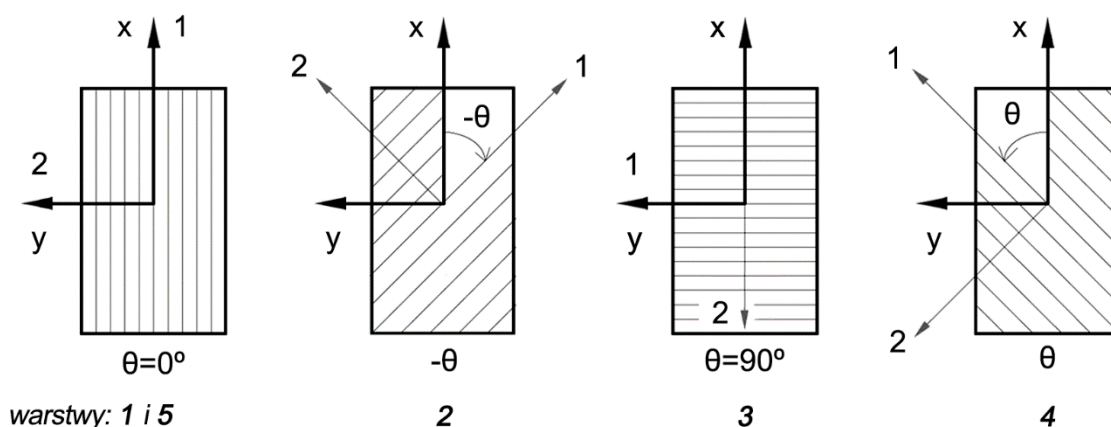
Rys. 1. Budowa laminatu warstwowego (przykładowo zbudowanego z 5 warstw)

W zależności od orientacji włókien w poszczególnych laminach wyróżniamy laminaty:

- jednokierunkowe – czyli takie, w których wszystkie warstwy włókien ułożone są w jednym kierunku,
- poprzeczne – zwane także ortogonalnymi lub krzyżowymi (ang. *cross-ply laminate*), składające się wyłącznie z warstw 0° i 90° ,
- dowolne – w których układ warstw jest dowolny. Orientując pojedyncze warstwy względem siebie, można uzyskać izotropowe właściwości laminatu w płaszczyźnie jego arkusza. Taki jego rodzaj nazywamy laminatem quasi-izotropowym.

Ponadto, w zależności od zorientowania włókien, w szczególnych przypadkach wyróżniamy kompozyty symetryczne, czyli takie, w których warstwy rozłożone są symetrycznie względem płaszczyzny środkowej – symetria geometryczna oraz wykonane są z tego samego materiału. Nazywa się je kompozytami symetrycznymi materiałowo.

Sposób ułożenia warstw w laminacie można wyznaczyć za pomocą kodu określającego kąty pod jakimi przebiegają włókna w każdej z lamin oraz liczbę warstw w kompozycie w zdefiniowanym układzie odniesienia. Schemat pokazany na rysunku poniżej (rys. 2) przedstawia przykładowy kompozyt (rys. 1) w płaszczyźnie Oxy , złożony z 5-ciu warstw o identycznej grubości, z czego warstwy 1. i 5. mają tę samą orientację włókien.



Rys. 2. Definiowanie orientacji zbrojenia w warstwach laminatu

Na schemacie zdefiniowane zostały dwa układy współrzędnych. Układ Oxy jest wspólnym układem dla wszystkich warstw i odpowiada globalnemu układowi laminatu. Osie 1 i 2 nazywane są głównymi osiami materiałowymi (osiami symetrii materiałowej lub osiami głównymi) i są one związane z orientacją włókien. Oznaczenie kodowe określa kąt zawarty pomiędzy osią x a osią materiałową – 1. Umownie jest on dodatni (θ), jeżeli jest przeciwny do ruchu wskazówek zegara, a ujemny ($-\theta$), gdy ma on kierunek z nim zgodny.

Dla rozpatrywanego przypadku przyjmuje on wartość: 0° , $-\theta$, 90° , θ , 0° , zatem przyjmuje on postać:

$$[0/-\theta/90/\theta/0]$$

W celu uproszczenia zapisu, dla laminatów symetrycznych (geometrycznie i materiałowo), w których symetrię stanowi płaszczyzna środkowa, stosuje się indeks – S, a w odniesieniu do całego laminatu, indeks – T. Cyfra w indeksie dolnym informuje o liczbie zastosowanych warstw w laminacie. Przykład zapisu tego samego laminatu, za pomocą kodów informujących przedstawiono poniżej, stosując jego kolejne uproszczenia:

$$[0/0/0/90/90/45/-45/-45/45/90/90/0/0/0]$$

$$[0_3/90_2/45/-45_2/45/90_2/0_3]$$

$$[0_3/90_2/45/-45]_s.$$

Charakterystycznym parametrem laminatów jest stopień zbrojenia, który stanowi jedną ze stałych technicznych charakteryzujących kompozyty zbrojone włóknami. Wyróżniamy stopnie zbrojenia: masowy i objętościowy (zwany także udziałem objętościowym włókna [114]). Masowy stopień zbrojenia (ang. *Fiber Mass Fraction*) – M_f definiujemy jako stosunek masy włókna do całkowitej masy laminatu. Za pomocą analogicznej zależności możemy określić w nim także udział masowy matrycy – M_m , definiując go jako stosunek masy matrycy do masy całkowitej laminatu. Obydwa ze współczynników możemy powiązać poniższą zależnością (1.1).

$$M_m = 1 - M_f \quad (1.1)$$

Objętościowy stopień zbrojenia kompozytu (ang. *Fiber/Volume Fraction*) – V_f definiujemy jako stosunek objętości zbrojenia do całkowitej objętości kompozytu. Udziałem objętościowym matrycy – V_m nazywamy stosunek objętości osnowy do całkowitej objętości kompozytu. Współczynniki te powiązane są ze sobą poniższą zależnością (1.2) [44].

$$V_m = 1 - V_f \quad (1.2)$$

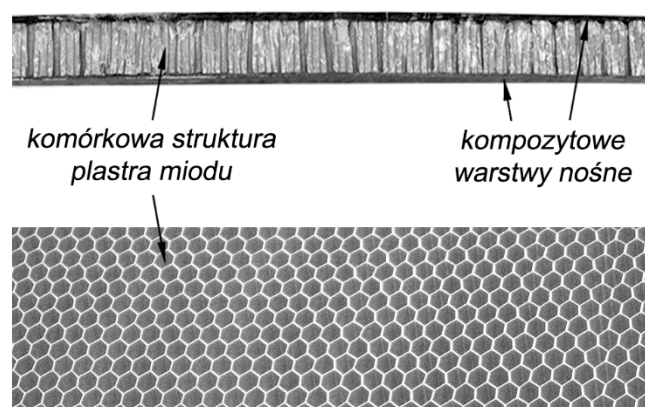
W części eksperymentalnej pracy, jako parametr charakteryzujący badane kompozyty stosowano objętościowy stopień zbrojenia – V_f , który na potrzeby rozważań naukowych był wyliczany na zasadzie eksperymentalno-analitycznej. Parametr ten najczęściej wyrażany jest w procentach.

W pracy stosowano graficzne oznaczenia (np. \times , \equiv) określające zorientowanie wzmocnienia w badanych laminatach w stosunku do przykładanego obciążenia podczas realizacji prób na maszynie wytrzymałościowej.

1.3.2. Konstrukcje przekładkowe

Drugim z rodzajów form kompozytów stosowanych w technice są konstrukcje przekładkowe. Zbudowane są one z wierzchnich warstw nośnych (zwanymi okładkami lub okładzinami). Najczęściej stanowią je sztywne zewnętrzne warstwy zbudowane z kompozytów polimerowych zbrojonych włóknami, stali bądź aluminium. Pomiedzy nimi znajduje się lekki rdzeń o małym stosunku masy do objętości, któremu stawia się wysokie wymagania wytrzymałościowe takie, jak: wytrzymałość na ściskanie i ścinanie oraz moduł sprężystości postaciowej.

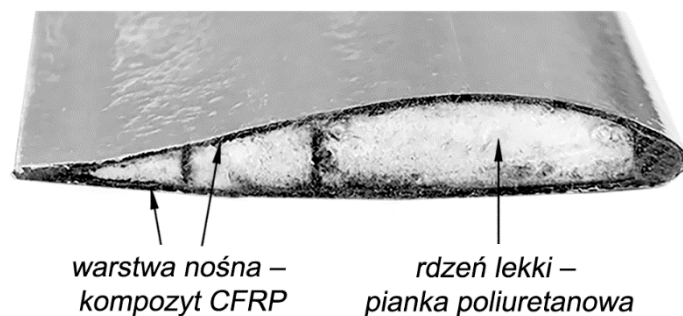
Zważywszy na takie oczekiwania, rdzenie lekkie najczęściej stanowią polimery porowate (np. pianka: polimerowa czy poliamidowa) bądź materiały o wymuszonej, komórkowej strukturze plastra miodu (ang. *honeycomb*). Zbudowane są one zazwyczaj z włókien polimerowych [38, 61] (oznaczanych w literaturze anglojęzycznej jako HFRP (ang. *honeycomb fiber-reinforced polymer*)), papieru impregnowanego żywicą fenolową (rys. 3) bądź z aluminium [126].



Rys. 3. Przykład kompozytowej konstrukcji przekładkowej z zastosowaniem struktury plastra miodu wykonanej z papieru impregnowanego żywicą fenolową

Składają się one z foremnych sześciokątów zapewniających szczególnie dużą sztywność i lekkość takiej konstrukcji. Kolejną właściwością jest możliwość zginania ich na płaszczyznach płasko-zakrzywionych, a w postaci nierozciągniętej i nieutwardzonej także na powierzchniach krzywych przestrzennie. Charakteryzują się one także wysokimi

współczynnikami: absorpcji energii, tłumienia i pochłaniania drgań oraz dźwięku [4]. Przykładem zastosowania konstrukcji przekładkowej jest łopata współczesnego wiroplata zbudowana z laminatu warstwowego wypełnionego wewnątrz pianką (rys. 4) lub strukturą plastra miodu.



Rys. 4. Przekrój poprzeczny łopaty wiatrakowca zbudowanej z kompozytu węglowego wypełnionego pianką poliuretanową

1.3.3. Kompozyty hybrydowe

Kolejną grupę laminatów stanowią kompozyty hybrydowe. Nazywamy nimi taki rodzaj materiału, w którym poszczególne laminy zbudowane są z różnych materiałów konstrukcyjnych [72]. W technice lotniczej stanowią je najczęściej laminaty zbudowane z łączonych adhezyjnie cienkich warstw blach metalowych z kompozytem polimerowym wzmocnianym włóknami: szklanymi, węglowymi lub aramidowymi [54]. W literaturze anglojęzycznej materiały te określane są jako – FML/s (ang. *Fibre Metal Laminat/s*) [12, 90]. Wśród nich wyróżniamy dwie grupy. Pierwszą z nich stanowią kompozyty zbudowane na bazie aluminium, natomiast drugą grupę tworzą kompozyty, w których wykorzystano inne metale, takie jak: magnez, tytan czy stal [117]. Ich zaletą jest stosunkowo niska gęstość i wysoka odporność na korozję. Ponadto materiały tego typu są odporne na pęknięcia. Ich warstwowa, metalowo-kompozytowa konstrukcja zapobiega propagacji w miejscu ich powstania [23]. Wadą hybrydowych kompozytów metalowych jest ich cena, która zazwyczaj jest wyższa od metali, z których zostały one zbudowane oraz innych kompozytów.

Jednym z hybrydowych kompozytów aluminiowych jest GLARE (ang. *Glass-Reinforced Aluminum Laminates*). Stanowi on rozwiązanie złożone z 2÷6 warstw aluminium (GLARE 1 i HS – 7475-T761; GLARE 2÷6 – 2024-T3) o grubości od 0,2 do 0,5 mm. Pomiędzy skrajnymi warstwami glinu usytuowane są przemiennie warstwy włókien i metalu. Powłoki ukierunkowanych włókien szklanych typu S o grubości 0,25÷0,5 mm spojęne są

osnową z żywicy epoksydowej i połączone z aluminium [33]. Innym analogicznym w budowie laminatem hybrydowym jest CARALL (ang. *Carbon Reinforced Aluminum Laminates*). Zbudowany jest on z warstw złożonych z kompozytu polimerowego wzmocnionego włóknami węglowymi wstępnie impregnowanymi żywicą epoksydową oraz z warstw aluminium. Kolejnym przykładem konstrukcji złożonej z różnych materiałów konstrukcyjnych jest ARALL (ang. *Aramid Aluminium Laminate*). W jego budowie możemy wyróżnić warstwy złożone z aluminium (ARALL: 1 – 7075-T6; 2 – 2024-T3; 3 – 7075-T76; 4 – 2024-T8) o grubości 0,3 mm oraz z kompozytu polimerowego wzmocnionego włóknami aramidowymi wstępnie impregnowanymi żywicą epoksydową, których grubość wynosi 0,22 mm. Udział masowy włókna w tego typu kompozytach wynosi 50%, natomiast ich kierunek jest zgodny do kierunku przykładanego obciążenia – $\theta=0^\circ$ [107].

W kompozytach hybrydowych stosuje się także metale inne niż aluminium. Przykładem takiego rozwiązania jest kompozyt wykonany na bazie tytanu, oznaczany w literaturze anglojęzycznej jako – Ti/GFRP. Złożony jest on z zewnętrznych warstw tytanu (Ti-6Al-4V), między którymi znajduje się ortogonalny kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami szklanymi. Adhezję poszczególnych warstw zapewnia żywica epoksydowa. Innym hybrydowym rozwiązaniem materiałowym jest kombinacja tytanu i polimerowego kompozytu wzmocnionego włóknem grafitowym (włóknem węglowym o zawartości 99% węgla, otrzymanym w procesie grafityzacji), oznaczona w literaturze od jej anglojęzycznej nazwy jako – TiGr (ang. *titanium-graphite*) [29]. Materiał ten stanowią warstwy tytanu oraz kompozytu polimerowego wzmocnionego włóknami węglowymi. Taka kombinacja przewyższa właściwości samego metalu. W porównaniu z nim oraz z innymi tradycyjnymi kompozytami jest on odporniejszy na: temperaturę, zmęczenie, obciążenia dynamiczne, a także jest on lżejszy i mniej podatny na zniszczenia [40].

1.4. Charakterystyka kompozytów zbrojonych włóknami

Jednym z rodzajów laminatów są kompozyty włókniste. W tego typu materiałach w charakterze ich wzmocnienia wykorzystuje się różnego rodzaju włókna, które są podstawowym elementem nośnym. Matryca służy w nich jako spoiwo łączące włókna i zapewniające rozdział obciążenia zewnętrznego między nimi. Jej zadaniem jest także ochrona kompozytu przed czynnikami zewnętrznymi. W niewielkim stopniu uczestniczy ona także w przenoszeniu obciążeń wewnętrznych. Najczęściej jako osnowy w kompozytach włóknistych stosuje się żywice polimerowe oraz metale.

Jednym z głównych powodów stosowania w technice, w tym szczególnie w technice lotniczej, włókien jest ich wysoka sztywność i wytrzymałość, które w porównaniu z metalami są zdecydowanie wyższe. Większość włókien stosowanych w kompozytach ma średnicę mieszczącą się w granicach $2\div 16\ \mu\text{m}$ (za wyjątkiem włókien boru, których średnica waha się w przedziale od 100 do 200 μm). Istotnym, często przytaczanym w literaturze wskaźnikiem efektywności włókien, a zarazem efektywności kompozytu z nich zbudowanych jest tzw. podstawowy wskaźnik efektywności włókna, określony jako stosunek odpowiednio wytrzymałości na rozciąganie i modułu sprężystości do ciężaru właściwego materiału włókna [47]. Jest on tym wyższy, im wyższe właściwości posiada włókno. Stanowi on jeden z głównych wyznaczników implementacji kompozytów włóknistych, szczególnie w konstrukcjach lotniczych, gdzie jego wysoki wskaźnik jest szczególnie pożądanym. Obecnie najczęściej stosowanymi włóknami w kompozytach są włókna: szklane, węglowe i aramidowe.

Kompozyty polimerowe zbrojone włóknami w literaturze anglojęzycznej określamy jako – FRP (ang. *Fiber Reinforced Polymer/Plastics*). W celu identyfikacji materiału z jakich wykonane są włókna, używa się ich nazw skrótowych. Zatem kompozyty o osnowie polimerowej wzmocnione włóknami szklanymi oznaczane są akronimem – GFRP (ang. *Glass Fibre Reinforced Plastics*). Kompozyty PMC wzmocnione włóknami węglowymi lub aramidowymi oznaczamy analogicznie – CFRP (ang. *Carbon Fibre Reinforced Plastics*) i AFRP (ang. *Aramid Fibre Reinforced Plastics*) [17, 41, 105].

1.4.1. Włókna szklane stosowane w kompozytach

Włókna szklane (oznaczane jako G – ang. *Glass*) z uwagi na niską, w porównaniu z innymi włóknami, cenę są najczęściej stosowanym zbrojeniem w kompozytach włóknistych [47]. Zważywszy na ten fakt oraz, co istotniejsze, przedmiot badań pracy, poświęcona zostanie im większa uwaga, w porównaniu z innymi rodzajami włókien.

Wśród włókien szklanych wyróżniamy dwa podstawowe ich typy – E i S [41]. Włókno typu E wytwarzane jest z bezalkalicznego szkła glinowo-leoro-krzemowego. Zawiera mniej niż 1% alkaliów w postaci związanych tlenków sodu i potasu. Takie związki charakteryzują się dużą wytrzymałością na rozerwanie przy niskiej gęstości. Właściwości włókien typu E zależne są od ich średnicy, w tym rozumieniu że wzrastają odwrotnie proporcjonalnie do niej. Mechaniczne właściwości kompozytów zbrojonych włóknami szklanymi typu E są tym lepsze, im dłuższe są włókna oraz im większy jest ich udział w kompozycie, zwłaszcza gdy

włókna zorientowane są w kierunku przyłożonego obciążenia. Charakteryzuje je także wysoka odporność cieplną oraz niepalność. Temperatura wpływa jedynie na mechaniczną wytrzymałość włókien typu E. W temperaturze $20\div 200^{\circ}\text{C}$ ich wytrzymałość powoli wzrasta. W przedziale pomiędzy 200 a 300°C odnotowuje się niewielkie osłabienie ich właściwości mechanicznych. W temperaturze 400°C ich właściwości zmniejszają się o 50% w stosunku do pierwotnych, a w 600°C włókno szklane ulega zniszczeniu. Włókna kompozytowe tego typu odróżniają się niską higroskopijnością. Absorbują one wodę w minimalnych ilościach, wynoszących około 0,15% ich masy, i praktycznie nie ulegają korozji wodnej, działaniu pleśni oraz procesowi gnicia. Przy zastosowaniu ich w strukturach lotniczych, taka ich charakterystyka wydaje się być istotna z punktu widzenia wieloletniej eksploatacji statków powietrznych w warunkach dużej wilgotności oraz dużych amplitud temperatury. Korzystne ich właściwości, takie jak wysoka oporność i wytrzymałość na przebicie elektryczne oraz niska wartość względnej przenikalności elektrycznej i współczynnika dielektrycznego, umożliwiają stosowanie tego rodzaju włókien w elektrotechnice. Inną ich zaletą są wysokie właściwości łączenia się z różnymi wzmacniającymi je materiałami, szczególnie z polimerami.

Włókno typu S w porównaniu z włóknem typu E charakteryzuje się wyższymi właściwościami mechanicznymi, średnio o około $10\div 15\%$. W porównaniu z nimi odróżniają się one także dużo wyższą wytrzymałością na wysokie temperatury, dzięki czemu znajdują szerokie zastosowanie w przemyśle zbrojeniowym.

Oprócz nich spotykane są także włókna o bardzo wysokiej wytrzymałości wytworzone z czystej krzemionki lub kwarcu, które mogą być stosowane w wysokich temperaturach. Ultraczyste włókna krzemionkowe oraz włókna kwarcowe (99,99% SiO_2) mają postać amorficzną. Łączą one znakomitą odporność temperaturową (do 1200°C) z bardzo wysoką wytrzymałością [99]. Takie ich unikatowe właściwości wykorzystuje się między innymi w osłonach stacji radiolokacyjnych samolotów bojowych. Zastosowane w nich włókna mają za zadanie ochronę anten radarów przed wyładowaniami atmosferycznymi i rozładowaniami elektrostatycznymi. W odróżnieniu od innych kompozytów włóknistych opartych na włóknie szklanym, w literaturze anglojęzycznej kompozyty zbrojone włóknami kwarcowymi oznaczamy jako – QFRP (ang. *Quartz Fiber Reinforced Plastic*) [93].

Poza tymi podstawowymi typami włókien szklanych stosowane są w przemyśle również włókna: klasy A i C oraz włókna kanalikowe i dwuskładnikowe [37]. Oprócz nich wyróżniamy także włókna szklane o wysokiej odporności na korozję – ECR oraz niskiej stałej

dielektrycznej – D , spowodowanej wysoką zawartością w ich składzie tritlenku diboru – B_2O_3 (od 20 do 26%).

Właściwości najczęściej stosowanych typów włókien szklanych w celu ich porównania zebrano w tabeli poniżej (tabela 1).

Tabela 1. Porównanie właściwości mechanicznych najczęściej stosowanych włókien szklanych [37]

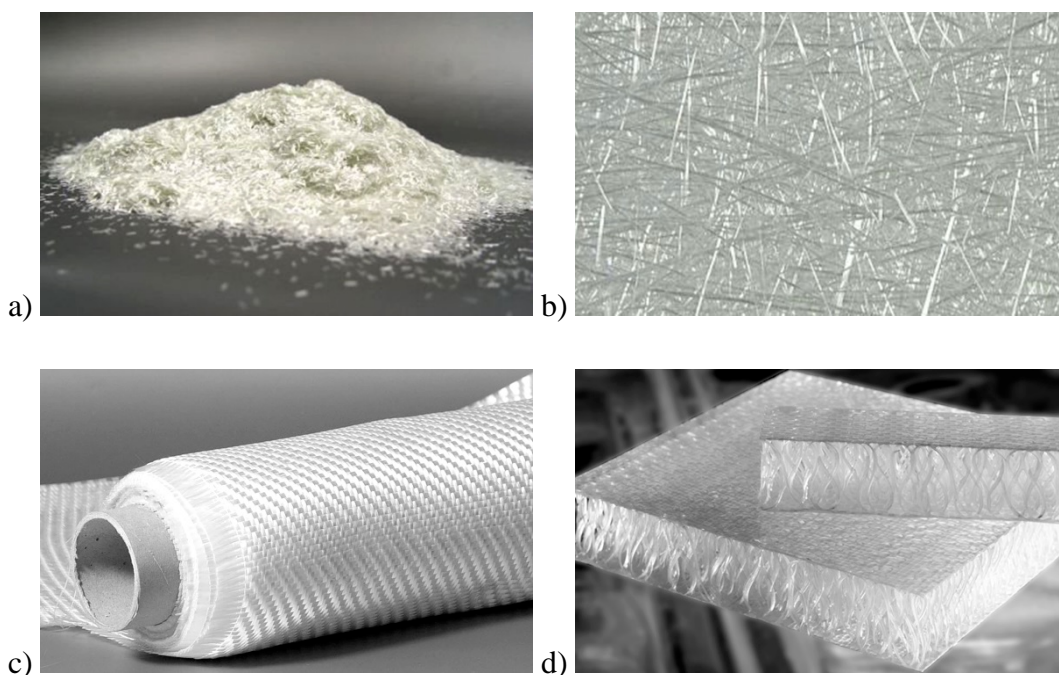
Właściwości	Rodzaje włókien szklanych		
	A	E	S
Gęstość [kg/m^3]	2550	2460	2490
Twardość w skali Mohsa	6,5°	6°	–
Wytrzymałość na rozciąganie R_m [GPa] w temp.			
25°C	3,15	3,5	4,5
260°C	–	3	4,2
540°C	–	1,75	2,47
Moduł sprężystości (w temp. 25°C) [GPa]	66,5	73,5	86,5
Liczba Poissona	0,23	0,22	–

Włókna szklane powstają przez topnienie szklanych kulek w wannach zaopatrzonych w system otworów o średnicy 0,5÷3 mm, przez które są one wyciągane. Następnie masa przetrzymywana jest w stałej temperaturze w celu jej ujednorodnienia oraz osiągnięcia zakładanego stopnia lepkości. Podczas procesu ich wytwarzania są one preparowane i w ten sposób zabezpieczane przed wilgocią oraz wypłukiwaniem przez wodę soli metali alkaicznych. Stosuje się w nich warstwy ochronne takie, jak: ksylany oraz chlorometakrylan chromu. Niektóre z tego typu powłok (powłoki HTS – ang. *High Tensile Strength*) zwiększają wytrzymałość włókien o 10% [25] oraz polepszają adhezję.

Uogólniając, cechami charakterystycznymi włókien szklanych są: wysoka wytrzymałość na rozciąganie przy zachowaniu niskiego modułu Younga (mała sztywność) oraz wysoki moduł sprężystości przy ścinaniu. Ich cechy wytrzymałościowe zależą od średnicy i są tym lepsze, im przekrój poprzeczny jest mniejszy. Razem ze zmniejszaniem się średnicy włókna zwiększa się jego moduł sprężystości oraz wytrzymałość na rozciąganie, lecz maleje jego wydłużenie przy rozciąganiu [39]. Odkształcenia włókien szklanych są sprężyste, a ich granica sprężystości zbiega się zazwyczaj z punktem zerwania włókna. Charakteryzują się one niepalnością, a także zmianą właściwości wytrzymałościowych zależnych od temperatury użytkowania. Ich dużym atutem, oprócz stosunkowo niskiej ceny, jest wysoka zdolność do absorpcji energii [79, 80].

Włókno szklane stosowane jest zazwyczaj w postaci:

- rowingu – czyli połączonych ze sobą bez skrętu i pokrytych preparacją pasm włókien w formie: ciętej (rys. 5a), ciągłej lub kawałków najczęściej o długości od kilku milimetrów do kilku centymetrów,
- mat szklanych – zbudowanych z kilku centymetrowych kawałków rowingu, ułożonego w sposób losowy i połączonych lepiszczem (rys. 5b),
- tkanin – wiązek włókien tkanych w formie różnych splotów, wśród których wyróżniamy:
 - tkaniny symetryczne – posiadające tę samą liczbę wiązek włókien w obydwu kierunkach (rys. 5c) – o splotcie rzadkim i gęstym,
 - tkaniny rowingowe (modułowe) – ze znaczną przewagą wiązek włókien rozłożonych w jednym kierunku,
 - tkaniny trójwymiarowe – w ich strukturze dolna i górna warstwa połączone są ze sobą pionowymi włóknami, które po wysyceniu specjalnie dobranymi żywicami zazwyczaj układają się w pętle w kształcie ósemek, co daje w efekcie bardzo wysoką wytrzymałość mechaniczną (rys. 5d).



Rys. 5. Wybrane formy włókna szklanego

a) rowing cięty ER 2011 o długości 12 mm b) mata szklana o gramaturze 450 g/m² – wycinek
c) tkanina symetryczna STR 010-300-110 firmy KROSGGLASS d) tkanina trójwymiarowa 3D
Fiberglass Fabrics (materiały reklamowe firmy Parabeam)

- taśm – różnych szerokości, złożonych z włókien zorientowanych w jednym kierunku, połączonych między sobą włóknami syntetycznymi w celu utrzymania ich zawartości, gęstości, kierunku ułożenia włókien i ułatwiających czynności związanych z procesami technologicznymi takimi, jak np.: cięcie. Wśród tej grupy wyróżniamy taśmy jednokierunkowo zbrojone wstępnie połączone z osnową (tzw. wstępnie impregnowane), w literaturze anglosaskiej określane terminem – *prepreg* (od ang. *pre-impregnated*) [65],
- włókna mielonego (z preparacją i bez preparacji) – rozdrobnionego włókna szklanego zazwyczaj o długości $75\div 200\ \mu\text{m}$ i gęstości $0,2\div 1\ \text{g/cm}^3$.

1.4.2. Włókna węglowe stosowane w kompozytach

Kolejnymi szeroko stosowanymi włóknami przy wyrobie kompozytów włóknistych są włókna węglowe. W nomenklaturze anglojęzycznej oznaczane są one najczęściej jako – C (ang. *Carbon*), CN/CNFs (ang. *Carbon Fiber/s*) [68, 103]. W zależności od zawartości węgla dzielimy je na: częściowo karbonizowane (90%), karbonizowane (91÷99%) i grafityzowane (powyżej 99%). Substratami wyjściowymi do ich otrzymywania są techniczne włókna poliakrylonitrylowe (PAN) stanowiące ok. 90% produkcji włókien węglowych lub rafinowane paki mezogeniczne. Do mniej popularnych należy syntetyczne włókno celulozowe. Włókna węglowe wyróżniają się wysokimi właściwościami mechanicznymi. Włókna oparte na technologii PAN posiadają moduł Younga w zakresie $200\div 400\ \text{GPa}$, natomiast dla włókien wykonanych na bazie paku mezogenicznego zawiera się on w przedziale $150\div 800\ \text{GPa}$ [42]. Poza tymi właściwościami charakteryzują się one małą gęstością włókna (średnio około $1,79\ \text{g/cm}^3$), wysoką wytrzymałością: na rozciąganie, zmęczeniową i na pełzanie. Poza tymi ich walorami dobrze tłumią drgania, są odporne na ścieranie, posiadają małą przewodność cieplną i niską wrażliwość na nagłe zmiany temperatury. Z uwagi na właściwości mechaniczne włókna węglowe dzielimy na:

- wysokowytrzymałe – HS (ang. *High Strength*), których E wynosi w granicach $100\div 350\ \text{GPa}$,
- wysokomodułowe – HM (ang. *High Modulus*) o E z zakresu $350\div 400\ \text{GPa}$,
- ultrawysokomodułowe – UHM (ang. *Ultra High Modulus*) o module Younga powyżej $450\ \text{GPa}$ [132].

1.4.3. Włókna aramidowe stosowane w kompozytach

Kolejną grupą włókien wykorzystywanych w kompozytach włóknistych są włókna aramidowe (oznaczane jako A – ang. *Aramid*). Ich nazwa jest skrótem od ich pełnej anglojęzycznej nazwy – ang. *aromatic polyamid* – oznaczającej polamid aromatyczny. Zbudowane są one z liniowych, regularnych i sztywnych łańcuchów cząstek poliparafenylenu teraeftalamidu (ang. *poly para-phenylene terephthalamide* – PPTA) charakteryzujących się wysoce uporządkowaną strukturą powłokową połączoną za pomocą bardzo silnych wiązań wodorowych nadających im wysokie właściwości mechaniczne. Cechuje ich wysoki stosunek wytrzymałości do gęstości – wytrzymałość właściwa, która jest większa 5-krotnie od typowych stali i 10-krotnie od większości stopów aluminium. Poza tym charakteryzują się: wysoką wytrzymałością zmęczeniową, odpornością na ścieranie, dużą energią zniszczenia oraz niską wytrzymałością na ściskanie. Włókna aramidowe są także nietopliwe i niepalne, cechując się przy tym niskim współczynnikiem rozszerzalności cieplnej. Dzięki swym właściwościom oraz zdolności wysokiej dyssypacji energii znalazły one zastosowanie w balistyce [127], tworząc osłony balistyczne, między innymi wykorzystywane w śmigłowcach bojowych. Właściwości mechaniczne wyżej opisanych włókien zestawiono w tabeli poniżej (tabela 2).

Tabela 2. Właściwości mechaniczne najczęściej stosowanych włókien w kompozytach zbrojonych [41, 49, 72]

Rodzaj włókna	ρ [Mg/m ³]	R_m [MPa]	E [GPa]	R_m/ρ [kJ/g]	E/ρ [kJ/g]
Szklane E	2,55	3,45	72,5	1,35	28
Węglowe HS	1,75	5,65	276	3,23	158
HM	1,90	1,86	531	0,98	279
Aramidowe	1,44	4,48	124	3,11	86

Reasumując, należy zauważyć, że parametry włókien, takie jak: geometria, ich liczba oraz orientacja mają decydujący wpływ na właściwości zbudowanych z nich kompozytów. Poza długością i średnicą geometrię włókien charakteryzuje stosunek tych wielkości (l/d), który nazywany jest współczynnikiem kształtu (ang. *aspect ratio*) [72]. Im jest on wyższy, tym wytrzymałość kompozytu jest większa. Liczba włókien w kompozycie wpływa na jego sztywność, w ten sposób że rośnie on proporcjonalnie do wzrostu ich liczby. Granicą

zwiększenia się udziału stanowi 80% ich objętości, powyżej której otoczenie każdego włókna osnową staje się niemożliwe. Włókna w kompozycie układane są zazwyczaj równolegle, co powoduje ich wysokie właściwości anizotropowe. Oznacza to, że wytrzymałość i sztywność kompozytu w kierunku równoległym do włókien jest największa, a w kierunku poprzecznym jest najmniejsza.

1.4.4. Osnowy kompozytów włóknistych

Osnowami stosowanymi w kompozytach zbrojonych włóknami są najczęściej polimery termoutwardzalne (poliepoksydy i poliestry) oraz polimery termoplastyczne [135]. Stanowią je zazwyczaj: żywice poliestrowe, żywice epoksydowe oraz żywice winyloestrowe. Do mniej popularnych należą: silikony, furany oraz melamina. Żywice poliestrowe charakteryzują się: łatwością stosowania, niskimi cenami oraz łatwością przesycania. Do ich mankamentów natomiast możemy zaliczyć: palność, duży skurcz przy utwardzaniu oraz stosunkowo małą odporność korozyjną. Do zalet żywic epoksydowych należą: bardzo wysokie właściwości mechaniczne i termiczne, duża wodoodporność i odporność korozyjna, dobra adhezja do włókien wzmacniających. Ich wadami są: wysokie ceny, duża lepkość, potrzeba stosowania dodatkowych modyfikatorów w postaci rozcieńczalników i plastyfikatorów. Żywice winyloestrowe odznaczają się w porównaniu z żywicami poliestrowymi lepszymi właściwościami wytrzymałościowymi, wyższą odpornością: cieplną, korozyjną oraz na czynniki atmosferyczne. Do ich wad w porównaniu z żywicami poliestrowymi można zaliczyć: wyższe ceny, występowanie dużego skurczu przy utwardzaniu, potrzebę stosowania procesów dotwardzania w wyższych temperaturach [72, 92].

Właściwości mechaniczne najczęściej stosowanych żywic w kompozytach wzmacnianych włóknami przedstawiono w poniższej tabeli (tabela 3).

Tabela 3. Właściwości mechaniczne najczęściej stosowanych żywic w kompozytach zbrojonych włóknami [49, 72]

Właściwości	Żywice		
	Poliestrowe	Epoksydowe	Winyloestrowe
Gęstość [g/cm ³]	1,23	1,14	1,04
Wytrzymałość na rozciąganie – R _m [MPa]	70	75	85
Moduł sprężystości [GPa]	3,8	3	3,3
Wydłużenie przy zerwaniu [%]	2,3	5	5

W niniejszej pracy przedmiotem badań są polimerowe kompozyty wzmocnione włóknem szklanym – GFRP, których wzmocnienie stanowi tkanina szklana (rownigowa i symetryczna), natomiast ich osnową jest żywica epoksydowa. Do prowadzonych badań zostały z nich zbudowane laminaty symetryczne (geometrycznie i materiałowo) – jednokierunkowe i poprzeczne.

1.5. Metody wytwarzania wyrobów i kompozytów polimerowych

Proces wytwarzania kompozytów i wyrobów kompozytowych (laminowanie) jest prowadzony z zastosowaniem różnych metod. Zależą one głównie od rodzaju osnowy (polimery: termoutwardzalne lub termoplastyczne) z uwagi na istotne różnice we właściwościach stosowanych polimerów.

Polimery termoutwardzalne w procesie formowania wyrobów kompozytowych poddawane są procesom chemicznej reakcji po wcześniejszym przesyleniu nimi wzmocnień. Procesy formowania mogą odbywać się w temperaturze otoczenia lub „na gorąco” w temperaturze zazwyczaj powyżej 100°C. Formowanie realizuje się bez ciśnienia lub z jego udziałem w otwartych lub zamkniętych formach. Do najczęściej spotykanych form wytwarzania kompozytów przy udziale polimerów termoutwardzalnych należą: laminowanie – ręczne, natryskowe, z użyciem elastycznego worka próżniowego lub autoklawu, metody infuzyjne, reaktywne formowanie wtryskowe – RIM (ang. *Reactive/Reaction injection moulding*), prasowanie nisko- i wysokociśnieniowe, przetwórstwo tłoczyw i preimpregnatów (tzw. prepregów), pultruzja, nawijanie (w tym także metoda programowego układania rowingu lub taśm – AFP (ang. *Automated Fibre Placement*)).

Matryce termoplastyczne tworzą polimery stałe o dużych i bardzo dużych ciężarach cząsteczkowych oraz stosunkowo wysokich temperaturach płynięcia i topnienia. Do wytwarzania wyrobów kompozytowych są one stosowane w postaci stopionej lub rozpuszczonej (np. w rozpuszczalnikach). Najczęściej impregnacja wzmocnienia odbywa się w otoczeniu wysokiej temperatury w stopie termoplastu, a samo formowanie wyrobu realizuje się poprzez nadanie mu kształtu i ochłodzeniu w formie w stosunkowo krótkim czasie. Do najczęściej używanych metod wytwarzania materiałów kompozytowych z termoplastów należą: wytwarzanie granulatów wzmocnionych i formowanie z nich wyrobów metodą wtrysku, wytwarzanie płyt z termoplastów wzmocnionych (mata, włóknem lub tkaniną) i formowanie wyrobu „na gorąco” pod ciśnieniem w prasach z formami

chłodzonymi, metody formowania ciśnieniowego w prasach, metody ciągłej pultruzji, nawijania i AFP [14].

Jednym z decydujących determinantów wyboru metody wytwarzania wyrobów kompozytowych do współczesnych konstrukcji lotniczych jest uzyskanie wysokiego masowego stopnia zbrojenia (tabela 4). Parametr ten decyduje o właściwościach gotowego wyrobu i wzrasta on proporcjonalnie do jego wytrzymałości.

Tabela 4. Wartości masowego stopnia zbrojenia oraz udział masowy matrycy wyrobów kompozytowych w typowych lotniczych metodach wytwarzania laminatów [84]

Metoda	Parametr laminatu	
	M_f [%]	M_m [%]
Laminowanie ręczne	30÷40	60÷70
Laminowanie z zastosowaniem worka próżniowego	40÷50	50÷60
Laminowane przy użyciu autoklawu	45÷62	38÷45

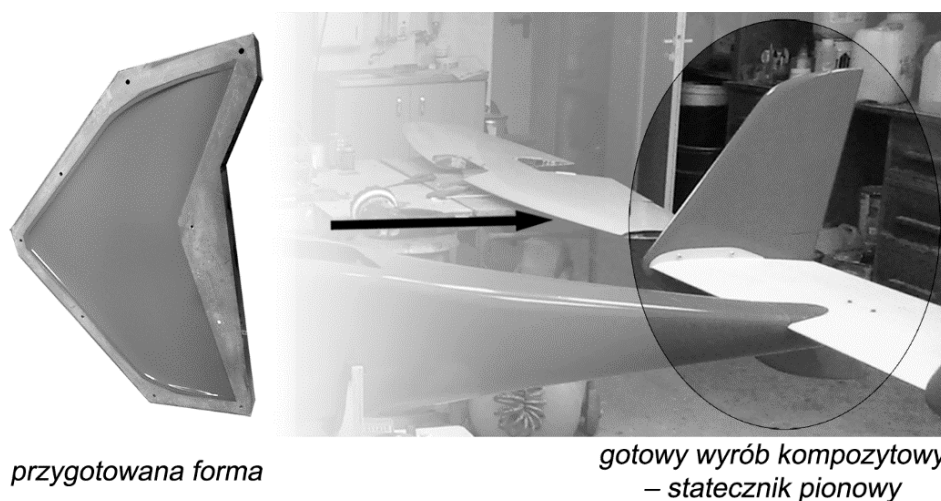
Zważywszy na tematykę dysertacji odnoszącą się do lotniczych struktur kompozytowych oraz z uwagi na to, że próbki kompozytowe przygotowane do prowadzenia badań wykonane były metodą ręczną, zostanie ona opisana poniżej i poszerzona o metody dotyczące wytwarzania wyrobów kompozytowych stosowane w technice lotniczej, do których współcześnie należą: laminowanie ręczne, laminowanie z zastosowaniem worka próżniowego oraz techniki z użyciem autoklawu.

1.5.1. Laminowanie ręczne

Laminowanie ręczne, zwane także kontaktowym (ang. *hand lay-up*) [10], jest najstarszym i nadal powszechnie stosowanym sposobem wytwarzania wyrobów kompozytowych. Jest procesem otwartym, realizowanym w pokojowej temperaturze otoczenia. Polega na ręcznym nanoszeniu żywicy i przesycaniu nią układanych kolejno warstw laminatu. Nanoszenie żywicy odbywa się za pomocą wałków i pędzli malarskich. W celu usunięcia powietrza i zagęszczenia warstw używa się metalowych ryflowanych wałków.

Pierwszym etapem laminowania przy użyciu metody kontaktowej jest budowa modelu (rys. 6), następnie jego przygotowanie za pomocą oszlifowania jego powierzchni,

polakierowania jej oraz naniesienie na model warstwy podziałowej (rozdzielającej/rozdzielczej), najczęściej stworzonej z wosku z dodatkiem silikonu.



Rys. 6. Budowa bezałogowego statku powietrznego z elementów kompozytowych laminowanych ręcznie

model statecznika pionowego – lewa strona; gotowy statecznik pionowy zamocowany do konstrukcji płatowca BSP – prawa strona

Kolejnym krokiem budowy wyrobu kompozytowego metodą laminowania ręcznego jest naniesienie cienkiej warstwy (do 0,3 mm) pigmentowej wykonanej z żywicy zwanej od jej angielskiej nazwy – żelkotem (ang. *gel coat*) [113]. Stanowi ona element ochronno-dekoracyjny wyrobu kompozytowego. W dalszym etapie wytwarzania następuje laminowanie kolejnych warstw laminatu z użyciem mat, tkanin lub innego zbrojenia. Po ostatniej laminie wyrób często pokrywa się cienką warstwą żywicy (ang. *top coat*) zapobiegającej parowaniu styrenu oraz utlenianiu, polepszając w ten sposób właściwości kompozytu. Innymi stosowanymi metodami przy laminowaniu ostatniej warstwy jest wykorzystywanie specjalnych dodatków chemicznych, takich jak np. Antivol. Kolejnymi etapami wytwarzania laminatu są jego: utwardzenie, obróbka (np. docięcie, szlifowanie, wiercenie) oraz wykończenie wyrobu.

Gotowy produkt, w celu uzyskania wysokiego stopnia utwardzenia żywicy oraz osiągnięcia wysokich właściwości mechanicznych laminatu, poddaje się procesowi wygrzewania w podwyższonej temperaturze, w czasie najczęściej od kilku do kilkunastu godzin [53].

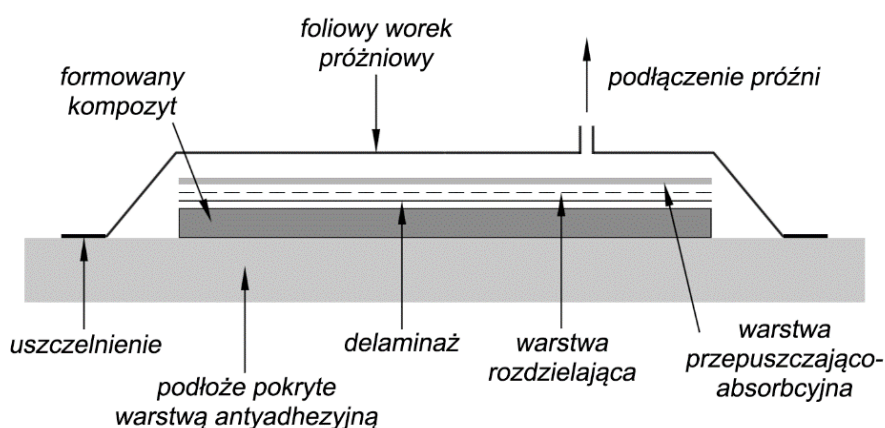
Laminowanie ręczne najczęściej stosuje się do średnich i dużych konstrukcji w małych seriach produkcyjnych (od kilku do kilkuset sztuk). Ten rodzaj wytwarzania wyrobów

kompozytowych charakteryzuje się niskimi kosztami produkcji, natomiast do jej mankamentów możemy zaliczyć niedoskonałość wyrobu wynikającą ze staranności jej wykonania.

1.5.2. Laminowanie z zastosowaniem elastycznego worka

Laminowanie z zastosowaniem elastycznego worka (ang. *vacuum bagging*) jest rozwinięciem metody laminowania ręcznego. Jej celem jest zwiększenie współczynnika zbrojenia laminatu, a co za tym idzie – właściwości mechanicznych wyrobu poprzez odprowadzenie nadmiaru żywicy. Poza tym zamknięta powierzchnia ogranicza dopływ tlenu z powietrza inhibitującego utwardzanie wyrobu oraz umożliwia ograniczanie odparowywania styrenu, uzyskując niską lepkość oraz właściwe utwardzenie kompozytu.

Metoda laminowania z zastosowaniem elastycznego worka polega na sformowaniu wyrobu metodą kontaktową, a następnie nałożenia na niego elastycznego worka (folii perforowanej) oraz uszczelnienie jego brzegów (np. za pomocą: zacisków, taśmy). Do worka dołącza się króciec, przez który za pomocą pompy próżniowej odsysane jest powietrze oraz nadmiar żywicy, który zostaje zatrzymany przez warstwę absorpcyjną. Schemat układu do formowania metodą worka próżniowego przedstawiono na poniższym rysunku (rys. 7).



Rys. 7. Schemat układu do formowania laminatów przy użyciu elastycznego worka

Warstwy absorpcyjne tworzą materiały warstwowe o charakterze igłowanej włókniny lub filcu. Wykonane są one z cienkich włókien poliestrowych, polipropylenowych lub polietylenowych o gramaturze $150 \div 350 \text{ g/m}^2$ oraz grubości w przedziale $1 \div 5 \text{ mm}$ z możliwością pracy w zakresie temperatur $100 \div 200^\circ\text{C}$. Pełnią one dwie zasadnicze funkcje.

Pierwszą z nich jest równomierne rozłożenie ciśnienia, natomiast drugą odsączenie od laminatu, pochłonięcie i zatrzymanie w swojej strukturze nadmiaru żywicy.

W metodzie z zastosowaniem elastycznego worka poza warstwą absorpcyjną opcjonalnie stosuje się także dwa dodatkowe rodzaje warstw. Pierwszą z nich jest odrywana po laminowaniu warstwa tkaniny delaminazowej (ang. *peel ply*), której zadaniem jest zapewnienie czystości, równości oraz wysokiej adhezji rozwiniętej powierzchni w celach dalszej obróbki laminatu (np. malowanie, klejenie, laminowanie). Stanowią ją materiały wytworzone z poliamidów lub poliestrów w postaci cienkich tkanin o gramaturze wynoszącej zazwyczaj około 80 g/m². Drugą z dodatkowych warstw stanowi antyadhezyjna folia rozdzielająca (ang. *release film*), której zadaniem jest zapobieganie przywarciu laminatu do różnych powierzchni. Warstwę tę tworzą perforowane i nieperforowane folie polipropylenowe o grubości około 0,025 mm z możliwością pracy do temperatury 100°C.

W nowszych rozwinięciach metody formowania wyrobów kompozytowych przy użyciu worka próżniowego stosuje się osnowę z żywicy epoksydowej w stanie stałym w formie folii. Jest ona układana na przemian ze wzmocnieniem. W następnej fazie na przygotowany do laminowania zestaw nakładany jest worek, w którym wytwarza się próżnię oraz ogrzewa się go. Żywica ulega stopnieniu, przesyceniu zbrojeniem i ulega utwardzeniu. Taki rodzaj laminowania zwiększa czystość produktu, wydajność procesu oraz ogranicza problemy związane z dużą lepkością żywicy podczas jej rozprowadzania w sposób tradycyjny (za pomocą wałków i pędzli malarskich).

1.5.3. Formowanie kompozytów z zastosowaniem autoklawu

Formowanie kompozytów z zastosowaniem autoklawu (ang. *autoclave molding*) jest dalszym rozwinięciem metody z zastosowaniem elastycznego worka. Proces ten, pomimo że jest kosztowny, uważany jest obecnie za jeden z najlepszych pod względem jakości oraz otrzymania wysokich wskaźników wytrzymałościowych otrzymanego wyrobu [112], co jest główną determinantą wykorzystywania metody w zastosowaniach lotniczych [122]. Najczęstszymi wyrobami uzyskiwanymi tego typu metodą są kompozyty włókniste wzmocniane włóknami: szklanymi, węglowymi i aramidowymi oraz kompozyty: metaliczne i hybrydowe.

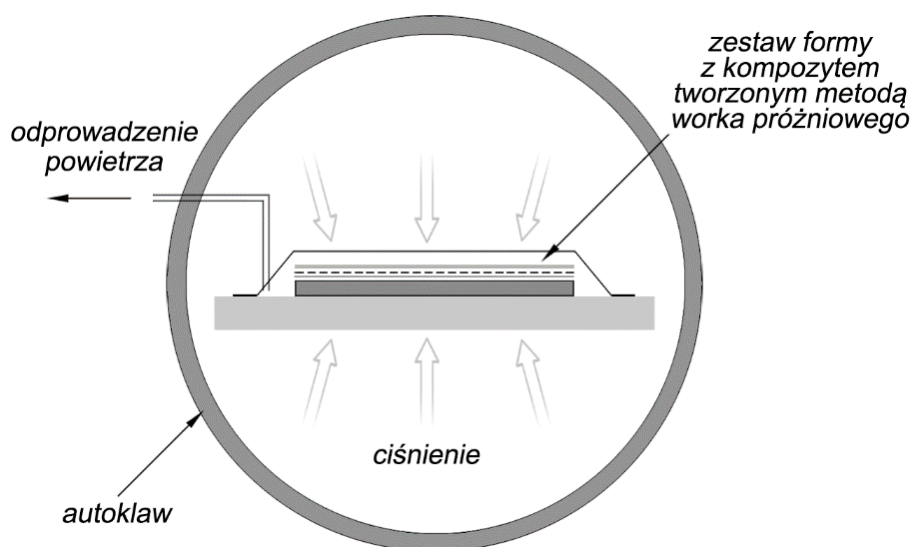
Autoklaw (rys. 8) stanowi rodzaj ciśnieniowego zbiornika wykonanego ze stali o średnicy od 1,5 do kilku metrów i długości 5÷10 m, wyposażonego w systemy: próżniowe, ciśnieniowe, grzewcze, chłodzące, kontrolery próżni i temperatury oraz układ sterowania

urządzeniem. Atmosferę wewnątrz autoklawu stanowi zazwyczaj azot, powietrze lub dwutlenek węgla, którego ciśnienie podczas procesu wynosi od 0,1÷2 MPa, natomiast temperatura do 250°C.



Rys. 8. Etap przygotowania kompozytowej części kadłuba śmigłowca do wstawienia do autoklawu (PZL-Świdnik)

Formowanie laminatów z zastosowaniem autoklawu polega na sformowaniu kompozytu metodą worka próżniowego i wstawieniu takiego zestawu do ogrzanego autoklawu (rys. 9), w którym wytwarza się ciśnienie, pod wpływem którego następuje formowanie produktu.

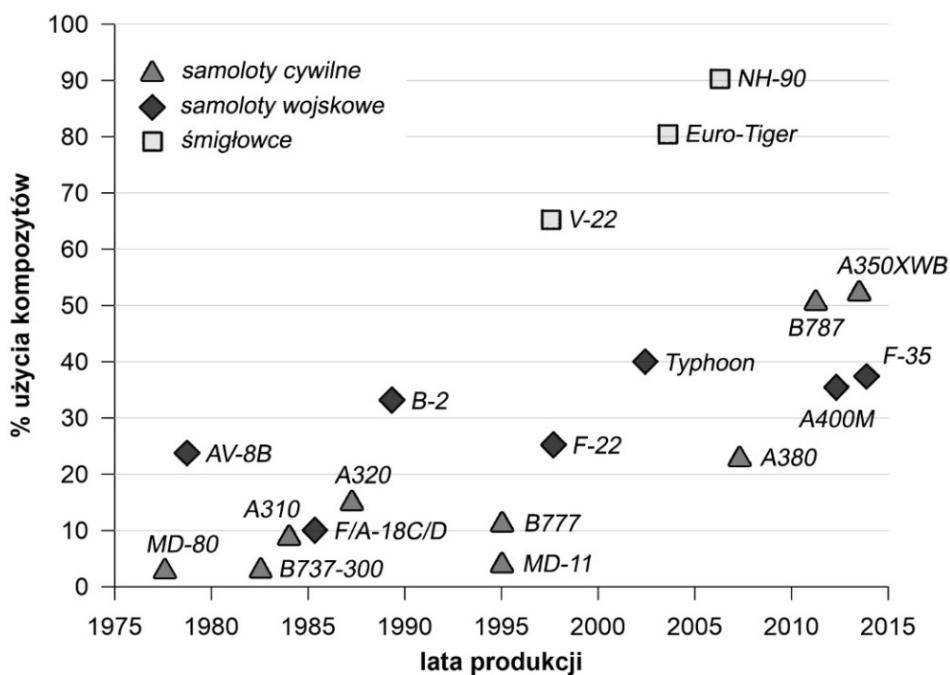


Rys. 9. Schemat formowania wyrobów kompozytowych przy użyciu autoklawu

Proces utwardzania laminatu w metodzie autoklawowej zazwyczaj odbywa się w dwóch typowych etapach [128]. W pierwszej fazie obniża się ciśnienie, uzyskując podciśnienie o wartości około $-0,1$ MPa oraz nagrzewa się otoczenie wewnątrz autoklawu do temperatury około 80°C w stosunkowo krótkim czasie. Kolejny – drugi etap formowania polega na podwyższeniu ciśnienia (dla struktur monolitycznych – $0,4\div 0,7$ MPa, dla konstrukcji przekładkowych – $0,2$ MPa) oraz temperatury do wartości około 180°C i wygrzewaniu kompozytu przez około 2 godziny. Etap końcowy procesu to obniżanie temperatury (z prędkością porównywalną w pierwszym etapie), wyrównanie ciśnienia do normalnego, zamknięcie próżni oraz wyłączenie autoklawu. Podczas całego procesu bardzo ważnymi jego parametrami są prędkości: nagrzewania oraz chłodzenia. Zbyt szybkie nagrzewanie może prowadzić do powstania niepożądanego poziomu naprężeń cieplnych w materiale, natomiast za szybkie chłodzenie ogranicza możliwość relaksacji naprężeń pierwotnych i cieplnych oraz może powodować odkształcenia materiału w postaci pofalowania i zniekształcenia wyrobu.

1.6. Zastosowanie kompozytów w technice lotniczej

W ostatnich latach obserwuje się tendencję wzrostową wykorzystania materiałów kompozytowych stosowanych w budowie płatowców statków powietrznych (rys. 10).



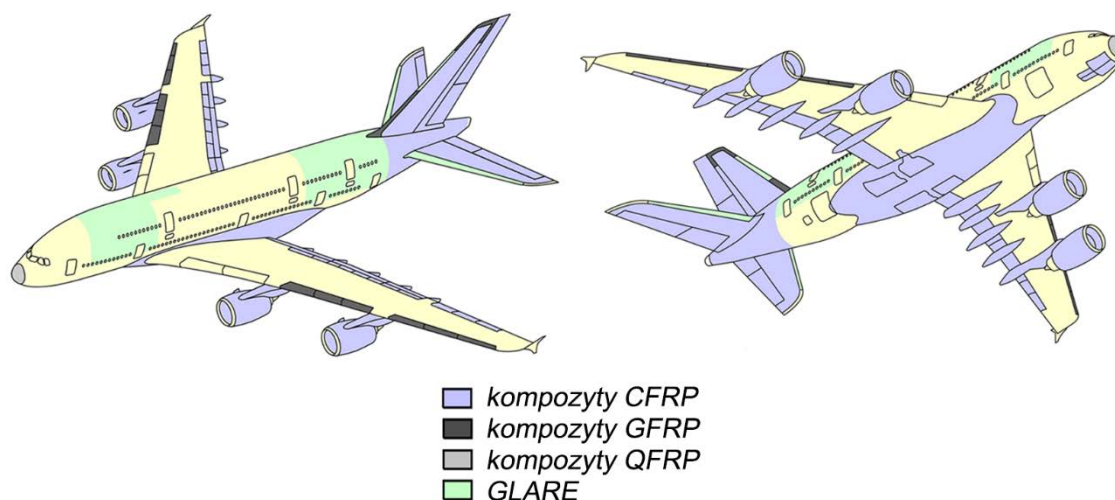
Rys. 10. Masowy udział materiałów kompozytowych w budowie statków powietrznych w ostatnich latach [58]

Obecnie z kompozytów wytwarza się całe struktury nośne szybowców, motoszybowców, samolotów podkategorii bardzo lekkie oraz bezzałogowych statków powietrznych. Ponadto z ich udziałem powstają elementy do budowy samolotów pasażerskich, takie jak: stateczniki pionowe i poziome, elementy konstrukcji skrzydła oraz jego poszycia, kadłuby, osłony anten oraz inne. W wiatrakowcach kompozyty stosuje się do produkcji łopat, wirników oraz ich kadłubów. Poza tym uczestniczą one w elementach budowy zespołów napędowych statków powietrznych, takich jak: łopaty silników, śmigła ogonowe oraz wentylatory [44].

W konstrukcjach lotniczych stosuje się najczęściej kompozyty włókniste zbrojone włóknem szklanym, węglowym oraz aramidowym [45], a także kompozyty hybrydowe (włóknisto-metalowe) oraz laminaty o osnowie metalowej i ceramicznej. W kontekście budowy statków powietrznych stawia się im wysokie wymagania nie tylko mechaniczne [111], lecz również termiczne, determinowane dużymi prędkościami poruszania się, a w odniesieniu do wojskowych statków powietrznych często balistyczne (w literaturze przedmiotu określone jako – wysoka odporność uderowa kompozytu [64]).

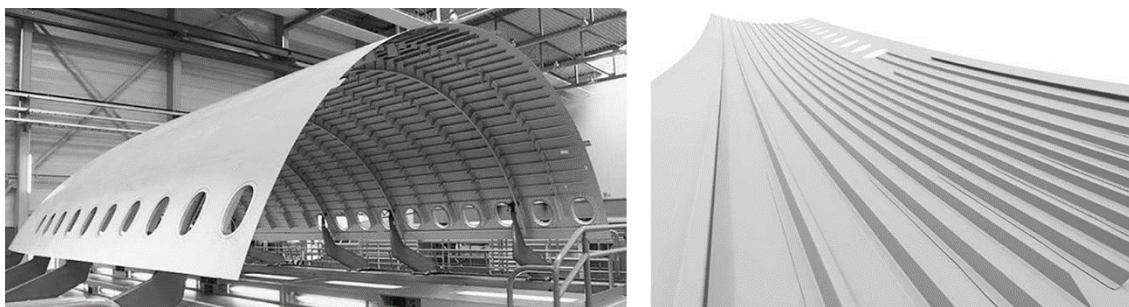
1.6.1. Zastosowanie materiałów kompozytowych w lotnictwie cywilnym

Jednym z obszarów masowego wykorzystywania materiałów kompozytowych jest produkcja samolotów dla lotnictwa cywilnego. Największy samolot pasażerski świata – Airbus A380 stanowi przykład takiej konstrukcji (rys. 11).



Rys. 11. Udział materiałów kompozytowych w konstrukcji samolotu pasażerskiego Airbus A380 [1]

Okolo 22% struktury płatowca samolotu (w stosunku masowym) wykonano z różnych kompozytów włóknistych z osnową z żywicy epoksydowej [129]. Głównym powodem takiego rozwiązania była wysoka sztywność włókien (935 GPa) w porównaniu do stopów aluminium (70 GPa) [86]. Z kompozytu CFRP wykonano takie główne elementy samolotu jak: obudowy zespołów napędowych, stateczniki: pionowy i poziomy (z wyłączeniem okolic krawędzi natarcia), klapy oraz część kadłuba w okolicach podwozia. Laminaty GFRP znalazły miejsce w budowie slotów oraz części statecznika pionowego. Kompozyt polimerowy wzmocniony włóknami kwarcowymi wykorzystano do zabezpieczenia anteny i urządzeń awionicznych umieszczonych w części dziobowej kadłuba. Poza tymi laminatami wykorzystano także kompozyt typu GLARE (3% masy samolotu), z którego wykonano części kadłuba umieszczone powyżej jego osi bezpośrednio przed i za skrzydłem (rys. 12) oraz okolice krawędzi natarcia stateczników (poziomych i pionowego).



Rys. 12. Części kadłuba samolotu pasażerskiego Airbus A380 wykonane z kompozytu hybrydowego GLARE [2]

Kolejnym przykładem dużego zastosowania materiałów kompozytowych w konstrukcji lotniczej jest Boeing 787 Dreamliner. Udział masowy laminatów w jego płatowcu wynosi ok. 50% [88], natomiast ich udział objętościowy – 80% [87]. W większości stanowią je kompozyty zbrojone włóknem węglowym oraz szklanym, a także konstrukcje przekładkowe. Z kompozytów CFRP wykonano kadłub stanowiący powłokę ciśnieniową oraz poszycie skrzydeł. Konstrukcje przekładkowe z zastosowaniem kompozytów polimerowych wzmocniane włóknami węglowymi zostały zastosowane w takich elementach samolotu jak obudowy zespołów napędowych, winglety, części poszycia skrzydeł oraz sterów kierunku i wysokości. Laminaty GFRP wykorzystano w elementach poszycia w okolicach łączenia skrzydeł z kadłubem samolotu. Zastosowanie materiałów kompozytowych w samolocie Boeing B787 Dreamliner przyczyniło się do około 20% redukcji jego masy [57] (w stosunku do podzespołów wykonanych ze stopów aluminium), oszczędności paliwa oraz zmniejszenia emisji hałasu.

1.6.2. Zastosowanie materiałów kompozytowych w lotnictwie wojskowym

Materiały kompozytowe wykorzystywane są powszechnie w budowie współczesnych konstrukcji lotnictwa wojskowego. W samolocie Lockheed Martin F-35 Lightning II zastosowano laminaty CFRP w wielu elementach (w tym także nośnych) jego konstrukcji, takich jak: kadłub, stateczniki pionowy i poziomy, klapy czy poszycie skrzydeł. Stanowią one ok. 40% jego masy. Jednym z powodów zastosowania kompozytów włóknistych w konstrukcji samolotu F-35 jest jego niska wykrywalność przez stacje radiolokacyjne dzięki łączeniu ich z bardzo małymi tolerancjami wynoszącymi około 0,2 mm.

Kolejnym przykładem zastosowania kompozytów jest amerykański śmigłowiec bojowy Boeing AH-64 Apache (rys. 13).



Rys. 13. Jeden z etapów budowy kadłuba śmigłowca Boeing AH-64 wraz z elementami wykonanymi z kompozytu AFRP [19]

Z laminatów AFRP wykonano między innymi łopaty wirnika głównego i ogonowego [62, 67]. Osobliwym rozwiązaniem jest tutaj tzw. „kevlarowa wanna”. Osadzone są w niej fotele, w których umiejscowiona jest załoga. Taka budowa zapewnia jej ochronę balistyczną przed ostrzałem z broni lufowej o kalibrze do 23 milimetrów. Powodem zastosowania kompozytów wytworzonych z włókna aramidowego w budowie śmigłowca Boeing AH-64 Apache była wysoka: wytrzymałość mechaniczno-termiczna, stabilność wymiarowa, niepalność oraz odporność na uderzenia.

W ostatnich latach oprócz kompozytów włóknistych, w budowie wojskowych statków powietrznych obserwuje się duże zainteresowanie laminatami FML [123]. Badania wykonane na skrzydle samolotu S-11 oraz F-27 potwierdziły jego podwyższone właściwości mechaniczne, co przyczyniło się do prowadzenia dalszych testów. W materiałach GLARE zaobserwowano efekt trzykrotnie wolniejszej propagacji pęknięć [124]. Poza tym podczas prowadzenia testów balistycznych polegających na przestrzeleniu go pociskami kalibru 16,5 mm z prędkością 171 m/s zaobserwowano jedynie lokalne zniszczenie w miejscu uderzenia pocisku oraz w niewielkiej jego okolicy [106]. Wadami materiałów FML są stosunkowo mała wytrzymałość adhezyjna i kohezyjna związane z klejeniem poszczególnych warstw kompozytu, co ogranicza ich zastosowanie w wojskowych statkach powietrznych.

Kompozyty o osnowie metalowej stanowią grupę laminatów, wokół których istnieje obecnie duże zainteresowanie w kontekście budowy wojskowych statków powietrznych. Stosowanie ich w konstrukcjach lotniczych wymaga uwzględnienia wymogu obniżonej gęstości, co w zasadzie oznacza zastosowanie osnowy z metali lekkich, takich jak: glin, magnez, tytan czy beryl. Przykładem zastosowania kompozytów o osnowie metalowej jest

samolot bojowy Lockheed Martin F-22 Raptor. W jego strukturze wykorzystano między innymi kompozyty na bazie stopów aluminium i tytanu [50], które zastosowano w konstrukcji jego poszycia (w tym obramowania szkieletowego) i układu sterowania. Dzięki temu wykonane z nich części zapewniają bezpieczną eksploatację w temperaturze do kilkuset stopni Celsjusza [109].

2. DEGRADACJE W KOMPOZYTACH ZBROJONYCH WŁÓKNAMI CIĄGŁYMI

Kompozyty FRP podatne są na procesy degradacji, które na ogół powodują niekorzystne zmiany właściwości mechanicznych oraz innych charakterystyk tych materiałów. Degradacją kompozytów nazywa się częściowy rozkład polimeru na fragmenty o dużych, ale mniejszych od wyjściowego polimeru masach cząsteczkowych [11]. Jest on zatem procesem zmian strukturalnych będącym wynikiem przemian fizycznych lub chemicznych zachodzących w polimerowych materiałach kompozytowych pod wpływem długotrwałego działania czynników zewnętrznych wywołujących pogorszenie pierwotnych własności tych materiałów [98].

Wśród degradacji kompozytów wyróżniamy:

- fizyczną – obejmującą rozwijające się samorzutnie procesy porządkowania struktury związane z obniżeniem energii wewnętrznej materiału,
- chemiczną – powodującą zmiany struktury molekularnej kompozytu, która zachodzi pod wpływem substancji (np. rozpuszczalniki, woda) oraz czynników fizycznych (np. promieniowanie),
- mechaniczną [16].

Degradacja mechaniczna kompozytów polimerowych zachodzi najczęściej pod wpływem zmiennych w czasie obciążeń: stałych, zmęczeniowych oraz udarowościowych i wiąże się ona ze zmianami struktury materiału o zasięgu lokalnym bądź dotyczy całego elementu konstrukcji. Zazwyczaj tego typu uszkodzenia w kompozytach wzmocnionych włóknami są trudne do wykrycia z uwagi na ich powstawanie na powierzchni poddanej obciążeniu, na stronie przeciwnej (zazwyczaj niewidocznej) do powierzchni obciążanej lub wewnątrz struktury laminatu [69].

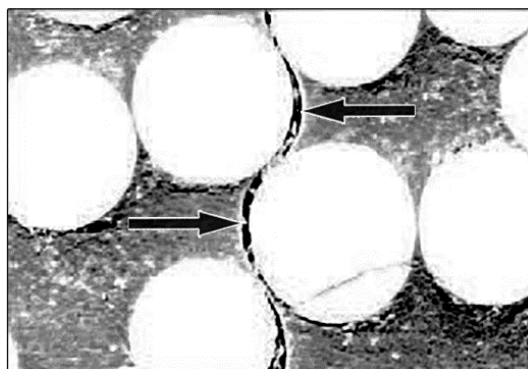
Literatura przedmiotu, w zależności od wywołanych skutków degradacji kompozytu, wyróżnia dwa rodzaje energii impulsu obciążenia. Pierwszy z nich to uszkodzenia niskoenergetyczne – BVID (ang. *barely visible impact damage*) charakteryzujące się niskimi wartościami energii impulsu wynoszącymi od kilku do kilkudziesięciu J [104]. Uszkodzenia nimi wywołane objawiają się niewielkim śladem na powierzchni widocznej, natomiast wewnątrz struktury występuje siatka rozwarstwień i poprzecznych pęknięć warstw bez występowania masowych pęknięć włókien. Drugi rodzaj to uszkodzenia wysokoenergetyczne, których skutkami są pęknięcia włókien oraz częściowa lub całkowita perforacja.

2.1. Wybrane degradacje mechaniczne w laminatach zbrojonych włóknami ciągłymi

W większości pozycji literatury odnoszącej się do laminatów FRP i ich niszczenia wyróżniamy charakterystyczne dla nich, najczęściej występujące po sobie etapy: pęknięcie osnowy, delaminacje związane z pękaniem adhezyjnym oraz pęknięcie włókien, które mogą prowadzić do całkowitego zniszczenia laminatu. Takie postacie uszkodzeń wywołują stopniową degradację właściwości mechanicznych kompozytów, co przejawia się w obniżeniu ich własności wytrzymałościowych oraz wartości współczynników tłumienia, zmianach gęstości materiału oraz innych charakterystyk [81].

2.1.1. Imperfekcje spoiwa

Imperfekcje spoiwa (ang. *matrix imperfections*) inicjowane są na granicy wzmocnienie-osnowa i dotyczą zjawisk występujących zarówno wewnątrz, jak i w strefie granicznej między warstwami. Tego typu uszkodzenia w postaci pęknięć zapoczątkowywane są zazwyczaj kumulacją rozproszonych mikropęknięć, które w literaturze anglojęzycznej określane są mianem *debondingu* [24] (rys. 14).



Rys. 14. Zjawisko debondingu w laminacie GFRP o średnicy włókien około 10 μm [98]

Pierwszy etap w procesie rozwoju uszkodzeń w laminatach polega na pękaniu matrycy wzdłuż kierunku ułożenia włókien w warstwach nieosiowych, w wyniku czego powstają tzw. szczeliny pierwotne (ang. *primary cracks*). W następnej fazie zniszczenia następuje inicjacja pęknięć o kierunku poprzecznym do pęknięć pierwotnych leżących w laminach przylegających do warstwy uszkodzonej, które określa się szczelinami wtórnymi (ang. *secondary cracks*). Są one inicjatorem powstawania szczelin międzywarstwowych występujących początkowo na małym obszarze, które łącząc się ze sobą, powodują utratę spójności laminatu, a w konsekwencji jego rozwarstwienie.

W laminatach FRP szczeliny wewnątrzwarstwowe (ang. *interlaminar crack*) [85] spowodowane są poprzecznym pękaniem spoiwa. Tego typu defekty powstają na skutek rozciągania struktury kompozytu podczas obciążeń zmiennych w czasie, uderowych oraz zmian temperatury. Kierunek powstałych w ten sposób szczelin wewnątrzwarstwowych jest prostopadły do kierunku ułożenia zbrojenia, które zazwyczaj powoduje zatrzymanie ich dalszej propagacji. Z reguły pęknięcia poprzeczne spoiwa laminatów nie wpływają znacząco na wytrzymałość struktury materiału, pod warunkiem że nie powodują uszkodzeń włókien.

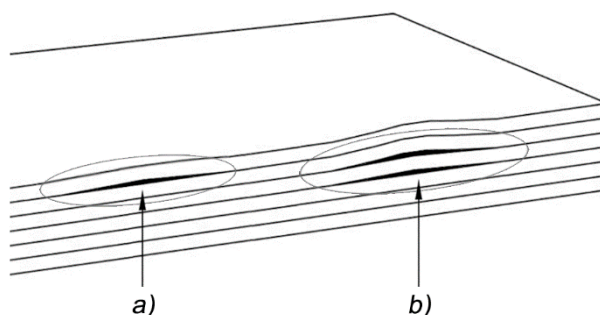
W odniesieniu do laminatów o złożonej, różnowarstwowej strukturze zjawisko pęknięcia warstwy granicznej uwzględnia zazwyczaj tzw. pęknięcie pierwszej warstwy (obciążenie niszczące pierwszą warstwę) określane jako osiągnięcie w materiale tzw. stanu FPF (ang. *First Ply Failure*) [71]. Pęknięcie FPF narusza ciągłość poszczególnych warstw laminatu, których typowa grubość wynosi w zakresie 0,1÷0,5 mm. Na wykresie rozciągania kompozytów, osiągnięcie stanu FPF, w zależności od zastosowanej osnowy objawia się poprzez uskok lub nagłą zmianę nachylenia krzywej. Z reguły pęknięcie pierwszej warstwy nie oznacza braku nośności w odniesieniu do całego laminatu. W większości przypadków jest on nadal w stanie przetransmitować obciążenie, często większe niż odpowiadające wartości FPF. Brak możliwości przeniesienia obciążenia w laminacie warstwowym odpowiada zniszczeniu

ostatniej warstwy, które nosi nazwę obciążenia niszczącego ostatnią warstwę, powszechnie określane w literaturze anglosaskiej jako ang. *Last Ply Failure* i oznaczane akronimem – LPF [94].

2.1.2. Delaminacje kompozytów

Delaminacja, inaczej rozwarstwienie lub pęknięcie, w odniesieniu do kompozytów polimerowych o budowie warstwowej oznacza uszkodzenie, które w skali makroskopowej przejawia się rozdziałem sąsiadujących warstw zbrojenia. Przez rozdział warstw uważany jest zanik zdolności przenoszenia między nimi normalnych naprężeń rozciągających oraz międzywarstwowych naprężeń ścinających. Cechą charakterystyczną dla delaminacji (odróżniającą ją od innych rodzajów pęknięć) jest to, że w skali makroskopowej propaguje ona zazwyczaj między tymi warstwami, pomiędzy którymi została ona zapoczątkowana [35].

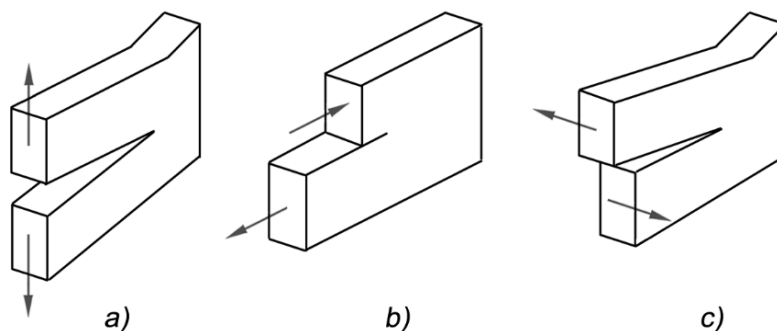
W kompozytach warstwowych delaminacja powstaje zazwyczaj między dwiema sąsiednimi (delaminacja na jednym poziomie) lub pomiędzy wieloma warstwami (delaminacja na wielu poziomach) laminatu (rys. 15).



Rys. 15. Schemat występowania delaminacji w kompozycie warstwowym
a) na jednym poziomie b) na wielu poziomach

Z punktu widzenia eksploatacji delaminacje warstwowych kompozytów włóknistych są wynikiem dwóch rodzajów czynników. Pierwszy z nich stanowi degradacja zmęczeniowa, która jest efektem oddziaływania na kompozyty obciążeń cyklicznie zmiennych. Drugim czynnikiem wywołującym to zjawisko jest degradacja mechaniczna będąca wynikiem efektów makroskopowych zachodzących w laminatach pod wpływem działania na ich strukturę naprężeń [15].

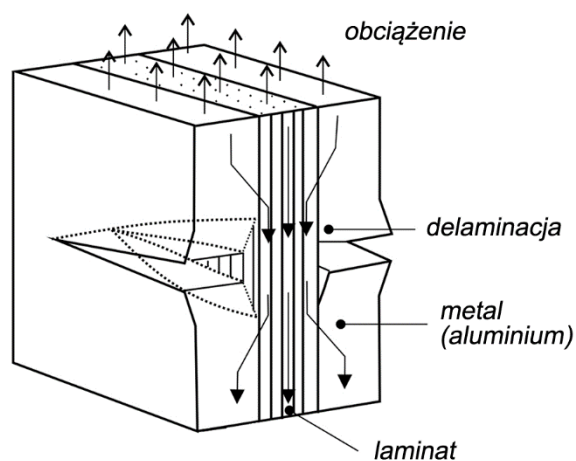
Delaminacje zazwyczaj są silnie propagujące i z tego powodu niebezpieczne dla struktur kompozytowych. Mechanizmowi ich wzrostu towarzyszy często: rozrywanie (rys. 16a), poprzeczne ścinanie (rys. 16b) oraz podłużne ścinanie (rys. 16c) poszczególnych lamin kompozytu.



Rys. 16. Schemat możliwych mechanizmów rozwoju delaminacji pomiędzy dwoma laminami
a) rozrywanie b) poprzeczne ścinanie c) podłużne ścinanie

Zjawiskiem charakterystycznym związanym z propagacją delaminacji w kompozytach warstwowych jest tzw. mostkowanie, określane w literaturze anglojęzycznej jako – ang. *bridging* [30]. Polega ono na niepełnym rozdzieleniu powierzchni pęknięcia w niewielkim obszarze za czołem delaminacji, w którym przeciwległe powierzchnie pęknięcia połączone są krzyżującymi się włóknami oddzielonymi częściowo od spoiwa.

Tendencje silnych propagacji delaminacji w laminatach są przedmiotem badań doświadczalnych w aspekcie zastosowań lotniczych. Zadowalające wyniki tego typu testów otrzymano dla kompozytów metalowo-polimerowych, w których prędkość delaminacji została znacznie obniżona (rys. 17).



Rys. 17. Schemat procesu delaminacji w kompozycie FML

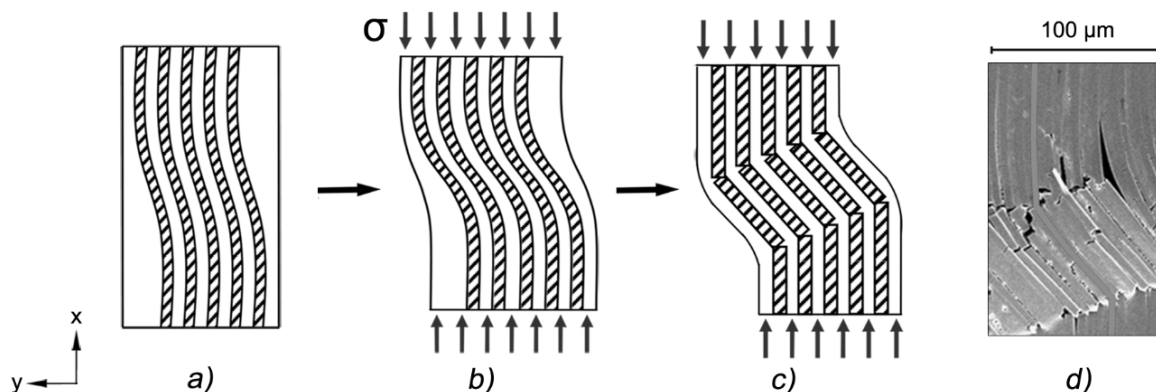
Kompozytowe materiały hybrydowe typu ARALL i GLARE dzięki ograniczeniu w ich strukturach propagacji delaminacji oraz odporności na: skupione obciążenia dynamiczne, udarność oraz zmęczenie i odporność na pękanie w okolicach karbu stały się interesującym materiałem wykorzystywanym do budowy współczesnych samolotów, dodatkowo znacznie zmniejszając ich masę (np. w budowie Airbus A380 o 14÷17%) [55].

2.1.3. Zniszczenia włókien

Polimerowe materiały kompozytowe zbrojone włóknami ciągłymi charakteryzują się zmianą parametrów mechanicznych w zależności od orientacji włókien [60]. Dla przykładowego kompozytu CFRP wytrzymałość na rozciąganie przy kącie 0° wynosi 350 MPa, natomiast dla kąta ułożenia włókien wynoszącego 90° wartość wytrzymałości wynosi około 10 MPa.

W zależności od skrajnych orientacji włókien możemy wyróżnić dwa typy zniszczenia kompozytów FRP. W przypadku, gdy siła rozciągająca zorientowana jest prostopadle do kierunku ułożenia włókien, następuje rozdzielenie matrycy w płaszczyźnie prostopadłej do wektora obciążenia. W przypadku ściskania laminatu, rozdzielenie następuje na skutek pęknięcia matrycy w płaszczyźnie nachylonej pod kątem w stosunku do obciążenia.

W przypadku, gdy wzmocnienie zorientowane jest równoległe do kierunku obciążenia rozciągającego, jego rozdzielenie poprzedzone jest pękaniem i zerwaniem włókien w płaszczyźnie prostopadłej do ich osi głównej, które w literaturze nosi nazwę tzw. pęknięcia rozdzielczego [115].



Rys. 18. Mechanizm powstawania mikrowyboczeń w kompozycie FML
a) kompozyt o równoległym ułożeniu włókien b) mikro-wyboczenie sprężyste
c) mikro-wyboczenie plastyczne wraz ze złamaniem włókien [66]
d) zdjęcie mikrowyboczenia plastycznego [56]

Podczas ściskania kompozytów o równoległej (quasi-równoległej), w stosunku do obciążenia, orientacji włókien (rys. 18a) występują często ich mikro-wybożenia (ang. *microbuckling*) o charakterze sprężystym (ang. *elastic microbuckling*) (rys. 18b), które pod wpływem działania naprężeń powodują powstawanie krytycznych dla kompozytów włóknistych mikro-wybożeń plastycznych (ang. *plastic microbuckling*) związanych z łamaniem włókien (rys. 18cd) [3]. Powstawanie tego typu uszkodzeń najczęściej związane jest ze zmianą kierunku propagacji pęknięcia na granicy włókno-spoivo, w której szczelina zmienia kierunek, rozprzestrzeniając się w głąb spoiwa.

Pęknięcie głównego nośnika obciążenia struktury kompozytowej – włókien – uznawane jest za końcowy stan w procesie jej uszkodzenia. Prowadzi ono do uformowania tzw. ścieżki zniszczenia (ang. *failure path*) przebiegającej przez lokalne, wcześniej uszkodzone, strefy w konsekwencji powodując utratę zdolności struktury do przenoszenia obciążeń poprzez jej fizyczne zniszczenie [48].

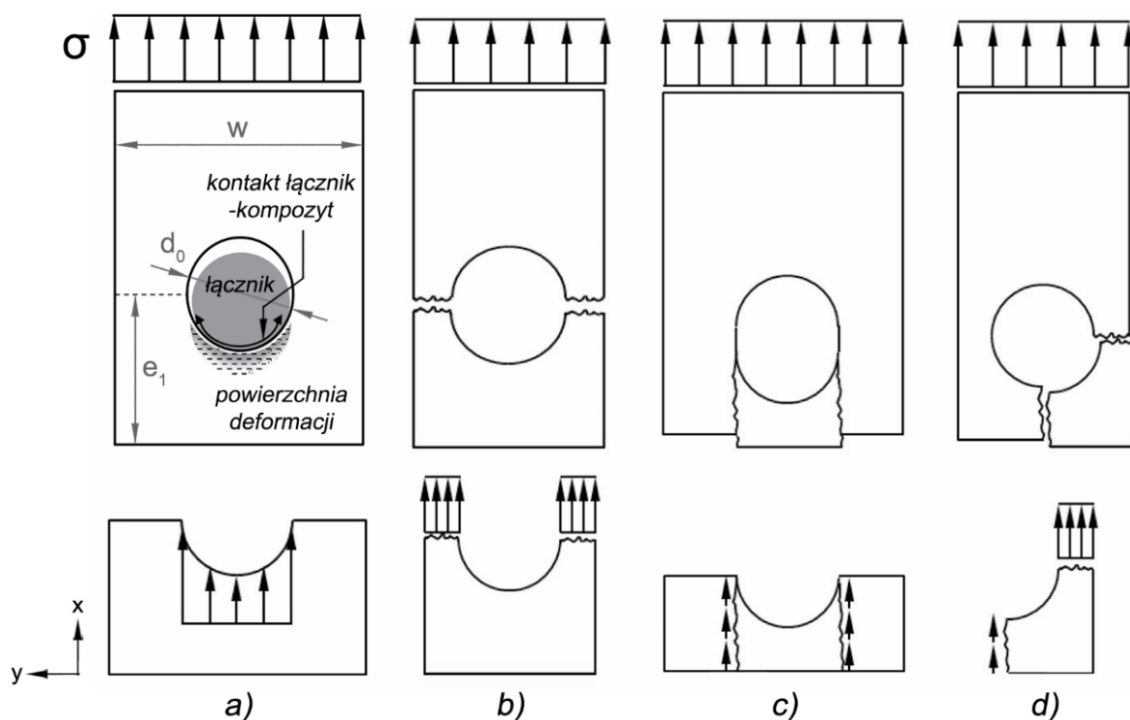
2.2. Zniszczenia połączeń mechanicznych kompozytów

W literaturze przedmiotu zdefiniowane są cztery globalne sposoby (mechanizmy) niszczenia laminatu w połączeniu mechanicznym (w tym także nitowym) [7, 9, 47, 51], które w części pozycji literaturowych uzupełniane są o piąty mechanizm – wyłamanie łącznika [63, 119]. Polega on na oddzieleniu się łącznika od łączonych laminatów, w ten sposób że następuje zniszczenie łączonych laminatów bez uszkodzenia samego łącznika.

Wśród podstawowych mechanizmów niszczenia laminatów w połączeniu mechanicznym wyróżniamy:

- naciski (ang. *bearing* – B) – charakterystyczne w obrębie kontaktu łącznik-kompozyt i powstające zazwyczaj dla laminatów, w których stosunek – w/d_0 jest wysoki. Polegają one na „zgniataniu” materiału warstwy w wyniku nacisku łącznika i narastającej owalizacji otworu. Taki rodzaj uszkodzenia opóźnia proces delaminacji, w konsekwencji powodując wybożenia włókien oraz pęknięcie matrycy (rys. 19a).
- zerwanie (ang. *net-tension* – NT) – charakteryzuje się nagłym pęknięciem o kierunku poprzecznym do kierunku działającej siły i powstaje zazwyczaj w laminatach o stosunkowo małej powierzchni przekroju poprzecznego. Polega ono na pęknięciu warstwy przy rozciąganiu w przekroju osłabionym otworem kołowym. Pęknięcie ma kierunek prostopadły do obciążającej siły i wywołane jest koncentracją naprężeń na

brzegu otworu. Uszkodzenia tego typu są także charakterystyczne dla laminatów jednokierunkowych, których orientacja włókien jest prostopadła do kierunku działania siły. Występują one także często w połączeniach wielołącznikowych (rys. 19b).



Rys. 19. Podstawowe mechanizmy niszczenia mechanicznego połączenia kompozytów
a) naciski b) zerwanie c) wycięcie d) rozłam

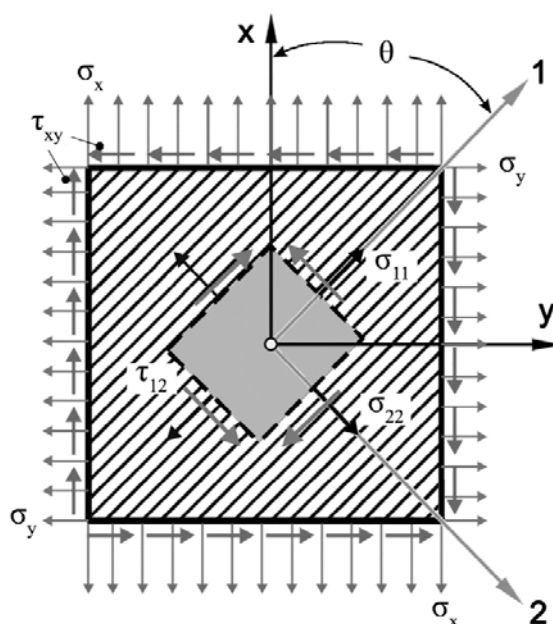
- wycięcie (ang. *shear-out* – S) – pojawia się, gdy stosunek e_1/d_0 jest mały (<4). Jest ono wywołane naprężeniami normalnymi, poprzecznymi do kierunku rozciągania. Występuje ono także w połączeniach zbudowanych z pojedynczych łączników (rys. 19c).
- rozłam (ang. *cleavage* – C) jest to uszkodzenie polegające na występowaniu kilku mechanizmów jednocześnie – NT i S, jak również może być spowodowane pęknięciem łącznika (rys. 19d).

2.3. Kryteria zniszczeń kompozytów

Z uwagi na rosnące zainteresowanie kompozytami konstrukcyjnymi w literaturze odnoszącej się do uszkodzeń tych materiałów istnieje kilka rozwiązań ich modelowania. Wśród nich możemy wyróżnić dwie grupy modeli. Pierwsza z nich oparta jest na kryteriach

uszkodzenia, które modelują miejsce ich powstawania w funkcji czasu oraz sposób ich propagacji. Druga grupa skupia się na wpływie powstałego już uszkodzenia na dynamikę elementu konstrukcyjnego.

W celu matematycznego opisu tego typu zjawisk zasadnym wydaje się określenie stanu naprężenia w analizowanym materiale kompozytowym (rys. 20).



Rys. 20. Stan naprężenia w kompozycie wywołany obciążeniem dwukierunkowym

Jak wcześniej określono (podrozdział 1.3.1.), w modelowaniu laminatów definiuje się dwa układy współrzędnych. Pierwszy z nich – Oxy jest układem związanym z kierunkiem obciążenia struktury, natomiast drugi (wyznaczony przez osie 1 i 2) określa orientację włókien laminatu. Oba układy powiązane są ze sobą kątem θ zawartym pomiędzy nimi i określającym położenie kierunków obciążenia względem orientacji włókien.

Równania opisujące składowe płaskiego stanu naprężenia można zatem zapisać w następującej postaci:

$$\sigma_{11} = \sigma_x \cos^2(\theta) + \sigma_y \sin^2(\theta) + 2\tau_{xy} \sin(\theta) \cos(\theta) \quad (2.1)$$

$$\sigma_{22} = \sigma_x \sin^2(\theta) + \sigma_y \cos^2(\theta) - 2\tau_{xy} \sin(\theta) \cos(\theta) \quad (2.2)$$

$$\tau_{12} = -(\sigma_x - \sigma_y) \sin(\theta) \cos(\theta) + \tau_{xy} (\cos^2(\theta) - \sin^2(\theta)) \quad (2.3)$$

gdzie:

σ_{11} – naprężenia normalne, których kierunek jest zgodny z orientacją włókien,

σ_{22} – naprężenia normalne prostopadłe do kierunku zbrojenia,

τ_{12} – naprężenia styczne.

Powyższe zależności są podstawą do analiz teoretycznych, których celem jest przedstawienie modelu matematycznego zachowania kompozytów w warunkach jedno- i dwuosioowego obciążenia. W dostępnej literaturze do najbardziej popularnych kryteriów zniszczenia odwołujących się do laminatów możemy zaliczyć kryteria maksymalnego odkształcenia i maksymalnego naprężenia, Hilla i Tsai-Hilla oraz Tsai-Wu [59, 121]. Do mniej popularnych w stosowaniu praktycznym należą kryteria: Hoffmana, Hashina, Hashina-Rotema, Pucka [115] oraz inne.

Należy zauważyć, że wyżej wymienione kryteria są kryteriami „makroskopowymi”, które nie uwzględniają uszkodzeń w skali mikroskopowej występujących wewnątrz struktury laminatu. Zatem poziomem odniesienia jest warstwa laminatu, a nie jej poszczególne składniki, w których powstają różnorakie uszkodzenia prowadzące do zniszczenia struktury oraz utraty przez laminat właściwości nośnych.

2.3.1. Kryteria maksymalnego odkształcenia i maksymalnego naprężenia

Kryteria maksymalnego odkształcenia i naprężenia służą do przewidywania zniszczenia kompozytu o jednokierunkowej orientacji włókien.

W przypadku, gdy o zniszczeniu decyduje wartość odkształcenia włókna – ϵ_{11} przyjmuje się, że osiągnięcie wartości deformacji równej odkształceniu granicznemu – X_ϵ określa stan wystąpienia uszkodzeń (2.4). Uszkodzenia matrycy definiuje się ilorazem odkształcenia postaciowego – ϵ_{22} do jego wartości granicznej Y_ϵ (2.5). Pęknięcie osnowy w płaszczyźnie maksymalnego odkształcenia uzależnione jest od osiągnięcia wartości granicznej T_ϵ (2.6) kąta odkształcenia postaciowego – γ_{12} .

$$\frac{\epsilon_{11}}{X_\epsilon} = 1 \quad (2.4)$$

$$\frac{\epsilon_{22}}{Y_\epsilon} = 1 \quad (2.5)$$

$$\frac{\gamma_{12}}{T_\epsilon} = 1 \quad (2.6)$$

Jeśli o zniszczeniu kompozytu decyduje wartość naprężenia, następuje ono przez osiągnięcie przez naprężenie normalne w kierunku poprzecznym – σ_{22} wartości wytrzymałości na rozciąganie – Y_σ , które utożsamiane jest z pojawieniem się pęknięć osnowy (2.8). Uszkodzenie w płaszczyźnie maksymalnego naprężenia stycznego jest uzależnione od

wartości składowej stycznej – τ_{12} równej wartości wytrzymałości na ścinanie – T_σ (2.9). Wyznaczenie pozostałych parametrów odbywa się za pomocą testu rozciągania lub ściskania.

$$\frac{\sigma_{11}}{X_\sigma} = 1 \quad (2.7)$$

$$\frac{\sigma_{22}}{Y_\sigma} = 1 \quad (2.8)$$

$$\frac{\tau_{12}}{T_\sigma} = 1 \quad (2.9)$$

Kryteria maksymalnego odkształcenia i naprężenia pozwalają na identyfikację sposobu zniszczenia kompozytu, lecz nie uwzględniają one relacji między mechanizmami zniszczenia, które w istocie są trzema oddzielnymi subkryteriami.

2.3.2. Kryteria Hilla i Tsai-Hilla

Kryterium zniszczenia Hilla wyrażone jest funkcją drugiego stopnia stanowiącą sumę ilorazów składowych stanu naprężenia odniesionych do parametrów mechanicznych laminatu. Przyjmuje ono poniższą postać:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \right) \sigma_{11} \sigma_{22} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{T^2} = 1 \quad (2.10)$$

gdzie:

X, Y, Z – granice plastyczności na rozciąganie próbek kompozytu pobranych z trzech wzajemnie prostopadłych kierunków,

T – granica plastyczności na ścinanie.

Stosowanie kryterium Hilla stosuje się do kompozytów poddawanych oddziaływaniu złożonego stanu naprężenia o składowych dodatnich. Ponadto wymagane jest określenie jego składowych w trzech wzajemnie prostopadłych kierunkach. Problem stanowi natomiast pozyskanie danych z testów wytrzymałościowych w kierunku osi 0z. Zazwyczaj kompozyty konstrukcyjne przyjmują postać płyt i niewielka ich grubość stanowi problem w pozyskaniu niezbędnych wartości.

Zmodyfikowane kryterium Hilla (2.10) zwane jako kryterium Tsai-Hilla (2.11) stanowi podstawę do oceny zniszczenia kompozytu analizowanego w płaskim stanie naprężenia, określanego przez cztery składowe o dowolnych znakach.

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X_{t,c}^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X_{t,c}^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y_{t,c}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{T_{t,c}^2} = 1 \quad (2.11)$$

gdzie:

$X_{t,c}$, $Y_{t,c}$ – odpowiednio wytrzymałość na rozciąganie (t) i ściskanie (c) w dwóch wzajemnie prostopadłych kierunkach,

$T_{t,c}$ – wytrzymałość na ścinanie przez rozciąganie (t) bądź ściskanie (c).

2.3.3. Kryterium Tsai-Wu

Kryterium Tsai-Wu jest stosowane do oceny zniszczenia kompozytów i jest związane ze współzależnościami naprężeń w wieloosiowych stanach naprężenia w formie tzw. tensorów wytrzymałości – II (F_{ij}) i IV rzędu (F_{ijkl}). Kryterium to opisujące powierzchnię zniszczenia przyjmuje postać:

$$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j = 1, \text{ dla } i, j=1,2,\dots,6 \quad (2.12)$$

Dla kompozytu ortotropowego w płaskim stanie naprężenia równanie (2.12) można zredukować do postaci:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (2.13)$$

W płaskim stanie naprężenia wszystkie tensory wytrzymałości (oprócz tensora F_{12}) można wyznaczyć, wykonując próby jednoosiowego rozciągania oraz ściskania, a także w próbie ścinania. Przyjmują one następujące postaci:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad (2.14)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_c X_t} \quad (2.15)$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_c Y_t} \quad (2.16)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad (2.17)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (2.18)$$

$$F_6 = 0 \quad (2.19)$$

Brakująca składowa F_{12} związana jest z interakcją naprężeń normalnych σ_1 i σ_2 , a jej wyznaczenie możliwe jest w teście dwuosiowym przy założeniu:

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma \quad (2.20)$$

Składowa F_{12} przyjmuje wtedy postać:

$$F_{12} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\sigma^2} - \frac{F_1 + F_2}{\sigma - (F_{11} + F_{22})} \right] \quad (2.21)$$

W przypadku braku danych eksperymentalnych wartości obciążenia σ , przy którym kompozyt ulega zniszczeniu, składową F_{12} można obliczyć z poniższej zależności:

$$F_{12} = -\frac{\sqrt{F_{11} F_{22}}}{2} \quad (2.22)$$

3. METODY ŁĄCZENIA LOTNICZYCH ELEMENTÓW KOMPOZYTOWYCH

Współcześnie materiały kompozytowe wykorzystywane w konstrukcjach lotniczych łączone są ze sobą (lub innymi materiałami, np. metalami) najczęściej za pomocą połączeń:

- stałych – klejonego i nitowego,
- rozłącznych (rozbieralnych) – śrubowego.

Stosując inną klasyfikację możemy podzielić je na połączenia mechaniczne – nitowe i śrubowe oraz adhezyjne – klejone.

Współczesne badania eksperymentalne dowodzą, że bardzo dobrymi właściwościami charakteryzują się kombinacje tych połączeń (np. nitowo-klejone, śrubowo-klejone) zwane w literaturze przedmiotu połączeniami typu mieszanego, określane także jako połączenia hybrydowe (ang. *hybrid joints*) [125]. Zaletami takiego rodzaju połączeń są: zwiększona wytrzymałość na rozciąganie i sztywność łączonych elementów oraz dwuetapowy proces pęknięcia przed całkowitym zniszczeniem połączenia związany ze zwiększeniem absorpcji energii (do ok. 35%).

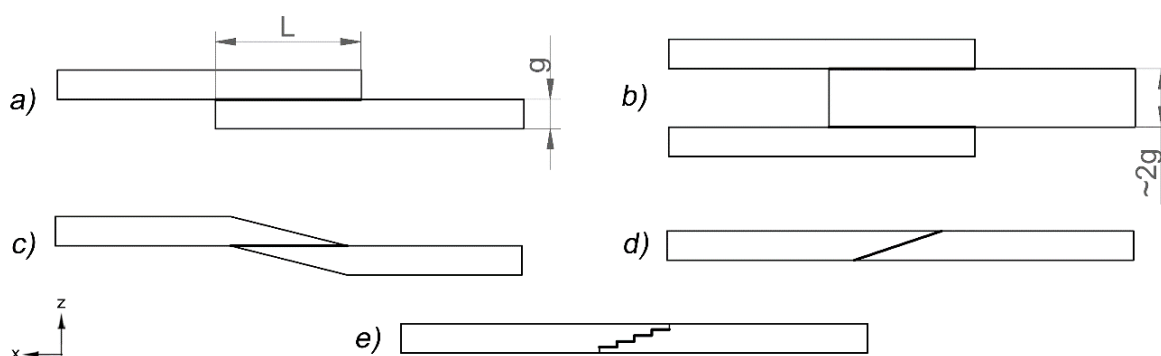
3.1. Połączenia klejone kompozytów stosowanych w lotnictwie

Połączenia klejone są jednym z rodzajów adhezyjnych połączeń stałych wykorzystywanych w łączeniu elementów konstrukcji. W aspekcie lotnictwa wydają się być dobrą alternatywą z uwagi na nieznaczące zwiększanie masy (ciężar kleju jest stosunkowo mały) statku powietrznego.

Zaletami połączeń klejonych są: stosunkowo niskie koszty technologii łączenia, szczelność połączenia, brak naprężeń w złączu czy zdolność tłumienia drgań. Wadami tego rodzaju łączenia materiałów kompozytowych są: utrudniona kontrola jakości, mała odporność na duże amplitudy temperatury otoczenia związane z eksploatacją statków powietrznych oraz wrażliwość na działanie olejów, smarów, benzyny oraz innych substancji.

Proces klejenia składa się z trzech zasadniczych faz: przygotowania powierzchni (oczyszczenie i odtłuszczenie), naniesienia kleju na powierzchnię elementów łączonych oraz dociśnięcie elementów do siebie i utrzymanie docisku do utwardzenia kleju.

Połączenia klejone zasadniczo dzielimy na połączenia doczołowe i zakładkowe [100]. Najczęściej wykorzystywanymi zakładkowymi sposobami łączenia lotniczych laminatów konstrukcyjnych (o grubości – g i długości zakładki – L) metodą klejenia są: pojedyncza i podwójna zakładka, na zamek, na ucios czy zakładka schodkowa (rys. 21) [47]. Dwa pierwsze typy połączeń (rys. 21ab) – pojedyncza oraz podwójna zakładka stosowane są także w lotniczych połączeniach mechanicznych – śrubowych oraz nitowych.



Rys. 21. Schemat typowych sposobów połączeń klejonych w konstrukcjach lotniczych

a) pojedyncza zakładka b) podwójna zakładka c) na zamek d) na ucios e) zakładka schodkowa

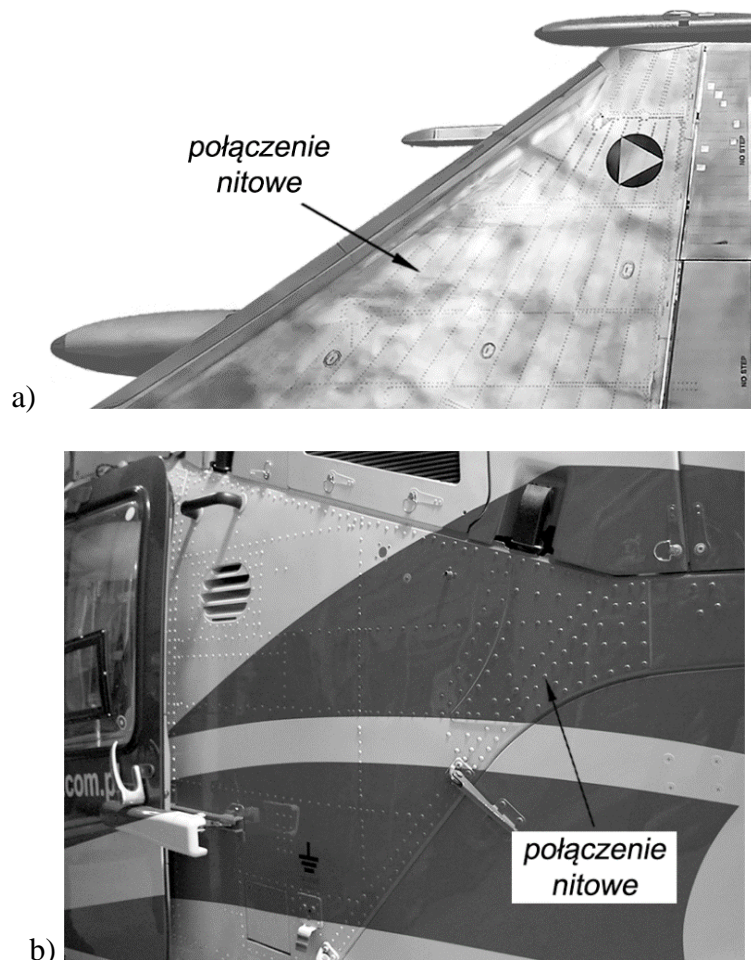
Do łączenia materiałów kompozytowych we współczesnym przemyśle lotniczym używa się najczęściej konstrukcyjnych klejów: epoksydowych, poliestrowych oraz metalokrylowych, jedno- i dwuskładnikowych, charakteryzujących się stosunkowo dużą

wytrzymałością i odpornością na starzenie oraz statyczne obciążenia zmęczeniowe. Technologie klejenia najczęściej stosuje się w konstrukcjach lotniczych do łączenia elementów wyposażenia wewnętrznego statków powietrznych. Do łączenia zewnętrznych struktur nośnych i wysoko obciążonych kleje nie są popularnie stosowane.

3.2. Połączenia nitowe lotniczych struktur kompozytowych

3.2.1. Charakterystyka lotniczych połączeń nitowych

Połączenia nitowe w strukturach lotniczych stosowane są od ich pierwszych metalowych konstrukcji. W strukturze współczesnego statku powietrznego znajduje się od kilku tysięcy do kilku milionów nitów (np. Lockheed C-5 Galaxy) służących zazwyczaj do połączenia cienkościennych struktur nośnych o grubości od dziesiątych części do kilku milimetrów [116].



Rys. 22. Nitowane kompozytowe struktury lotnicze

- a) poszycie skrzydła samolotu wielozadaniowego Eurofighter Typhoon
b) obudowa zespołu napędowego śmigłowca Eurocopter EC135 P2+

Pomimo ewolucji związanej z zastosowaniem materiałów na potrzeby budowy struktur lotniczych, począwszy od stali, poprzez stopy lekkie aż do kompozytów konstrukcyjnych, nitowanie nadal pozostaje podstawową techniką łączenia konstrukcji w przemyśle lotniczym [133] (rys. 22).

Powodem stosowania nitowania w budowie konstrukcji lotniczych są zalety metody. Nitowanie zatem jest procesem: prostym technologicznie, możliwym do zautomatyzowania (redukcja kosztów wytwarzania), posiadającym zdolność do łączenia różnych elementów konstrukcyjnych (np. stopy aluminium-kompozyt), dającym konstrukcji pewność połączenia oraz wysoki poziom jego niezawodności. Taki rodzaj połączenia posiada także wady, do których można zaliczyć: zwiększenie masy konstrukcji, zmniejszenie wytrzymałości elementu w miejscu nitowania związane z osłabieniem materiału w okolicy otworu, inicjacja i propagacja pęknięć oraz brak szczelności.

3.2.2. Rodzaje nitów lotniczych

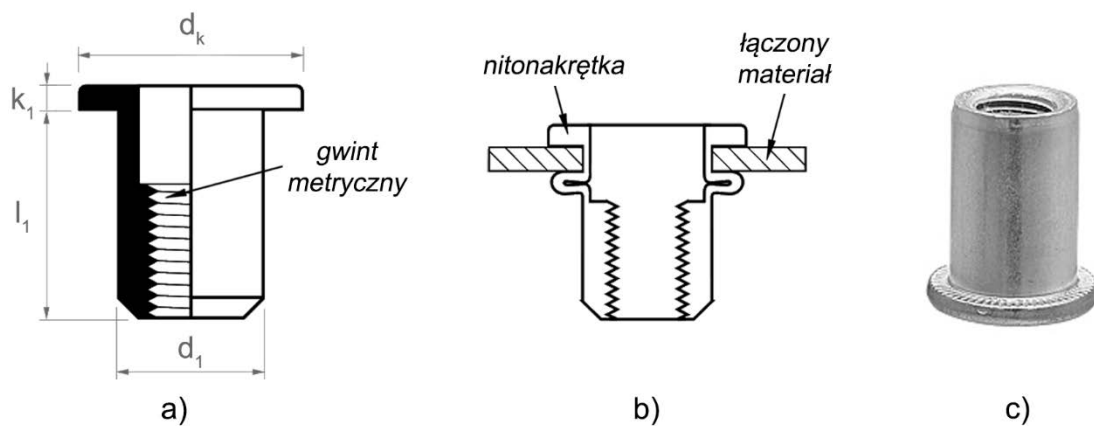
Proces nitowania (ang. *riveting*) polega na stałym, mechanicznym i nierozłącznym połączeniu materiałów za pomocą nitów. Klasyczny nit (ang. *rivet*) zbudowany jest z dwóch podstawowych elementów: walcowatego sworznia – trzonu oraz łba. Zasadniczo dzielimy je (z uwagi na kształt trzonu) na nity: pełne, drażone i rurkowe. Z uwagi na budowę i kształt geometryczny łba najczęściej stosowanymi są nity z łbem: stożkowym, kulistym, płaskim, grzybkowym oraz nity z kompensatorem. Typ nitu jest ściśle związany z miejscem zastosowania go w konstrukcji lotniczej. Nity grzybkowe stosuje się na zewnętrznych powierzchniach samolotów rozwijających małe prędkości i pomijalny wpływ oporu aerodynamicznego. Dla statków powietrznych osiągających prędkości przydźwiękowe i wyższe stosuje się nity wpuszczane (zagłębione) w materiał nitowany. Do ich produkcji stosuje się materiały o dużej plastyczności, takie jak: stale niskowęglowe, miedź, aluminium oraz ich stopy.

Współcześnie z uwagi na kruchość materiałów jakimi są laminaty konstrukcyjne klasyczny proces zamykania nitu poprzez przyłożenie dużej siły uderzenia do jego łba nie jest już powszechnie używany. Stosuje się obecnie rozwiązania, w których siła oddziaływująca na materiał w miejscu kontaktu, pochodząca od powierzchni łba i oddziaływująca na powierzchnię materiału byłaby kontrolowana.

Jednym ze współcześnie stosowanych łączników stosowanych w lotnictwie są nitonakrętki (ang. *rivet nut*) – rys. 23c. Nitonakrętka zbudowana jest z dwóch zasadniczych

części: kołnierza oraz tulei, wewnątrz której znajduje się gwint metryczny. Służy on do zaciśnięcia łącznika oraz mocowania dodatkowych elementów do konstrukcji statku powietrznego. Z uwagi na rodzaj tulei nitonakrętki dzielimy na otwarte oraz zamknięte. Z uwagi na kształt tulei nitonakrętki możemy podzielić na cylindryczne: gładkie, radełkowane oraz sześciokątne. Przyjmując jako kryterium podziału budowę kołnierza, możemy wyróżnić nitonakrętki z kołnierzem: pełnym i wpuszczanym – stosowane w materiałach o stosunkowo mniejszej grubości łączonych elementów.

Charakterystycznymi parametrami geometrycznymi nitonakrętki są: długości odpowiednio tulei – l_1 oraz kołnierza – k_1 , a także średnice: tulei – d_1 i kołnierza – d_k wyrażone w milimetrach oraz wymiar gwintu metrycznego (rys. 23).



Rys. 23. Budowa oraz charakterystyczne parametry geometryczne nitonakrętki otwartej
a) charakterystyczne wymiary b) nitonakrętka po zaciśnięciu na łączonym materiale
c) nitonakrętka stosowana w przemyśle lotniczym – otwarta, gładka, z kołnierzem pełnym

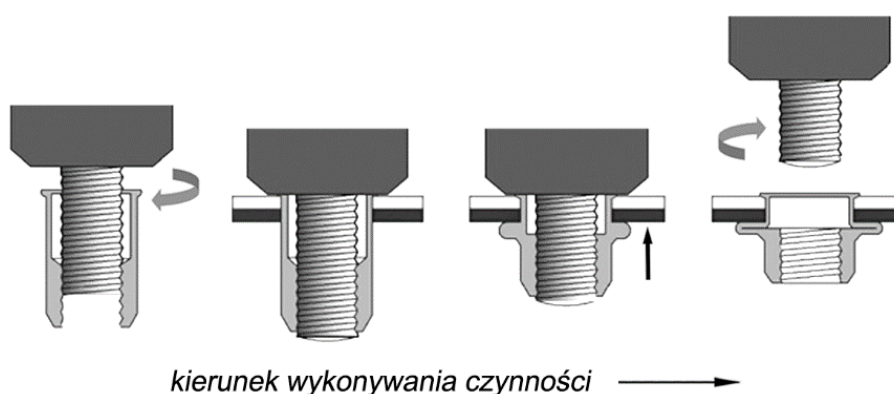
Parametry geometryczne nitonakrętek są ze sobą ściśle powiązane. Dobór ich wielkości jest uzależniony od grubości łączonych elementów. Możliwości typowych nitonakrętek oraz ich parametry geometryczne zostały przedstawione w tabeli poniżej (tabela 5).

We współczesnych konstrukcjach lotniczych używa się dwóch rodzajów nitonakrętek: ze stopów aluminium (np. AlMg5) oraz stalowych (nierdzewnych i ocynkowanych) – stosowanych do połączeń wysoko obciążonych oraz w strukturach nośnych.

Tabela 5. Parametry geometryczne oraz możliwości typowych nitonakrętek [mm]

Wymiar gwintu	d_1 [+0/-0,2]	l_1 [+0,5/-0]	d_k [+0,5/-0]	$k_1 \leq$	Grubość łączonego materiału
M3	5,0	9,8÷13,5	8,0	0,8	0,5÷5,0
M4	6,0	10,8÷15,5	10,0	0,8	0,5÷6,5
M5	7,0	12,0÷18,5	11,0	1,0	0,5÷9,0
M6	9,0	14,5÷20,5	13,0	1,5	0,5÷9,0
M8	11,0	16,0÷23,5	16,0	1,5	0,5÷9,0
M10	12,4	19,8÷27,0	18,5	2,3	0,8÷10,5
M12	16,0	24,5÷31,0	23,0	2,0	1,0÷10,5

Proces nitowania polega na doborze odpowiedniego sworznia (wymiar gwintu), zamocowania go w nitownicy i wkręceniu jej głowicy w wewnętrzny gwint tulei nitonakrętki do żądanej głębokości. Kolejnym etapem jest zaciśnięcie jej poprzez oddziaływanie siły skierowanej w kierunku jej osi obrotu oraz wykręcenie sworznia z zaciśniętej nitonakrętki [130] (rys. 24).



Rys. 24. Proces nitowania za pomocą nitonakrętek

Do nitowania za pomocą nitonakrętek stosuje się nitownice (zazwyczaj z możliwością kontroli siły docisku):

- mechaniczne – o zakresach: M3÷M6, M4÷M10,
- pneumatyczne i pneumatyczno-hydrauliczne – o zakresach: M3÷M6, M6÷M16, wytwarzające maksymalną siłę zacisku odpowiednio – ok. 23 kN i ok. 35 kN,
- elektryczne (stosowane sporadycznie).

Na potrzeby niniejszej dysertacji zdefiniowano pojęcie – połączenie nitonakrętkowe. Jest nim mechaniczne, stałe i nierozłączne połączenie wykonane za pomocą nitonakrętek.

Inną propozycją współczesnego połączenia nitowego w konstrukcjach lotniczych mogą być nity dwustronne (Patent RP nr 215908 z dnia 23.04.2013 r.). Taki rodzaj łącznika składa się z dwóch elementów – nitów: trzpieniowego i tulejowego. Zamykanie nitów dwustronnych polega na spęcznianiu ich trzonów bez odkształceń plastycznych ich łbów. Ich zaletą jest możliwość wykonania ich ze wszystkich plastycznych materiałów metalicznych i stosowania ich do łączenia różnych metali (np. stal-stop aluminium) oraz metali z niemetalami (stop aluminium-laminat o osnowie polimerowej lub metalicznej). W kontekście stosowania ich w lotnictwie występują jednak ograniczenia. Pierwsze z nich dotyczy wymagań związanych z zapewnieniem uwarunkowań technicznych, którymi są: niski stosunek masy do wytrzymałości, wytrzymałość zmęczeniowa czy odporność na korozję. Jednakże nity dwustronne mogą okazać się alternatywnym rozwiązaniem w połączeniach lotniczych przeznaczonych do łączenia kruchych laminatów konstrukcyjnych PMC i MMC.

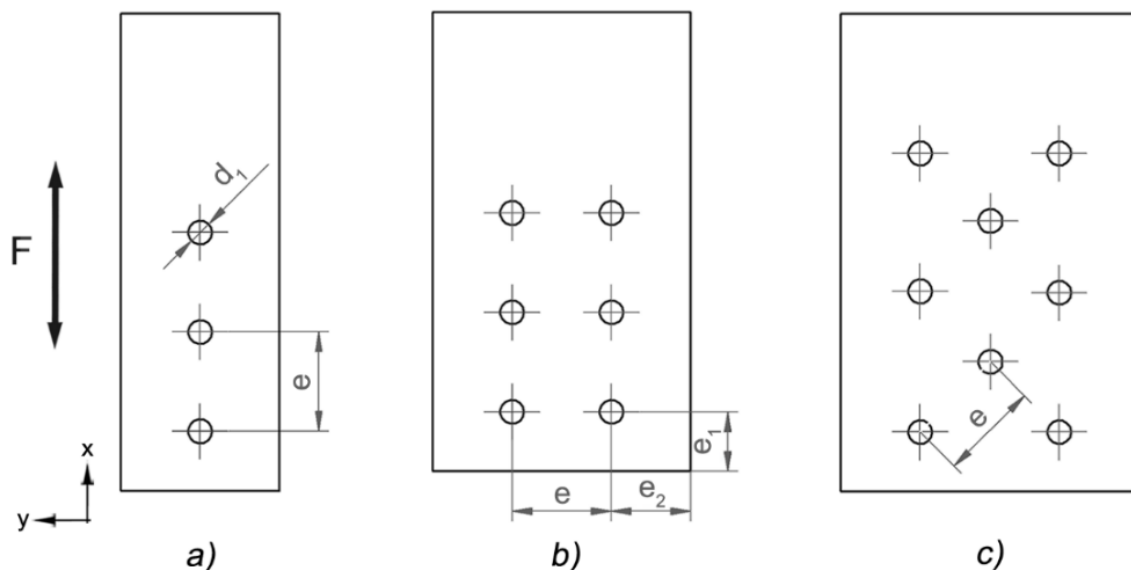
3.2.3. Modele połączeń nitowych w konstrukcjach lotniczych

Wzajemne rozmieszczenie nitów i nitonakrętek w elementach konstrukcyjnych jest ściśle określone i uporządkowane. Ich rozstawienie w rzędach oraz w szeregach nazywamy szwami nitowymi, których układy uzależnione są od działającego na nie obciążenia eksploatacyjnego. Z uwagi na liczbę rzędów dzielimy je na szwy jednorzędowe (rys. 25a) oraz wielorzędowe (dwa i więcej rzędów). W zależności od ukierunkowania rzędów względem działającego obciążenia dzielimy je na:

- równoległe – kierunek rzędów zgodny z kierunkiem obciążenia (rys. 25b),
- przestawne – kierunek rzędów usytuowany pod kątem innym niż kąt prosty w stosunku do kierunku obciążenia (rys. 25c).

Wieloletnie badania doświadczalne konstrukcji (w tym konstrukcji lotniczych) doprowadziły do określenia ogólnych zasad [74, 77], które do dziś stanowią podstawę właściwego i bezpiecznego projektowania i wykonania połączenia nitowego:

- średnica nitu (nitonakrętki) powinna być nie mniejsza niż grubość ścianki, przez którą łącznik jest wprowadzany – $d_1 \geq 2g$,
- podziałka (odległość między środkami łączników) nie mniejsza niż 3 średnice nitu (nitonakrętki) – $e \geq 3d_1$,
- odległość od środka otworu do krawędzi łączonego materiału: w kierunku działania obciążenia – $e_1 \geq 2d_1$, w kierunku prostopadłym do działania obciążenia – $e_2 \geq 1,5d_1$.



Rys. 25. Typowe rodzaje szwów nitowych oraz ich parametry geometryczne
 a) szew jednorzędowy b) szew równoległy c) szew przestawny

3.3. Połączenia śrubowe laminatów lotniczych

Połączenia śrubowe należą do mechanicznych połączeń rozłącznych. W konstrukcjach lotniczych są one zasadniczo stosowane w łączeniu elementów wysoko obciążonych (np. elementy zespołów napędowych, połączenia skrzydło-kadłub), w których wykorzystuje się takie sposoby jak: pojedyncza i podwójna zakładka (analogicznie do połączeń klejonych – rys. 21ab) oraz podwójna zakładka wzmocniona metalowymi przekładkami zwiększającymi przekrój laminatu w strefie kontaktu [47].

Do łączenia elementów poszycia statków powietrznych połączenia śrubowe nie są zazwyczaj stosowane z uwagi na:

- brak możliwości uzyskania jednolitej powierzchni poprzez wystawanie łbów śrub, co dodatkowo skutkuje zaburzeniem opływu profilu lotniczego,
- znaczące zwiększenie masy łączników (masowo: 1 śruba z nakrętką i podkładką=4 nitonakrętki) oraz całej konstrukcji,
- potrzebę dostępu do obu stron łączonego elementu,
- stosowanie stosunkowo dużych długości zakładek, na których następuje kontakt łączonych warstw oraz zwiększenie przez to masy elementów konstrukcyjnych.

4. UZASADNIENIE CELOWOŚCI BADAŃ

4.1. Stan wiedzy w obszarze badań

Współczesna literatura zawiera wiele pozycji odnoszących się do materiałów kompozytowych oraz ich połączeń mechanicznych. Najczęściej ich przedmiotem są kompozyty konstrukcyjne – CFRP i GFRP łączone za pomocą połączenia śrubowego, poddawane testom wytrzymałościowym z zastosowaniem maszyny wytrzymałościowej [7, 9, 52, 131]. W tego typu pracach analizowane są problemy badawcze, takie jak: koncentracja naprężeń w okolicy otworu, wpływ ułożenia włókien w stosunku do działania siły czy mechanizmy powstawania uszkodzeń i degradacji. Na podstawie tego typu badań określone zostały modele zniszczeń w materiałach kompozytowych [8, 63, 119], które można odnieść do połączeń nitowych oraz połączeń zbudowanych z nitonakrętek.

Prace nad nitowanymi strukturami kompozytowymi są przedmiotem badań w niektórych pozycjach literatury [31, 34, 36], w tym także dotyczących struktur lotniczych [108, 116, 120], które odnoszą się jedynie do klasycznych nitów. Badania nad kompozytami łączonymi za pomocą nitonakrętek nie są popularne, a jedyna odnaleziona pozycja [130] jest próbą określenia możliwości ich zastosowania w kontekście szybkich napraw struktur lotniczych.

W większości pozycji literaturowych wyniki badań eksperymentalnych prowadzonych z zastosowaniem kompozytów konstrukcyjnych potwierdzone są modelami numerycznymi oraz stymulacjami w programach wykorzystujących metodę elementów skończonych [70, 134]. Stosowanie metody cyfrowej korelacji obrazu w tego typu pracach nie jest popularne.

Stosowanie nitonakrętek w połączeniach elementów konstrukcji lotniczych, także w lotnictwie pasażerskim, jest widoczne w rzeczywistych konstrukcjach (np. w połączeniach sekcji kadłuba samolotu pasażerskiego Airbus A320). Ograniczona liczba publikacji w kontekście wykorzystania nitonakrętek w lotnictwie wynika między innymi z utajniania badań i ich wyników przez przedsiębiorstwa produkujące.

Stan wiedzy w obszarze badań, aktualność podjętej w pracy tematyki oraz brak w literaturze opisu badań prowadzonych w kontekście połączeń nitowych (realizowanych za pomocą nitonakrętek) i ich modeli w lotniczych strukturach kompozytowych skłoniła autora do analizy tego zagadnienia oraz publikacji wyników badań. W swoich treściach odnoszą się one do kompozytów GFRP i ich połączeń mechanicznych, a ich wyniki zostały opublikowane w krajowych [23] i międzynarodowych czasopismach [18, 20-22].

4.2. Przedmiot i cel badań

Przedmiotem niniejszej pracy są połączenia nitowe badane w kontekście ich wytrzymałości, które mogą być stosowane w lotniczych strukturach kompozytowych.

Celem teoretycznym (poznawczym) dysertacji jest wzbogacenie i uporządkowanie wiedzy związanej z łączeniem materiałów kompozytowych. Celem praktycznym (użytkowym) jest: przeprowadzenie badań teoretycznych i eksperymentalnych oraz budowa modeli połączeń nitonakrętkowych mogących znaleźć zastosowanie w lotniczych strukturach kompozytowych.

Celem podjętych w pracy badań jest także confirmacja lub falsyfikacja postawionej przez autora tezy.

4.3. Teza pracy

Przegląd dostępnej literatury oraz przedstawione w jej pozycjach wyniki badań doświadczalnych odnoszących się do laminatów konstrukcyjnych oraz mechanicznych metod ich łączenia, a także definiowany przedmiot i cele badań doprowadziły do postawienia tezy: istnieje możliwość stosowania w kompozytowych elementach konstrukcyjnych, a w szczególności w elementach poszycia statków powietrznych, połączeń nitowych zbudowanych z nitonakrętek.

4.4. Zadania badawcze

Przedstawiony przedmiot i cel pracy pozwala na określenie zadań badawczych niezbędnych do weryfikacji postawionej powyżej tezy. Należy zatem:

1. Wykonać wstępne badania w kontekście połączeń nitowych lotniczych struktur kompozytowych, skupiając uwagę na łączonym materiale – kompozycie. W ramach badań wstępnych należy zrealizować poniższe zadania szczegółowe, dokonując identyfikacji problemów badawczych:
 - metodą laminowania kontaktowego z zastosowaniem elastycznego worka wykonać poprzeczne i jednokierunkowe próbki kompozytowe zgodnie z określoną geometrią,
 - zbudować układ badawczy do osadzenia próbek i wykonania za jego pośrednictwem prób na maszynie wytrzymałościowej,

- przeprowadzić badania wytrzymałościowe laminatów bez użycia oraz z użyciem stałej siły docisku. W ramach tych badań dokonać analizy przebiegów siły rozciągającej oraz sztywności badanych próbek,
 - zbudować układ badawczy z zastosowaniem tensometru elektrooporowego. Z jego użyciem przeprowadzić badania oraz analizę siły docisku (występującej w osi łącznika),
 - dokonać analizy zniszczeń oraz zidentyfikować modele zniszczeń występujące w badanych kompozytach. Na tej podstawie określić rodzaje zbrojenia, które mogą być stosowane w połączeniach nitowych kompozytów,
 - zbudować stanowisko badawcze do cyfrowej korelacji obrazu oraz w oparciu o uzyskane tą metodą wyniki wyznaczyć rozkłady odkształceń pionowych w analizowanych próbkach kompozytowych,
 - zbudować modele numeryczne oraz wykorzystując metodę elementów skończonych, w celu ich weryfikacji dokonać porównania z wynikami uzyskanymi metodą cyfrowej korelacji obrazu.
2. Zbudować modele połączeń nitowych oraz wykorzystując metody badawcze, przeprowadzić ich badania i analizę. W ramach prowadzenia tego zakresu badań:
- metodą laminowania kontaktowego z zastosowaniem elastycznego worka wykonać próbki kompozytowe (z użyciem wcześniej określonego zbrojenia) zgodnie z określoną geometrią. Za pomocą nitonakrętek dokonać ich połączenia zgodnie z typowymi modelami,
 - zbudować układ badawczy do osadzenia połączonych próbek i wykonania za jego pośrednictwem prób na maszynie wytrzymałościowej,
 - zbudować szwy nitowe z użyciem nitonakrętek ze stopu aluminium i w oparciu o nie oraz wybrany podstawowy model połączenia laminatów dokonać analiz: siły rozciągającej oraz zniszczeń, identyfikując ich modele w tego typu połączeniach,
 - wyznaczyć model numeryczny połączenia nitonakrętkowego aluminiowego i wykorzystując metodę elementów skończonych, dokonać analizy rozkładów odkształceń pionowych w łączonych laminatach,
 - wykonać szwy nitowe („prostopadłe” i równoległe) stosując nitonakrętki stalowe i w oparciu o modele połączeń typu zakładka (pojedyncza, podwójna oraz podwójna zakładka z częścią metalową) dokonać analizy: sił rozciągających oraz zniszczeń, identyfikując ich modele,

- na podstawie cyfrowej korelacji obrazu wyznaczyć rozkład odkształceń pionowych w zbudowanych wybranych modelach połączeń nitonakrętkowych,
- zbudować modele numeryczne wybranych modeli połączeń nitonakrętkowych i wykorzystując metodę elementów skończonych, dokonać analizy rozkładów odkształceń pionowych,
- dokonać weryfikacji otrzymanych wybranych wyników metodą cyfrowej korelacji obrazu oraz metodą elementów skończonych.

5. METODY EKSPERYMENTALNE I NUMERYCZNE STOSOWANE W PRACY

W niniejszej dysertacji wykorzystano praktyczne i teoretyczne metody badawcze:

- próbę na maszynie wytrzymałościowej (quasi-statyczną próbę rozciągania),
- cyfrową korelację obrazu – ang. *Digital Image Correlation* – DIC,
- metodę tensometrii oporowej,
- metodę elementów skończonych (MES) – ang. *Finite Element Method* – FEM.

5.1. Próba na maszynie wytrzymałościowej

Próba na maszynie wytrzymałościowej realizowana była za pomocą urządzenia INSTRON 8516 wyposażonego w głowicę pomiarową o maksymalnym zakresie ± 100 kN. Dopelnieniem stanowiska pomiarowego był zestaw komputerowy z zaaplikowanym oprogramowaniem producenta WaveMaker służącym do rejestracji i wizualizacji wartości siły w funkcji przemieszczenia głowicy maszyny. Pozwalał on na dokonanie ustawień cyklu pracy maszyny wytrzymałościowej, którą skonfigurowano zgodnie z poniższymi ustawieniami:

- przemieszczenie trawersy – 10, 15 lub 20 mm;
- prędkość przemieszczenia trawersy – 0,05 mm/s;
- częstotliwość zapisu danych pomiarowych – 0,1 kHz.

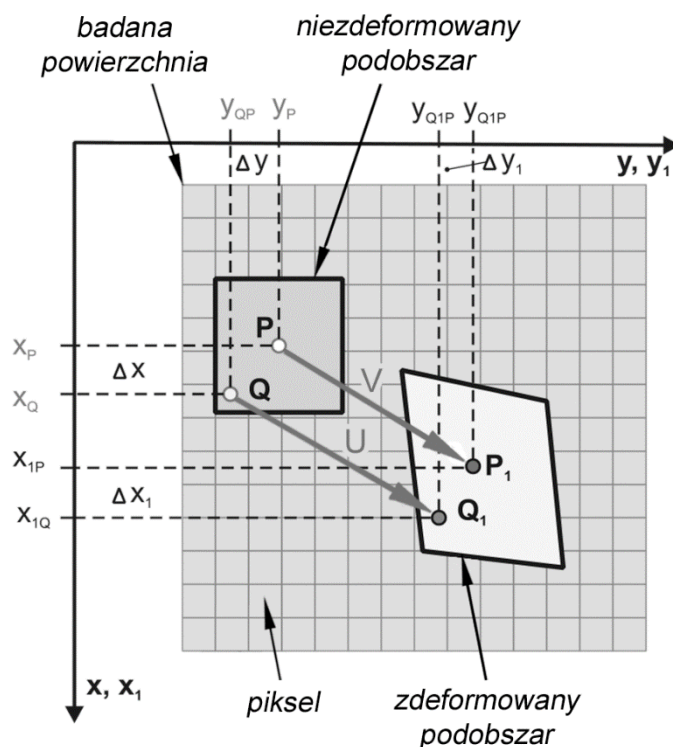
Próba na maszynie wytrzymałościowej w badaniach zawartych w dysertacji posłużyła do wyznaczenia siły rozciągającej (niszczącej) materiał kompozytowy oraz połączenie

nitowe. Wykreślone krzywe były podstawą do analizy sztywności kompozytów oraz ich połączeń. Wynikiem działania maszyny wytrzymałościowej na badane próbki były ich zniszczenia, których typowe modele analizowano metodą organoleptyczną – wzrokowo.

5.2. Cyfrowa korelacja obrazu

Cyfrowa korelacja obrazu – ang. *Digital Image Correlation* (DIC) jest metodą badawczą polegającą na wykonywaniu serii obrazów ze znanym interwałem czasowym w czasie obciążania badanego obiektu [70, 89]. W tym celu badana powierzchnia posiada losowy układ plamek – znaczników nanoszonych przed rozpoczęciem badań. Jeden z obrazów wybierany jest jako referencyjny w stosunku do kolejnych. Dzieleny jest on na mniejsze prostokątne pola – podobszary (o wymiarach $N \times M$ pikseli), których wymiary uzależnione są od jakości i wielkości naniesionych na powierzchnię znaczników.

Wyliczanie danych pomiarowych (przemieszczeń) za pomocą metody cyfrowej korelacji obrazu następuje poprzez przeliczanie przez odpowiedni algorytm pozycji każdego podobszaru w kolejnych seriach obrazów oraz porównywanie go do obrazu referencyjnego (rys. 26). Znajdowanie podobszarów odbywa się poprzez obliczanie współczynnika korelacji wzajemnej, dla których wyznacza się wektory przemieszczeń U i V .

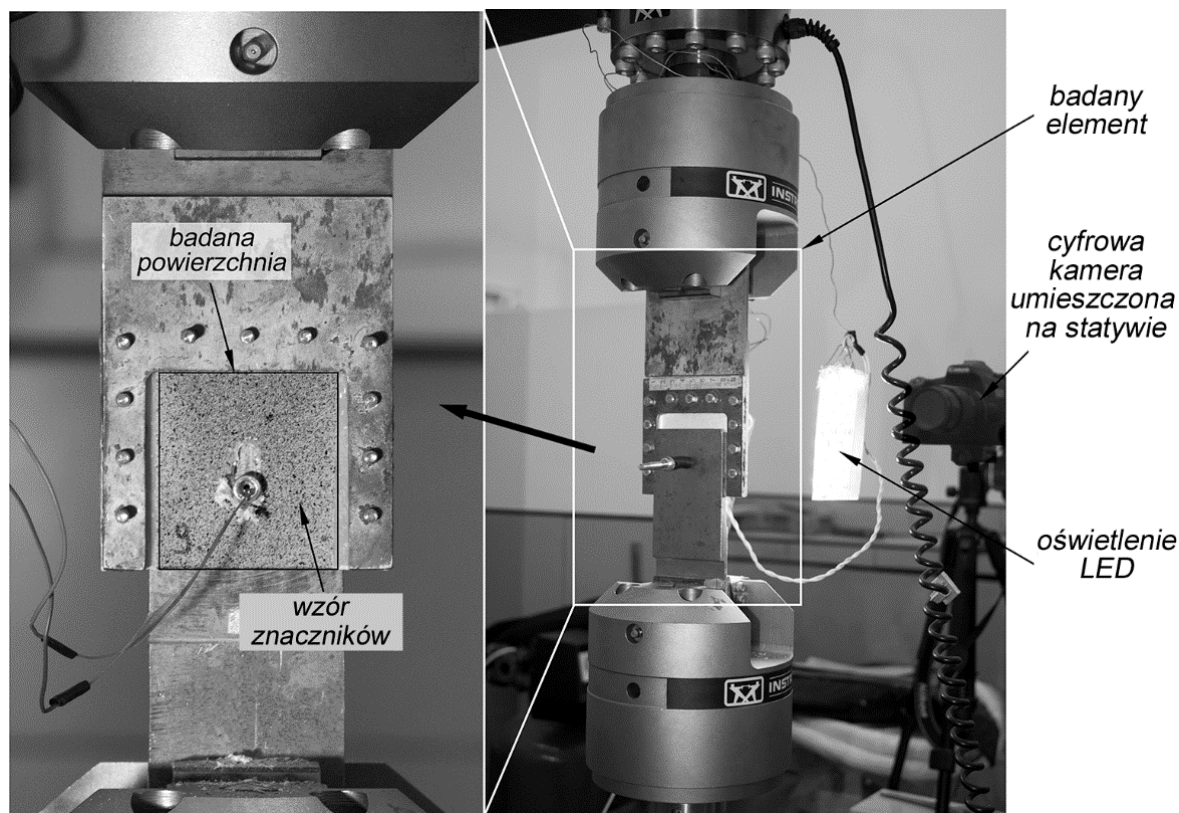


Rys. 26. Graficzne przedstawienie deformacji podobszaru w układzie dwuwymiarowym w metodzie cyfrowej korelacji obrazu

W zależności od przewidywanego charakteru pola przemieszczeń badanego elementu metoda cyfrowej korelacji obrazu występuje w wersji dwuwymiarowej (powierzchniowej) oraz trójwymiarowej (w literaturze anglojęzycznej oznaczanych odpowiednio – 2D-DIC i 3D-DIC [96, 134]). W metodzie dwuwymiarowej do wykonywania obrazów używa się zazwyczaj jednego urządzenia (kamery) umieszczonego w płaszczyźnie prostopadłej przechodzącej przez środek badanej powierzchni. W wersji trójwymiarowej dla każdego mierzonego stanu obiektu pobiera się jednocześnie kilka obrazów kamerami usytuowanymi do niego pod różnymi kątami.

5.2.1. Stanowisko pomiarowe i algorytm zastosowany w pracy

W niniejszej dysertacji metoda cyfrowej korelacji obrazu posłużyła do wyznaczenia pól odkształceń (w płaszczyznach: równoległej i prostopadłej do przyłożonego obciążenia) w badanej próbce kompozytowej. Stanowisko pomiarowe (rys. 27) składało się z cyfrowego aparatu fotograficznego (Nikon D5200 lub Canon EOS 70D) z osią optyczną obiektywu ustawioną prostopadle do powierzchni próbki. Oświetlenie badanej powierzchni próbki stanowiły dwa zestawy złożone ze świecących diod zasilanych źródłem prądu stałego.



Rys. 27. Stanowisko do pomiarów metodą cyfrowej korelacji obrazu

W trakcie prób fotografie wykonywane były ze stałym, jednosekundowym interwałem czasowym. Częstotliwość wykonywania obrazów zapewniał autorsko skonstruowany samowyzwalacz czasowy. Składał się on z mikrokontrolera ATMEL ATmega8 oraz oscylatora kwarcowego 32,768 kHz zapewniającego dużą dokładność czasową wyzwalań. Samowyzwalacz zasilany był napięciem stałym wynoszącym 5V.

Próbki zostały pokryte cienką warstwą białej, matowej farby akrylowej. Wzór znaczników wymagany przez algorytm został utworzony przez napylenie czarnej farby tego samego rodzaju.

Przetwornik aparatu fotograficznego posiadał kolorowy filtr – mozaikę Bayera. Do analizy wykorzystano odczyty z komórek z filtrem przepuszczającym światło zielone, co zmniejszyło wpływ aberracji chromatycznej na jakość pomiaru.

Zastosowany algorytm (przeznaczony do płaskich stanów odkształceń) wykrywał znaczniki o zadanych wymiarach i kształcie. Ich położenie było śledzone z podpikselową dokładnością z wykorzystaniem korelacji Pearsona obliczonej dla pola jasności pikseli w pobliżu znacznika na każdych dwóch kolejnych obrazach. Algorytm wybierał położenia z najwyższym współczynnikiem korelacji. Jeżeli maksymalny współczynnik korelacji był niższy niż zadana wartość, znacznik był odrzucany dla bieżącego i następnych obrazów.

Na podstawie zaakceptowanych położzeń znaczników dla każdej klatki budowana była siatka trójkątów, do czego wykorzystany został algorytm triangulacji Delaunay. Przemieszczenie wewnątrz trójkątów było interpolowane liniowo z przemieszczenia na ich wierzchołkach. Trójkąty, dla których odkształcenie krawędzi przekraczało określoną wartość, były usuwane w celu wykrycia pęknięć i strefy zniszczenia materiału. Każda siatka reprezentowała mapowanie pola jasności ze stanu początkowego do stanu na danej klatce. Obraz początkowy mógł być odkształcony za pomocą funkcji mapującej na bazie siatki w celu uzyskania obrazu na wybranej klatce. Przemieszczenia każdego z węzłów siatki były optymalizowane w celu uzyskania jak najwyższego współczynnika korelacji Pearsona pomiędzy odkształconym polem jasności ze stanu początkowego i z zadanej klatki. Metoda ta umożliwiła pomiar dużych odkształceń, a także pomiar odkształceń w pobliżu strefy zniszczenia materiału lub pęknięcia.

Pole odkształceń było obliczane na podstawie uzyskanego pola przemieszczeń za pomocą różnic skończonych. Uzyskane pole odkształceń było filtrowane filtrem wygładzającym z rozkładem Gaussa. Pole przemieszczeń przeliczone z pola odkształceń nie było filtrowane.

5.3. Metoda tensometrii oporowej

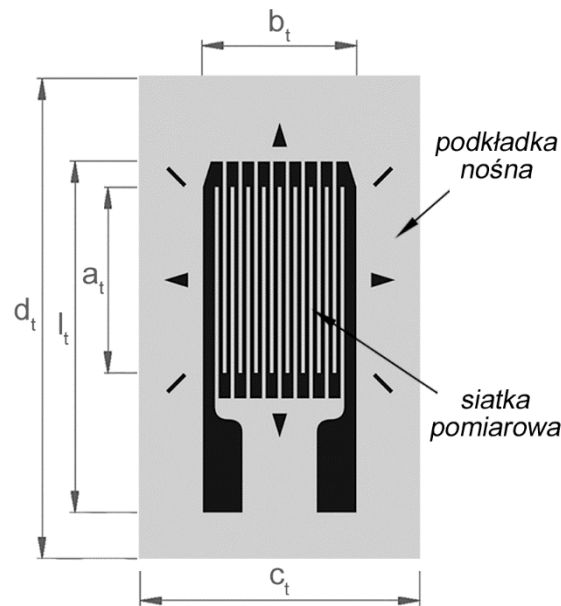
Metoda tensometrii oporowej jest metodą badawczą wykorzystującą zjawisko (odkryte przez Lorda Kelvina w 1856 roku) polegające na wzroście rezystancji metalu pod wpływem naprężeń rozciągających lub jej zmniejszeniu pod wpływem naprężeń ściskających [110]. We współczesnej technice (w tym także w badaniach struktur lotniczych) jest powszechnie wykorzystywana z uwagi na swoje zalety. Zaliczamy do nich: małą histerezę, niewrażliwość na wstrząsy, możliwość przenoszenia dużych częstotliwości oraz niskie koszty czujników. Wadami metody tensometrii oporowej są natomiast: trudności wzorcowania, długi czas przygotowania instalacji oraz stosunkowo wysoki koszt aparatury pomiarowej i pomocniczej.

Jednymi z czujników pomiarowych w metodzie tensometrii oporowej są tensometry elektrooporowe, których zadaniem jest pomiar zmiany rezystancji przeliczanej na oczekiwane wartości odkształcenia. Parametrem charakteryzującym tensometr jest tzw. stała tensometryczna (inaczej: współczynnik czułości odkształceniowej) – k . Jest ona wartością bezwymiarową opisującą własności metrologiczne czujnika, uzależnioną od materiału i technologii jego wykonania. Wyraża ona stosunek przyrostu względnego rezystancji do wydłużenia względnego przewodnika pod wpływem działania siły.

Z uwagi na technologie wykonania tensometrów dzielimy je na trzy podstawowe typy:

- drucikowe – wężykowe lub kratowe, w których jako czynnik pomiarowy stosowany jest drut o średnicy $0,02 \div 0,05$ mm. Ich charakterystyczną cechą jest odporność na wysoką temperaturę,
- półprzewodnikowe – o wartości k z zakresu $100 \div 150$, odróżniające się wysoką wrażliwością na wpływ temperatury,
- foliowe – w których czynnikiem pomiarowym jest metalowa folia o grubości z przedziału $0,0025 \div 0,025$ mm.

Najczęściej wykorzystywanymi czujnikami pomiarowymi w metodzie tensometrii elektrooporowej są tensometry foliowe. Tensometr foliowy zbudowany jest z dwóch zasadniczych części: podkładki nośnej oraz naniesionej na nią siatki pomiarowej wykonanej z materiału przewodzącego (rys. 28), który najczęściej stanowi konstantan (stop miedzi 60% i niklu 40%). Charakteryzuje się on stałą rezystywnością oraz znikomą zależnością oporu od temperatury.

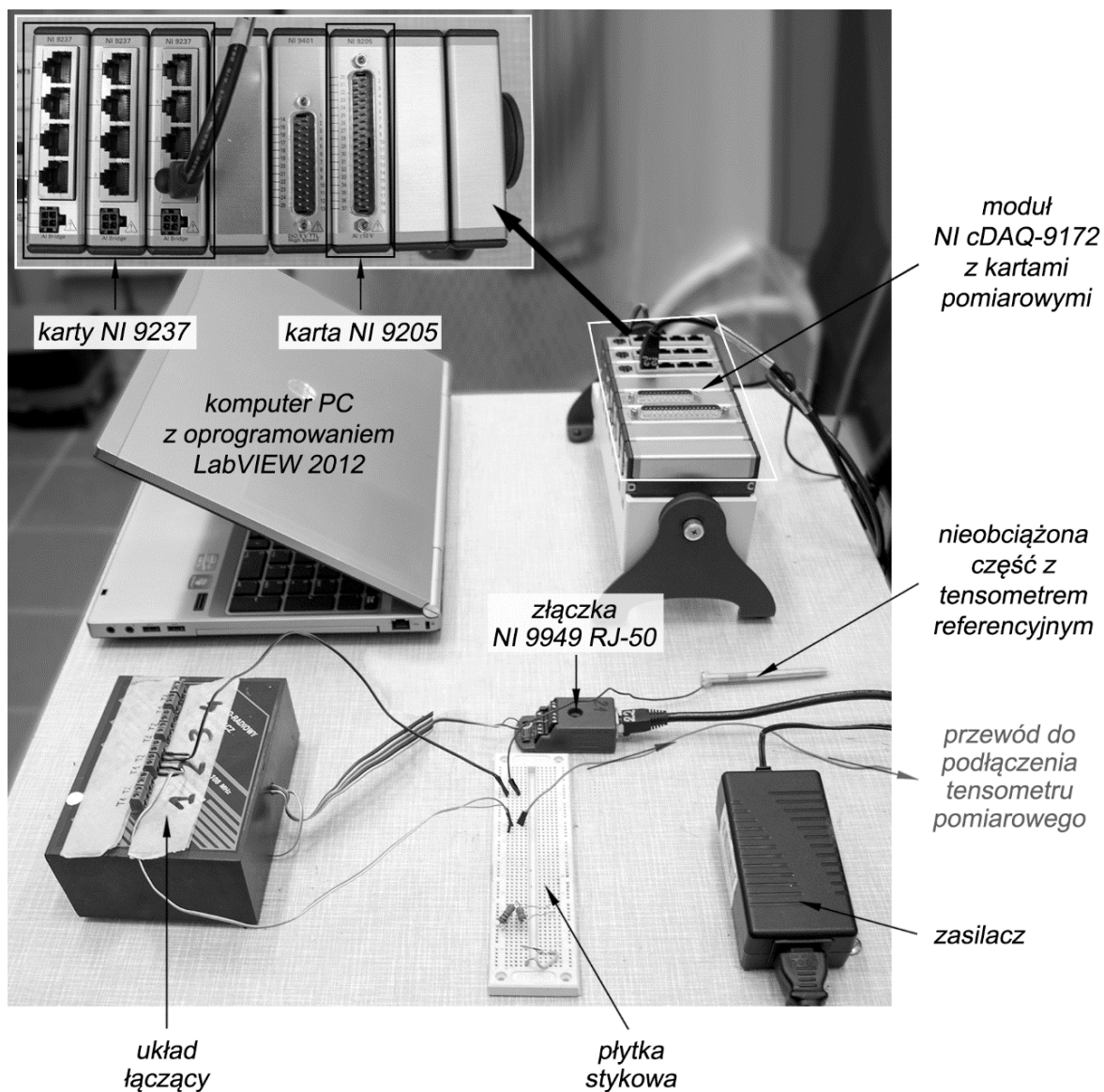


Rys. 28. Budowa i charakterystyczne wymiary geometryczne tensometru

Tensometry posiadają charakterystyczne dla nich wymiary geometryczne, wśród których wyróżniamy: szerokość i długość podkładki nośnej (oznaczanych odpowiednio c_t i d_t) oraz szerokość i długość siatki pomiarowej tensometru (oznaczanych odpowiednio b_t i l_t), a także długość czynną ścieżek – a_t . Wymiary geometryczne tensometru uzależnione są od wielkości badanego obiektu oraz jego charakterystyk.

5.3.1. Stanowisko pomiarowe zastosowane w pracy

Na potrzeby przeprowadzenia badań w niniejszej pracy zostało utworzone stanowisko pomiarowe wykorzystujące metodę tensometrii oporowej (rys. 29). Składało się ono z kart pomiarowych National Instruments – NI 9237 i przetwornika NI 9205 zainstalowanych w module NI cDAQ-9172. Stanowisko dopełniał układ łączący wraz z płytką stykową oraz komputer PC z zainstalowanym oprogramowaniem LabVIEW 2012.



Rys. 29. Stanowisko do pomiarów metodą tensometrii oporowej

Kolejnym elementem stanowiska do pomiarów metodą tensometrii oporowej była karta NI 9205 stanowiąca przetwornik A/C. Pozwalała ona na 16-bitowy pomiar wartości analogowych w 4 dostępnych zakresach potencjału elektrycznego: $\pm 10V$, $\pm 5V$, $\pm 1V$ oraz $\pm 0,2V$. Podczas badań wykorzystany był największy zakres napięcia wynoszący $\pm 10V$. Pracując w tym przedziale, karta pomiarowa NI 9205 cechowała się dokładnością absolutną w całej skali pomiarowej wynoszącą $6230 \mu V$. Szum losowy w tak skonfigurowanym układzie wynosił $240 \mu V$, a najmniejsza możliwa do zarejestrowania wartość zmiany napięcia była równa $96,0 \mu V$.

Komputer pomiarowy klasy PC wraz z zainstalowanym oprogramowaniem LabVIEW 2012 służył do archiwizacji danych pomiarowych, które stanowiło napięcie przeliczane na

wartości siły w funkcji czasu. Dodatkowo układ za pomocą przewodu zakończony wtykiem D-Sub 37 PIN podłączony był do karty pomiarowej maszyny wytrzymałościowej INSTRON 8516. Taka konfiguracja układu pozwoliła na zapis danych pomiarowych (siła w funkcji przemieszczenia głowicy) oraz na właściwą korelację wartości otrzymanych z maszyny wytrzymałościowej oraz z układu tensometrycznego. Połączenie pomiędzy modulem NI cDAQ-9172 a komputerem odbywało się za pomocą przewodu USB typu A-B.

5.4. Metoda elementów skończonych

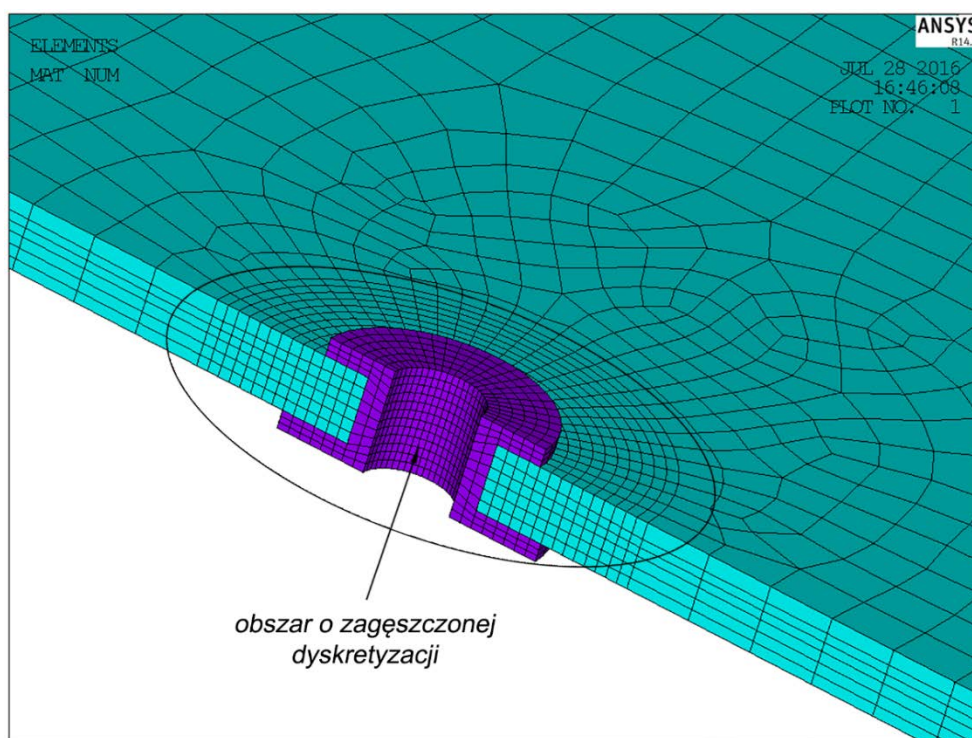
Metoda elementów skończonych (MES) – ang. *Finite Element Method* (FEM) polegająca na sformułowaniu opisu matematycznego, a następnie rozwiązaniu postawionego problemu [75] została wykorzystana w pracy do symulacji (płaskiego i trójwymiarowego stanu) oraz określenia rozkładów odkształceń w badanych próbkach kompozytowych oraz w ich połączeniach nitowych. Była ona także metodą komplementarną do metody cyfrowej korelacji obrazu pozwalającą na wspólną weryfikację uzyskanych wyników. W pracy do analizy MES wykorzystano program ANSYS w wersji 14.5.

Model geometryczny próbek oraz ich połączeń został zbudowany jako złożenie w systemie wspomagania projektowania – Solid Edge ST8 i zapisany w formacie rozpoznawalnym przez obydwa systemy – *parasolid*. W celu skrócenia czasu obliczeń w trakcie budowy modelu skorzystano z symetrii konstrukcji (materiałowej oraz symetrii kształtu i warunków brzegowych).

W trakcie wykonywania symulacji nałożono na badany element warunki brzegowe. W celu odebrania stopni swobody zastosowano funkcję – *fix*, którą nałożono na odpowiednie krawędzie analizowanej próbki. W ten sposób nie miała ona w miejscach utwierdzenia możliwości zmiany swojego przekroju poprzecznego oraz przemieszczania się w czasie oddziaływania na nią obciążenia. Poza tym jej zastosowanie pozwoliło na adekwatne do rzeczywistości zamodelowanie próbki, która podczas prób znajdowała się nieruchomo w metalowej ramce. W symulacjach uwzględniono także kontakt pomiędzy elementami modelu, który realizowany był za pomocą algorytmu *Augmented Lagrange Method*.

W analizach płaskiego stanu wykorzystano elementy skończone – SHELL181. Są one elementami 4-węzłowymi, o sześciu stopniach swobody. Podczas analiz zastosowano 10 tys. elementów skończonych i około 10 tys. węzłów. W symulacjach 3D użyto elementów skończonych – SOLID186. Stanowią je elementy trójwymiarowe, 20-węzłowe, posiadające trzy translacyjne stopnie swobody. Podczas symulacji, w zbudowanych modelach,

zastosowano 22 tys. elementów skończonych i 23 tys. węzłów. Obydwa typy użytych elementów skończonych mają zastosowanie w analizach strukturalnych [13]. Ponadto pozwalają one na użycie podczas analiz opcji warstwowego układu materiałów – *layered solid*. Takie modelowanie znacząco oddaje rzeczywisty charakter warstwowej struktury badanego laminatu. Poza tym elementy SOLID186 posiadają fizyczną grubość (elementy SHELL181 posiadają grubość zadaną jako parametr). Z tego względu ich użycie w analizach MES wiązało się z niedogodnościami polegającymi na potrzebie nadawania wysokości poszczególnym warstwom.



Rys. 30. Dyskretyzacja badanego obszaru połączenia

Dyskretyzacja obszaru analizy została dokonana w oparciu o algorytm automatycznego siatkowania dostępny w opcjach programu ANSYS 14.5. Dokonano podziału swobodnego (*free meshing*), dzieląc obszar dyskretyzacji na podobszary. W okolicach otworu oraz kontaktu – próbka kompozytowa-swożeń (nitonakrętka) dokonano zagęszczonej dyskretyzacji (rys. 30). Miało to na celu zwiększenie dokładności otrzymanych wyników oraz pozwoliło na optymalne wykorzystanie jednostki obliczeniowej.

6. WSTĘPNE BADANIA POŁĄCZEŃ NITOWYCH W MATERIAŁACH KOMPOZYTOWYCH

Eksperymentalne i teoretyczne badania przeprowadzone w oparciu o wyżej wymienione i opisane metody badawcze na bazie stanowisk pomiarowych zbudowanych na potrzeby tej pracy zostały podzielone na dwie części. W pierwszej z nich dokonano szeregu testów wytrzymałościowych oraz analiz, skupiając uwagę na łączonym materiale – kompozycie. Celem badań wstępnych było określenie możliwości stosowania połączeń nitowych w laminatach konstrukcyjnych oraz identyfikacja łączących się z tym problemów badawczych.

6.1. Przygotowanie badań

6.1.1. Przygotowanie próbek kompozytowych

W celu przeprowadzenia badań wstępnych w pierwszej kolejności przygotowano szereg próbek wykonanych z kompozytów GFRP. Do ich budowy wykorzystano dwa rodzaje tkanin certyfikowanych lotniczo: symetrycznej – Interglas 92140 (o splocie – twill 2x2) oraz rowingowej – Interglas 92145. Ich właściwości mechaniczne zestawiono w tabeli poniżej (tabela 6).

Do wytworzenia laminatów, jako ich osnowę, użyto typowej do zastosowań lotniczych żywicy epoksydowej – Epidian 53 oraz utwardzacz Z-1. Połączono je ze sobą w stosunku 10:1.

Metodą laminowania kontaktowego z zastosowaniem elastycznego worka zbudowano poprzeczne i jednokierunkowe próbki kompozytowe. Przez odpowiednie ułożenie poszczególnych warstw otrzymano cztery rodzaje orientacji włókien w stosunku do działającego na nie obciążenia. Każda z próbek zbudowana była z czterech warstw tkaniny o takiej samej kierunkowości włókien. W celu zapewnienia czystości oraz równości badanej powierzchni wytworzonych laminatów oraz przygotowania jej do dalszych badań (np. naniesienie znaczników do cyfrowej korelacji obrazu) została użyta tkanina delaminażowa. Została ona zastosowana na obydwu powierzchniach wytworzonych próbek.

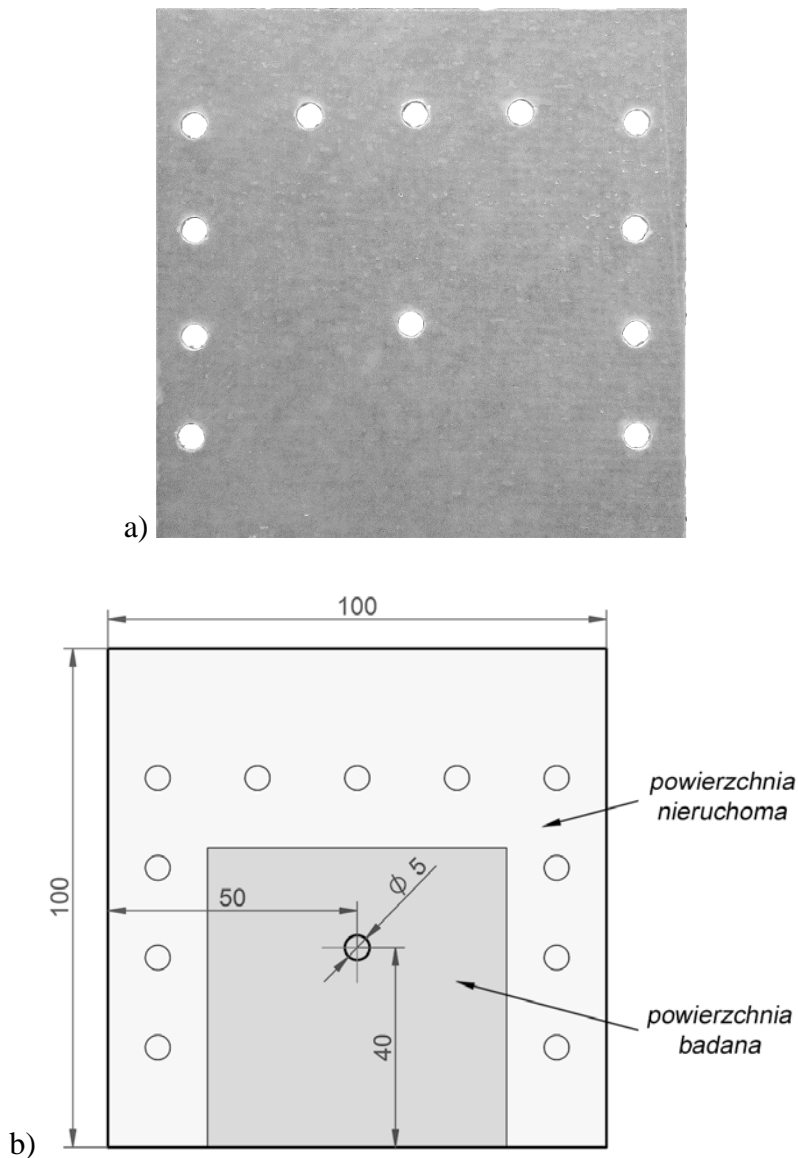
Tabela 6. Właściwości mechaniczne laminatów zastosowanych w badaniach [97]

Właściwości	Oznaczenie	Nazwa tkaniny	
		Interglas 92140	Interglas 92145
Gramatura [g/m ²]	q _w	390	220
Grubość włókna [mm]	δ ⁽¹⁾	0,5	0,26
	δ ⁽²⁾	0,36	0,19
Gęstość włókna [g/cm ³]	ρ	2,55	2,55
Wytrzymałość na rozciąganie [MPa]	R _{m+}	345	727
Wytrzymałość na ściskanie [MPa]	R _{c+}	218	466
Moduł Younga [GPa]	E ₊	22,4	33,4
	E _x	12,1	–
Moduł Kirchoffa [GPa]	G ₊	4,3	–
	G _x	8,8	–
Sztywność [km]	k _{RM+}	65	64
	k _{RC+}	41	41
	k _{E+}	4219	2936
	k _{E_x}	1143	–
	k _{G+}	400	–
	k _{G_x}	829	–

(1) – dla metody laminowania ręcznego, (2) – dla metody laminowania z użyciem podciśnienia

Proces utwardzania próbek został podzielony na 4 etapy. Żelowanie odbyło się w otoczeniu podciśnienia 0,75 atm i temperatury 24°C. Czas stosowania podciśnienia wynosił 490 minut (8 godzin i 10 minut). W kolejnym etapie kompozyty poddano utwardzaniu wstępnemu trwającemu około 14 godzin oraz utwardzaniu końcowemu wynoszącemu 3 doby. Czynności tych dokonano przy wilgotności powietrza wynoszącej 59%. W celu zwiększenia właściwości mechanicznych otrzymanych kompozytów zrealizowano proces ich dotwardzania. W tym celu próbki umieszczono w suszarce, gdzie poddano je oddziaływaniu powietrza o temperaturze 60°C w czasie 8 godzin.

Wykonana pojedyncza próbka GFRP posiadała wymiary: 100x100 mm oraz grubość ok. 1 mm (rys. 31). Za pomocą wiertła przeznaczonego do obróbki materiałów kompozytowych – CoroDrill 452.1-C H10F w ich środkowej części wykonano otwór Ø5, zachowując jego wysoką tolerancję (dopuszczalna niewielka odchyłka górna). Wokół próbki, na jej brzegach, wykonano 11 otworów niezbędnych do osadzenia jej w autorsko zbudowanym układzie badawczym.



Rys. 31. Próbkę kompozytowa do badań wstępnych
 a) zdjęcie próbki b) model próbki wraz z jej geometrią

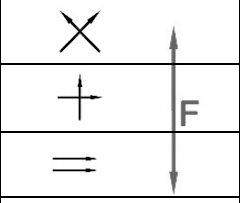
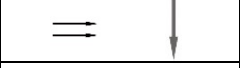
W celu uporządkowania i ułatwienia przeprowadzenia procesu badawczego próbki zostały podzielone na cztery serie – I–IV, którym odpowiadały poszczególne rodzaje kierunkowości włókien.

Dla poszczególnych serii badań wyznaczono objętościowy stopień zbrojenia kompozytów, który został oszacowany metodą eksperymentalno-analityczną. W tym celu z każdego rodzaju próbki (serie I–IV) wycięto jej część o wymiarach około 80x40 mm. Wycięte części próbek zważono (z dokładnością do 0,0001 g) na wadze precyzyjnej – RADWAG WPA 180/1/C. Grubość próbek została zmierzona za pomocą mikrometru w 5-ciu losowo wybranych punktach, które do dalszych obliczeń zostały uśrednione. Każda z części próbek została zeskanowana za pomocą płaskiego skanera optycznego ze stałą

rozdzielczością obrazu wynoszącą 600 dpi. W programie Adobe Photoshop CC dokonano określenia liczby rastrów występujących na badanej powierzchni, uzyskując dokładne pole powierzchni wyciętych części kompozytów. Na podstawie właściwości tkanin (tabela 6) obliczono objętość zbrojenia w analizowanych próbkach oraz całkowitą objętość każdej z wyciętych części próbek kompozytowych. Zgodnie z definicją (podrozdział 1.3.1.) objętościowy stopień zbrojenia – V_f został obliczony na podstawie stosunku otrzymanych danych.

Dane zastosowanych tkanin oraz charakterystyki otrzymanych z nich laminatów zestawiono w tabeli (tabela 7).

Tabela 7. Serie próbek użyte w badaniach wstępnych

Nazwa tkaniny	Seria badań	$V_f \pm \sigma$	Oznaczenie orientacji włókien	
			Oznaczenie graficzne	Oznaczenie kodowe
Tkanina symetryczna Interglas 92140 splot rządkowy – twill 2x2	I	$60 \pm 2\%$		$[-45_2/45_2]_s$
	II			$[0_2/90_2]_s$
Tkanina rowingowa Interglas 92145	III	$35 \pm 6\%$		$[90_2/90_2]_s$
	IV			$[0_2/0_2]_s$

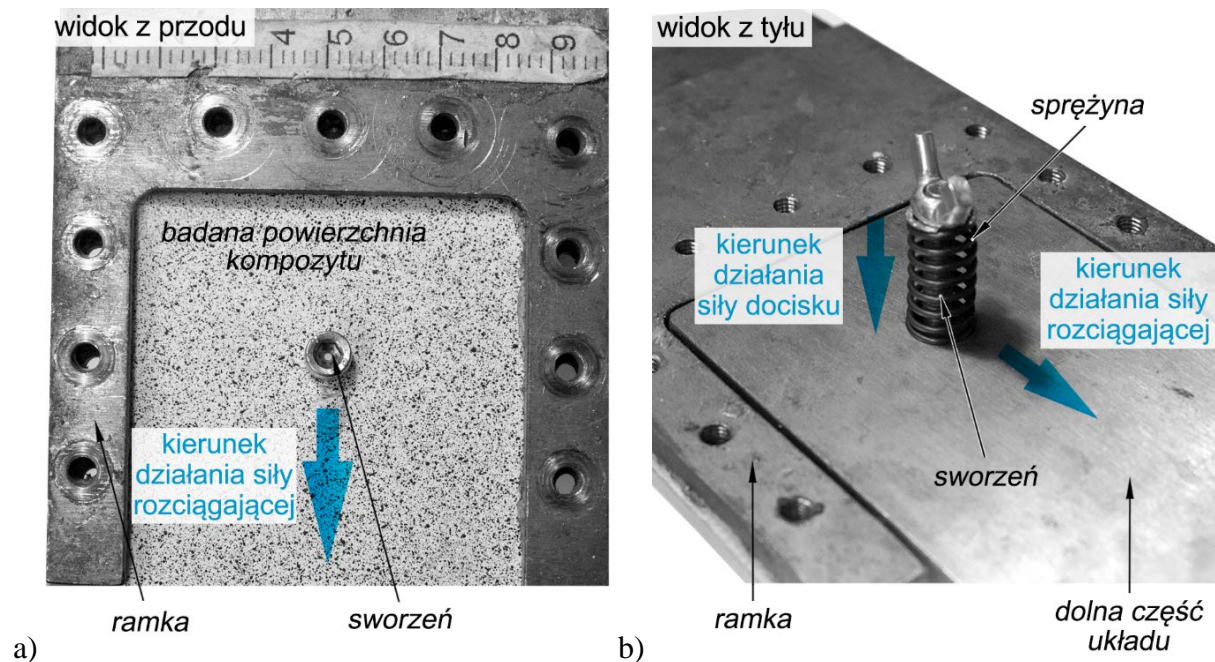
W celu przeprowadzenia badań wstępnych w pierwszej kolejności przygotowano szereg próbek wykonanych z kompozytów GFRP. Do ich budowy wykorzystano dwa rodzaje tkanin certyfikowanych lotniczo: symetrycznej – Interglas 92140 (o splocie – twill 2x2) oraz rowingowej – Interglas 92145. Ich właściwości mechaniczne zestawiono w tabeli poniżej (tabela 6).

6.1.2. Przygotowanie układu badawczego

Wykonane próbki umieszczono w autorsko zaprojektowanym układzie badawczym (rys. 32). Jego celem było zachowanie stałego nacisku pochodzącego od głowicy maszyny wytrzymałościowej i oddziałującego na powierzchnię badanej próbki oraz zachowanie osiowości działania siły docisku podczas przeprowadzenia testów wytrzymałościowych.

Układ zbudowany był z dwóch części. Pierwszą z nich (rys. 32a) stanowił płaskownik zamocowany w szczękach górnej trawersy maszyny wytrzymałościowej. Za pomocą połączenia śrubowego (11 śrub M5) przymocowana była do niego ramka. Śruby dokręcone

były ze stałym momentem siły. Pomiedzy częścią zasadniczą układu a ramką umieszczona była badana próbka kompozytowa. Druga z części układu umieszczona była w szczękach dolnej trawersy maszyny wytrzymałościowej. Był to płaskownik (rys. 32b), którego jedna z powierzchni przylegała do tylnej części badanej próbki. W jego górnej części został wywiercony otwór, w którym zamieszczano metalowy sworzeń. Oś sworznia ukierunkowana była w płaszczyźnie prostopadłej do powierzchni badanej próbki.

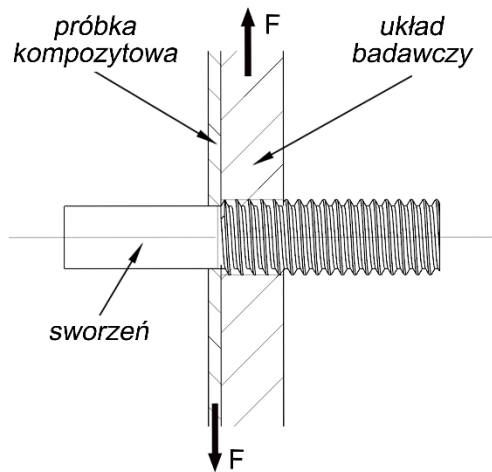


Rys. 32. Badana próbka umieszczona w układzie badawczym
 a) widok z przodu b) widok z tyłu

6.2. Badania wstępne bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego

6.2.1. Układ badawczy do badań wstępnych bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego

W pierwszym etapie badań wstępnych użyto układu badawczego w konfiguracji, w której nie występowała dodatkowa siła docisku. Schemat układu został przedstawiony poniżej (rys. 33).



Rys. 33. Schemat układu do badania bez działania siły docisku

Układ badawczy zbudowany był w oparciu o sworzeń, którego gwintowana część umieszczona była w dolnej części układu badawczego za pomocą wykonanego w niej gwintu metrycznego. Powierzchnia gładka sworznia usytuowana była powyżej powierzchni zasadniczej części układu badawczego. Stanowiła ona powierzchnię walcową o długości 12 mm, która miała za zadanie zapewnienie osiowości podczas trwania badania, przez cały czas oddziaływania siły niszczącej na badany laminat. Kontakt pomiędzy sworzniem a badanym kompozytem występował przez cały czas trwania testu wyłącznie na powierzchni niegwintowanej sworznia.

Etap badań wstępnych bez użycia siły docisku miał na celu poznanie zjawisk zachodzących przy niszczeniu laminatu warstwowego. Przeprowadzone badania pozwoliły na oszacowanie siły niszczącej próbkę, wartości sztywności oraz odkształceń jej powierzchni.

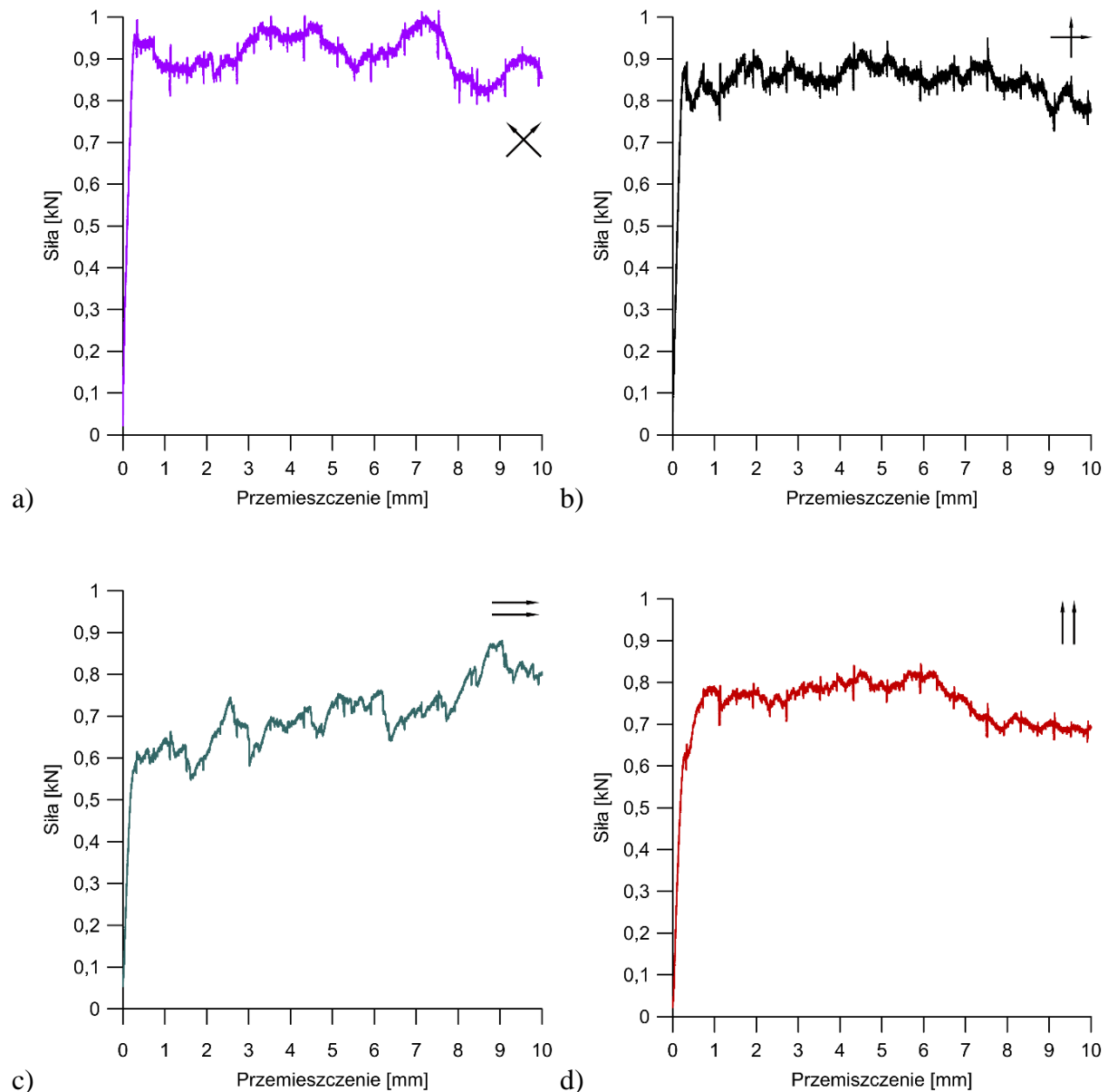
Ruchoma trawersa maszyny wytrzymałościowej przemieszczana była na odległość 10 mm, z prędkością 0,05 mm/s. Dane pomiarowe (siła w funkcji przemieszczenia sworznia) zapisywane były z częstotliwością 0,1 kHz.

6.2.2. Wyniki badań wstępnych bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego

6.2.2.1. Analiza sił

Z przeprowadzonych badań wstępnych bez użycia siły docisku dla serii I-IV zostały sporządzone i przedstawione poniższe wykresy przedstawiające zależności sił od przemieszczenia się sworznia (rys. 34). Ich przebiegi stanowią średnie arytmetyczne wartości

sił i przemieszczeń z czterech próbek, dla których wyniki (siły w funkcji przemieszczenia) odchylenia standardowego były niewielkie i wynosiły kilka procent. Próbki, dla których wartość odchylenia standardowego była znacząca, były odrzucane. Do średnich obliczeń przyjęto przynajmniej cztery wartości. Taki wybór danych pomiarowych miał na celu dużą dokładność analizowanych wyników. Sposób obliczania średnich wartości sił został podany w załączniku do pracy (Załącznik 1).



Rys. 34. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia sworznia dla badań wstępnych bez użycia siły docisku dla

a) I serii badań „X” b) II serii badań „+” c) III serii badań „=” d) IV serii badań „||”

Analizując powyżej przedstawione przebiegi krzywych zobrazowane na wykresach, można zauważyć dwa charakterystyczne ich etapy. Pierwszy z nich to quasi-linowa część o dużym kącie nachylenia do osi 0x, dla której wartością graniczną jest przemieszczenie wynoszące około 0,3 mm. Powyżej tej wartości przemieszczenia następuje niszczenie materiału i w większości przypadków stabilizowanie się wartości siły na stałym poziomie. Krzywe zawierające etap niszczenia materiału (powyżej przemieszczenia 0,3 mm) mają charakter oscylacyjny i stochastyczny związany z napinaniem i rozrywaniem pojedynczych włókien. Odmiennym przebiegiem wyróżnia się krzywa dla III serii badań, dla której druga część przebiegu ma charakter progresywny (rys. 34c), który najprawdopodobniej ustabilizuje się powyżej przedstawionego na wykresie zakresu przemieszczenia.

Dla I i II serii badań przebieg krzywych (rys. 34ab) w ich pierwszym liniowym etapie charakteryzuje się osiągnięciem maksymalnej jej wartości. Drugi z etapów (niszczenie) oscyluje wokół średniej stałej (lub quasi-stałej) wartości siły, której wartość jest niewiele mniejsza od wcześniej osiągniętej wartości maksymalnej. Dla I serii ma ona wartość 0,9 kN (rys. 34a), natomiast dla II serii badań wynosi 0,85 kN (rys. 34b). Należy zauważyć, że dla układu skośnego włókien („×”) wartość amplitudy jest zdecydowanie wyższa w stosunku do układu włókien prostych („+”).

Dla III i IV serii badań w pierwszym etapie liniowego wzrostu wartości siły osiąga ona wartość około 0,6 kN (rys. 34cd), po przekroczeniu której następuje etap niszczenia kompozytu. Wartości maksymalne zostały zarejestrowane w końcowej części drugiego etapu krzywej. Układ włókien równoległych-poziomych („=”) – rys. 34c, charakteryzuje się większymi wartościami amplitudy w stosunku do układu o równoległym-pionowym ułożeniu włókien w badanym laminacie (rys. 34d).

Maksymalne i minimalne wartości średnich sił oraz ich różnice dla poszczególnych serii badań wstępnych bez użycia siły docisku zostały zestawione w tabeli poniżej (tabela 8).

Tabela 8. Maksymalne i minimalne wartości średnich sił dla badań wstępnych bez użycia siły docisku

Seria badań	Wartość max [kN]	Wartość min [kN]	Różnica [kN]
I	1,01	0,79	0,22
II	0,95	0,72	0,23
III	0,88	0,54	0,34
IV	0,84	0,65	0,19

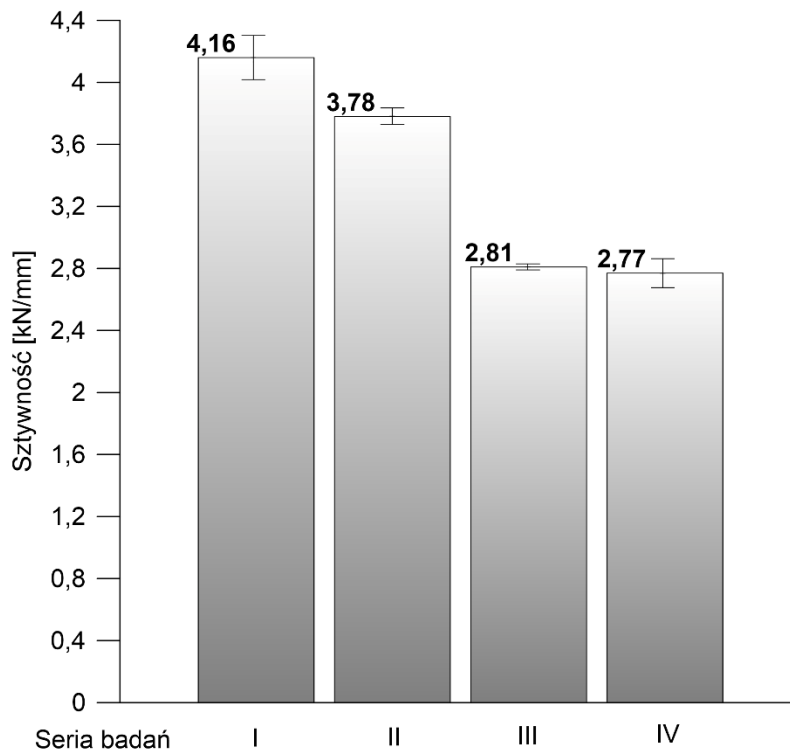
Na podstawie powyższego zestawienia można stwierdzić, że różnice pomiędzy maksymalnymi i minimalnymi wartościami sił dla badań wstępnych bez zastosowania siły docisku są niewielkie i wynoszą średnio 0,25 kN. Różnice wartości maksymalnych, a także minimalnych, w poszczególnych seriach badań są małe i wynoszą do około 17% maksymalnych ich wartości.

6.2.2.2. Analiza sztywności

Dla badań wstępnych bez użycia siły docisku przeprowadzono analizę sztywności badanego kompozytu poddawanego próbie na maszynie wytrzymałościowej, w wyniku której był on niszczone. Za wartość sztywności (kN/mm) przyjęto największą wartość siły odniesioną do odpowiadającej mu wartości przemieszczenia w maksymalnym punkcie, dla którego funkcja zachowuje charakter liniowy. Wartości te wyznaczono w sposób analityczny. Wyniki dla poszczególnych próbek, ich wartości średnie, a także odchylenia standardowe populacji – σ zestawiono w tabeli (tabela 9) oraz na wykresie słupkowym oraz typu wąsy przedstawionym poniżej (rys. 35).

Tabela 9. Wartości sztywności [kN/mm] badanych próbek kompozytowych w zależności od serii badań

Seria badań	Próbka nr 1	Próbka nr 2	Próbka nr 3	Próbka nr 4	Próbka nr 5	Wartość średnia	σ
I	4,14	5,01	3,35	–	–	4,16	0,83
II	4,16	3,9	3,63	3,44	–	3,78	0,31
III	–	2,8	2,93	2,7	–	2,81	0,11
IV	3,45	2,8	2,13	2,71	–	2,77	0,54



Rys. 35. Wykres średnich wartości oraz odchyłeń standardowych sztywności w zależności od serii badań bez użycia kontrolowanej siły docisku wstępnego

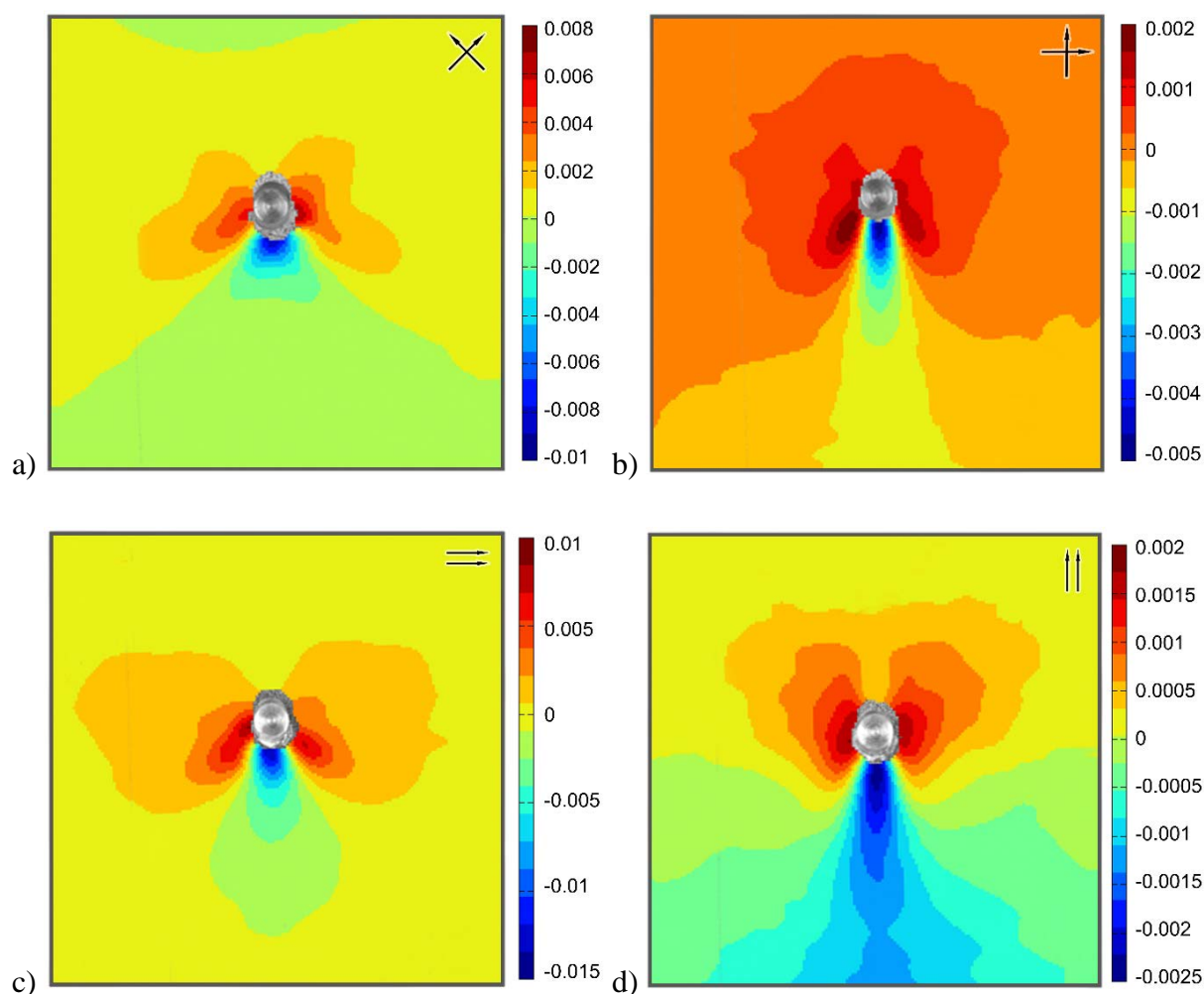
Wartości średnie sztywności badanych próbek kompozytowych w zależności od orientacji włókien (serie I÷IV) zawierają się w przedziale 2,77÷4,16 kN/mm. Największe wartości średnie sztywności uzyskano dla włókien z orientacją skośną (I seria badań). Dla tego typu układu wartość odchylenia standardowego populacji była największa i wynosiła 0,83. II seria badań („+”) odznacza się wartościami średniej sztywności, które stanowią 91% wartości maksymalnej uzyskanej we wszystkich badanych seriach. Analizując III („=”) i IV („||”) serię badań, można zauważyć, że wyniki średnich wartości sztywności są zbliżone. Należy także zauważyć, że dla równoległego-pionowego układu włókien wartość odchylenia standardowego populacji jest zdecydowanie większa w stosunku do równoległego-poziomego ich ukierunkowania.

Zauważone różnice w wynikach średnich wartości sztywności wynikają między innymi z zastosowania dwóch różnych rodzajów tkanin, z których zbudowane były badane próbki. Dla próbek wykonanych z tkaniny symetrycznej – Interglas 92140 (I i II seria badań) średnia ich wartość wynosi 3,97 kN/mm. Próbki wykonane z tkaniny rowingowej – Interglas 92145 (III i IV seria badań) posiadają średnią wartość sztywności wynoszącą 2,79 kN/mm. Różnica pomiędzy nimi jest znacząca i wynosi 1,18 kN/mm.

6.2.2.3. Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu

Wyniki badań wstępnych bez użycia kontrolowanej siły docisku uzyskane metodą cyfrowej korelacji obrazu w formie map warstwicznych rozkładów odkształceń w kierunku pionowym – ϵ_y (zgodnym z kierunkiem działania siły niszczącej próbkę) w zależności od serii badań przedstawiono na rysunkach poniżej (rys. 36). Do map dołączona została bezwymiarowa skala.

Przedstawiony stan odkształceń występował przy wartości przemieszczenia trawersy maszyny wytrzymałościowej wynoszącej do około 1,5 mm. Dla tej wartości przemieszczenia wartości sił były stosunkowo wysokie i oscylowały w granicach ich maksymalnych wartości.



Rys. 36. Mapy rozkładów odkształceń pionowych w zależności od serii badań

a) dla I serii „×” b) dla II serii „+” c) dla III serii „=” d) dla IV serii „||”

W I serii badań największe wartości odkształceń wynoszące 0,8% występują w bezpośredniej okolicy sworznia i układają się one zgodnie z kierunkowością włókien

(rys. 36a). Największą wartość odkształceń ściskających obserwuje się bezpośrednio pod sworzniem. Ich wartość dla skośnego układu włókien wynosi -1% , a różnica pomiędzy maksymalnymi a minimalnymi ich wartościami wynosi $1,8\%$. Obszary o znaczących wartościach odkształceń pionowych występują w niewielkiej okolicy od środka otworu wykonanego w próbce i ich zasięg wynosi do około 4 średnic od niego. Pozostały obszar analizy obejmuje wartości bliskie zeru.

Największe wartości odkształceń pionowych dla II serii badań zawierają się w okręgu o średnicy do około 4 średnic sworznia, tworząc wokół niego okrąg (rys. 36b). Ich największe wartości wynoszą $0,2\%$. Niewielkie pole bezpośrednio pod sworzniem tworzy mapę wartości ujemnych, które występują i zmniejszają swoją wartość w kierunku pionowym od sworznia aż po dolny brzeg próbki. Ich minimalna wartość wynosi $-0,5\%$, a różnica pomiędzy maksymalną a minimalną wartością ϵ_y dla układu o kierunkowości włókien prostych wynosi $0,7\%$. W analizowanej próbce wartości dodatnie odkształceń pionowych występują na większości jej powierzchni (ok. 96%).

Dla III serii badań większość obszaru analizy zawiera się w granicach wartości zerowych ϵ_y . Jedynie obszary w bezpośredniej styczności kontaktu – kompozyt-sworzni – odróżniają się wysokimi wartościami odkształceń pionowych. Maksymalne wartości dodatnie wynoszą 1% , natomiast ich minimalna wartość ϵ_y wynosi $1,5\%$.

Dla orientacji włókien równoległych-pionowych (IV seria badań) zauważalny jest wyraźny podział analizowanego obszaru, którego granicę pomiędzy dodatnimi a ujemnymi wartościami ϵ_y wyznacza linia pozioma usytuowana pod sworzniem i dzieląca powierzchnię próbki na quasi-równe części. Powyżej umownej linii granicznej obserwuje się dodatnie wartości ϵ_y , natomiast pod nią rozkład odkształceń o wartościach ujemnych. Dla analizowanego układu włókien koncentracja odkształceń występuje w płaszczyźnie poziomej w bezpośrednim kontakcie ze sworzniem. Maksymalna ich wartość wynosi $0,2\%$. Największe odkształcenia rozciągające (wynoszące $-0,25\%$) można zaobserwować pod sworzniem. Ich wartości maleją wraz z odległością od niego i utrzymują się na całej długości od sworznia aż do dolnego brzegu próbki.

Maksymalne i minimalne wartości odkształceń w kierunku pionowym – ϵ_y zostały zabrane i przedstawione w tabeli poniżej (tabela 10).

Tabela 10. Maksymalne i minimalne wartości odkształceń pionowych dla badań wstępnych bez użycia siły docisku

Seria badań	Odształcenia ściskające [%]	Odształcenia rozciągające [%]	Różnica [%]
I	0,8	-1	1,8
II	0,2	-0,5	0,7
III	1	-1,5	2,5
IV	0,2	-0,25	0,45

Na podstawie zebranych wyników wartości granicznych ϵ_y oraz map warstwicznych obserwuje się analogię pomiędzy I i III oraz II i IV serią badań. Pierwsza z grup charakteryzuje się większymi wartościami granicznymi, dla których maksymalne i minimalne wartości ϵ_y występują dla układu włókien – równoległego-poziomego (III seria badań). Druga z grup odznacza się znacznie mniejszymi wartościami odkształceń ściskających i rozciągających, dla których średnia wartość różnic wynosi około 0,5%.

6.2.2.4. Analiza wyników z metody elementów skończonych

Rozkłady odkształceń (ϵ_x i ϵ_y) w próbkach analizowano także za pomocą metody elementów skończonych. W tym celu w systemie wspomaganiania projektowania – Solid Edge ST8 wykonano jej model 2D, który po przekonwertowaniu do programu ANSYS 14.5 został poddany symulacjom. Próbkę zamodelowano w taki sposób, że składała się ona z 4 warstw o grubości 0,25 mm każda (grubość rzeczywistej próbki ok. 1 mm). Miało to na celu zbliżenie modelu do rzeczywistego laminatu złożonego z czterech lamin o podobnej grubości i tej samej kierunkowości włókien dla każdej z warstw. Na model geometryczny nałożono warunki brzegowe. Trzem krawędziom badanej próbki odebrano wszystkie stopnie swobody, narzucając warunek i przypisując wartość zero odpowiednim składowym wektora przemieszczeń w wybranych węzłach. Sworzeń został zamodelowany jako walec, któremu przypisano dane materiałowe stali – tabela 11. W otworze zamodelowany został kontakt – sworzeń-kompozyt. Do analizy skorzystano z elementów powłokowych – SHELL181. Do dyskretyzacji obszaru analizy wykorzystano podział regularny w celu uzyskania jak najlepszych rezultatów obliczeń.

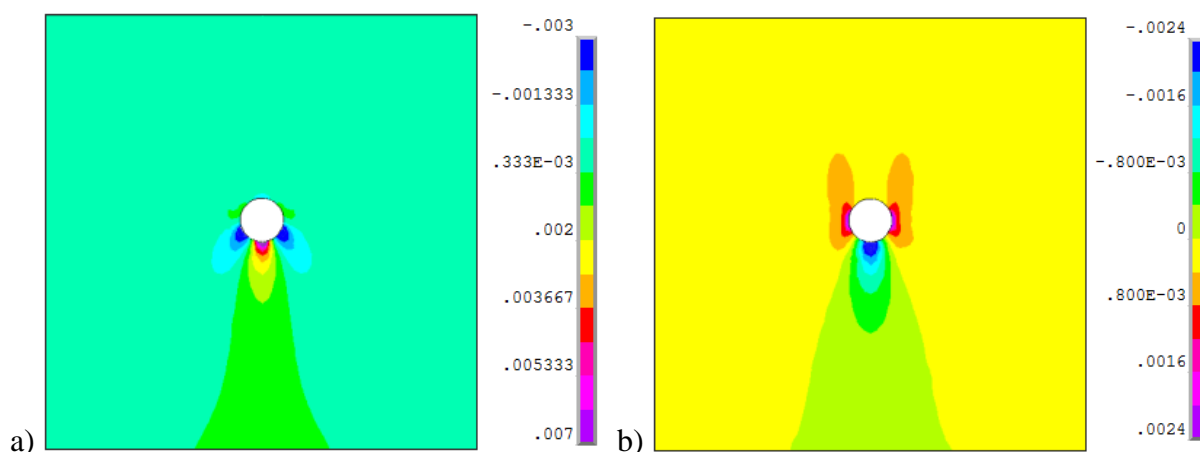
Kierunek włókien zdefiniowano za pomocą odpowiedniego zorientowania układów współrzędnych w elementach i przypisania im właściwych stałych materiałowych. Do obliczeń przyjęto dane materiałowe laminatu, zestawione w tabeli poniżej (tabela 11), uzyskane eksperymentalnie (tabela 6) oraz z oficjalnych danych przedstawionych przez producenta tkanin.

Tabela 11. Dane materiałowe przyjęte do obliczeń MES

Właściwość	Dane materiałowe laminatu	Dane materiałowe sworznia
Moduł Younga [GPa]	$E_x=33,4$ $E_y=E_z=3$	$E=210$
Liczba Poissona	$\nu_{xy}=0,3$	$\nu=0,3$
Moduł Kirchoffa [GPa]	$G_{xy}=4,3$	–
Gęstość materiału [kg/m^3]	1900	–

Wybrane wyniki odkształceń metodą elementów skończonych dla IV serii badań wstępnych bez użycia siły docisku zostały przedstawione na rysunkach poniżej (rys. 37).

Na ich podstawie należy stwierdzić, że wyniki uzyskane za pomocą metody cyfrowej korelacji obrazu oraz metody elementów skończonych są ze sobą zbieżne, czego oczekiwano. Dla przykładu można dokonać porównania map rozkładu odkształceń w kierunku pionowym dla IV serii badań, które zostały uzyskane metodą MES – rys. 37b oraz cyfrowej korelacji obrazu – rys. 36d.



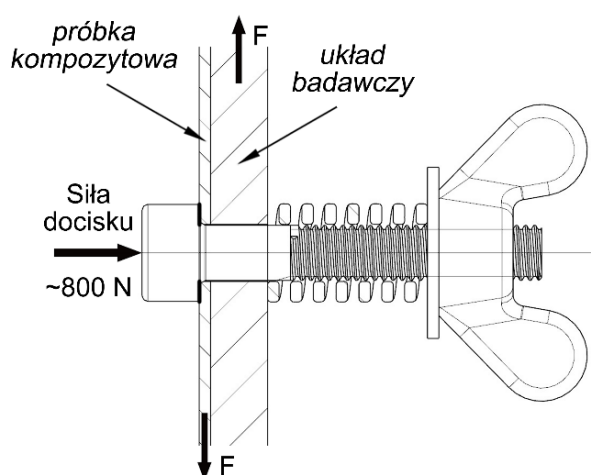
Rys. 37. Mapy rozkładów odkształceń badań uzyskanych metodą MES dla IV serii „II”
a) w kierunku poziomym b) w kierunku pionowym

Obszary występowania maksymalnych i minimalnych wartości odkształceń są zgodne co do miejsca ich występowania oraz wartości. Widoczne są także niewielkie różnice, które wynikają z błędów metod badawczych oraz zastosowania uproszczeń, to jest: nieuwzględnienia metody wykonywania próbek, ich niedoskonałości geometrycznej, sposobu modelowania oraz innych czynników.

6.3. Badania wstępne z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego

6.3.1. Układ badawczy do badań z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego

W kolejnym etapie badań wykorzystano układ badawczy z dodatkową siłą docisku, którego schemat przedstawiono poniżej (rys. 38). Dodatkowa siła pochodziła od powierzchni łoża o wartości około 40 mm^2 (kontakt – powierzchnia łoża z próbką kompozytowa) i wynosiła ona $\sim 800 \text{ N}$ (średni nacisk powierzchniowy 20 MPa). Siła generowana była poprzez metalową sprężynę walcowo-naciskową. Jej charakterystyka została wyznaczona poprzez poddanie jej próbie ściskania na maszynie wytrzymałościowej. Na tej podstawie określono jej sztywność, która wyniosła $1,1 \text{ kN/mm}$.



Rys. 38. Schemat układu do badania z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego

Sworzeń w układzie badawczym umieszczony był przelotowo z niewielkim luzem montażowym zapewniającym dużą osiowość. Zastosowana sprężyna nałożona była na jego gwintowaną część i zabezpieczona poprzez śrubę skrzydełkową M5. Wywołanie oczekiwanej siły docisku nastąpiło przez odpowiednią długość ugięcia sprężyny wynikającą z określonej wcześniej jej charakterystyki. Kontakt pomiędzy sworzniem a badanym laminatem w czasie

przebiegach testów wytrzymałościowych występował wyłącznie na niegwintowanej części sworznia.

Celem badań w tym etapie było określenie wpływu wprowadzenia dodatkowej siły docisku działającej w osi sworznia w płaszczyźnie prostopadłej do siły niszczącej. Taka konfiguracja pozwoliła na zasymulowanie siły występującej w połączeniu nitowym i przyjęto, że ma ona wpływ na wyniki siły niszczącej kompozyt, sztywności analizowanych próbek, zniszczeń i ich modeli, a także rozkładów odkształceń w zależności od orientacji włókien. W dalszej części analizy różnice te zostały oszacowane przez porównując ich wyniki z badań z zastosowaniem i bez zastosowania dodatkowej siły docisku, na podstawie czego zostały wyciągnięte wnioski.

Podczas prowadzonych testów dokonano tych samych ustawień w stosunku do poprzednich badań, tzn.: przemieszczenie trawersy – 10 mm, prędkość – 0,05 mm/s, częstotliwość zapisu danych (siła w funkcji przemieszczenia) – 0,1 kHz.

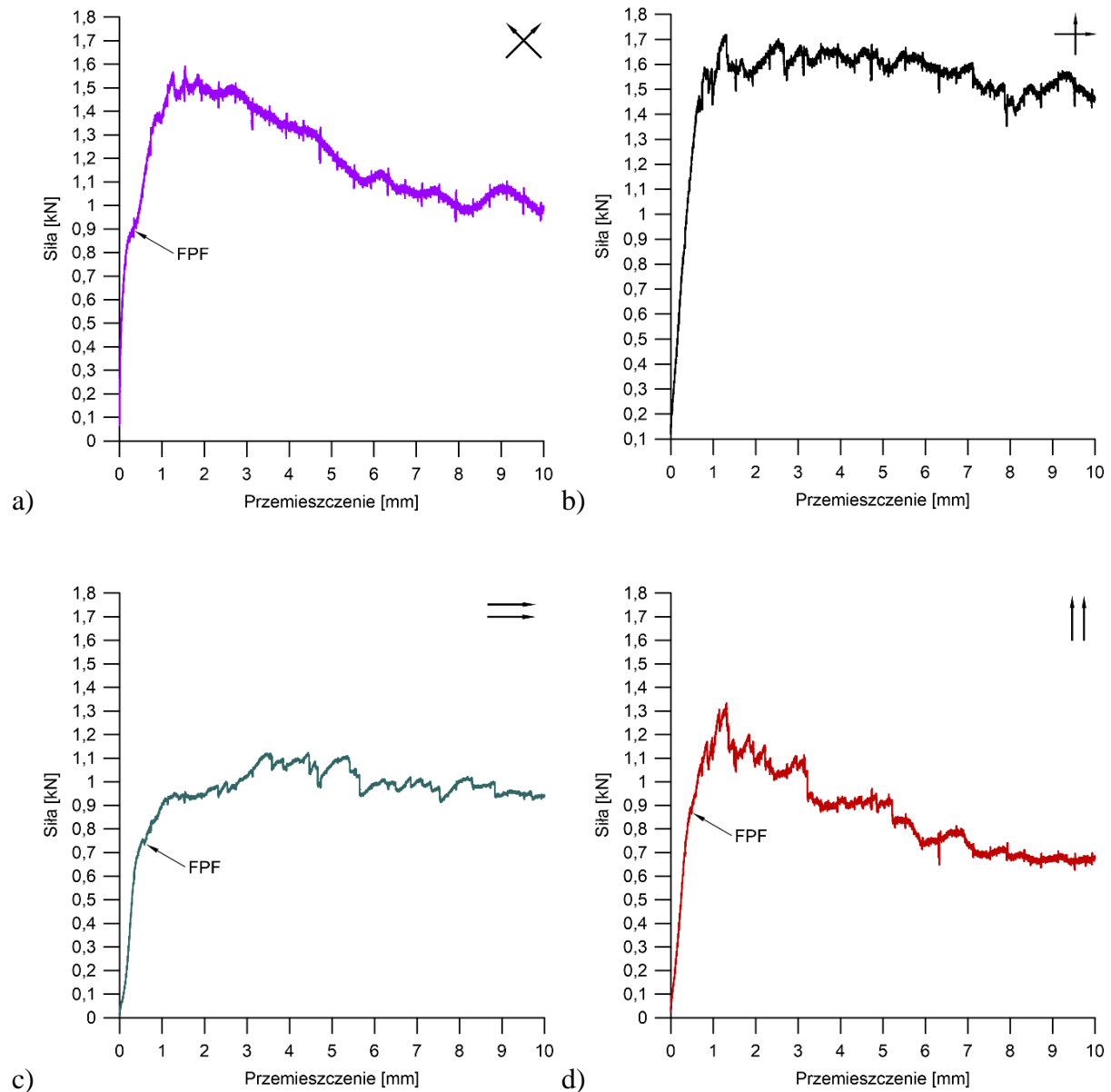
6.3.2. Wyniki badań wstępnych z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego i ich omówienie

6.3.2.1. Analiza sił

Do analizy sił w etapie badań, w którym zastosowano dodatkową siłę docisku, sporządzono i przedstawiono wykresy zależności średnich wartości – sił w funkcji przemieszczeń trawersy (rys. 39). Wyniki zestawiono w zależności od serii badań – I–IV. Analogicznie do wyników opisanych we wcześniejszej części dysertacji (podrozdział 6.2.2.1.) zastosowano ich wartości średnie z kilku prób, a do dalszych analiz przyjęto wyniki charakteryzujące się niewielkimi wartościami odchylenia standardowego.

Analizując przebiegi krzywych średnich wartości sił w funkcji średnich przemieszczeń przedstawionych na poniższych wykresach, należy zauważyć trzy charakterystyczne ich etapy. Pierwszy z nich to quasi-linowy wzrost siły do wartości maksymalnej określający wysoką sztywność laminatu. Po zakończeniu tego etapu zauważalny jest charakterystyczny uskok związany ze zmianą kąta nachylenia krzywej (wyłączając wykres przedstawiony na rys. 39b). Punkt przegięcia krzywej stanowi wartość pęknięcia pierwszej warstwy – FPF. Dla I serii badań („×”) występuje on przy wartości około połowy maksymalnej siły – 0,9 kN (rys. 39a). W II serii badań (dla włókien prostych) FPF najprawdopodobniej widoczny jest przy wartości około maksymalnej siły (około 1,45 kN) – rys. 39b. Dla serii III i IV (patrz –

rys. 39c i rys. 39d), dla włókien równoległych, wartości pęknięcia pierwszej warstwy występują przy wartości siły odpowiednio – 0,75 kN i 0,85 kN. Trzeci etap przebiegu krzywej to niszczenie materiału. Odznacza się on oscylacjami oraz osiągnięciem maksymalnych wartości sił niszczących materiał.



Rys. 39. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia sworznia dla badań wstępnych z zastosowaniem siły docisku

a) dla I serii „×” b) dla II serii „+” c) dla III serii „=” d) dla IV serii „||”

Analizując powyżej przedstawione wykresy, można zauważyć podobieństwa w ich przebiegach – I i IV seria badań (rys. 39a i 39d). Maksymalne wartości sił osiągają wartość przy przemieszczeniu wynoszącym około 1,5 mm w początkowej fazie etapu niszczenia

kompozytu. Charakter krzywych po przekroczeniu wartości maksymalnych ma tendencję malejącą. Przy maksymalnym przemieszczeniu równym 10 mm jest ona równa około połowie wartości siły maksymalnej, a więc odpowiada wartości bliskiej FPF.

Wykresy dla II i III serii badań odznaczają się stabilizacją wartości siły (odpowiednio na poziomie – 1,6 kN i 1 kN), którą uzyskują one po przekroczeniu przemieszczenia wynoszącego 1,5 mm (rys. 39b i rys. 39c).

Maksymalne i minimalne wartości średnich sił oraz ich różnice dla poszczególnych serii badań wstępnych z zastosowaniem dodatkowej siły docisku zostały zestawione w tabeli poniżej (tabela 12).

Tabela 12. Maksymalne i minimalne wartości siły dla badań wstępnych z zastosowaniem dodatkowej siły docisku

Seria badań	Wartość max [kN]	Wartość min [kN]	Różnica [kN]
I	1,59	0,93	0,66
II	1,71	1,35	0,36
III	1,12	0,91	0,21
IV	1,33	0,62	0,71

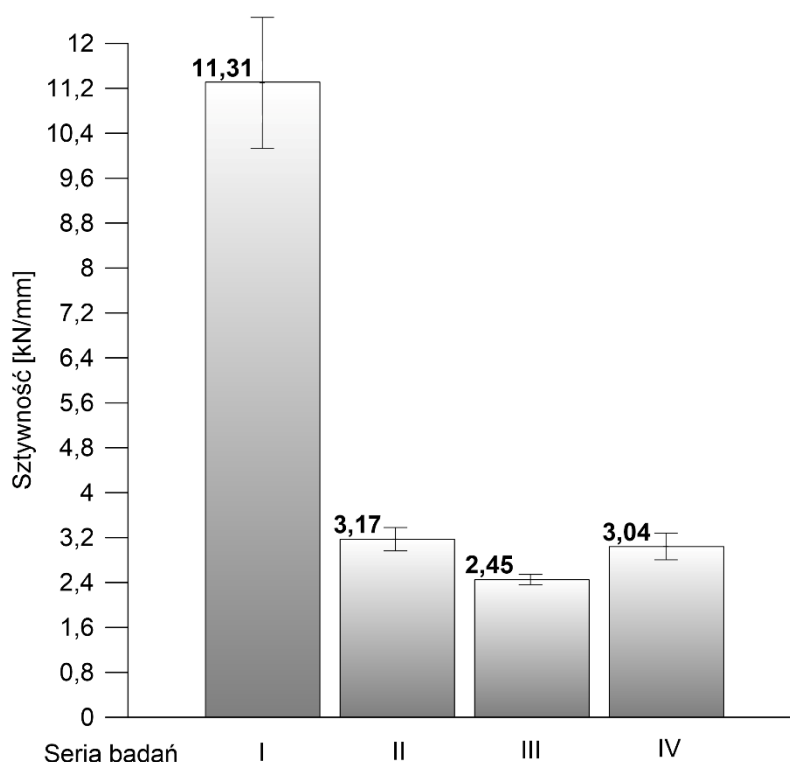
Na podstawie powyższego zestawienia można stwierdzić, że różnice pomiędzy maksymalnymi i minimalnymi wartościami sił dla badań wstępnych z zastosowaniem siły docisku wynoszą średnio ~0,5 kN. Największe wartości sił maksymalnych odnotowano dla prostego układu włókien (II seria badań) – 1,71 kN, natomiast najmniejsze z nich wynoszące 0,62 kN dla układu równoległego-pionowego (IV seria badań). Stanowi to znaczną różnicę wynoszącą 1,1 kN.

6.3.2.2. Analiza sztywności

W etapie badań wstępnych z zastosowaniem siły docisku dokonano analizy sztywności rozciąganego laminatu. W trakcie oszacowywania jego wartości zastosowano te same założenia, tzn. za wartość sztywności (kN/mm) przyjęto największą wartość siły odniesioną do odpowiadającej mu wartości przemieszczenia w maksymalnym punkcie, dla którego funkcja zachowuje charakter liniowy. Wyniki dla poszczególnych próbek, ich wartości średnie, a także odchylenia standardowe populacji – σ zestawiono w tabeli poniżej (tabela 13) oraz na wykresie słupkowym oraz typu wąsy (rys. 40).

Tabela 13. Wartości sztywności [kN/mm] kompozytów w zależności od serii badań

Seria badań	Próbka nr 1	Próbka nr 2	Próbka nr 3	Próbka nr 4	Próbka nr 5	Wartość średnia	σ
I	–	13,73	8,75	11,47	–	11,31	2,49
II	3,4	–	2,66	–	3,46	3,17	0,44
III	2,52	2,63	2,48	2,17	–	2,45	0,19
IV	–	2,94	3,59	2,59	–	3,04	0,50

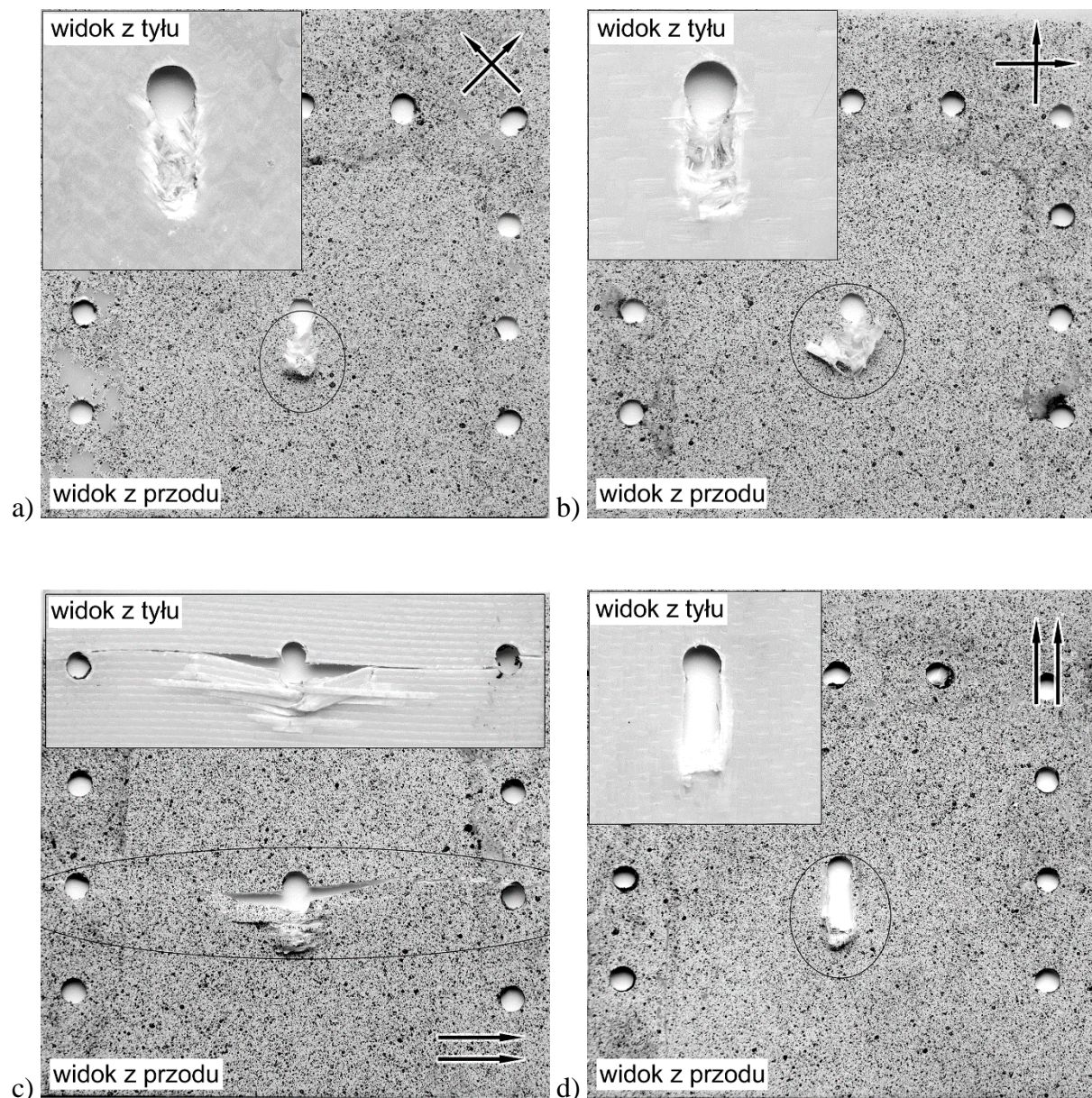


Rys. 40. Wykres średnich wartości oraz odchyłeń standardowych sztywności w zależności od serii badań z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego

Wartości maksymalne sztywności zaobserwowano dla włókien o orientacji skośnej (I seria badań), które wynoszą 11,31 kN/mm, przy zachowaniu największego – σ wynoszącego 2,49. Dla pozostałych rodzajów orientacji włókien (serie II÷IV) wartości maksymalne sztywności klasyfikują się na zbliżonym poziomie. Wartość średnia dla tych serii wynosi 2,88, a ich odchylenia standardowe populacji zawierają się w granicach 0,19÷0,50 (średnio – 0,37).

6.3.2.3. Analiza zniszczeń

W badaniach wstępnych dokonano analizy zniszczeń, która została przeprowadzona w sposób wzrokowy na podstawie zdjęć po poddaniu laminatu próbie rozciągania na maszynie wytrzymałościowej. Z uwagi na podobieństwo rezultatów zniszczenia dokonano ich analizy wyłącznie dla układu z zastosowaniem dodatkowej siły docisku (pominięto analizę dla układu bez zastosowania siły docisku). Wyniki zniszczeń, w zależności od serii badań zostały przedstawione na rysunkach poniżej (rys. 41).



Rys. 41. Zniszczenia próbek dla badań wstępnych z zastosowaniem siły docisku

a) dla I serii „X” b) dla II serii „+” c) dla III serii „=” d) dla IV serii „||”

Dla I, II i IV serii badań (odpowiednio – rys. 41a, rys. 41b, rys. 41d) obserwuje się zniszczenie typu wycięcie wywołane naprężeniami normalnymi i poprzecznymi do kierunku działania siły rozciągającej. Zniszczenie to ma charakter lokalny i jest zauważalne w bezpośredniej okolicy otworu. W widokach z tyłu próbek w okolicach otworu widoczne są rozzerwania pojedynczych włókien wzmocnienia i oddzielenie się ich od osnowy.

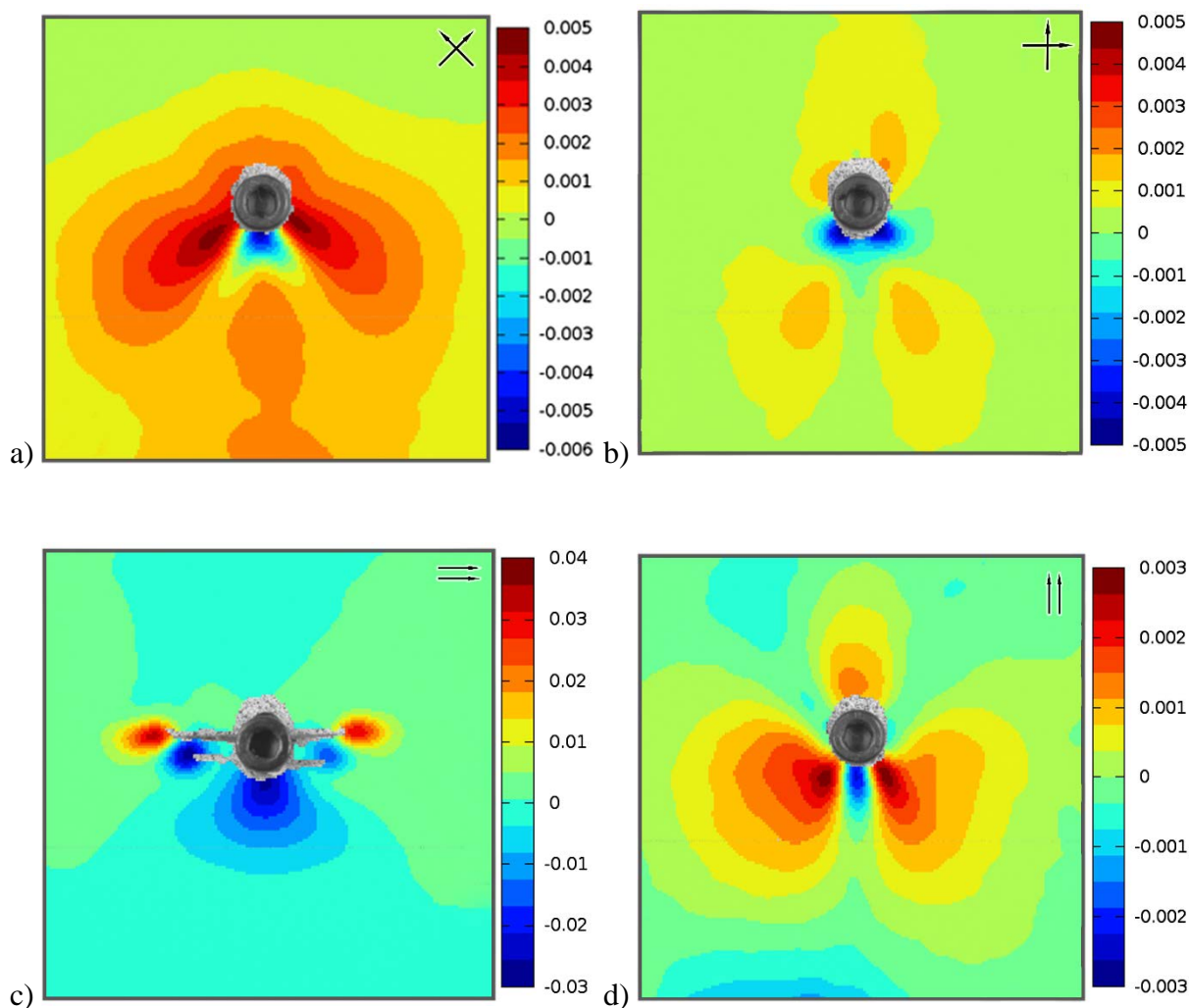
III seria badań (układ równoległy) charakteryzuje się pęknięciem osnowy wzdłuż kierunku orientacji włókien (rys. 41c). Zniszczenie to, w literaturze przedmiotu nazwane zerwaniem, wywołane jest koncentracją naprężeń, powstałych na brzegu otworu. W tym przypadku ma ono charakter globalny i wielopłaszczyznowy, dotyczący całej próbki.

6.3.2.4. Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu

W tym etapie badań dokonano analizy za pomocą metody cyfrowej korelacji obrazu, w zależności od orientacji włókien, w stosunku do kierunku działania siły niszczącej. W wyniku obliczeń otrzymano mapy warstwiczne rozkładów odkształceń w kierunku pionowym – ϵ_y , które przedstawiono na rysunkach poniżej (rys. 42). Zaprezentowany stan dotyczył przemieszczenia głowicy wynoszącego około 1,5 mm. Miało to na celu przedstawienie wartości ϵ_y przy występowaniu sił o maksymalnej lub quasi-maksymalnej wartości, a zatem przedstawienie maksymalnych wartości odkształceń.

Dla I serii badań (układ skośny włókien) zauważalne jest duże pole powierzchni próbki (około 80%), na której następuje ściskanie materiału (rys. 42a). Powierzchnie pól o największych wartościach odkształceń układają się zgodnie z kierunkowością włókien i są zlokalizowane w bezpośredniej odległości od otworu. Odkształcenia rozciągające występują w płaszczyźnie prostopadłej bezpośrednio pod sworzniem. Mapy tych wartości odkształceń mają tendencję do układania się zgodnie z kierunkowością włókien. Poniżej wartości ujemnych w tej samej płaszczyźnie obserwuje się wysokie wartości dodatnie odkształceń pionowych, które utrzymują się w odległości od sworznia do dolnego brzegu próbki.

Dla II serii badań (układ prosty włókien) widoczne są niewielkie powierzchnie ujemnych wartości ϵ_y usytuowane pod otworem (rys. 42b). Poniżej i powyżej istnieją stosunkowo małe powierzchnie niewielkich wartości dodatnich odkształceń. Pozostała powierzchnia próbki charakteryzuje się wartościami zerowymi ϵ_y z niewielkimi odchyłkami.



Rys. 42. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą cyfrowej korelacji obrazu

a) dla I serii „×” b) dla II serii „+” c) dla III serii „=” d) dla IV serii „||”

W trzeciej serii badań, dla układu równoległego-poziomego, widoczne są charakterystyczne pola granicznych wartości odkształceń zlokalizowane na końcach ścieżek zniszczeń otwartych pęknięć w próbce (rys. 42c). W osi sworznia, w tych miejscach obserwuje się ściskanie, natomiast w niżej umiejscowionym pęknięciu silne rozciąganie. Pozostała część powierzchni próbki odróżnia się wartościami zerowymi odkształceń pionowych.

Dla IV serii badań (układ równoległy-pionowy) widoczne są rozległe powierzenie odkształceń dodatnich, które przybierają kształt „skrzydeł motyla” i usytuowane są po jego prawej i lewej stronie oraz ponad sworzniem (rys. 42d). Bezpośrednio pod nim widoczne jest pole odkształceń ściskających o niewielkiej powierzchni.

Maksymalne i minimalne wartości odkształceń w kierunku pionowym zostały zebrane w poniższej tabeli (tabela 14).

Tabela 14. Maksymalne i minimalne wartości odkształceń pionowych dla badań wstępnych z użyciem siły docisku

Seria badań	Odształcenia ściskające [%]	Odształcenia rozciągające [%]	Różnica [%]
I	0,5	-0,6	1,1
II	0,15	-0,5	0,55
III	4	-3	7
IV	0,3	-0,3	0,6

Na podstawie zebranych wyników maksymalnych i minimalnych wartości odkształceń pionowych zdecydowanie widać, że III seria badań („=”), w porównaniu do pozostałych serii, odznacza się wartościami granicznymi, które są o rząd wielkości większe. Ma to najprawdopodobniej związek z faktem niszczenia kompozytu, który ma w tym przypadku charakter rozległy – globalny. Pozostałe serie badań – I, II i IV odznaczają się podobnymi wartościami odkształceń ściskających i rozciągających, których wartości średnie wynoszą odpowiednio – 0,31% oraz 0,46%.

6.4. Badania wstępne z zastosowaniem tensometru elektrooporowego

6.4.1. Układ badawczy do badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego

W kolejnej części badań wstępnych, w celu wyznaczenia przyrostu siły docisku oraz jej przebiegu, podczas prowadzenia próby na maszynie wytrzymałościowej zastosowano na powierzchni sworznia tensometr elektrooporowy firmy TENMEX o oznaczeniu firmowym – TF-1/120. Jego zadaniem był pomiar zmiany rezystancji, którą następnie przeliczano na wartości siły docisku. Otrzymane wartości siły, w całym zakresie przemieszczenia się trawersy, pozwolą na określenie charakteru ich przebiegu oraz identyfikację zagrożeń dla łączonych kompozytów w zależności od stosowanej orientacji wzmocnienia.

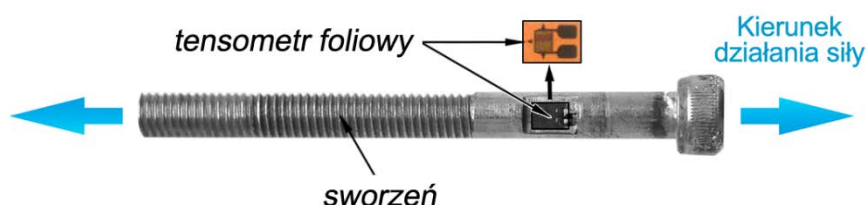
Wymiary geometryczne tensometru oraz jego właściwości zostały przedstawione w tabeli poniżej (tabela 15).

Tabela 15. Charakterystyczne właściwości oraz wymiary geometryczne tensometru TENMEX TF-1/120 (PTE TENMEX S.C.)

Charakterystyczna właściwość	Wartość
Maksymalne natężenie prądu pomiarowego	20 mA
Skrajne temperatury użytkowania	-40÷200°C
Wytrzymałość zmęczeniowa	$n > 10^7$ dla $\epsilon = 1\%$
Odształcenie maksymalne	ok. 4%
Współczynnik czułości odkształceniowej – k	2,1÷2,2
Tolerancja współczynnika k	0,5%
Siatka pomiarowa	
Materiał	Konstantan
Szerokość – b_t	2,3 mm
Długość siatki pomiarowej – l_t	3,0 mm
Długość czynna ścieżek – a_t	1,0 mm
Grubość	5 μm
Termiczny współczynnik zmiany rezystancji	$0,04 \cdot 10^{-3}/^\circ\text{C}$
Podkładka nośna	
Materiał	Modyfikowana żywica epoksydowo-fenolowa
Szerokość – c_t	3,0 mm
Długość – d_t	4,2 mm
Grubość	30 μm
Oporność izolacji	powyżej 100 M Ω
Wytrzymałość elektryczna	powyżej 1 kV U_z

W celu osadzenia tensometru na sworzniu wykonano szereg czynności. W pierwszym etapie został on przygotowany pod względem mechanicznym. W odległości około 1/3 jego długości liczonej od łba zeszlifowana została jego powierzchnia walcowa, dzięki czemu uzyskano w tym miejscu powierzchnię płaską. Przygotowana została ona tak, aby cała powierzchnia podkładki nośnej tensometru przylegała do płaskiej, zeszlifowanej części na sworzniu. Miało to na celu właściwe działanie czujnika. W osi podłużnej sworznia wywiercono otwór $\varnothing 1$ służący do przeprowadzenia przewodów zasilających czujnik. Powierzchnia przylegania została odtłuszczona za pomocą zmywacza AK-231 oraz neutralizatora AOC-211. Tensometr został przytwierdzony za pomocą szybkowiążącego kleju cyjanoakrylowego przeznaczonego do tensometrów, z oznaczeniem producenta – TB 1731. Przez przyklejenie go, do jego pól lutowniczych zostały dołączone przewody (z teflonową warstwą izolacyjną), które wcześniej przeprowadzono przez wywiercony w sworzniu otwór.

Przygotowany w ten sposób sworzeń (rys. 43) umieszczono w dolnej części układu badawczego (rys. 44), przeprowadzając go przez otwór wykonany z niewielkim luzem montażowym niezbędnym do zachowania wysokiej osiowości. Przewody dolutowane do tensometru zostały podłączone do płytki stykowej umieszczonej na zbudowanym stanowisku do pomiarów metodą tensometrii oporowej (rys. 29).

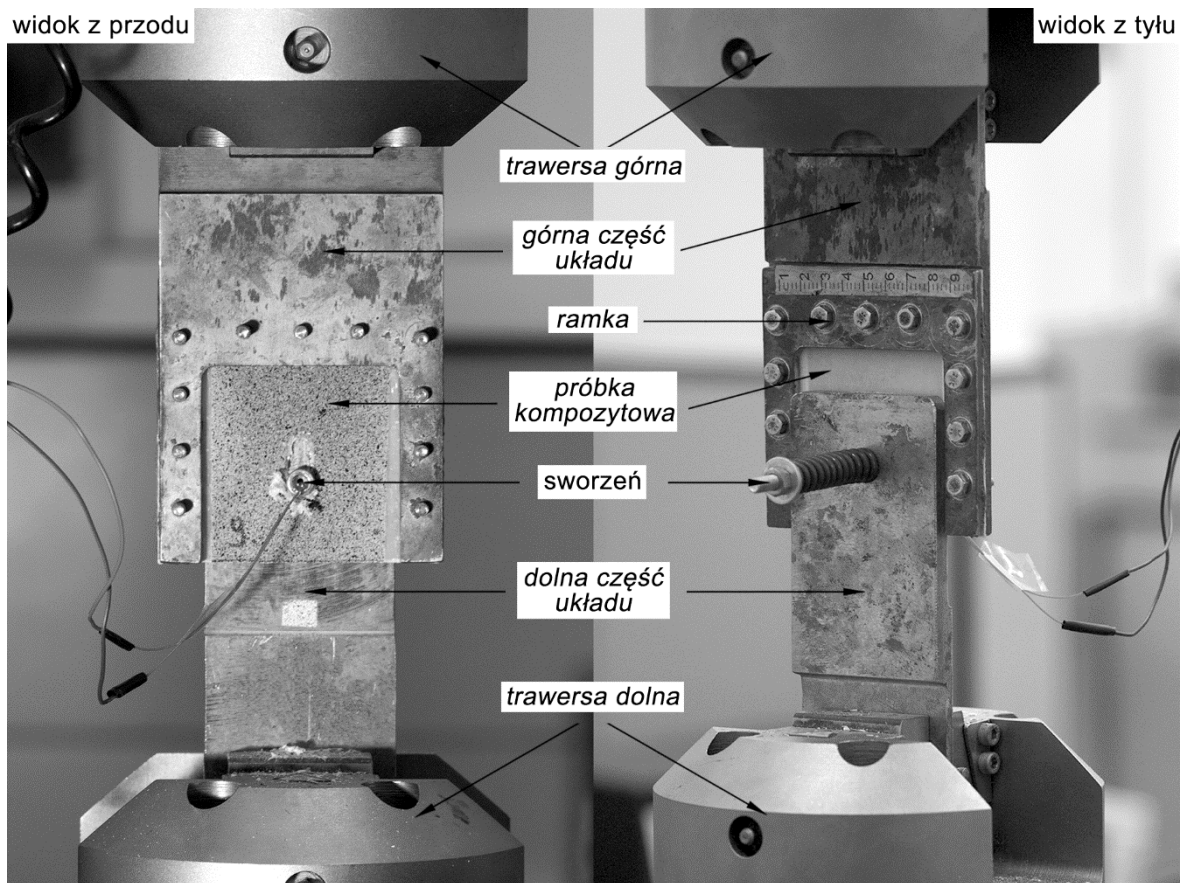


Rys. 43. Sworzeń z tensometrem elektrooporowym

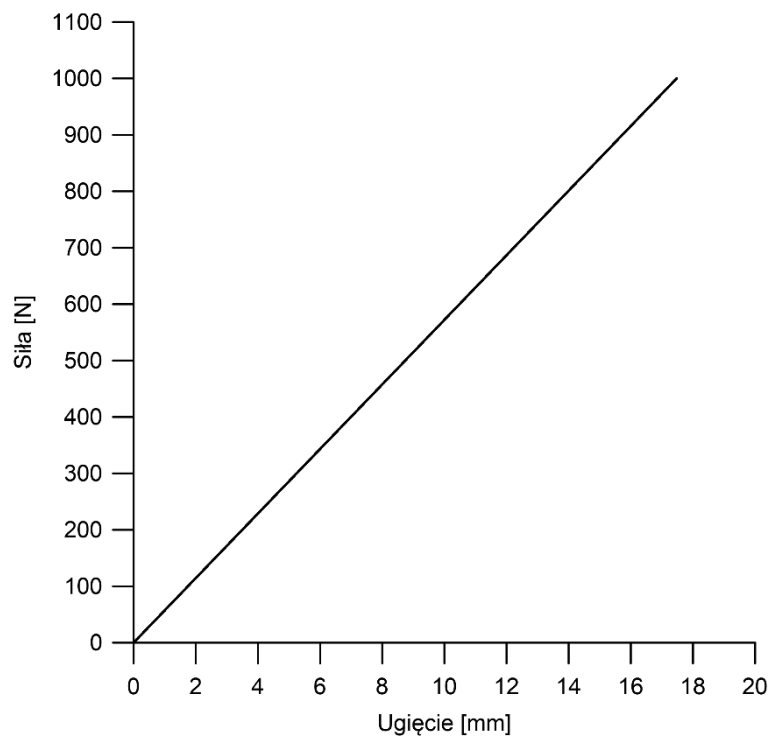
W tym etapie badań zastosowano indywidualnie zaprojektowaną sprężynę naciskowo-walcową, wytworzoną przez wytwórnię sprężyn technicznych Sprintex. Jej właściwości przedstawiono w tabeli poniżej (tabela 16), a jej liniową charakterystykę na poniższym wykresie (rys. 45). Została ona zweryfikowana poprzez poddanie jej próbie ściskania na maszynie wytrzymałościowej. Wyniki badań okazały się zbieżne z danymi podanymi przez producenta.

Tabela 16. Właściwości sprężyny użytej do badań

Charakterystyczna właściwość	Wartość
Wymiary sprężyny	
Długość swobodna	80 mm
Średnica drutu	3 mm
Średnica podziałowa	10,5 mm
Liczba zwojów czynnych	12
Średnica zewnętrzna	13,5 mm
Średnica wewnętrzna	7,5 mm
Liczba zwojów całkowitych	14
Właściwości materiału	
Moduł sprężystości poprzecznej – G	78500 MPa
Moduł sprężystości podłużnej – E	196200 MPa
Wytrzymałość na rozciąganie – R _m	1420 MPa



Rys. 44. Układ badawczy z zastosowanym czujnikiem tensometrycznym
 widok z przodu – lewa strona; widok z tyłu układu – prawa strona



Rys. 45. Charakterystyka sprężyny użytej do badań z zastosowaniem czujnika tensometrycznego

W czasie prowadzenia badań zastosowano dwie stałe wartości sił docisku sprężyny: 400 oraz 750 N, które otrzymano przez jej ugięcie o wartości odpowiednio: 7 i 13 mm. Zastosowane wartości sił docisku mieściły się w przedziale wcześniej badanych wartości – 0 i ~800 N i miały na celu poznanie zjawisk w zakresie połowy siły maksymalnej (badania wstępne z zastosowaniem siły docisku) oraz bliskiej jej górnej granicy.

Celem badań w tym etapie było poznanie przebiegów przyrostu siły docisku w czasie prowadzenia statycznej próby rozciągania w zależności od kierunkowości włókien. Przyrost siły w funkcji przemieszczenia głowicy odczytywany był za pomocą czujnika tensometrycznego zamieszczonego na sworzniu i mierzącego zmianę rezystancji przeliczaną następnie na wartości siły.

W badaniach wstępnych z zastosowaniem czujnika tensometrycznego użyto ustawień: prędkość przemieszczenia się trawersy – 0,05 mm/s, częstotliwość zapisu danych (siła w funkcji przemieszczenia) – 0,1 kHz. Na podstawie wyżej analizowanych wyników oraz w związku z potrzebą poznania dalszych przebiegów krzywych siły rozciągającej zwiększono ustawienia przemieszczenia granicznego trawersy i ustalono je na odległość 15 mm.

6.4.2. Wyniki badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego

6.4.2.1. Analiza sił

W etapie badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego dokonano analiz dwóch rodzajów sił w funkcji przemieszczenia głowicy maszyny wytrzymałościowej. Pierwszą z nich była analizowana we wcześniejszych etapach badań wstępnych siła rozciągająca (niszcząca) próbkę, natomiast drugą stanowi przyrost siły występującej w osi sworznia rejestrowanej przez tensometr. Uzyskane wartości przyrostów sił docisku zostały poddane dalszej obróbce w programie NI DIAdem 2014, w którym użyto filtra Savitzky-Golay. Posłużył on do odfiltrowania szumów oraz wygładzenia krzywych, ułatwiając ich dalszą analizę.

W tym etapie prowadzenia badań zastosowano serie badań – I÷II, pomijając układy włókien równoległych (III÷IV serie badań). Powodem zaniechania dalszych badań dla tego typu orientacji zbrojenia był fakt, że ulegały one zniszczeniu w sposób globalny. Pozwoliło to konstatować, że taki układ włókien nie powinien być stosowany w połączeniach nitowych

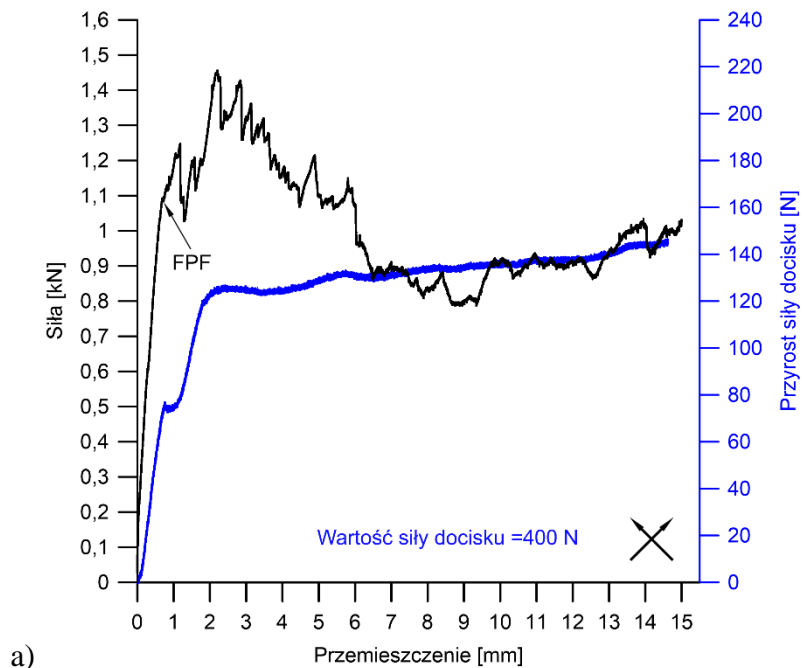
konstrukcji lotniczych z uwagi na potrzebę zachowania wysokiego poziomu bezpieczeństwa konstrukcji.

W celu uporządkowania procesu badawczego zastosowano oznaczenia serii. Analogicznie do poprzednich badań zastosowano dwie serie odpowiadające kierunkowości włókien – I i II, które uzupełniono o oznaczenia (cyfrą arabską) wartości stałych sił docisku: 400 N – 1 oraz 750 N – 2.

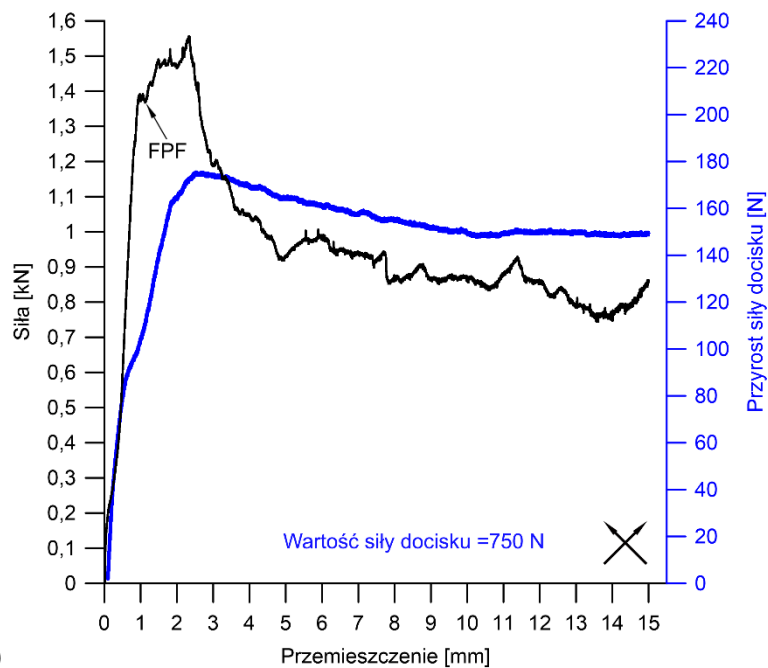
Średnie wartości sił niszczących (kolor czarny) oraz przyrostów sił docisku (kolor niebieski) w funkcji średnich przemieszczeń trawersy w zależności od orientacji włókien przedstawiono na wykresach poniżej (rys. 46÷47).

Przebiegi krzywych wartości siły niszczącej w funkcji przemieszczenia sworznia dla włókien o orientacji skośnej (I seria badań) są analogiczne (rys. 46). Można wyróżnić trzy charakterystyczne etapy przebiegu krzywych. W pierwszym z nich obserwowany jest szybki wzrost siły o liniowej charakterystyce. Osiągnięcie stanu FPF wyznacza początek kolejnego z etapów krzywej i następuje przy przemieszczeniu głowicy wynoszącej ok. $0,8 \div 1$ mm. Po przekroczeniu tego stanu wartość siły wzrasta o około kilkaset Newtonów i osiąga wartość maksymalną. Kolejny etap krzywych to stopniowa regresja wartości siły i stabilizowanie się jej na poziomie około 0,9 kN. Odmiennym charakterem wyróżnia się krzywa dla serii – I-1 (rys. 46a). Po osiągnięciu stanu FPF następuje spadek jej wartości wynoszący blisko 200 N, po którym krzywa osiąga maksimum. Drugą odmienną cechą jest fakt, że po osiągnięciu połowy wartości przemieszczenia trawersy wartość siły oscylacyjnie wzrasta (o ok. 30 N).

Analizując przebiegi przyrostów sił docisku (kolor niebieski) dla włókien skośnych (I seria badań), można zauważyć w nich analogie (rys. 46). Charakteryzują się one etapowo zmienną charakterystyką. W pierwszej jej fazie obserwowany jest wysoki wzrost wartości siły do wartości wynoszącej około połowy jej wartości maksymalnej. Po osiągnięciu maksimum następuje gwałtowne załamanie się krzywych. Dla serii 1 po jego osiągnięciu obserwowany jest dalszy niewielki jej wzrost (rys. 46a), natomiast dla serii 2 niewielki spadek (rys. 46b) – o wartości wynoszące ok. 25 N. W czasie przebiegu wykresów przyrostu sił docisku charakterystyczne wydają się być dwa punkty przegięcia. Przyrównując je do wartości przemieszczeń trawersy oraz korelując je do przebiegów siły niszczącej, można wnioskować, że pierwszy z punktów przegięcia oznacza osiągnięcie w badanym kompozycie stanu FPF, natomiast drugi z nich wyznacza maksymalną wartość siły niszczącej.



a)

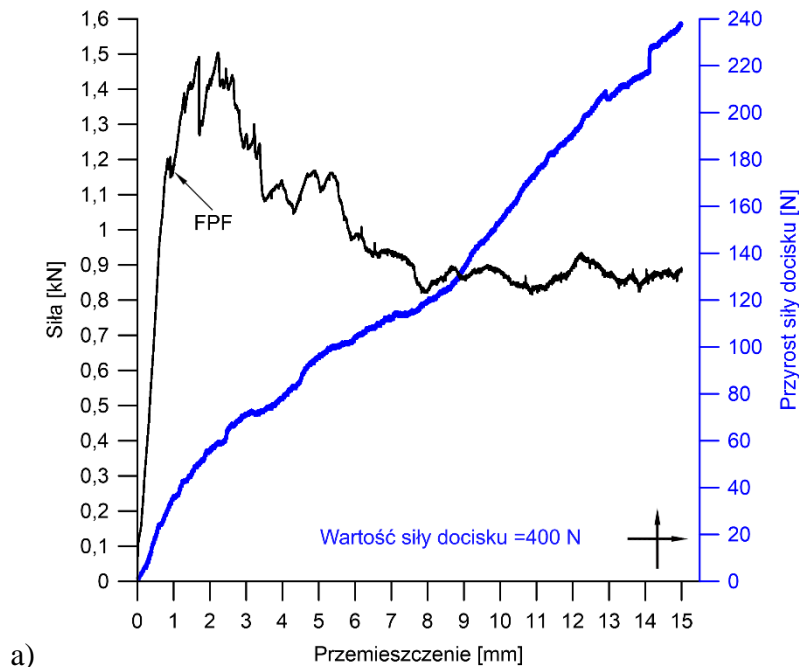


b)

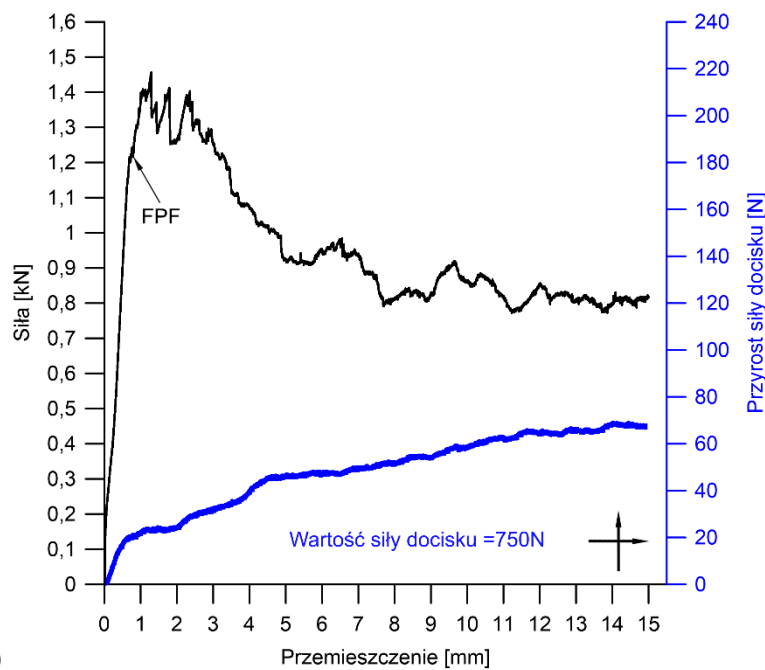
Rys. 46. Wykresy siły niszcącej oraz przyrostu siły docisku w funkcji przemieszczenia sworznia dla I serii badań („X”)
 a) dla 1 serii badań b) dla 2 serii badań

Przebiegi krzywych wartości siły niszcącej w funkcji przemieszczenia sworznia dla włókien o orientacji prostej (II seria badań) są bardzo zbliżone oraz etapowo analogiczne do przebiegów z I serii badań (rys. 47). Osiągnięcie stanu FPF następuje przy podobnych wartościach siły niszcącej, która dla obu przypadków wynosi ok. 1,2 kN. Stabilizacja

wartości siły przy granicznym przesunięciu trawersy wynosi w granicach 0,9 kN, co jest połową jej wartości maksymalnej.



a)



b)

Rys. 47. Wykresy siły niszczącej oraz przyrostu siły docisku w funkcji przemieszczenia sworznia dla II serii badań („+”)
a) dla 1 serii badań b) dla 2 serii badań

W II serii badań (układ prosty włókien) w przebiegach krzywych przyrostów siły docisku można zauważyć analogie (rys. 47). Dla serii badań – II-1 (siła docisku=400 N) przyrost wartości jest progresywny, o charakterze liniowym i quasi-stalym kącie nachylenia krzywej do osi 0x, który wynosi $\sim 45^\circ$ (rys. 47a). W przebiegu brak jest charakterystycznych punktów przegięcia. Dla II-2 serii badań (siła docisku=750 N) charakter krzywej jest progresywny i dwuetapowy (rys. 47b). W pierwszym etapie następuje stosunkowo szybki wzrost wartości siły do wartości ok. 20 N, gdzie następuje przełamanie krzywej. Charakterystyczny punkt przegięcia odpowiada w tym przypadku wartości FPF przy wartości przesunięcia trawersy wynoszącej około 0,8 mm.

Maksymalne i minimalne wartości średnich sił niszczących oraz przyrostów siły docisku, a także ich różnice dla poszczególnych serii, w tym etapie badań zostały zestawione w tabeli poniżej (tabela 17).

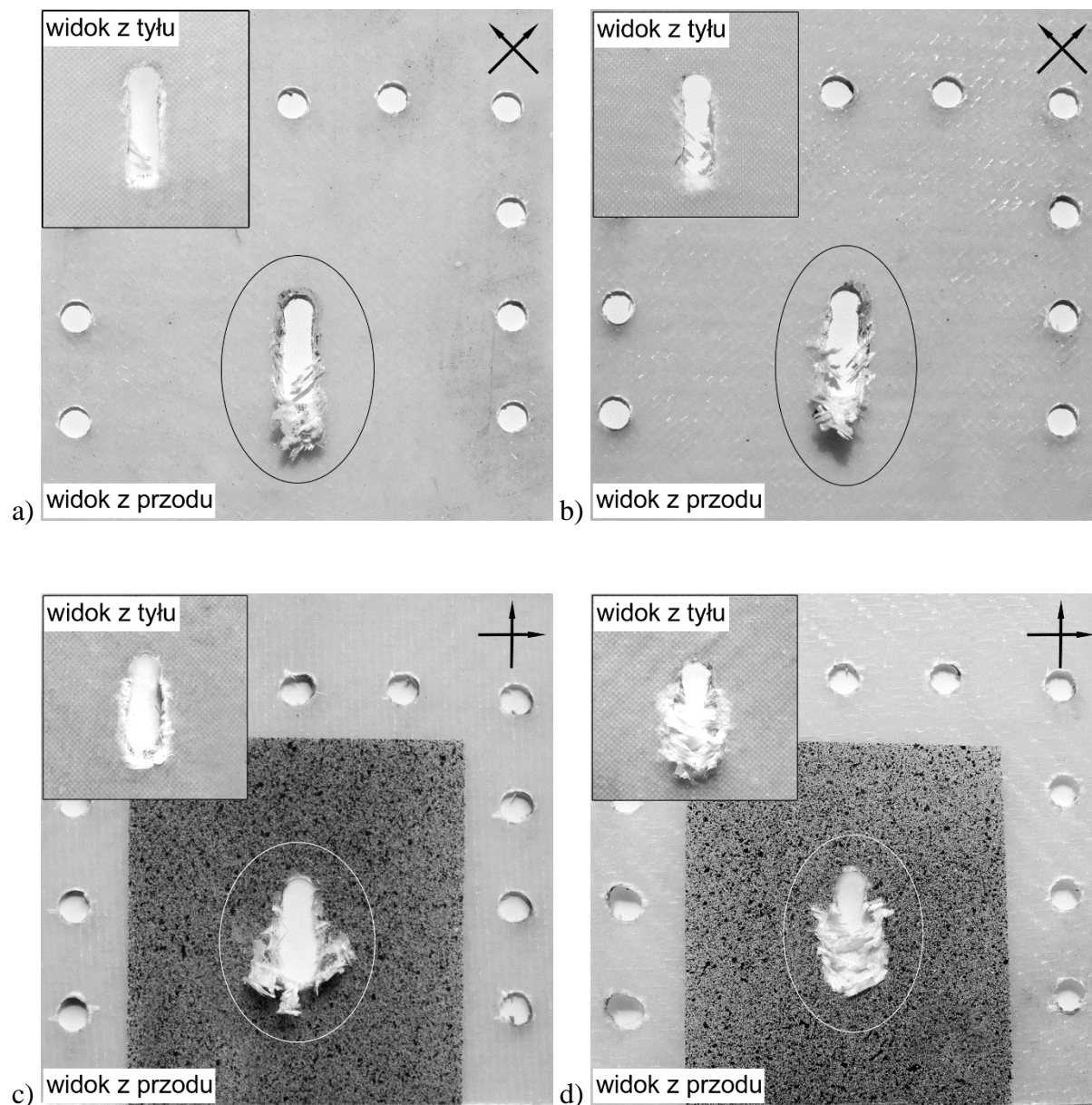
Tabela 17. Maksymalne i minimalne wartości sił niszczących oraz przyrostów sił docisku dla badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego

Seria badań	Wartość max [kN]	Wartość min [kN]	Różnica [kN]	Przyrost siły docisku [N]
I – 1	1,45	0,78	0,67	148
I – 2	1,55	0,74	0,81	178
II – 1	1,50	0,82	0,68	240
II – 2	1,46	0,77	0,69	68

Dla badań z zastosowaniem tensometru elektrooporowego, na podstawie powyższego zestawienia, można stwierdzić, że różnice pomiędzy wartościami maksymalnymi i minimalnymi dla poszczególnych serii badań są niewielkie (poszczególne kolumny tabeli). Średnia wartość maksymalna siły niszczącej wynosi 1,49 kN, natomiast średnie minimum to 0,78 kN, stanowiące około połowę wartości maksymalnej. Znaczące różnice można dostrzec dla przyrostu sił docisku. Dla I serii badań (układ skośny włókien) są one porównywalne, natomiast dla II serii badań (układ prosty włókien) są znaczące. Różnica pomiędzy nimi (serie II-1 i II-2) wynosi 172 N.

6.4.2.2. Analiza zniszczeń

W etapie badań z zastosowaniem tensometru elektrooporowego dokonano analizy zniszczeń, stosując w tym celu metodę wzrokową. Wyniki zniszczeń w zależności od serii badań zostały przedstawione na rysunkach poniżej (rys. 48).



Rys. 48. Zniszczenia próbek dla badań wstępnych z zastosowaniem tensometru elektrooporowego dla

a) I-1 serii b) I-2 serii c) II-1 serii d) II-2 serii

Dla wszystkich serii badań z użyciem tensometru elektrooporowego obserwuje się zniszczenia typu wycięcie, o charakterze lokalnym obejmującym okolice otworu. Brak jest zniszczeń obejmujących swoim zasięgiem całą próbkę.

Dla I serii badań, pomimo zastosowania dwóch różnych stałych sił docisku, charakter zniszczenia oraz jego wielkość są porównywalne (rys. 48ab). Ścianki boczne po wycięciu przez sworzeń są prawie równe. Widoczne są pojedyncze oddzielone od osnowy i wcześniej zerwane włókna. Na widoku z przodu bezpośrednio pod sworzniem widoczne jest skumulowanie się zniszczonego materiału. Na widoku z tyłu pojedyncze, oddzielone włókna są mało niewidoczne.

Dla II serii badań rozmiar zniszczeń w zależności od siły docisku jest odmienny (rys. 48cd). Dla większych jej wartości (seria II-2) obserwujemy większą strefę oraz rozmiar zniszczenia bez zmiany jego modelu (rys. 48d). Widoczny jest także stosunkowo duży obszar oddzielenia się pojedynczych włókien od osnowy. Są one obserwowane zarówno w widoku z przodu, jak i z tyłu. Dla serii II-1 obserwuje się mniejszy obszar, gdzie pojawiają się pojedyncze i zerwane włókna, lecz widoczne jest większe nagromadzenie się zniszczonego materiału pod sworzniem i na ściankach bocznych próbki po wycięciu ich przez sworzeń (rys. 48c).

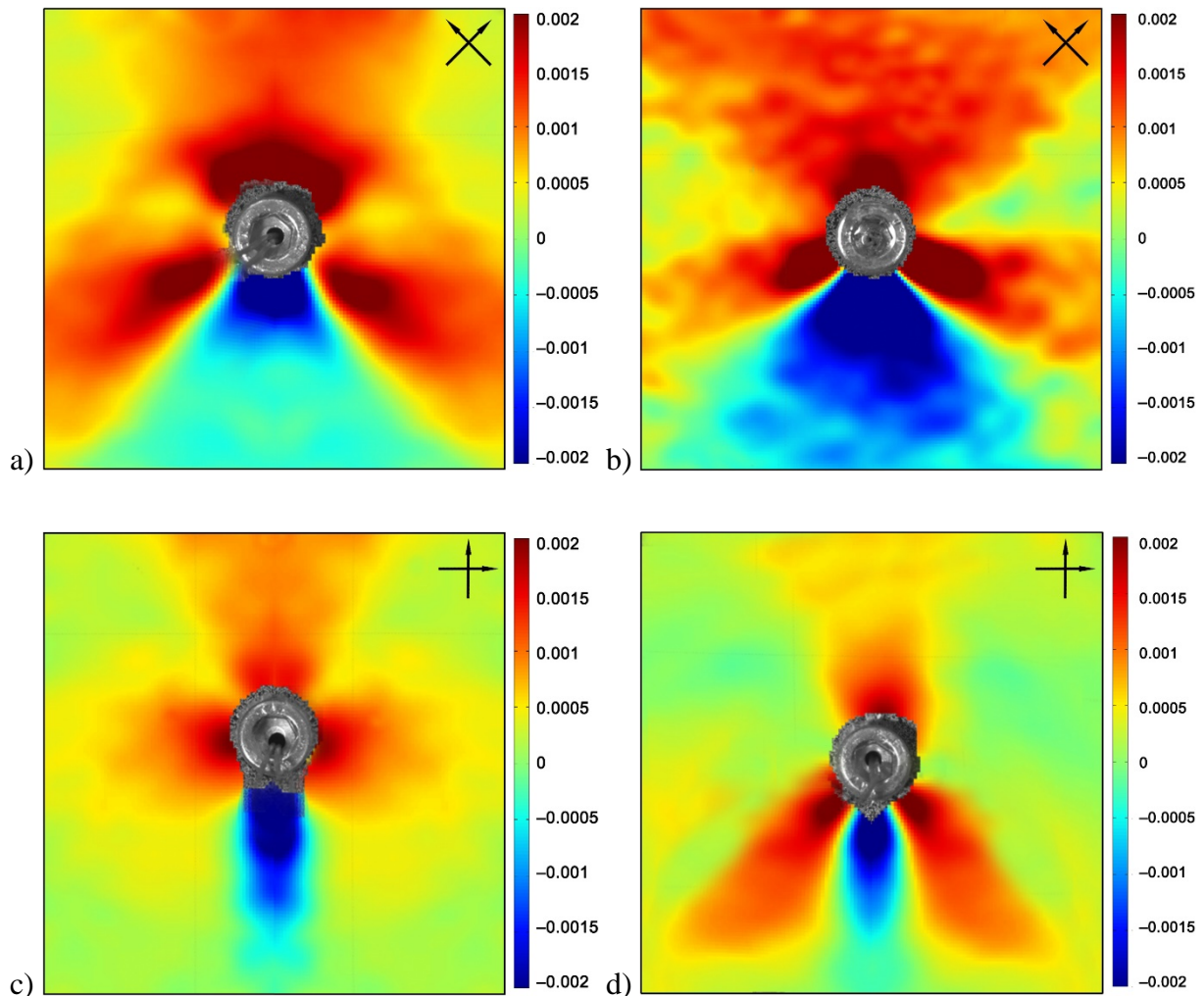
6.4.2.3. Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu

W etapie badań z zastosowaniem tensometru elektrooporowego dokonano analizy rozkładów odkształceń w kierunku pionowym. Zostały one uzyskane metodą cyfrowej korelacji obrazu i w zależności od serii badań przedstawiono je w formie poniższych map rozkładów (rys. 49). W analogii do poprzednich analiz metodą cyfrowej korelacji obrazu, wartości ϵ_y przedstawiały stan przy występowaniu wartości sił niszczących bliskich maksimum.

Wartości odkształceń przedstawione na poniższych mapach zawierają się w granicach $-0,2 \div 0,2\%$ (różnica 0,4%).

Dla I serii badań (układ skośny włókien) obserwowana jest analogia związana z miejscem występowania obszarów ściskanych i rozciąganych na powierzchni próbek (rys. 49ab). Obszar ściskany występuje tutaj pod sworzniem i tworzy dużą powierzchnię, która wraz z odległością od otworu (w kierunku w dół) zwiększa się. Obszary rozciągane występują powyżej otworu oraz po jego lewej i prawej stronie, rozkładając się zgodnie z kierunkowością zbrojenia. Porównując wyniki dla I serii badań, należy stwierdzić, że występowanie obszarów silnie ściskanych i rozciąganych są zbliżone co do miejsca występowania i charakteru rozkładu na powierzchni próbki. Porównując rys. 49b i rys. 49a

można zauważyć, że różnice stanowią wartości minimalne odkształceń, z tym że dla serii I-2 przyjmują one większe wartości, związane z zastosowaniem większej siły docisku.



Rys. 49. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą cyfrowej korelacji obrazu dla

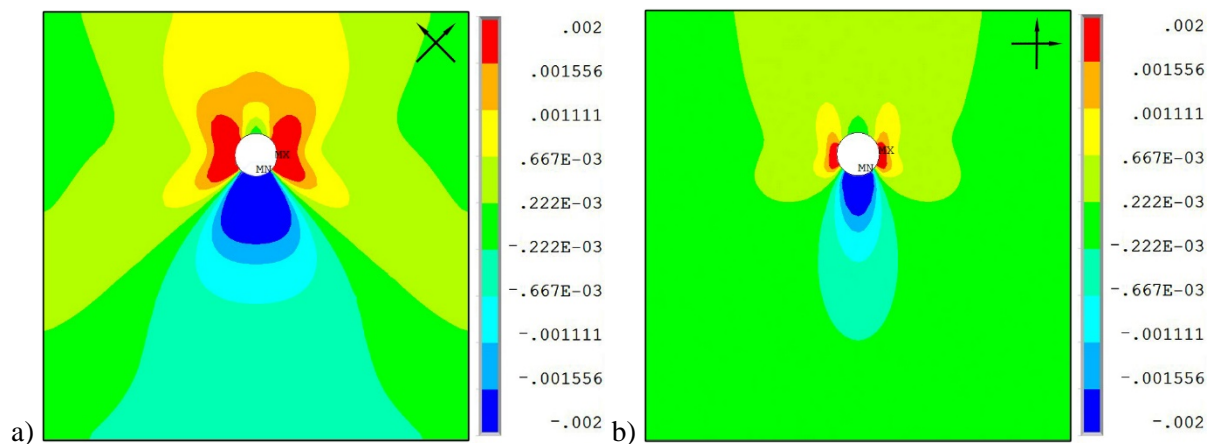
a) I-1 serii b) I-2 serii c) II-1 serii d) II-2 serii

Dla II serii badań (układ prosty włókien) charakter rozkładów wartości ϵ_y jest odmienny (rys. 49cd). W pierwszym analizowanym przypadku dla serii I-1 widoczny jest ich rozkład, w którym obszary ściskane i rozciągane układają się zgodnie z kierunkowością zbrojenia w próbce (rys. 49c). Widoczne są obszary ujemnych wartości odkształceń pionowych występujących pod sworzniem, natomiast w trzech pozostałych kierunkach występują pola o granicznych wartościach dodatnich ϵ_y . Pozostała część obszaru analizy przyjmuje wartości około zerowe. Na rysunku 49d przedstawione zostały mapy odkształceń pionowych dla II-2 serii badań. Odkształcenia ściskające występują w tym przypadku analogiczne do II-1 serii badań (w porównaniu z rys. 49c). Rozkładają się one bezpośrednio

pod sworzniem pionowo w dół, aż do dolnego brzegu próbki, w ten sposób że wraz z odległością od sworznia zmniejszają się ich wartości. Wartości graniczne pionowych odkształceń ściskających rozkładają się, tworząc wąski i długi obszar bezpośrednio pod sworzniem. W odróżnieniu do badań z użyciem mniejszego obciążenia rozkład odkształceń o wartościach dodatnich jest inny. Analogicznie widoczny jest on ponad sworzniem, lecz obszary po jego obu stronach układają się odmiennie. Dla serii II-2 skierowane są one do dołu pod kątem około ok. 30° do przyłożonego obciążenia i obejmują większe obszary. Maksymalne rozciąganie występuje w bezpośrednim kontakcie laminatu ze sworzniem.

6.4.2.4. Analiza wyników z metody elementów skończonych

Rozkłady odkształceń pionowych w próbkach, w tym etapie badań wstępnych, analizowano za pomocą metody elementów skończonych. Skorzystano z tych samych modeli próbek w stosunku do poprzednich analiz (podrozdział 6.2.2.4.). Wybrane wyniki przedstawione zostały na rysunkach poniżej (rys. 50).



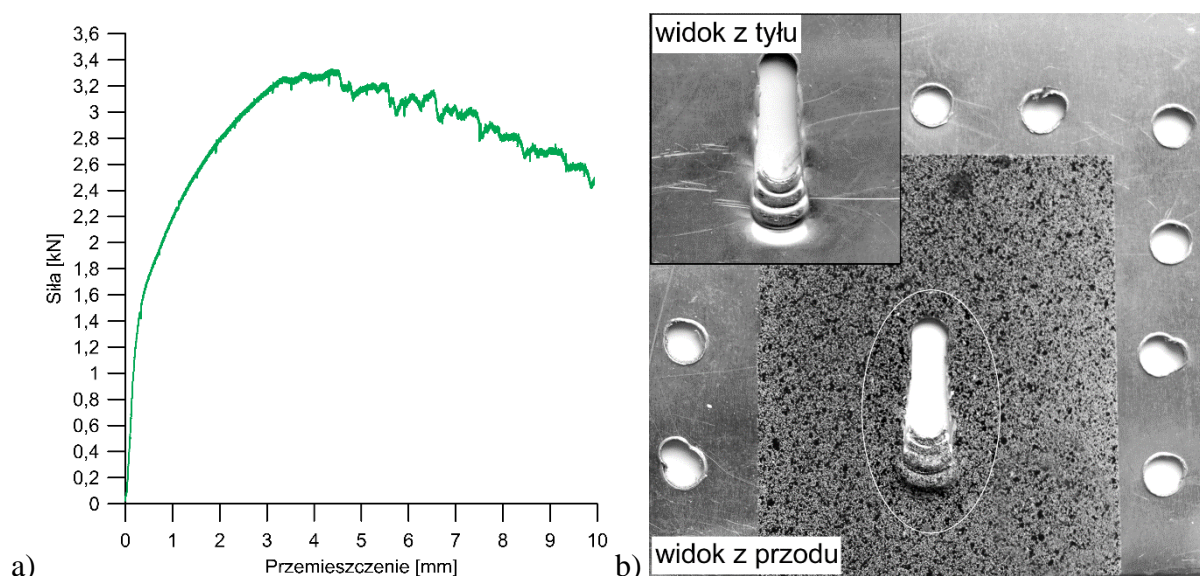
Rys. 50. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą MES dla a) serii I-2 b) serii II-1

Wyniki uzyskane za pomocą metody MES oraz cyfrowej korelacji obrazu są zbieżne. Obszary granicznych wartości odkształceń pionowych są zgodne co do miejsca ich występowania oraz wartości. Kolejną analogią jest układanie się obszarów granicznych ϵ_y zgodnie z orientacją włókien. Widoczne są także różnice wynikające z błędów i uproszczeń, których przyczyny szerzej omówiono we wcześniejszej części pracy – podrozdział 6.2.2.4.

6.5. Badania próbek ze stopów aluminium

W etapie badań wstępnych dokonano prób wytrzymałościowych, których przedmiotem były próbki wykonane ze stopów aluminium. Celem podjęcia tego typu badań było porównanie przebiegów sił oraz identyfikacja rodzajów zniszczeń występujących w materiałach kompozytowych oraz w metalach.

Do badań użyto 10 próbek wykonanych ze stopu aluminium AW-6061 wykorzystywanego w przemyśle lotniczym (między innymi w budowie elementów poszycia statków powietrznych). Zastosowano identyczną z kompozytowymi geometrię próbek (rys. 31), które zbadano w oparciu o przygotowany układ badawczy (rys. 32). Połowę z badanych próbek testowano w układzie bez użycia (rys. 33) oraz z użyciem siły docisku (rys. 38). Wyniki, z uwagi na brak znaczących różnic, przedstawione zostały dla przypadku z użyciem kontrolowanej siły docisku – rys. 51.



Rys. 51. Wyniki badań próbek ze stopów aluminium z użyciem siły docisku
a) wykres siły w funkcji przemieszczenia sworznia b) postać zniszczenia próbki

Porównując otrzymane wyniki z wynikami siły rozciągającej oraz postaci zniszczenia występujących w badanych próbkach kompozytowych, można wykazać różnice.

W przypadku siły rozciągającej w funkcji przemieszczenia sworznia charakter przebiegu krzywej jest dwuetapowy (rys. 51a). W pierwszej jego części widoczny jest wzrost siły do wartości maksymalnej, którą próbka ze stopu aluminium osiąga przy przemieszczeniu około 3 mm. Etap ten w porównaniu do kompozytów nie jest linią prostą, lecz tworzy łuk krzywej. Charakter ten związany jest z odkształceniami sprężystymi w materiale. Drugi etap –

niszczenie próbki – charakteryzuje się powolnym obniżaniem się wartości siły i łączy się z niewielkimi oscylacjami spowodowanymi utwierdzeniem próbki w sztywnej ramce oraz kumulowaniem się zniszczonego materiału pod sworzniem.

Analizując wyniki badań bez użycia oraz z zastosowaniem siły docisku w stosunku do próbek wykonanych ze stopu aluminium, należy stwierdzić, że nie ma ona znaczącego wpływu na otrzymane wyniki sił. Powoduje to różnicę w stosunku do badanych wcześniej próbek kompozytowych, dla których zastosowanie dodatkowej siły docisku powodowało znaczące różnice w wynikach wartości sił i postaci zniszczeń (porównując wyniki opisane w podrozdziałach – 6.2.2.1. i 6.3.2.1.).

W badanych próbkach wykonanych ze stopów aluminium zidentyfikowano lokalne ich zniszczenie, co jest typową postacią dla materiałów metalicznych (rys. 51b). W okolicy otworu następuje „wycinanie” materiału przez sworznię i kumulowanie się go pod nim. Brzegi miejsca zniszczenia są gładkie. Dodatkowym efektem są odkształcenia plastyczne powierzchni próbek, które nasilają się w okolicach otworu (w płaszczyźnie 0yz). W badanych próbkach kompozytowych takie deformacje nie występują.

6.6. Wnioski z przeprowadzonych badań wstępnych

Po przeprowadzeniu badań wstępnych, które skupione były na łączonym materiale – kompozycie GFRP – mających na celu określenie możliwości stosowania połączeń nitowych w tego typu materiałach konstrukcyjnych wykorzystywanych w strukturach lotniczych, można wyciągnąć poniższe wnioski:

- zależność siły niszczącej od przemieszczenia się sworzni jest kilkietapowa i odmienna od materiałów metalowych. W pierwszej fazie występuje szybki liniowy wzrost wartości siły związany z rozciąganiem włókien. Prosta ta może być podstawą do określenia sztywności materiału lub połączenia kompozyt-nit. Ostatni z etapów przebiegu krzywej to oscylacyjne i stochastyczne niszczenie materiału (pojedynczych włókien zbrojenia) oraz utrzymywanie się obciążenia bądź dążenie do wartości siły stanowiącej około połowę wartości siły maksymalnej. W przypadkach stosowania siły docisku obserwowany był etap pośredni. Jego początek wyznaczony był przez osiągnięcie w laminacie stanu FPF, a zakończony był na osiągnięciu wartości siły maksymalnej. Lokalizacja punktu przegięcia krzywej może być podstawą do wyznaczenia wartości obciążenia niszczącego pierwszą warstwę oraz wartości przemieszczenia trawersy, przy której stan ten jest osiągnięty. Do poznania

dalszych przebiegów sił należy zwiększyć wartość przemieszczenia głowicy, zachowując jej dotychczasową, stałą prędkość;

- obserwowany jest wyraźny związek pomiędzy siłą niszczącą a siłą docisku. Jest on szczególnie zauważalny w czasie stosowania granicznych wartości siły docisku (0 oraz 800 N). Na podstawie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że różnice w wartościach maksymalnych sił są znaczące i w tym przypadku dochodzą do około 80%;
- zastosowanie tensometru elektrooporowego pozwoliło na rejestrację oraz przebieg przyrostu siły docisku w całym zakresie przemieszczenia trawersy. W niektórych przypadkach wzrost okazał się nawet o ok. 50% większy od zastosowanej stałej siły docisku. Wyjaśnienie tego zjawiska wymaga przeprowadzenia dodatkowych badań, lecz stwierdzono, że charakter przebiegów siły docisku oraz ich wartości maksymalne są ściśle uzależnione od zastosowanej orientacji zbrojenia włókien w badanych laminatach. Co ważne, przebieg krzywych w korelacji z przebiegiem siły niszczącej pozwala na stwierdzenie osiągnięcia w laminacie stanu FPF, co przy analizie wyłącznie krzywej siły niszczącej nie zawsze okazuje się możliwe. Drugi z punktów przegięcia krzywej przebiegu przyrostu siły docisku potwierdza osiągnięcie siły maksymalnej;
- w badanych próbkach, w zależności od rodzaju zbrojenia, zdefiniowano dwa modele zniszczeń: wycięcie oraz zerwanie. Zniszczenie typu wycięcie występowało w większości analizowanych próbek. Z uwagi na jego lokalny charakter oraz brak silnych propagacji można stwierdzić, że jest ono bezpieczne z punktu widzenia eksploatacji statku powietrznego, w konstrukcji którego użyte będą laminaty z układem włókien: skośnych, prostych oraz równoległych-pionowych. Zniszczenie typu zerwanie dotyczyło próbek równoległych-poziomych, które wywołane było koncentracją naprężeń powstałych na brzegu otworu. Z uwagi na fakt, że miało ono charakter globalny, dotyczący całej próbki, z widocznymi i głębokimi propagacjami występującymi wzdłuż zbrojenia, należy w dalszych badaniach wykluczyć ten typ wzmocnienia. Kolejnym wnioskiem dotyczącym zniszczenia, jest fakt, że zwiększenie siły docisku nie zmienia modelu zniszczenia, jednakże powoduje zwiększenie jego rozmiarów;
- metoda cyfrowej korelacji obrazu oraz metody elementów skończonych mogą być stosowane w badaniach laminatów konstrukcyjnych wzmocnianych włóknem ciągłym, co pozwala na określenie rozkładów ich odkształceń oraz przemieszczeń.

Metoda cyfrowej korelacji obrazu może posłużyć także w diagnostyce zniszczeń tego typu kompozytów. Jednoczesne zastosowanie obu metod pozwala na ich wzajemną komplementarność oraz weryfikację i prawidłowość otrzymanych wyników.

7. BADANIA POŁĄCZEŃ NITOWYCH STRUKTUR KOMPOZYTOWYCH

W drugiej części pracy, dotyczącej badań eksperymentalnych połączeń nitowych możliwych do zastosowania w lotniczych strukturach kompozytowych dokonano szeregu badań, których przedmiotem były połączenia nitonakrętka/nitonakrętka-laminat. Poddawane były one (podobnym do poprzedniego rozdziału – rozdział 6) badaniom wytrzymałościowym oraz analizom uzyskanych wyników. W tej części badań eksperymentalnych uwagę skupiono na zastosowanym łączniku – nitonakrętce. Poprzez szereg badań dokonano próby wyznaczenia modeli tych połączeń możliwych do zaimplementowania w lotniczych strukturach kompozytowych.

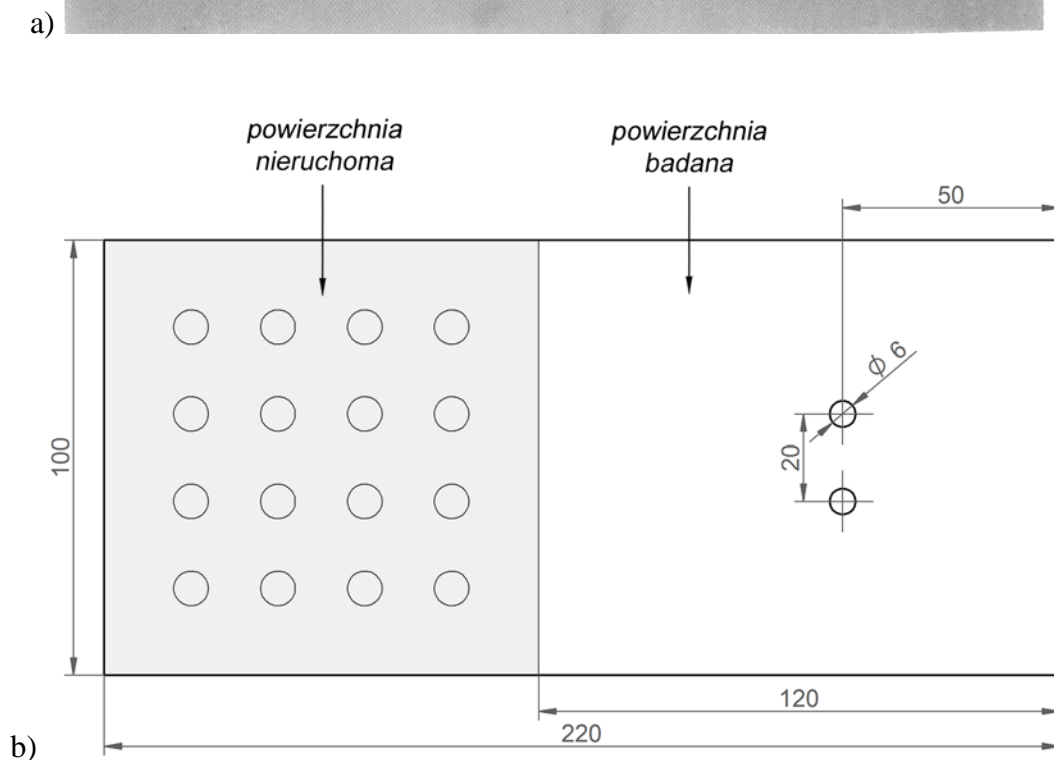
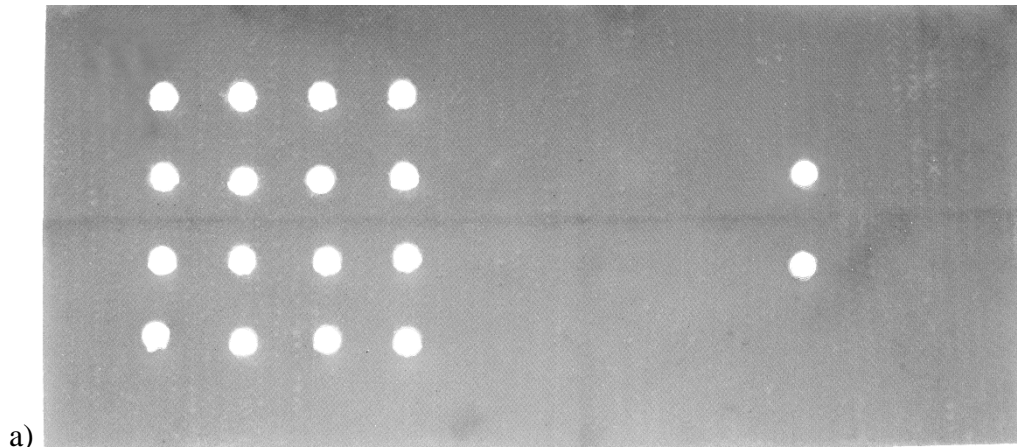
7.1. Przygotowanie badań

7.1.1. Przygotowanie próbek kompozytowych

W celu przeprowadzenia badań połączeń nitowych w pierwszej kolejności przygotowano szereg próbek wykonanych z kompozytów GFRP. Do ich budowy wykorzystano tkaninę symetryczną – Interglas 92140 – o właściwościach wyszczególnionych w tabeli 6 (podrozdział 6.1.1.). W tym celu wykorzystano metodę laminowania kontaktowego z zastosowaniem elastycznego worka i użyto tych samych parametrów w stosunku do budowy próbek używanych w poprzednich badaniach – podrozdział 6.1.1. W odróżnieniu do nich, w każdej próbce kompozytowej zastosowano 3 warstwy tkaniny. Taka liczba lamin wynikała z ograniczenia związanego z grubością łączonych elementów przez stosowany łącznik.

Pojedyncza próbka GFRP, przeznaczona do badań posiadała wymiary 220x100 mm oraz grubość około 1 mm (rys. 52). Jej powierzchnia podzielona została na dwie części – powierzchnię badaną oraz nieruchomą. Na powierzchni badanej próbki wykonano otwory $\varnothing 6$ przeznaczone do wprowadzenia łącznika oraz znitowania próbek. Otwory zostały wykonane

z dużą precyzją oraz niewielką odchyłką górną. Dolny rząd otworów został ulokowany w odległości 50 mm od dolnego brzegu próbki (w stosunku do działania siły rozciągającej) przy zachowaniu podziałki wynoszącej $e=20$ mm. Na powierzchnię badaną próbki zostały naniesione znaczniki służące do pomiarów metodą cyfrowej korelacji obrazu.



Rys. 52. Próbkę kompozytowa przeznaczona do badań połączeń nitonakrętkowych
 a) zdjęcie próbki b) model próbki wraz z jej geometrią

Powierzchnia nieruchoma próbki służyła do zamieszczenia jej w układzie przejściowym, który umieszczono w szczękach (dolnej i górnej) trawersy maszyny wytrzymałościowej. W tym celu na jej powierzchni wykonano 16 otworów $\varnothing 8$.

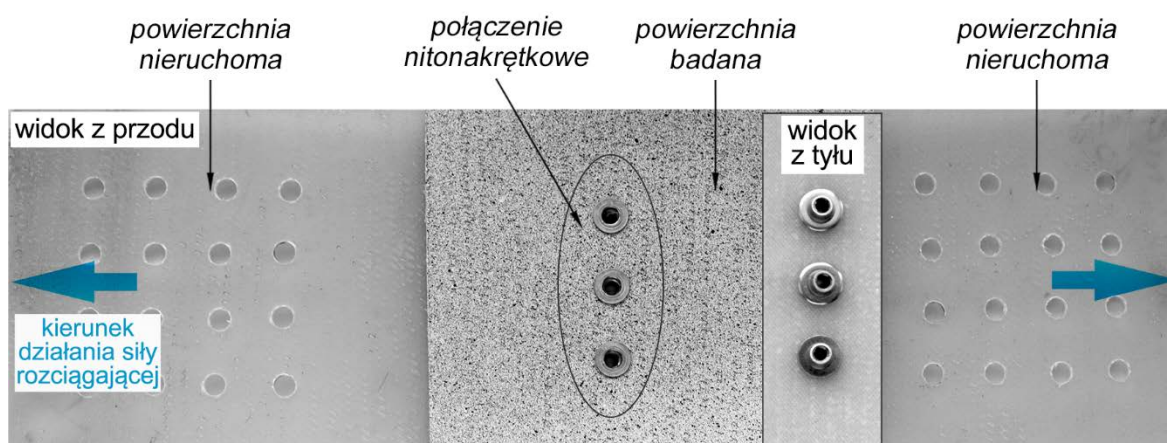
Próbki zostały podzielone na dwie serie – I÷II, którym odpowiadały rodzaje kierunków zbrojenia. Zostały one połączone ze sobą za pomocą nitonakrętek, przy założeniu że łączone laminaty pochodziły z tej samej serii badań (posiadały tę samą orientację włókien). W celu uporządkowania prowadzenia badań dane zestawiono w tabeli (tabela 18).

Tabela 18. Serie próbek użyte w badaniach połączeń nitowych

Nazwa tkaniny	Seria badań	Oznaczenie orientacji włókien	
		Oznaczenie graficzne	Oznaczenie kodowe
Interglas 92140	I	✕	$[-45_2/45]_s$
	II	⊕	$[0_2/90]_s$

7.1.2. Przygotowanie układu badawczego

Połączone ze sobą za pomocą nitonakrętek próbki (rys. 53) zamieszczone były w autorsko zaprojektowanym układzie przejściowym. Miał on na celu zapewnienie osiowości oraz zabezpieczenie próbek przed wprowadzaniem na ich powierzchnię badaną dodatkowych i zmiennych obciążeń. Układ został zaprojektowany w taki sposób, aby zachować uniwersalność jego zastosowania (próbki o różnej wielkości) w badaniach połączeń nitowych materiałów kompozytowych.

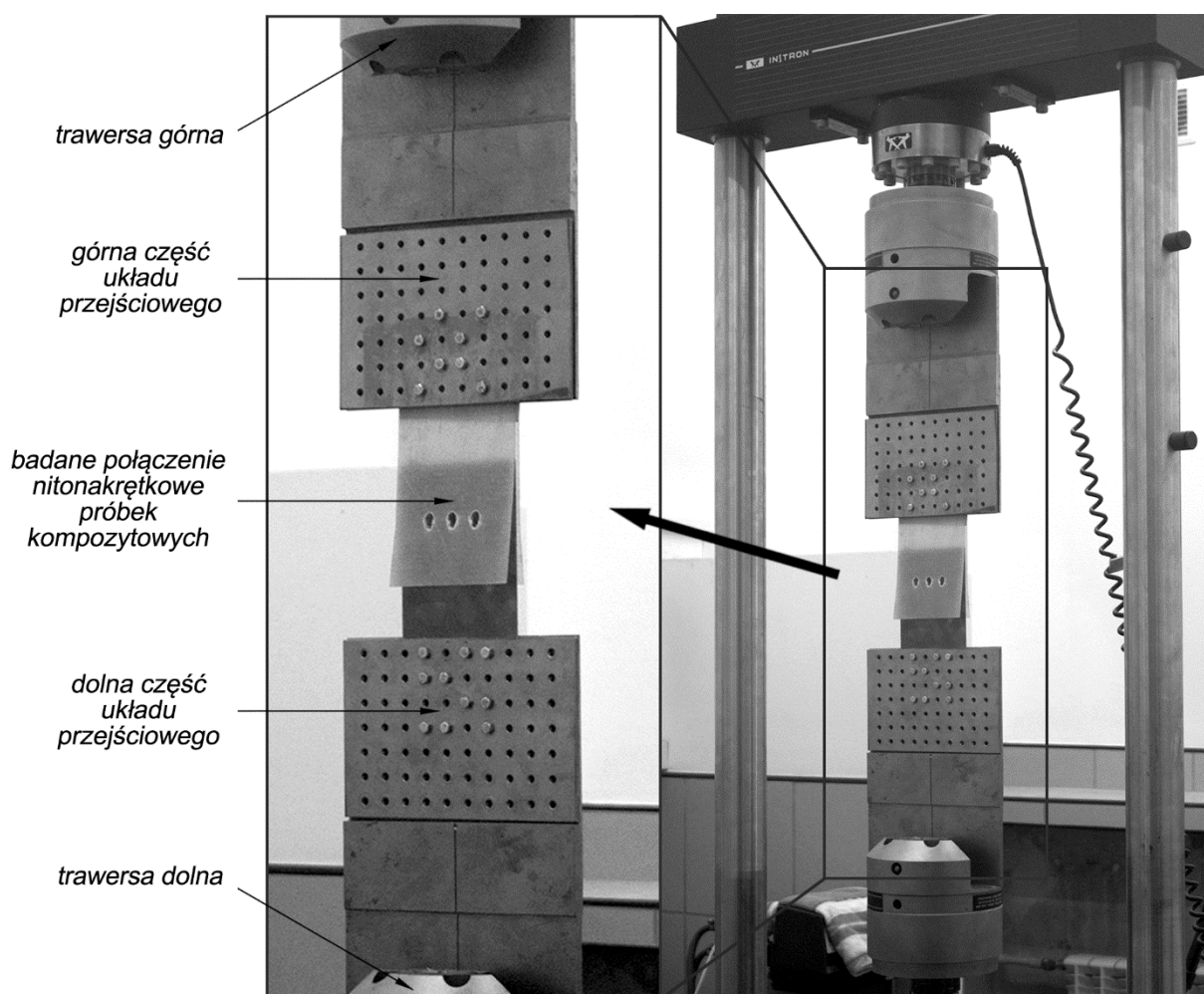


Rys. 53. Połączenie nitonakrętkowe próbek przeznaczonych do badań

Układ przejściowy składał się z dwóch takich samych części umieszczonych kolejno w szczękach górnej i dolnej trawersy maszyny wytrzymałościowej (rys. 54). Każda z nich

zbudowana była z elementu zasadniczego z nagwintowanymi otworami M5 oraz z nakładki zawierającej otwory o większej średnicy. Mocowana próbka umieszczona była pomiędzy elementami układu za pomocą połączenia śrubowego M5 ze stałym momentem obrotowym dokręcanych śrub. Części układu przejściowego wykonane były z wysokowytrzymałej stali.

W badaniach połączeń nitowych zastosowano nitonakrętki firmy Uni-Bis: otwarte, gładkie (nieradełkowane), z cylindrycznym kołnierzem oraz tuleją. Z uwagi na materiał, z którego zostały one wytworzone, zastosowano ich dwa rodzaje – ze stopów aluminium AlMg5 (wykonane ze stopu aluminium z dodatkiem 5% magnezu) oraz stalowe (ze stali ocynkowanej). Rodzaje nitonakrętek zastosowanych w badaniach wraz z ich specyfikacją producenta zestawiono w tabeli poniżej (tabela 19).



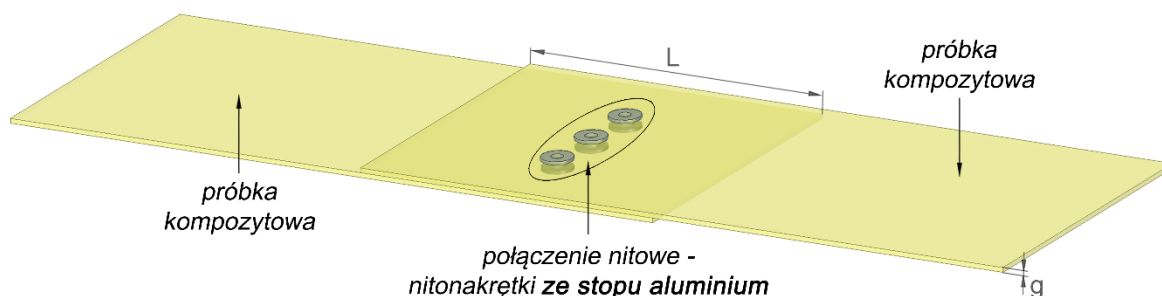
Rys. 54. Układ przejściowy zamieszczony w maszynie wytrzymałościowej

Tabela 19. Rodzaje oraz charakterystyczne wymiary [mm] nitonakrętek użytych w badaniach

Zastosowany materiał	Wymiar gwintu	d_1 [+0/-0,2]	l_1 [+0,5/0]	d_k [+0,5/0]	$k_1 \leq$	Grubość łączonego materiału	Masa
Stop aluminium – AlMg5	M4	6,0	12,3	10	0,8	3,0÷4,5	0,53 g
Stal ocynkowana	M4	5,9	13	9	1	2,5÷4	1,55 g

7.2. Badania z użyciem nitonakrętek aluminiowych

Postawionym w tym etapie badań celem było określenie możliwości stosowania połączeń materiałów kompozytowych za pomocą nitonakrętek aluminiowych. W tym celu zastosowano połączenie typu pojedyncza zakładka o parametrach: $L=120$ mm, $g=1$ mm (rys. 55).



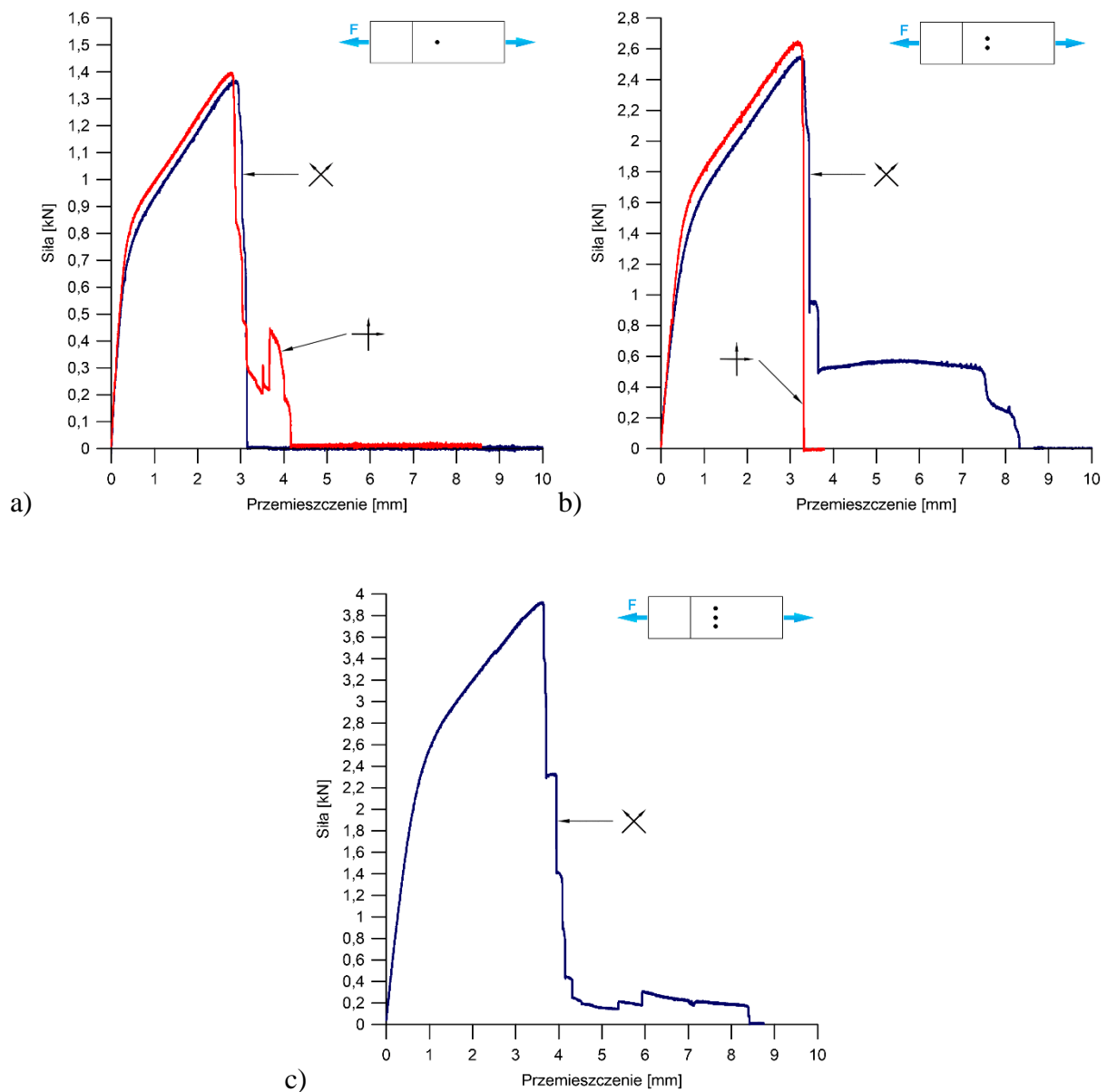
Rys. 55. Schemat połączenia próbek typu pojedyncza zakładka w badaniach z użyciem nitonakrętek ze stopów aluminium

Połączenie nitonakrętkowe stanowił szew jednorzędowy, rozmieszczony prostopadle do kierunku działania siły rozciągającej, w którym zastosowano od 1 do 3 nitonakrętek (rys. 53) aluminiowych ze stałą podziałką wynoszącą $e=20$ mm. Z uwagi na ograniczenia dotyczące grubości łączonych elementów (tabela 19) w połączeniu zastosowano podkładkę zwykłą, okrągłą o grubości ok. 1 mm.

W prowadzonych testach dokonano tych samych ustawień maszyny wytrzymałościowej (podrozdział 6.3.1.), z wyłączeniem przesunięcia granicznego trawersy, które ustalono na 20 mm.

7.2.1. Analiza sił

Na podstawie próby realizowanej na maszynie wytrzymałościowej dokonano analizy sił w funkcji przemieszczenia trawersy. Wykresy sił w funkcji przemieszczenia w zależności od liczby zastosowanych nitonakrętek oraz orientacji zbrojenia – dla włókien: skośnych (kolor granatowy) i prostych (kolor czerwony) przedstawiono na rysunkach poniżej (rys. 56). Wartości przemieszczenia (oś 0x wykresów) ograniczono do 10 mm z uwagi na brak zachodzących zjawisk powyżej tego zakresu oraz zwiększenie czytelności przedstawionych na nich danych pomiarowych.



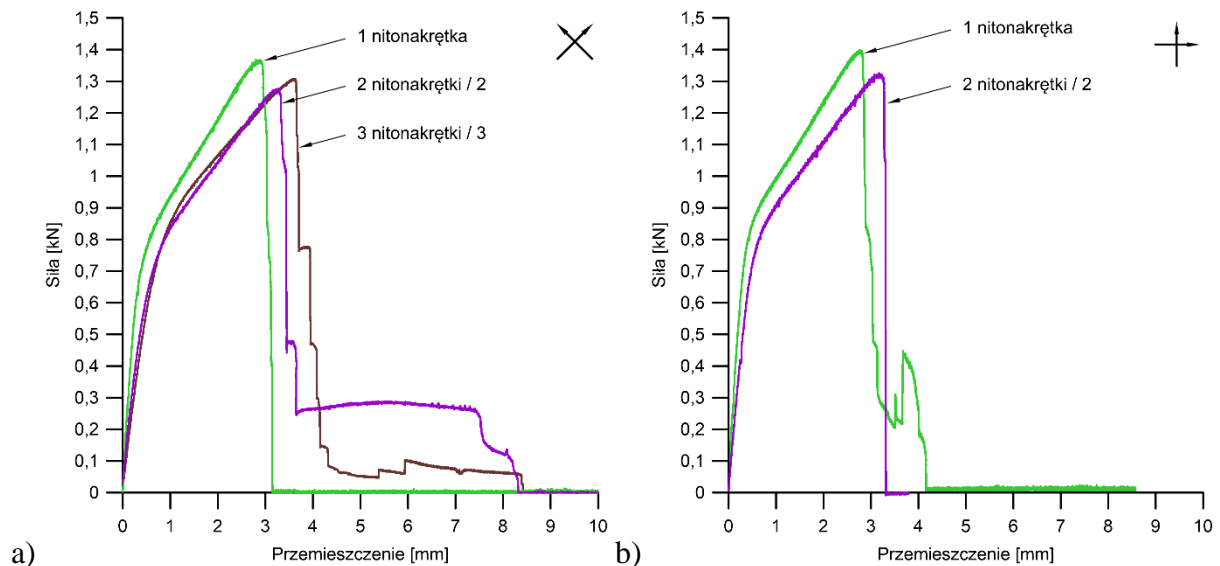
Rys. 56. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia dla połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego dla

a) 1 nitonakrętka b) 2 nitonakrętek c) 3 nitonakrętek, I seria badań

W zależności od liczby nitonakrętek zastosowanych w zbudowanym szwie nitowym charakter powyższych krzywych jest analogiczny (rys. 56). Przebiegi wykresów można podzielić na trzy etapy. W pierwszym z nich obserwowany jest szybki wzrost siły do wartości przemieszczenia z zakresu około $0,5 \div 1$ mm. Związany jest on z odkształcaniem się nitów i ściskaniem ich tulei w płaszczyźnie prostopadłej do działania siły rozciągającej. Początek drugiego etapu wyznacza punkt przegięcia krzywej, występujący w granicach około połowy ($50 \div 60\%$) wartości siły maksymalnej. Po jego przekroczeniu widoczne jest dalsze, lecz wolniejsze, narastanie wartości siły. Wskazuje ono na dalsze ściskanie połączone ze zginaniem tulei nitonakrętki. Stanem końcowym etapu drugiego przebiegu krzywej jest osiągnięcie wartości maksymalnych sił występujących przy przemieszczeniu sworznia w zakresie $3 \div 4$ mm. Po przekroczeniu maksimum funkcji (trzeci etap przebiegu krzywych) zauważalny jest gwałtowny, quasi-pionowy spadek wartości siły do zera. Przebieg taki wskazuje na całkowite zniszczenie połączenia nitonakrętkowego oraz brak możliwości dalszego przenoszenia przez niego siły. Można dodatkowo stwierdzić, że przenoszenie siły w tak zbudowanym połączeniu nitowym następowało przez całe połączenie, a nie pojedyncze łączniki.

W przebiegach krzywych widoczne są nierówności (nieliniowości) – np. rys. 56a – kolor czerwony w zakresie $3 \div 4$ mm. Związane są one z procesem niszczenia nitonakrętki. Podczas całkowitego zerwania połączenia ich tuleje posiadały ostre końce, które miały tendencję do zahaczania się o powierzchnię laminatu bądź brzegi otworów. W ten sposób powodowały one generację niewielkich wartości sił. Dokonując dalszych analiz, należy je zatem pominąć. Zauważono także, że zastosowany układ orientacji włókien nie wpływa na wartości i przebiegi sił. Z uwagi na fakt, że niszczeniu podlegają nitonakrętki (nie laminat), wydaje się to być logiczne.

W tym etapie prowadzenia badań dokonano analizy siły, odnosząc ją do pojedynczego łącznika – nitonakrętki. Wyniki w formie przebiegów krzywych w zależności od rodzaju orientacji zbrojenia (serie – I i II badań) przedstawiono na wykresach poniżej (rys. 57).



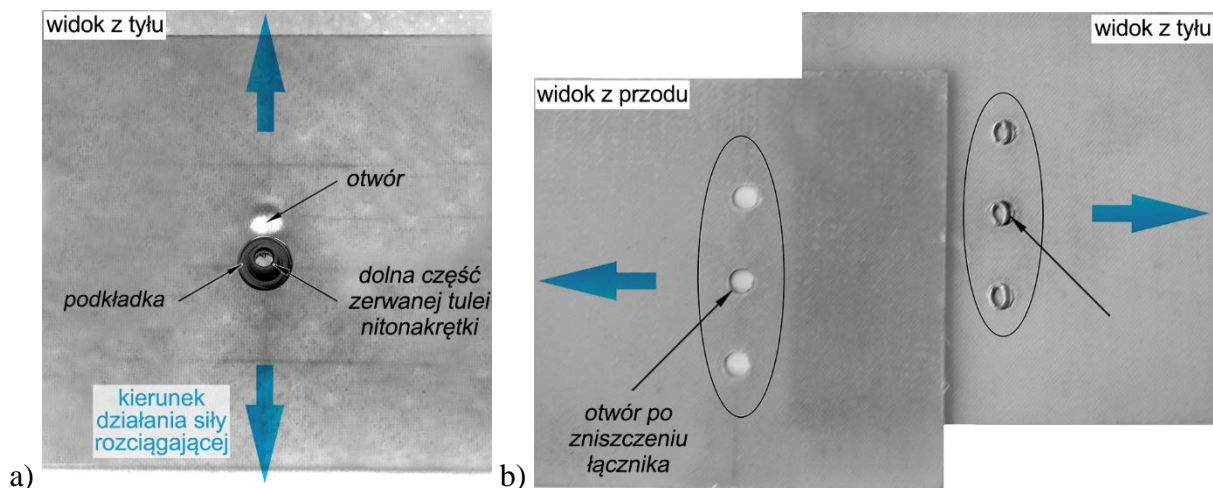
Rys. 57. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia sworznia dla pojedynczej nitonakrętki dla a) I serii badań b) II serii badań

Dokonując analizy powyższych krzywych (rys. 57), można dostrzec wpływ liczby stosowanych nitonakrętek na wartości sił w funkcji przemieszczenia sworznia. Pierwszą analogią jest występowanie maksymalnych wartości sił. Z liczbą stosowanych nitonakrętek zwiększa się przemieszczenie sworznia (o około 0,3 mm), przy którym następuje maksimum funkcji. W tym przypadku (dla nitonakrętek ze stopu aluminium) jest ono tożsame z zerwaniem połączenia. Kolejnym podobieństwem są charakterystyczne uskoki występujące na trzeciej części krzywej – quasi-pionowego spadku – po osiągnięciu maksimum funkcji. Z uwagi na ich liczbę z dużym prawdopodobieństwem należy przyjąć, że określają one zniszczenia (zerwania) kolejnych łączników. Uskoki te są jednak zauważalne jedynie dla I serii badań (rys. 57a).

Niewielkie różnice pomiędzy wartościami maksymalnymi sił (wynoszące do ~40 N) występujące przy podobnych wartościach przemieszczenia sworznia dowodzą, że przy stosowaniu połączenia nitonakrętkowego – AlMg5 zniszczeniu ulega wyłącznie łącznik, bez występowania widocznych zniszczeń w łączonych laminatach.

7.2.2. Analiza zniszczeń

W etapie badań połączeń kompozytów z użyciem nitonakrętek aluminiowych dokonano analizy ich zniszczeń w czasie oraz po wykonaniu próby ich rozciągania na maszynie wytrzymałościowej. Wyniki w formie zdjęć zniszczeń przedstawione zostały na rysunkach poniżej (rys. 58).



Rys. 58. Zniszczenia połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego
 a) w czasie próby b) po wykonaniu próby

W połączeniu nitonakrętka (ze stopu aluminium)-kompozyt brak jest widocznych zniszczeń laminatów. W okolicach otworów możliwe były jedynie ich deformacje poprzez występujące naciski łącznika. Zniszczenia dotyczyły w tym przypadku jedynie łączników – nitonakrętek. Rysunek 58a przedstawia zniszczenie łącznika z tyłu połączenia, przy przemieszczeniu się trawersy o około 10 mm. Widoczna jest zerwana dolna część tulei nitonakrętki. W widoku z tyłu pierwszej z łączonych próbek laminatowych widoczna jest górna część tulei zerwanej nitonakrętki (rys. 58b). Można zauważyć zmianę geometrii tulei, która nastąpiła poprzez zginanie jej ścianek bocznych. W efekcie doprowadziło to do ścięcia i zerwania połączenia. Należy także stwierdzić, że mechanizm zniszczenia w tego typu połączeniach jest niezależny od orientacji włókien zastosowanych w łączonych laminatach.

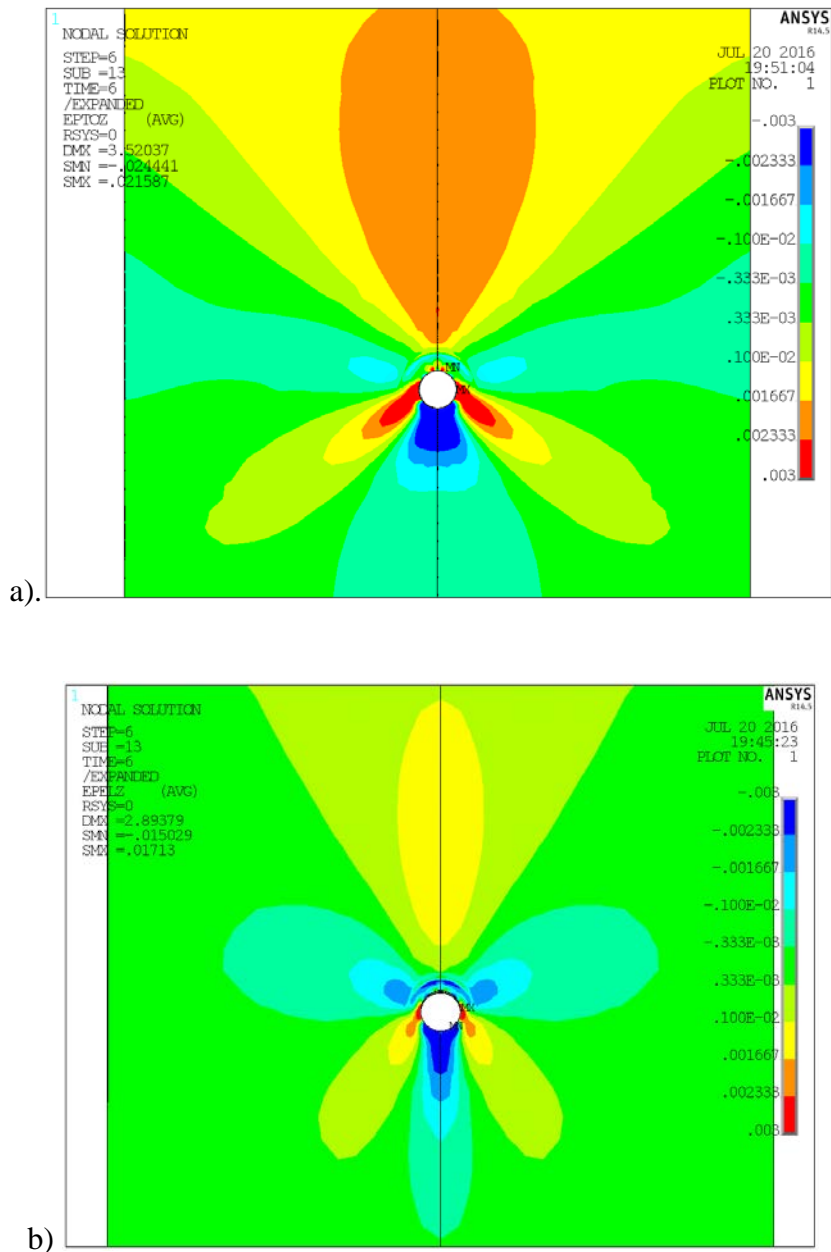
7.2.3. Analiza wyników z metody elementów skończonych

W etapie badań połączeń nitonakrętkowych dokonano analizy trójwymiarowego stanu odkształceń, stosując w tym celu metodę elementów skończonych. Model 3D wykonano w systemie Solid Edge ST8 i przekonwertowano go do programu ANSYS 14.5. Próbkę modelowano w ten sposób, że każda z nich składała się z trzech warstw o grubości 0,36 mm. Grubość poszczególnej warstwy wynikała z grubości zastosowanej tkaniny oraz metody wytwarzania laminatów z użyciem podciśnienia (tabela 6). Na model nałożono warunki brzegowe, odbierając stopnie swobody odpowiednim składowym wektora przemieszczeń w wybranych węzłach (funkcja – *fix*), symulując rzeczywiste warunki osadzenia próbek w metalowej ramce i oddziaływania na nie siły w jednym kierunku. W otworze

zamodelowany został kontakt – kompozyt-nitonakrętka, który uwzględniał tarcie (przyjęto współczynnik tarcia – $\mu=0,25$) pomiędzy tymi elementami. W parze kontaktowej pomiędzy kołnierzem łącznika a powierzchnią próbki kompozytowej został uwzględniony naciąg wstępny, odpowiadający zaciskowi nitonakrętki. Podczas analiz użyto elementów skończonych – SOLID186. Kierunek włókien zdefiniowano za pomocą odpowiedniego zorientowania układów współrzędnych w elementach i przypisania im właściwych stałych materiałowych. Do obliczeń przyjęto dane materiałowe laminatów z wcześniejszych analiz MES – tabela 11 (podrozdział 6.2.2.4.). Materiały nitonakrętek stosowanych w symulacjach zostały zamodelowane przez przypisanie im danych materiałowych stali (tabela 11) oraz stopu aluminium ($E=80$ GPa, $\nu=0,3$). Podczas dyskretyzacji obszaru analizy dokonano podziału swobodnego, z zagęszczeniem obszaru wokół wcześniej zdefiniowanego kontaktu.

Należy zaznaczyć, że przedstawiane w części eksperymentalnej pracy wyniki odkształceń pionowych w próbkach dotyczą stanu około-maksymalnej wartości siły, która dla każdego analizowanego przypadku była odmienna. Wartości (uśrednionych) sił maksymalnych zostały uzyskane na podstawie badań eksperymentalnych i przedstawione w podrozdziałach pracy – analiza sił. Wyniki symulacji MES nie uwzględniają także zjawisk związanych z niszczeniem mechanicznym badanych kompozytów. Kolejnym zastosowanym uproszczeniem jest wartość siły docisku działającej w osi sworznia nitonakrętki. Jak udowodniono we wcześniejszej części dysertacji (podrozdział 6.4.2.1.) siła docisku w funkcji przemieszczenia sworznia jest zmienna oraz uzależniona od rodzaju zastosowanego w laminatach zbrojenia. Na potrzeby symulacji MES w pracy przyjęto ich średnią, stałą wartość. Poniżej przedstawione zostały rozkłady odkształceń pionowych w zależności od liczby łączników oraz orientacji zbrojenia zastosowanego w laminatach dla badań dotyczących nitonakrętek ze stopów aluminium (rys. 59÷61).

Na rysunku poniżej zobrazowane zostały mapy odkształceń pionowych dla jednej nitonakrętki w zależności od orientacji zbrojenia (rys. 59).



Rys. 59. Mapy rozkładów odkształceń pionowych w laminatach uzyskanych metodą elementów skończonych dla połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego z zastosowaniem pojedynczego łącznika dla a) I serii badań b) II serii badań

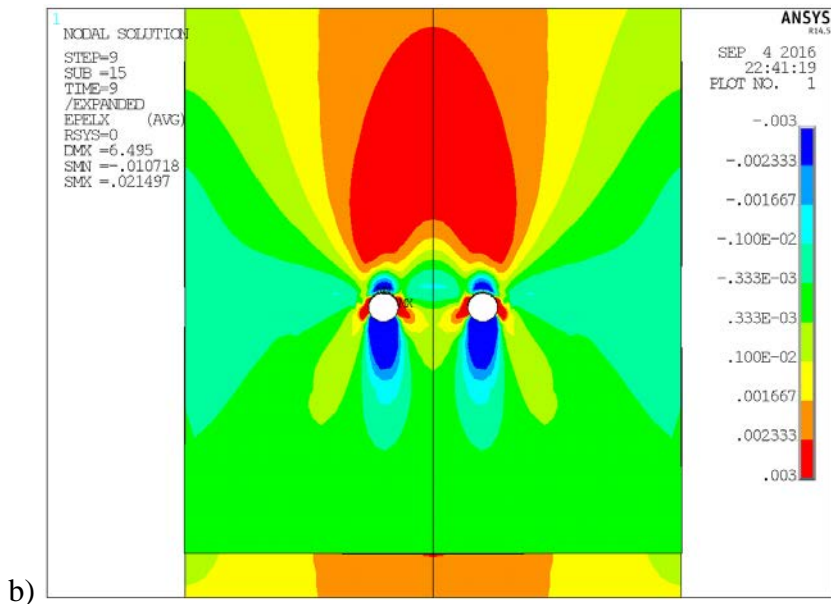
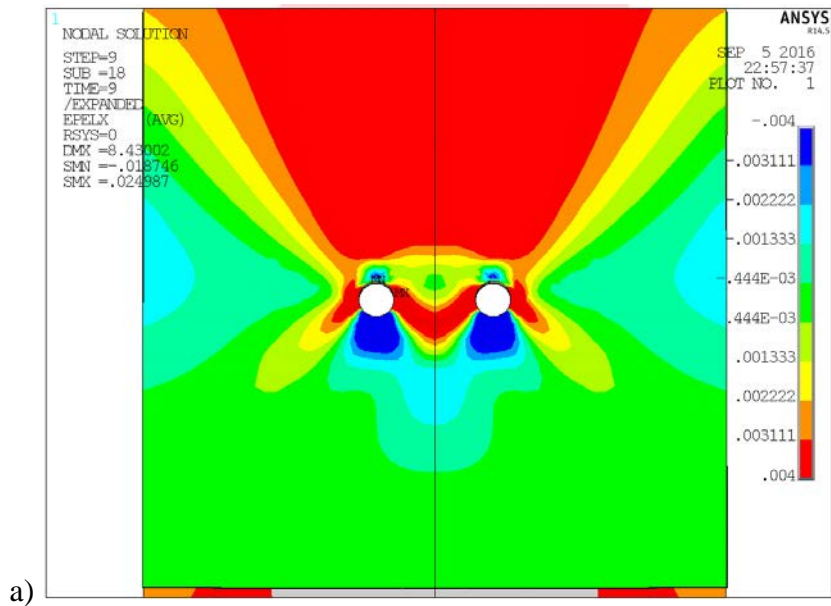
Na podstawie poniższych map można stwierdzić różnicę w rozkładzie odkształceń pionowych powstałych w badanych laminatach w zależności od serii badań (układy zbrojenia odpowiednio: skośny i prosty). Dla I serii badań wartości odkształceń zawierają się w przedziale $-0,0244 \div 0,0215$. Wartości minimalne i maksymalne występują w miejscu kontaktu pomiędzy laminatem a łącznikiem (rys. 59a). Dla jednej nitonakrętki, w tej serii badań, widoczne jest większe pole odkształceń rozciągających obserwowane powyżej otworu oraz na jego bokach. Wartości rozciągające poniżej otworu układają się zgodnie

z kierunkowością zbrojenia. Bezpośrednio pod nim widoczne jest ściskanie materiału, którego rozkład występuje od miejsca kontaktu nitonakrętka-laminat do dolnego brzegu próbki. Na tej długości wartości maleją, lecz powiększają swoje pole powierzchni. Wartości minimalne obserwuje się także powyżej otworu. Rozkładają się one w linii poziomej ponad otworem. W kierunku od otworu do brzegu próbki (lewego i prawego) mają tendencję do zwiększania swoich wymiarów.

Dla II serii badań wartości graniczne odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $-0,015 \div 0,0171$ i są one mniejsze od wyników w I serii badań. Odkształcenia ściskające mają kształt owalny i pojawiają się poniżej otworu oraz po jego lewej i prawej stronie, zgodnie z orientacją zbrojenia (rys. 59b). Powyżej otworu widoczne jest także ściskanie spowodowane kołnierzem nitonakrętki. W porównaniu z I serią badań ma ono większe wartości oraz powierzchnię.

Na poniższych rysunkach zostały przedstawione mapy rozkładów ϵ_y w zależności od serii badań przy zastosowaniu dwóch nitonakrętek ze stopów aluminium (rys. 60).

Dla I serii badań wartości graniczne odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $-0,0187 \div 0,0249$. Wartości dodatnie odkształceń pionowych występują w górnej części próbki (ponad otworami) i zajmują one stosunkowo dużą jej powierzchnię (rys. 60a). Są one widoczne także pomiędzy otworami oraz po ich obydwu stronach. Tworzą niewielkie powierzchnie, które ukierunkowane są zgodnie z orientacją zbrojenia w próbce (pod kątem 45° w stosunku do działającego na próbkę obciążenia). Wartości ściskające w badanym laminacie występują poniżej otworów. Ich wartości graniczne zajmują powierzchnię wynoszącą około 2 wielkości ich powierzchni. Charakterystycznym jest także występowanie bezpośrednio ponad otworami obszarów ściskanych pochodzących od odkształcających się i oddziaływujących na próbkę kołnierzy nitonakrętek.

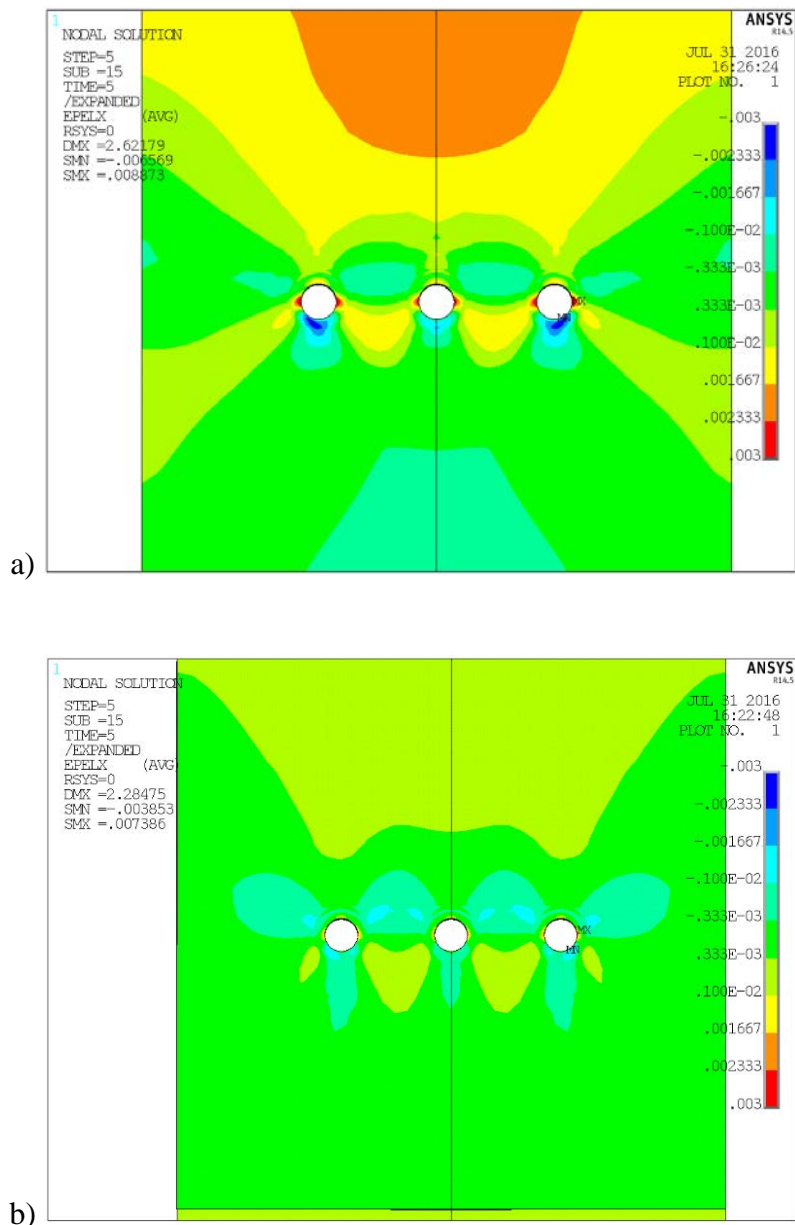


Rys. 60. Mapy rozkładów odkształceń pionowych w laminatach uzyskanych metodą elementów skończonych dla połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego z zastosowaniem dwóch łączników dla
 a) I serii badań b) II serii badań

Dla drugiej serii badań (układ prosty włókien) wartości graniczne odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $-0,0107 \div 0,0214$ i w porównaniu do I serii badań są one mniejsze (rys. 60ab). Bezpośrednio pod łącznikami obserwuje się silne ściskanie materiału. Rozkład wartości ujemnych odkształceń pionowych ma długość około dwóch średnic oraz szerokość w granicach średnicy otworu lub nieco większą. Charakterystycznym jest tutaj występowanie wartości ściskających ponad otworem. Pochodzą one od nacisku

odkształcającego się kołnierza nitonakrętki. Wartości odkształceń rozciągających dla tego przypadku występują po lewej i prawej stronie otworu. Ich wielkość (pole powierzchni) jest zbliżona do powierzchni odkształceń ściskających, z tym że ich wartości maksymalne posiadają zdecydowanie mniejsze powierzchnie.

Poniżej przedstawiono rozkład odkształceń pionowych w badanych kompozytach w przypadku zastosowania trzech nitonakrętek (rys. 61).



Rys. 61. Mapy rozkładów odkształceń pionowych w laminatach uzyskanych metodą elementów skończonych dla połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego z zastosowaniem trzech łączników dla
a) I serii badań b) II serii badań

Dla I serii badań wartości graniczne odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $-0,0065 \div 0,0088$. Wartości minimalne w próbkach występują bezpośrednio pod otworami (rys. 61a). Największe wartości występują pod skrajnymi łącznikami (lewą i prawą nitonakrętką) i są one skierowane zgodnie z orientacją zbrojenia. Stosunkowo duże pole powierzchni niewielkich wartości odkształceń ściskających obserwuje się także w dolnej części próbki. Powierzchnia rozkładu tych wartości wraz z odległością zwiększa się aż do dolnego brzegu próbki. Analogicznie w górnej części występuje duże pole powierzchni odkształceń rozciągających. Największe wartości występują po obu stronach każdego z otworów, a pomiędzy nimi obserwuje się także niewielkie ściskanie.

Dla II serii badań minimalne i maksymalne wartości odkształceń są mniejsze w stosunku do I serii i zawierają się w przedziale $-0,0038 \div 0,0073$. Porównując rozkłady z II (rys. 61b) i I (rys. 61a) serii badań, można stwierdzić, że miejsca występowania wartości granicznych są analogiczne. Minimum widoczne jest bezpośrednio pod otworem, w miejscu kontaktu, natomiast maksimum po lewej i prawej stronie otworów. II seria badań odznacza się mniejszymi wartościami oraz polami powierzchni rozkładów odkształceń ściskających obserwowanych wokół otworów, lecz większymi polami odkształceń rozciągających.

Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych uzyskane z metody elementów skończonych w zależności od liczby nitonakrętek w celu ich porównania zostały zebrane w tabeli poniżej (tabela 20).

Tabela 20. Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych uzyskane z metody elementów skończonych dla badań połączenia nitonakrętkowego-aluminiowego typu pojedyncza zakładka

Seria badań	Wartości graniczne	Minimalne i maksymalne wartości ϵ_y w zależności od liczby nitonakrętek		
		1 nitonakrętka	2 nitonakrętki	3 nitonakrętki
I	min	-0,0244	-0,0187	-0,0065
	max	0,0215	0,0249	0,0088
II	min	-0,015	-0,0107	-0,0038
	max	0,0171	0,0214	0,0073

Z powyższego zestawienia wynika, że wartości minimalne i maksymalne występujące w badanych połączeniach nitonakrętkowych dla jednego i dwóch łączników są analogiczne co do wartości. Maksymalne wartości występują dla 2 nitonakrętek, przy zastosowaniu układu skośnego włókien i wynoszą one 0,0249. Najmniejsze z nich (dla 1÷2 łączników) natomiast

można zaobserwować dla 2 nitonakrętek, przy użyciu prostego układu włókien, które są równe $-0,0107$. Zauważalna jest duża różnica w wynikach pomiędzy zastosowaniem jednego i dwóch łączników a pomiędzy trzema nitonakrętkami (rzęd wielkości). Różnice w wynikach spowodowane są między innymi większą powierzchnią przylegania połączonych laminatów oraz tarcia zachodzącego pomiędzy nimi, w czasie rozciągania próbek.

7.3. Badania z użyciem nitonakrętek stalowych

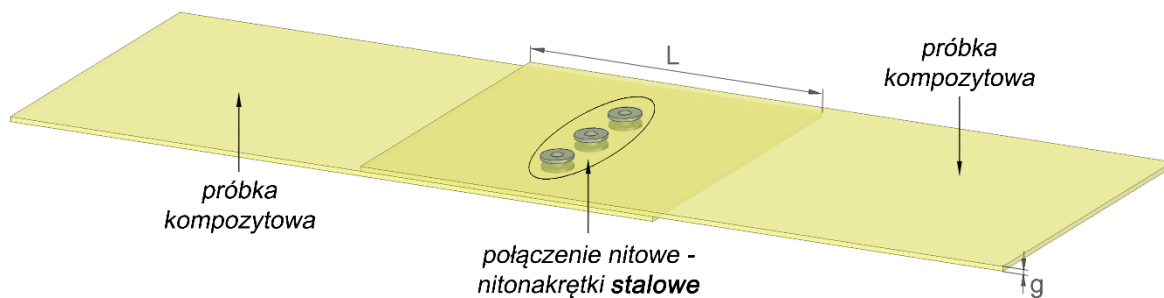
Kolejnym etapem pracy było badanie połączenia laminatów z zastosowaniem nitonakrętek wykonanych ze stali ocynkowanej. Celem tego zakresu badań było zidentyfikowanie problemów i określenie możliwości stosowania połączeń złożonych z nitonakrętek stalowych w lotniczych strukturach kompozytowych.

Podczas realizacji procesu badawczego zastosowano połączenia: pojedyncza i podwójna zakładka oraz podwójna zakładka z metalową przekładką (warstwą) o parametrach połączeń: $L=120$ mm, $g=1$ mm. Połączenie nitonakrętkowe stanowiły szwy: jednorzędowy oraz równoległy, ze stałą podziałką wynoszącą $e=20$ mm. Przy stosowaniu szwów jednorzędowych z pojedynczą zakładką, z uwagi na zakres grubości łączonych elementów (tabela 19) stosowano podkładkę zwykłą okrągłą o grubości 1 mm. Przy zastosowaniu podwójnej zakładki, w odróżnieniu do klasycznego połączenia (rys. 21b) grubość wewnętrznej warstwy wynosiła $-g$. Testy zostały zrealizowane dla I i II serii badań (orientacja włókien w stosunku do działania siły odpowiednio: skośna i prosta).

Dokonano następujących ustawień maszyny wytrzymałościowej: maksymalne przemieszczenie trawersy – 15 mm, prędkość przemieszczenia się trawersy – 0,05 mm/s, częstotliwość zapisu danych (siła w funkcji przemieszczenia) – 0,1 kHz.

7.3.1. Badania połączenia pojedyncza zakładka

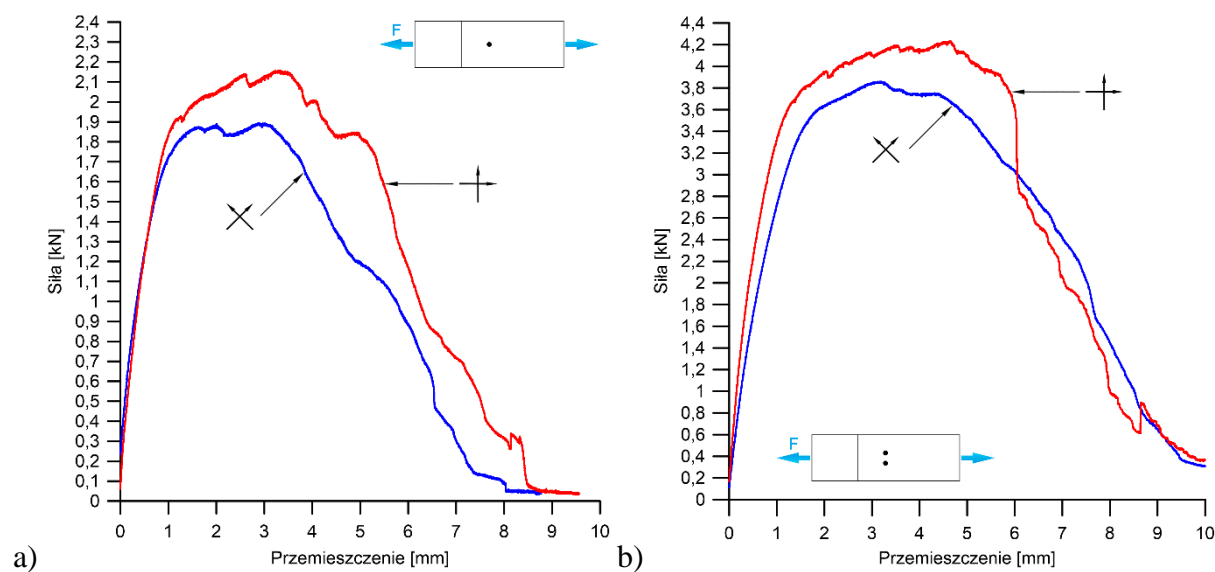
Pierwszym etapem badań z zastosowaniem nitonakrętek stalowych było połączenie pojedyncza zakładka (rys. 62). W tak zestawionym połączeniu zastosowano szew jednorzędowy, usytuowany pod kątem prostym do działającego na niego obciążenia (rys. 53). W szwie nitowym zastosowano od 1 do 3 nitonakrętek ze stali ocynkowanej.

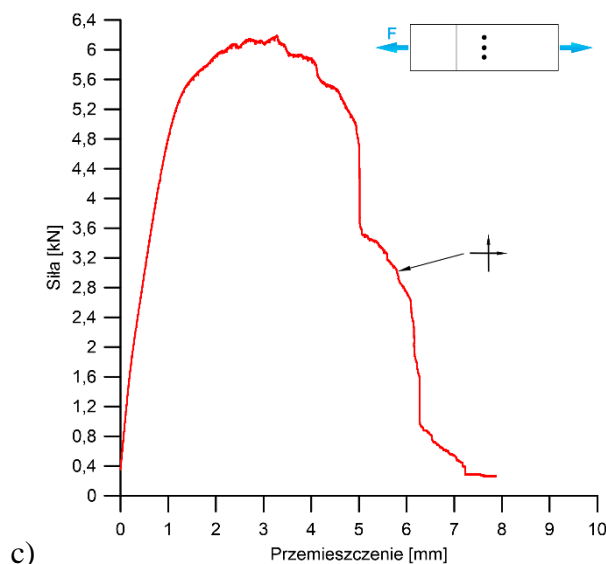


Rys. 62. Schemat połączenia próbek typu pojedyncza zakładka w badaniach z użyciem nitonakrętek stalowych

7.3.1.1. Analiza sił

Na rysunkach poniżej przedstawione zostały wykresy zależności siły rozciągającej od przemieszczenia się trawersy maszyny wytrzymałościowej w zależności od liczby zastosowanych nitonakrętek oraz orientacji zbrojenia (rys. 63).





Rys. 63. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu pojedyncza zakładka dla

a) 1 nitonakrętka b) 2 nitonakrętek c) 3 nitonakrętek, II serii badań

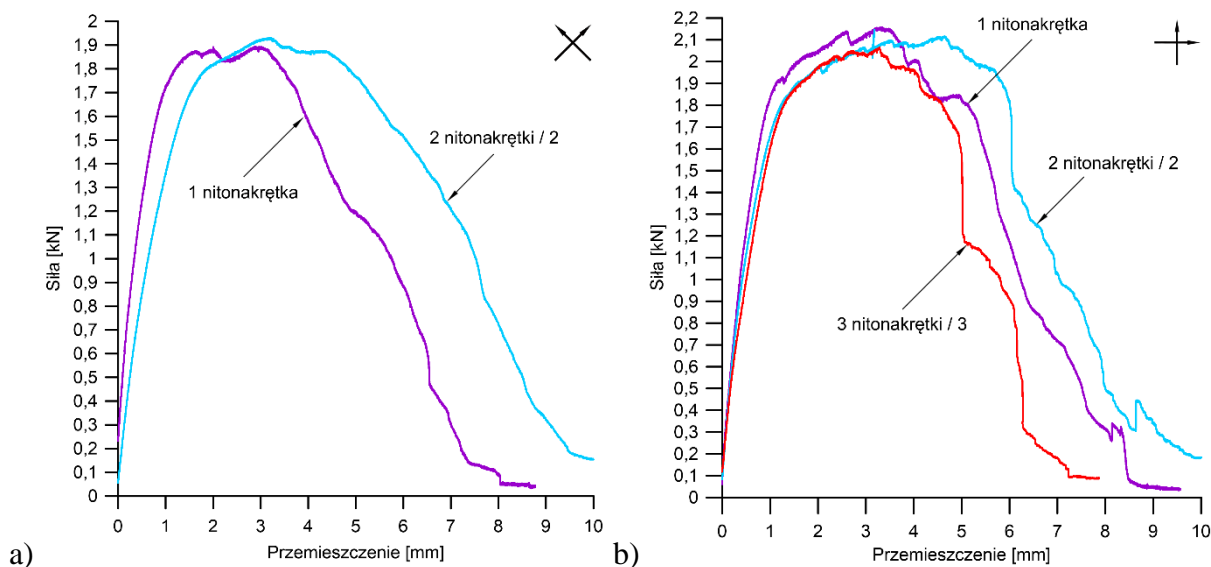
Z pełnego zakresu badanego przemieszczenia trawersy (0÷20 mm) analizie poddano dane pomiarowe pochodzące z przedziału 0÷10 mm z uwagi na brak zauważalnych zmian wartości sił poza tym zakresem. Przebiegi powyższych krzywych mają charakter analogiczny (rys. 63). Zauważalny jest ich trzyetapowy przebieg. W pierwszej fazie wykresu widoczny jest szybki, quasi-liniowy wzrost wartości siły do punktu jej przegięcia. Najprawdopodobniej określa on zjawisko pęknięcia warstwy granicznej (osiągnięcie stanu FPF). Drugi etap przebiegu krzywej zawiera się pomiędzy punktem osiągnięcia stanu FPF a kolejnym punktem jej przegięcia. Stanowi on wartość graniczną, przy której niszczenie kompozytu połączone jest z przenoszeniem przez połączenie siły. Pomędzy charakterystycznymi punktami przegięcia funkcja osiąga maksimum. Wartości maksymalne zostały zestawione w poniższej tabeli (tabela 21). Trzeci cykl przebiegu krzywych to szybki spadek wartości siły połączony z brakiem możliwości przenoszenia jej przez badane połączenie nitonakrętkowe. Zjawisko szybkiego spadku wartości siły spowodowane jest rozłączeniem połączenia.

Tabela 21. Wartości sił maksymalnych dla badań połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu pojedyncza zakładka

Seria badań	Wartości sił maksymalnych [kN] w zależności od liczby nitonakrętek		
	1 nitonakrętka	2 nitonakrętki	3 nitonakrętki
I	1,89	3,85	–
II	2,15	4,29	7,87

Dokonując porównania przebiegu krzywych w zależności od orientacji włókien, można zauważyć dwie prawidłowości. Dla II serii badań (kolor czerwony) sztywność połączenia jest większa – większy kąt nachylenia do osi Ox pierwszego etapu krzywej (quasi-liniowego wzrostu wartości siły) – rys. 63ab. Próbkę z tej serii badań charakteryzują się także wyższymi wartościami sił maksymalnych. Ich różnice dla tych samych liczby łączników, pomiędzy I a II serią badań, wynoszą odpowiednio – 260 oraz 440 N. Można także stwierdzić, że wartości sił maksymalnych, w zależności od liczby łączników, są uzależnione w ten sposób, że w przybliżeniu stanowią one iloczyn ich liczby oraz wartości maksymalnej siły dla pojedynczego łącznika.

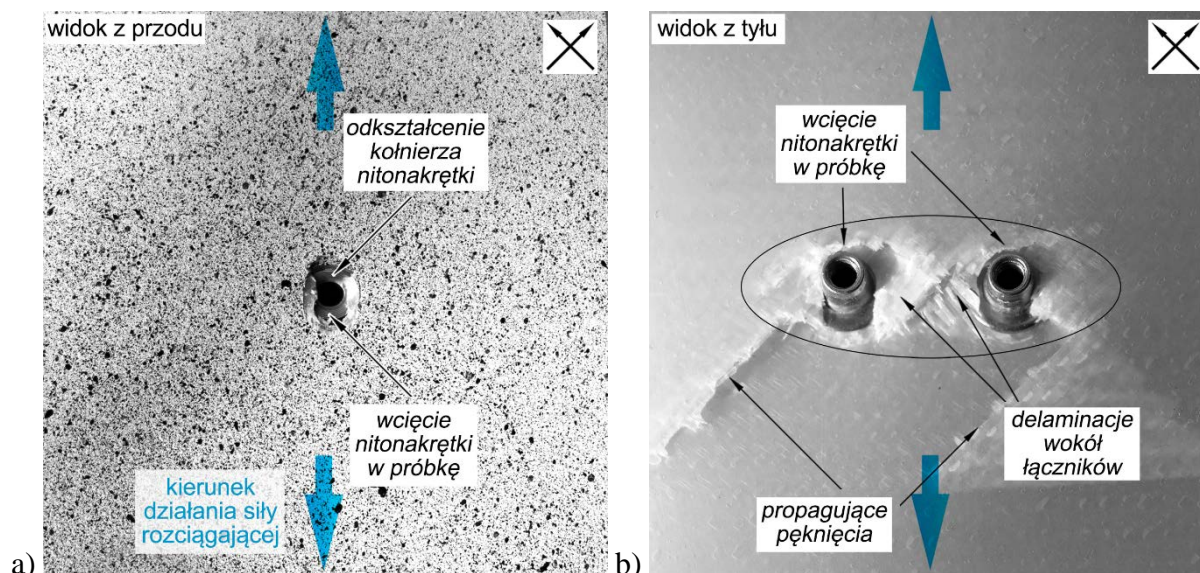
Na podstawie wykresów siły w funkcji przemieszczenia sworznia odniesionej do pojedynczego łącznika widoczne są podobieństwa (rys. 64). Pierwszym z nich jest wcześniej już zauważona zależność sztywności od liczby stosowanych łączników w połączeniu (pierwszy etap krzywej). Ze wzrostem liczby nitonakrętek wzrasta sztywność połączenia oraz wartość przemieszczenia, przy którym krzywa osiąga maksimum. Nie dotyczy to jednak przypadku dla włókien prostych (II seria badań) z zastosowaniem trzech nitonakrętek – rys. 64b krzywa czerwona.



Rys. 64. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia sworznia dla pojedynczej nitonakrętki dla połączenia typu pojedyncza zakładka dla
a) I serii badań b) II serii badań

7.3.1.2. Analiza zniszczeń

Przedstawione poniżej fotografie prezentują zniszczenia połączenia typu pojedyncza zakładka dla nitonakrętek stalowych dla I (rys. 65) oraz II serii badań (rys. 66).



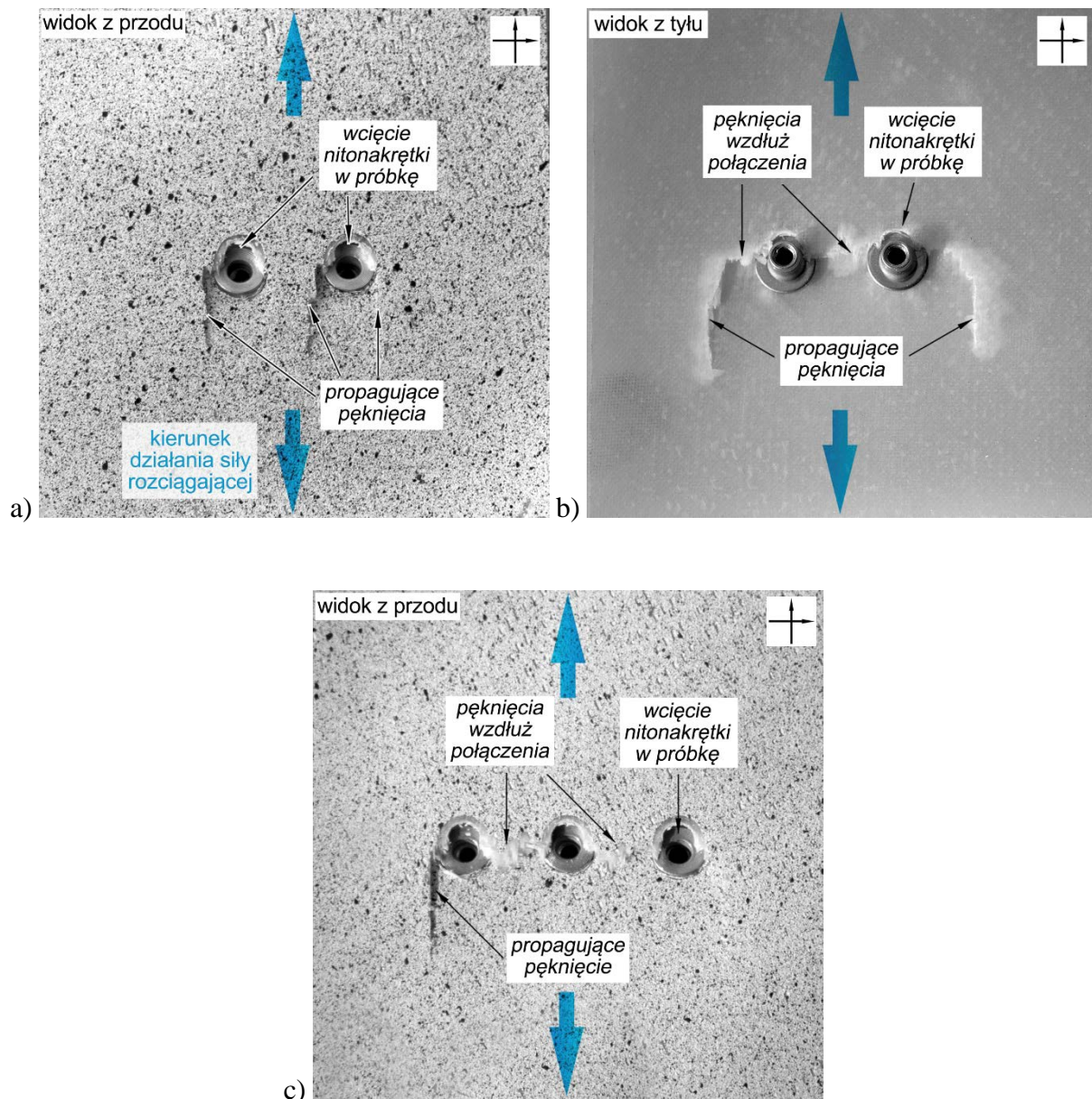
Rys. 65. Zniszczenia połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu pojedyncza zakładka dla I serii badań dla

a) 1 nitonakrętki (widok z przodu) b) 2 nitonakrętek (widok z tyłu)

Rysunek 65 przedstawia zniszczenia w wybranych połączeniach z użyciem nitonakrętek stalowych z I serii badań. Na widoku z przodu widoczna jest wcięta w laminat nitonakrętka stalowa z odkształconym kołnierzem, który uległ deformacji na skutek działania na niego siły (rys. 65a). Z tyłu połączenia widoczne są silniejsze zniszczenia powiązane z delaminacjami obserwowanymi wokół łączników (rys. 65b). Poniżej tulei nitonakrętek obserwowane są silnie propagujące pęknięcia, które widoczne są także między łącznikami. Kierunek pęknięć jest zgodny z orientacją zastosowanego w próbkach zbrojenia.

Rysunek 66 przedstawia zniszczenia w badanych laminatach dla II serii badań. Do analizy przyjęto połączenie zbudowane z dwóch i trzech nitonakrętek. Na widoku z przodu połączenia zbudowanego z dwóch stalowych łączników w górnej części widoczne są wcięcia nitonakrętek w laminat (rys. 66a). Poniżej linii łączników widać wyraźnie propagujące pęknięcia. Zorientowane są one zgodnie z orientacją zbrojenia oraz kierunkiem działania siły rozciągającej. Na widoku z tyłu widoczne są silniejsze zniszczenia w formie pęknięć, z tendencjami do propagacji (rys. 66b). Dodatkowo w tym przypadku pojawiają się pęknięcia ukierunkowane równoległe w stosunku do kierunku działania siły rozciągającej, które

widoczne są pomiędzy łącznikami. W przypadku zastosowania trzech łączników – stalowych nitonakrętek – na widoku z przodu pojawiają się pęknięcia między łącznikami o kierunku prostopadłym do działania na laminat obciążenia (rys. 66c).



Rys. 66. Zniszczenia połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu pojedyncza zakładka dla
a) 2 nitonakrętek – widok z przodu b) 2 nitonakrętek – widok z tyłu c) 3 nitonakrętek (widok z przodu)

Na podstawie obserwacji próbek podczas prowadzenia testów na maszynie wytrzymałościowej oraz zniszczeń powstałych w połączeniu pojedyncza zakładka można zauważyć tendencję badanych laminatów do deformowania ich powierzchni (w literaturze angielskiej określane jako – ang. *out of plane* [78]). Zjawisko to, pomimo zapewnienia

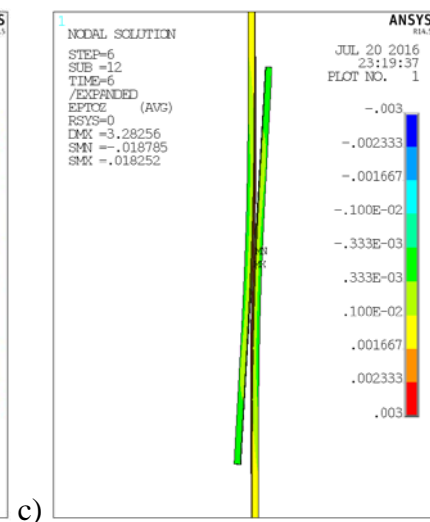
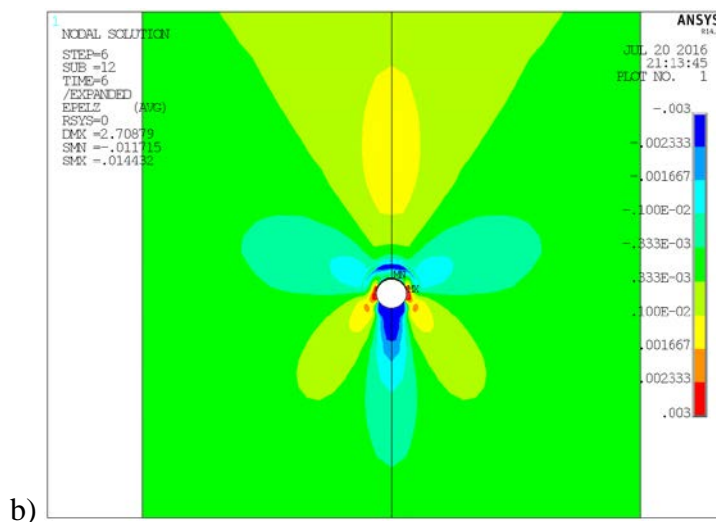
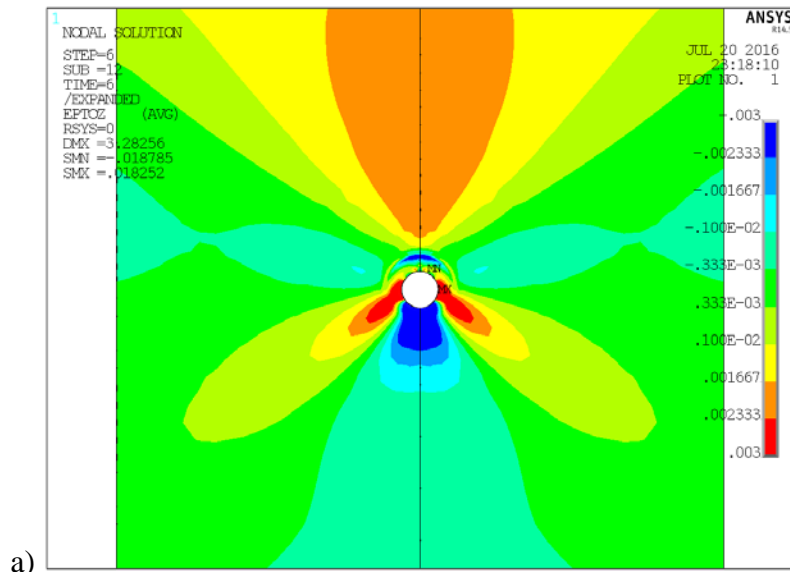
osiowości w czasie prowadzonych prób, powstało na skutek działającej siły skupionej w miejscu połączenia. Dodatkowo deformowanie powierzchni laminatów w czasie działania na nie siły rozciągającej ułatwia propagację oraz zwiększa rozmiary pęknięć. W dalszej konsekwencji powoduje to rozłączenie połączenia, co także wyjaśnia przebiegi krzywych siły w funkcji przemieszczenia – III etap szybkiego spadku wartości siły.

7.3.1.3. Analiza wyników z metody elementów skończonych

Poniżej przedstawione zostały mapy rozkładów odkształceń pionowych w zależności od liczby łączników oraz orientacji zastosowanego zbrojenia w łączonych próbkach kompozytowych (rys. 67÷69).

Rysunek 67 przedstawia rozkłady ϵ_y w próbce kompozytowej dla jednej nitonakrętki stalowej. Poniższe rozkłady odkształceń pionowych w laminatach dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego są analogiczne co do wielkości oraz miejsc występowania obszarów rozciąganych i ściskanych w stosunku do badań z użyciem łączników ze stopów aluminium – rys. 59 (podrozdział 7.2.3.). W porównaniu do tych wyników (dla tych samych orientacji zbrojenia i liczby zastosowanych w szwie łączników) różnicę stanowią wartości minimalne i maksymalne występujące w badanych kompozytach. Dla serii I wartości odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $\pm 0,018$, natomiast dla II serii badań wynoszą one $-0,0117 \div 0,0144$. Występujące różnice spowodowane są zastosowaniem łączników o różnych właściwościach materiałowych. W przypadku nitonakrętek stalowych skutkuje to uzyskaniem większych wartości odkształceń obserwowanych ponad otworem, w miejscu kontaktu powierzchni nitonakrętki z próbką. Na skutek działania siły rozciągającej nitonakrętka metalowa ulega przemieszczeniu i oddziałuje powierzchnią kołnierza na powierzchnię laminatu, w konsekwencji wywołując jego zniszczenie. W przypadku nitonakrętek ze stopów aluminium, przy tych samych wartościach przemieszczenia trawersy, następuje owalizacja ich tulei w przekroju poprzecznym, która w dalszym etapie skutkuje niszczeniem łącznika.

Rysunek 67c przedstawia rozkład odkształceń w próbce w płaszczyźnie $0xz$, obrazując charakterystyczne deformacje powierzchni kompozytów spowodowanych siłą skupioną w miejscu połączenia przez nitonakrętkę.

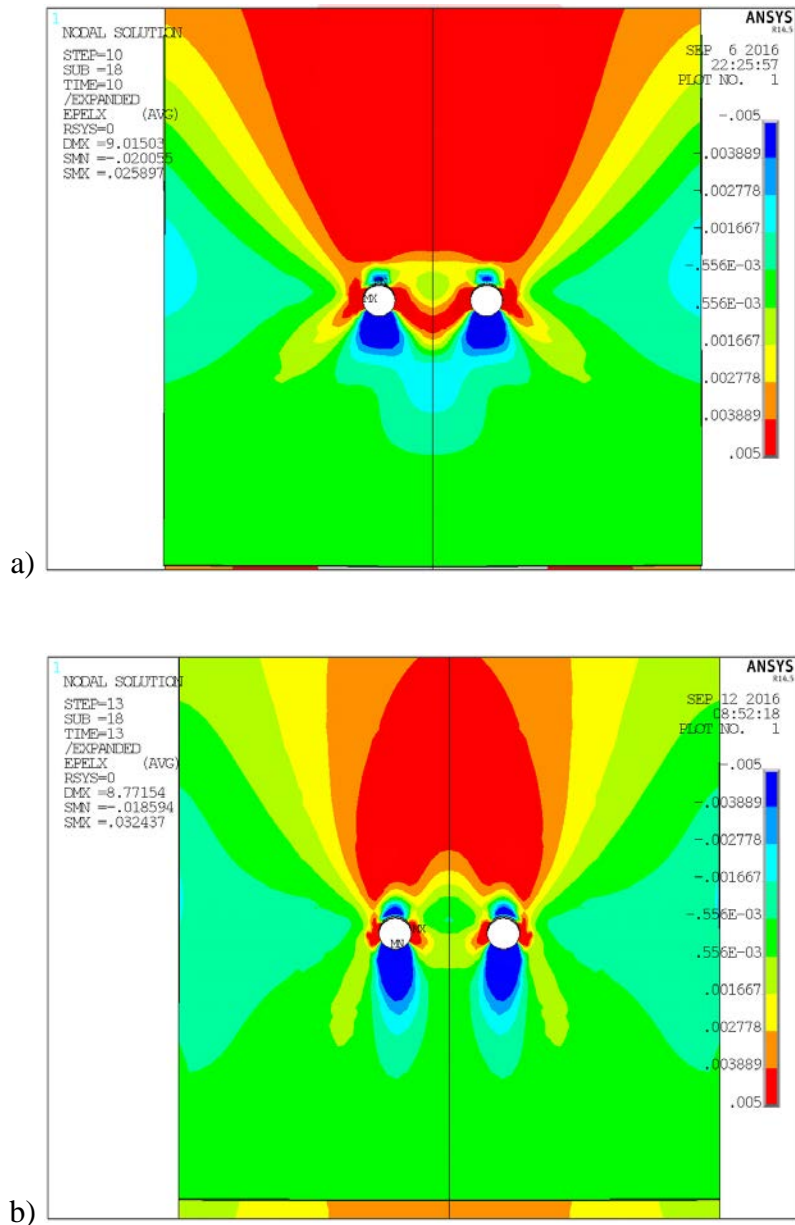


Rys. 67. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą elementów skończonych w badanych laminatach dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego z zastosowaniem pojedynczego łącznika dla modelu pojedynczej zakładki dla a) I serii badań b) II serii badań c) I serii badań – widok z boku

Rozkłady odkształceń pionowych dla dwóch nitonakrętek stalowych w zależności od serii badań przedstawiono na rysunkach poniżej (rys. 68).

Dla I serii badań wartości graniczne odkształceń pionowych zawierają się w przedziale $-0,02 \div 0,0258$. Wartości odkształceń rozciągających widoczne są powyżej otworów i zajmują dużą powierzchnię ponad nimi (rys. 68a). Widoczne są one również po lewej i prawej stronie otworów. Tworzą także obszar pomiędzy otworami. Obszary te rozkładają się zgodnie z kierunkowością zastosowanego zbrojenia (układ skośny włókien). Silne wartości ujemnie ϵ_y obserwuje się bezpośrednio pod otworami. Zajmują one około dwukrotność pola powierzchni

otworów. Niewielkie pola powierzchni obszarów ściskanych obserwuje się także ponad łącznikami. Wynikają one z kontaktu pomiędzy powierzchnią kołnierza nitonakrętki a powierzchnią laminatu.



Rys. 68. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą elementów skończonych dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego z zastosowaniem dwóch łączników dla a) I serii badań b) II serii badań

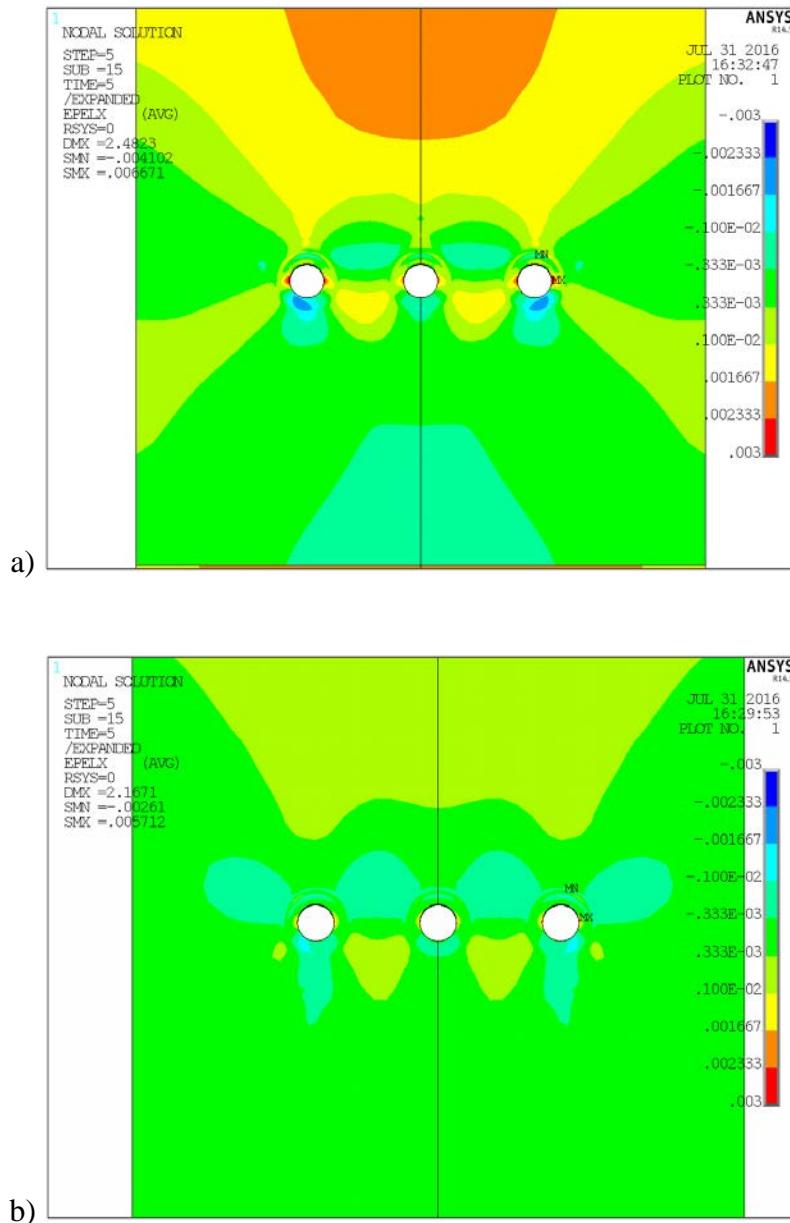
Dla II serii badań obserwuje się większe co do wartości odkształcenia pionowe (rys. 68b) w stosunku do I serii badań, dla tej samej liczby zastosowanych nitonakrętek (rys. 68a). Zawierają się one w granicach $-0,0185 \div 0,0324$. Rozkład ϵ_y jest typowy dla

zastosowanego rodzaju orientacji zbrojenia (układ prosty włókien) – rys. 60b. Poniżej otworów obserwowane są silne pola wartości ujemnych odkształceń pionowych. Widoczne są one także powyżej otworów i wywołane są one naciskiem odkształcającego się kołnierza nitonakrętki. Powierzchnie rozciągające obserwowane są powyżej otworów, gdzie tworzą stosunkowo duże powierzchnie, oraz po ich obydwu stronach.

Poniżej przedstawiono rozkład odkształceń pionowych w badanych kompozytach w przypadku zastosowania trzech nitonakrętek stalowych (rys. 69).

Wartości graniczne ϵ_y dla orientacji skośnej włókien (I seria badań) w tym etapie badań zawierają się w przedziale $-0,0041 \div 0,0066$ (rys. 69a). Znaczące różnice (pomiędzy rozkładem dla nitonakrętek stalowych i ze stopów aluminium) występują w miejscach występowania wartości największego ściskania, które w tym przypadku występuje ponad otworem. Spowodowane jest to naciskiem części kołnierza nitonakrętki na laminat, co powoduje wcinanie się jej w materiał. Wartości maksymalne ϵ_y w tym przypadku występują po obu stronach otworów (lewa i prawa strona), z tym że większe i silniejsze wartości obserwowane są w okolicach skrajnych otworów w badanym szwie.

Dla II serii badań minimalne i maksymalne wartości odkształceń są mniejsze w stosunku do I serii badań i zawierają się w przedziale $-0,0026 \div 0,0057$. Rozkłady są bardzo analogiczne do wcześniejszych symulacji w tej samej konfiguracji (układ włókien oraz liczba łączników) odniesionych do nitonakrętek ze stopów aluminium (rys. 69b). Występujące różnice (analogicznie do I serii badań – rys. 69a) stanowią wartości graniczne ϵ_y oraz miejsce występowania największych wartości ściskających. W tym przypadku występują one nad otworem i są wywołane naciskiem kołnierza nitonakrętki na laminat. Takie wyniki potwierdzają zjawisko fizyczne zachodzące podczas realizacji prób rozciągania połączenia na maszynie wytrzymałościowej.



Rys. 69. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą elementów skończonych dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego z zastosowaniem trzech łączników dla a) I serii badań b) II serii badań

Na podstawie przeprowadzonych analiz należy zauważyć, że charakter rozkładu wartości odkształceń pionowych (dla I i II serii badań) jest analogiczny do wyników otrzymanych dla łączników zbudowanych ze stopów aluminium (podrozdział 7.2.3.) – rys. 59÷61. Różnice w wynikach dotyczą wartości minimalnych i maksymalnych ϵ_y , z tym że dla łączników stalowych przyjmują one zazwyczaj większe wartości, co wydaje się być prawidłowe, z uwagi na działanie podczas prób na maszynie wytrzymałościowej wyższych sił maksymalnych. Wynikają one także z różnicy w niszczeniu łączników. Dla nitonakrętek ze

stopów aluminium następowało zrywanie łączników, natomiast dla nitonakrętek stalowych niszczenia łączonych za pomocą nimi próbek kompozytowych.

Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych uzyskane z metody elementów skończonych w zależności od liczby nitonakrętek stalowych w celu ich porównania zostały zebrane w tabeli poniżej (tabela 22).

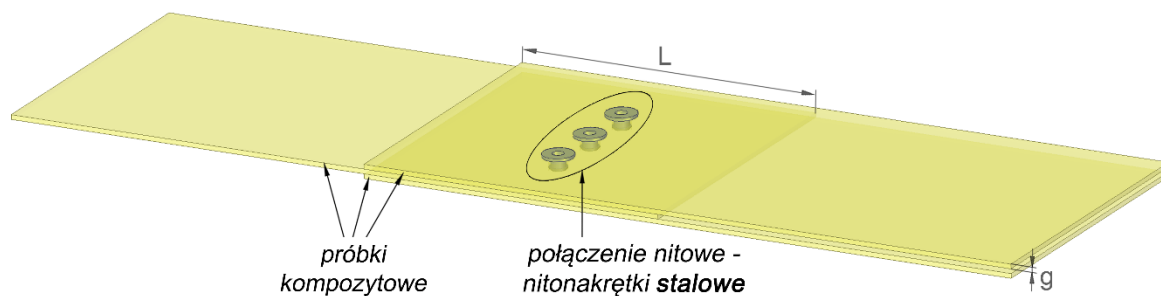
Tabela 22. Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych uzyskane z metody elementów skończonych dla badań połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu pojedyncza zakładka

Seria badań	Wartości graniczne	Minimalne i maksymalne wartości ϵ_y w zależności od liczby nitonakrętek		
		1 nitonakrętka	2 nitonakrętki	3 nitonakrętki
I	min	-0,0187	-0,0200	-0,0041
	max	0,0182	0,0258	0,00667
II	min	-0,0117	-0,0185	-0,00261
	max	0,0144	0,0324	0,00571

Analogicznie do wyników uzyskanych dla nitonakrętek ze stopów aluminium (podrozdział 7.2.3. – tabela 20) największe wartości odkształceń pionowych zanotowano dla dwóch nitonakrętek w układzie prostym włókien, dla których wartość ta wyniosła 0,0324. Najmniejsze z nich natomiast dla trzech nitonakrętek w I serii badań (-0,0041). Zauważalna jest duża różnica w wynikach pomiędzy zastosowaniem jednej i dwóch a trzech nitonakrętek (różnica o rząd wielkości), co także jest analogiczne do wcześniej opisywanych wyników badań z użyciem łączników wykonanych ze stopów aluminium (podrozdział 7.2.3.).

7.3.2. Badania połączenia podwójna zakładka

W kolejnym etapie badań z użyciem nitonakrętek stalowych zastosowano połączenie podwójna zakładka zgodne ze schematem przedstawionym na rysunku 70. W stosunku do klasycznego połączenia tego typu (rys. 21b) grubość każdej z trzech warstw kompozytowych wynosiła – g. Przy łączeniu laminatów zastosowano szew jednorzędowy, ukierunkowany prostopadle w stosunku do przykładanego obciążenia rozciągającego (rys. 53). W szwie stosowano od 1 do 3 nitonakrętek wykonanych ze stali ocynkowanej. Dokonano także próby badań w układzie szwu jednorzędowego-równoległego zbudowanego z dwóch łączników.



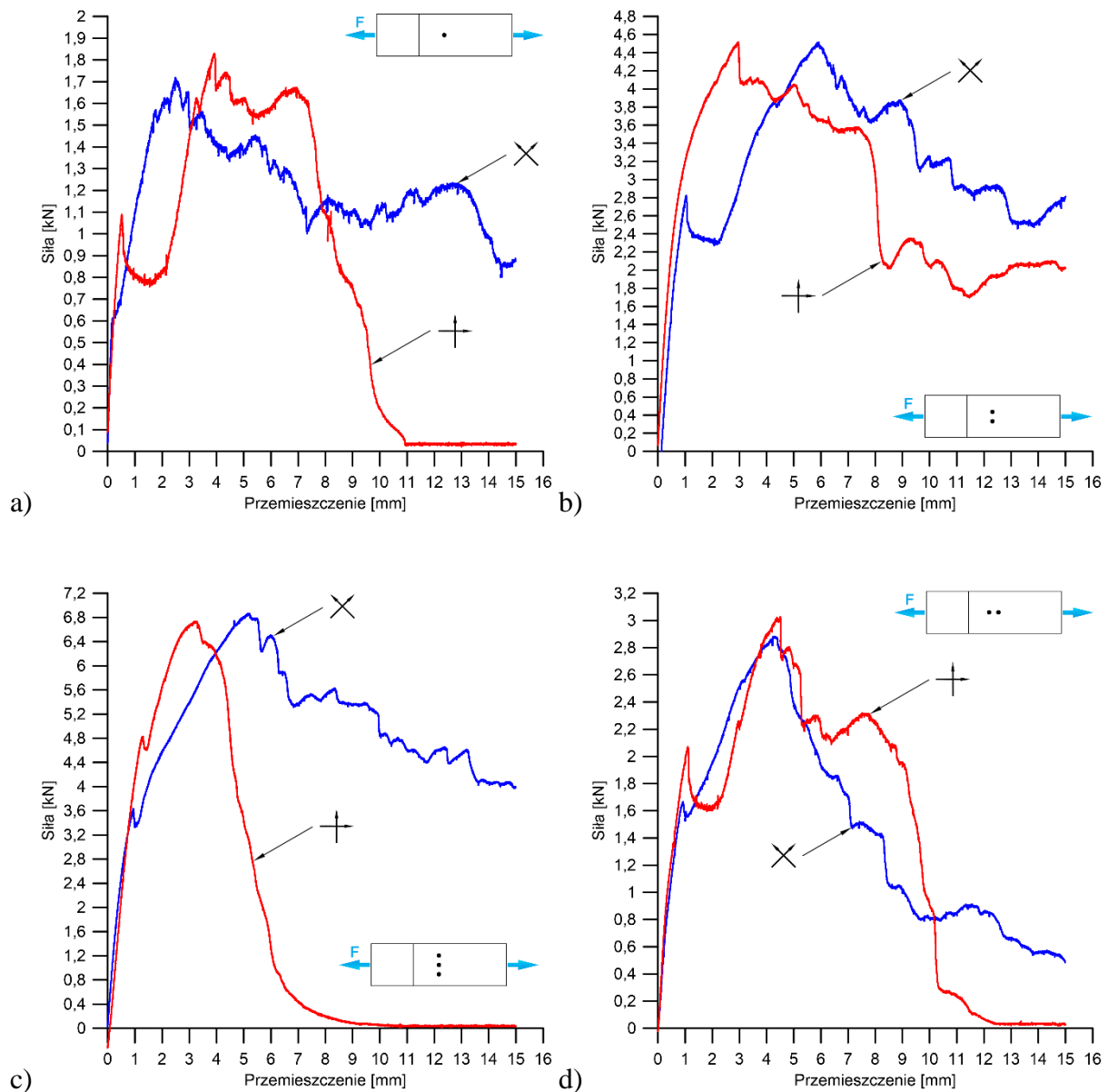
Rys. 70. Schemat połączenia próbek (podwójna zakładka) w badaniach z użyciem nitonakrętek stalowych

7.3.2.1. Analiza sił

Poniższe rysunki przedstawiają wykresy zależności siły rozciągającej od przemieszczenia się trawersy maszyny wytrzymałościowej, w zależności od liczby zastosowanych nitonakrętek oraz orientacji zbrojenia dla połączenia nitonakrętkowego – podwójna zakładka przy zastosowaniu stalowych łączników (rys. 71).

Analizując przebiegi poniższych krzywych, można zauważyć ich trzy charakterystyczne etapy. W pierwszej fazie wykresu widoczny jest szybki wzrost siły z charakterystycznym liniowym przebiegiem do punktu, w którym wykres załamuje się. Załamanie się wykresu związane jest z wyraźnym spadkiem wartości siły oraz z osiągnięciem w materiale stanu FPF. Występuje on przy znacznych wartościach siły wynoszących około połowy wartości maksymalnych. Kolejny etap ich przebiegu to osiągnięcie wartości maksymalnych, po którym następuje kolejny cykl – obniżanie się wartości siły. W zależności od orientacji włókien ma on inny przebieg.

Dla I serii badań (układ skośny – kolor niebieski wykresu) ostatni z etapów charakteryzuje się spadkiem wartości siły do wartości około połowy jej maksymalnej wartości. Wskazuje to na niszczenie się kompozytu związane z przenoszeniem siły przez łączniki. Dla II serii badań (układ prosty – kolor czerwony wykresu) po przekroczeniu wartości maksymalnej odróżnia się on spadkiem wartości siły do zera. Wskazuje to na rozłączenie się połączenia. Jednakże należy zauważyć, że spadek wartości siły występuje przy przemieszczeniu wynoszącym średnio około 8 mm, co jest wartością zadowalającą. Odmiennym przypadkiem wydaje się być wykres dla II serii badań dla 2 nitonakrętek (rys. 71b). W tym odmiennym przypadku krzywa po osiągnięciu maksymalnych wartości charakteryzuje się spadkiem do wartości około połowy siły maksymalnej.



Rys. 71. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka ze szwem jednorzędowym dla
 a) 1 nitonakrętki b) 2 nitonakrętek c) 3 nitonakrętek d) ze szwem jednorzędowym-równoległym dla 2 nitonakrętek

W tym etapie badań dokonano także próby realizowanej na maszynie wytrzymałościowej dla przykładowego połączenia nitowego jednorzędowego-równoległego złożonego z dwóch nitonakrętek (rys. 71d). W porównaniu z przebiegiem krzywych dla pozostałych układów łączników są one analogiczne, jednakże odróżniają się wartościami, przy których krzywe osiągają wartości maksymalne (tabela 23).

Tabela 23. Wartości sił maksymalnych dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka

Seria badań	Wartości sił maksymalnych [kN] w zależności od liczby nitonakrętek			
	1 nitonakrętka	szew „prostopadły”		szew równoległy
		2 nitonakrętki	3 nitonakrętki	2 nitonakrętki
I	1,71	4,51	6,86	2,88
II	1,82	4,48	6,73	3,02

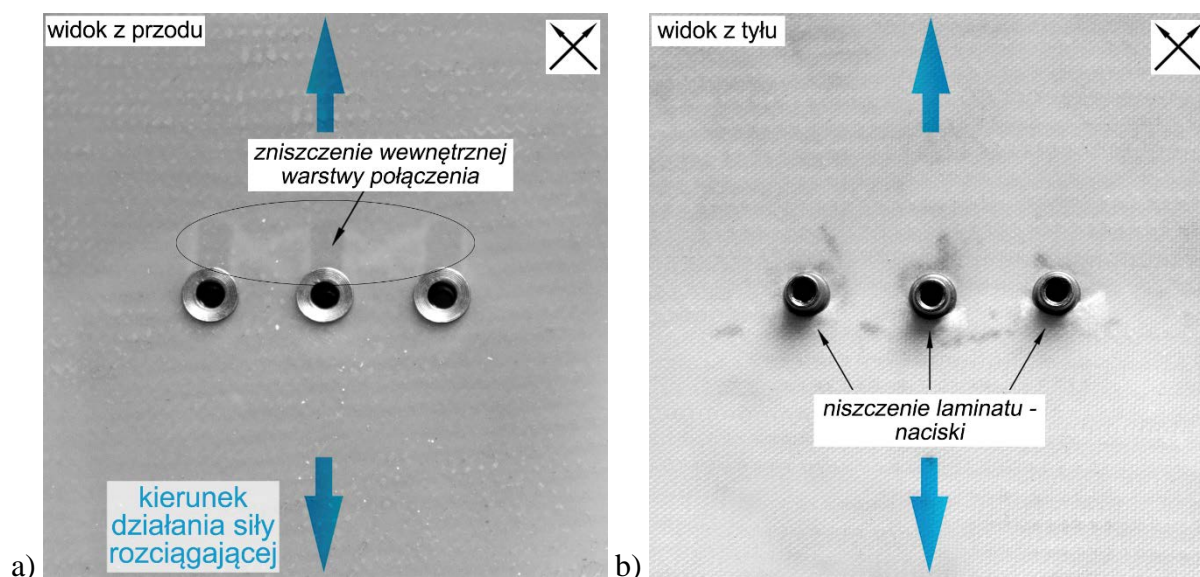
Na podstawie zebranych w powyższej tabeli wartości maksymalnych sił można stwierdzić, że są one ściśle uzależnione od liczby łączników zastosowanych w szwie nitowym. Dla szwów „prostopadłych” wraz ze wzrostem liczby nitonakrętek maksymalne wartości sił wzrastają o około 100%. Dla szwu jednorzędowego-równoległego w jednym analizowanym przypadku (2 nitonakrętki) wartości te wzrosły w przybliżeniu o około 50%. Stanowi to zasadniczą różnicę w porównaniu z wartościami występującymi w połączeniach nitowych metali.

7.3.2.2. Analiza zniszczeń

Na poniższych fotografiach przedstawiono zniszczenia wybranego i badanego połączenia nitonakrętkowego laminatów typu podwójna zakładka z I serii badań (rys. 72).

Na widoku z przodu widoczne są zniszczenia środkowej (wewnętrznej) warstwy laminatowej polegające na wycięciu laminatu przez łączniki (rys. 72a). Nitonakrętki nie posiadają widocznych zniszczeń oraz zmian swojej geometrii.

Na widoku z tyłu pod łącznikami, w ich obrębie, widoczne są charakterystyczne zniszczenia typu – naciski (rys. 72b). Wywołane są one naciskami łącznika powodującego owalizację otworów wykonanych w próbce oraz silne oddziaływanie na kompozyt. W wyniku takiego działania matryca ulega deformacjom oraz wewnętrznym pęknięciom. Delaminacje oraz propagacje pęknięć w warstwach zewnętrznych połączenia nie są widoczne.



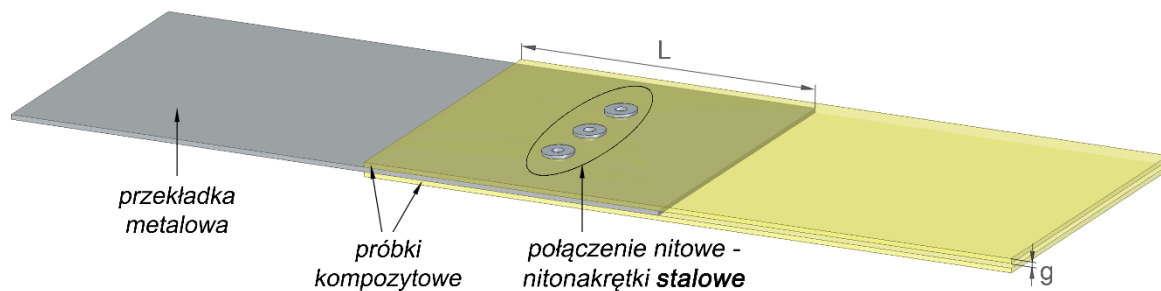
Rys. 72. Zniszczenia połączenia nitonakrętkowego-stalowego (3 nitonakrętki) typu podwójna zakładka dla I serii badań

a) widok z przodu b) widok z tyłu

7.3.3. Badania połączenia podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki

W tym etapie prowadzenia badań dokonano analizy wyników uzyskanych dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego podwójna zakładka, o grubości każdej z warstw – g . W odróżnieniu do poprzednio prowadzonych analiz, w odniesieniu do takiego modelu połączenia (podrozdział 7.3.2.), środkową warstwę – próbkę kompozytową – zastąpiono metalową przekładką wykonaną ze stali zgodnie ze schematem przedstawionym na rysunku poniżej (rys. 73). Wprowadzenie do układu metalowej części miało na celu zwiększenie sztywności połączenia oraz możliwość analizy warstwy wierzchniej (np. metodą cyfrowej korelacji obrazu).

Do połączenia próbek użyto szwów jednorzędowych: „prostopadłych” złożonych z 2 i 3 nitonakrętek oraz jednorzędowych-równoległych zawierających dwa stalowe łączniki.



Rys. 73. Schemat połączenia próbek typu podwójna zakładka z metalową warstwą w badaniach z użyciem nitonakrętek stalowych

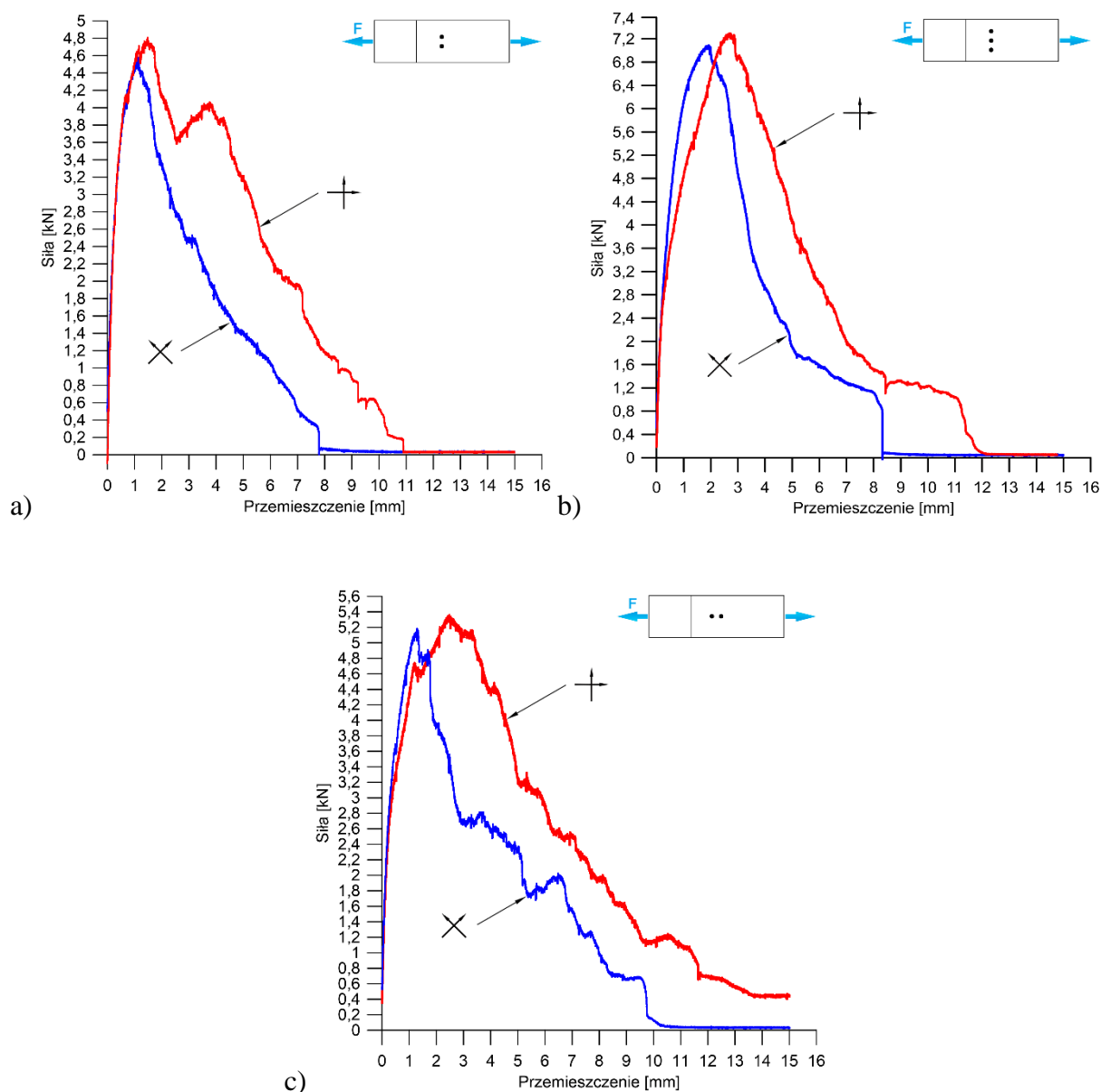
7.3.3.1. Analiza sił

Poniżej przedstawione zostały wykresy zależności siły od przemieszczenia trawersy dla próbek kompozytowych połączonych zgodnie z modelem – podwójna zakładka z metalową warstwą środkową (rys. 74). Niżej przedstawione zależności zaprezentowano w zależności od: zastosowanego szwu nitowego, liczby nitonakrętek oraz orientacji zbrojenia.

Charakter przebiegów poniższych krzywych jest podobny. Widoczne są ich dwa charakterystyczne etapy. Pierwszy z nich – quasi-liniowy – charakteryzuje się szybkim narastaniem siły do wartości maksymalnej. Na tym odcinku brak jest wyraźnych uskoków czy zmian wartości siły. Druga część przebiegu krzywej to etap spadku wartości siły do minimum.

Dokonując porównania wyników między seriami, należy stwierdzić, że dla II serii badań (kolor czerwony krzywych) wartości maksymalne sił są większe i krzywe osiągają je przy większych wartościach przemieszczenia trawersy.

Poniżej zestawiono wartości maksymalne sił występujących w badanych połączeniach nitonakrętkowych w tym etapie prowadzenia badań (tabela 24).



Rys. 74. Wykresy siły w funkcji przemieszczenia dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka ze szwem jednorzędowym dla
 a) 2 nitonakrętek b) 3 nitonakrętek c) dla 2 nitonakrętek – szew jednorzędowy-równoległy

Tabela 24. Wartości sił maksymalnych dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z metalową przekładką

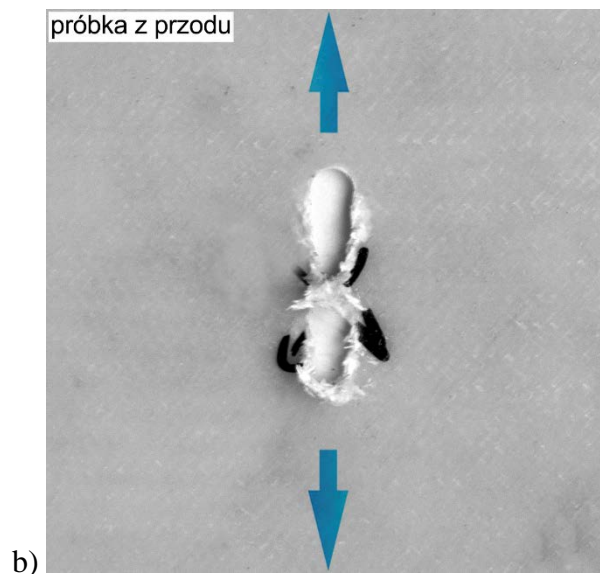
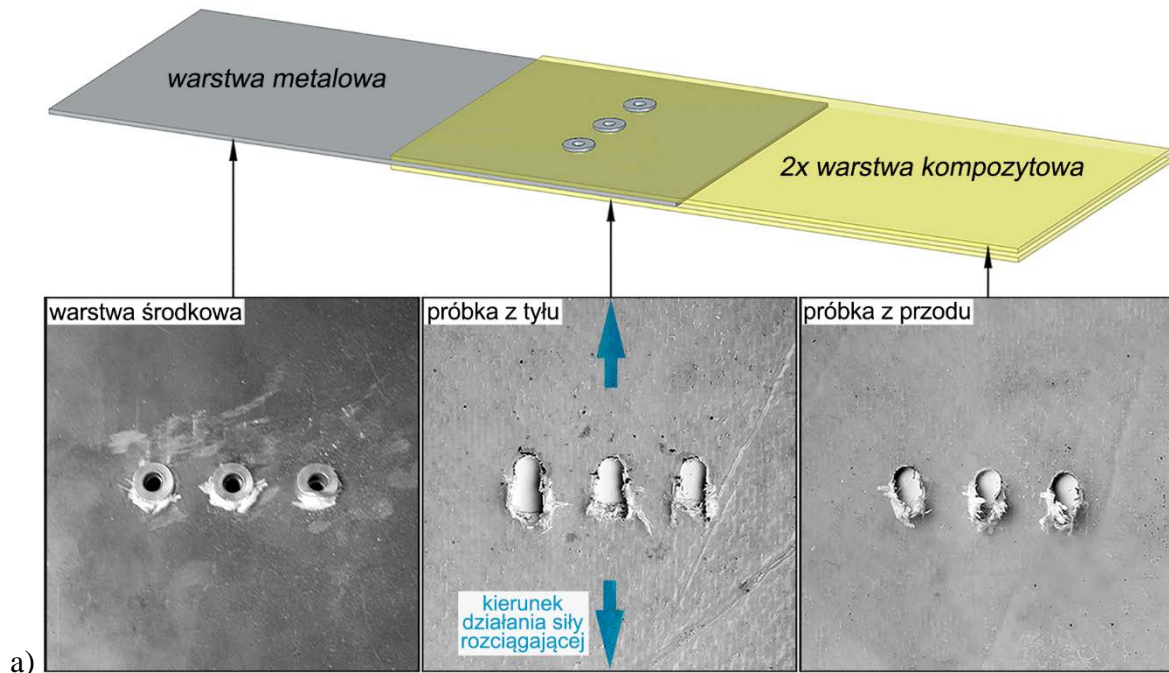
Seria badań	Wartości sił maksymalnych [kN] w zależności od liczby nitonakrętek		
	szew „prostopadły”		szew równoległy
	2 nitonakrętki	3 nitonakrętki	2 nitonakrętki
I	4,58	7,08	5,18
II	4,80	7,26	5,36

Na podstawie zebranych danych można stwierdzić, że wartości sił maksymalnych są uzależnione od liczby zastosowanych łączników oraz rodzaju szwu nitowego. Dla szwów „prostopadłych” różnica sił maksymalnych pomiędzy zastosowaniem 2 i 3 nitonakrętek wynosi ok. 30%. Należy także stwierdzić, że dla tej samej liczby zastosowanych łączników (2 nitonakrętki) szew równoległy odróżnia się większymi możliwościami przenoszenia sił maksymalnych w stosunku do szwu „prostopadłego” (o około 10%). Wartości sił maksymalnych pomiędzy seriami badań dla tego samego rodzaju szwów oraz liczby łączników są niewielkie.

7.3.3.2. Analiza zniszczeń

Do analizy zniszczeń (z uwagi na ich analogię) dla połączenia podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki przyjęto dwa przypadki dla szwu „prostopadłego” złożonego z trzech łączników oraz równoległego zbudowanego z dwóch nitonakrętek stalowych (rys. 75). Obydwa z przypadków dotyczą połączenia dla II serii badań (orientacja włókien – proste). W analizowanych przypadkach w badanych laminatach widoczne są zniszczenia lokalne dotyczące okolic otworu – wycięcie, które wywołane jest naprężeniami normalnymi, poprzecznymi do kierunku rozciągania próbek.

Na próbce widzianej z przodu połączenia dla układu „prostopadłego” (rys. 75a) widoczne są charakterystyczne, oddzielone od osnowy i zniszczone włókna szklane, które można zaobserwować poniżej otworu. Na próbce z tyłu widać podobne rozmiary i charakter zniszczenia. Na skutek docisku, pomiędzy laminatową próbką spodnią a metalową warstwą, zniszczone i zbierające się włókna wraz z osnową powodują najprawdopodobniej zwiększanie się siły działającej w osi zaciśniętej nitonakrętki. Obserwując warstwę środkową, można zauważyć nitonakrętki, pod którymi zebrane są części zniszczonego kompozytu. Ich gromadzenie się powoduje niszczenie kołnierzy łączników i ich plastyczne odkształcenie. Zniszczenie to jednak nie dotyczy całości łącznika, dzięki czemu możliwe jest przenoszenie obciążenia w całym zakresie pomiaru. Dla układu równoległego (rys. 75b) zniszczenia mają charakter lokalny, analogiczny w porównaniu do układu „prostopadłego”. Okolice dolnego otworu charakteryzują się większą liczbą zniszczonych włókien, co spowodowane jest działaniem większej wartości siły oraz odkształceniami ściskającymi występującymi podczas niszczenia próbki kompozytowej.



Rys. 75. Zniszczenia połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla II serii badań dla szwu a) „prostopadłego” dla trzech nitonakrętek b) równoległego dla dwóch nitonakrętek

Modele zniszczeń oraz ich wielkość w przypadku połączenia podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki nie są znacząco zależne od orientacji włókien. W połączeniu tym brak jest także delaminacji oraz innych zniszczeń dotyczących całości laminatów.

7.3.3.3. Analiza wyników z metody cyfrowej korelacji obrazu

W badaniach połączenia nitonakrętkowego stalowego typu pojedyncza zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dokonano analizy rozkładów odkształceń pionowych uzyskanych metodą cyfrowej korelacji obrazu. W połączeniu tym analizie poddano próbkę przednią, od strony kołnierzy nitonakrętek. Mapy wartości ϵ_y , w zależności od serii badań, dla wybranych modeli połączeń zostały przedstawione poniżej (rys. 76).

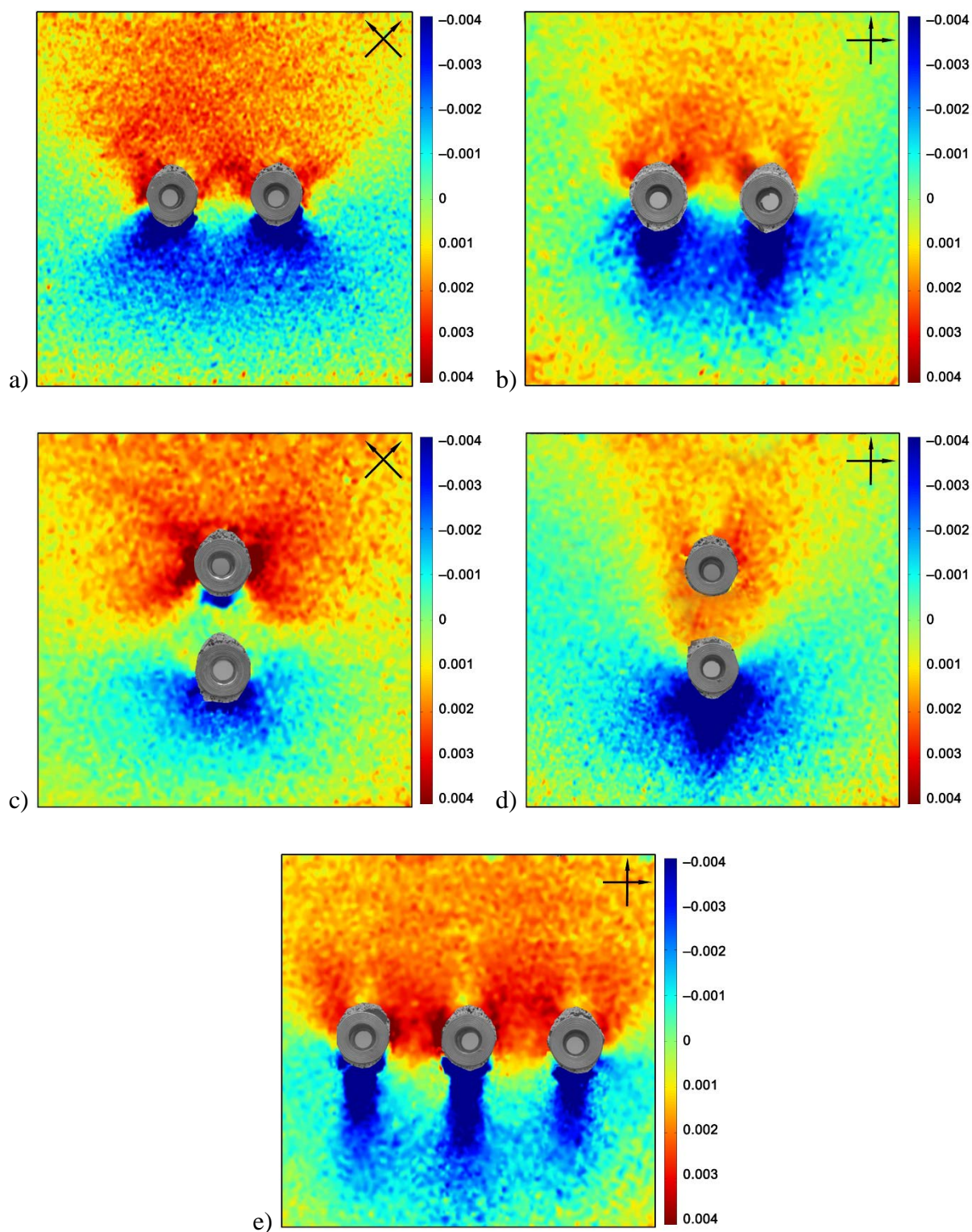
Wartości odkształceń pionowych w analizowanych przypadkach zawierają się w granicach $-0,4 \div 0,4\%$.

Rysunki 76a i 76b przedstawiają mapy rozkładów odkształceń dla szwu nitowego jednorzędowego „prostopadłego” złożonego z dwóch nitonakrętek. Obydwie z map posiadają analogiczny rozkład tych wartości. Powyżej łączników widoczne są obszary rozciągane, poniżej zaś – ściskane. Dla I serii badań (układ skośny włókien – rys. 76a) obserwowany jest rozkład wartości granicznych odkształceń pionowych zgodny z kierunkowością włókien. Dla II serii badań, dla włókien prostych, widoczne są charakterystyczne wartości minimalne odkształceń pionowych pod łącznikiem (rys. 76b). Mają one tendencję do układania się w kierunku pionowym do dołu (zgodnym z kierunkiem zbrojenia). Wartości maksymalne ϵ_y dla tego przypadku, w porównaniu z orientacją skośną zbrojenia, są mniejsze i zajmują mniejszą powierzchnię.

Analizując rozkłady ϵ_y dla szwu nitowego jednorzędowego-równoległego złożonego z dwóch stalowych łączników – nitonakrętek, można stwierdzić, że są one odmienne (rys. 76cd). Dla I serii badań na górnej części próbki widoczne są obszary rozciągane, których największe wartości odkształceń pionowych osiągają one w bezpośrednim kontakcie z łącznikiem po jego dwóch stronach (rys. 76c). W porównaniu do poprzednio analizowanych wyników (podrozdziały: 6.2.2.3. – rys. 36a, 6.3.2.4. – rys. 42a) wartości te mają tendencję do tworzenia typowych dla tej orientacji włókien kształtów zbliżonych do „skrzydeł motyla”. Charakterystycznym jest także występowanie niewielkiego obszaru rozciągania bezpośrednio pod górnym łącznikiem, co może tłumaczyć większą wytrzymałość materiału właśnie w tym miejscu. Największy obszar ściskania obserwuje się poniżej dolnej nitonakrętki. Dla II serii badań wartości maksymalne ϵ_y widoczne są powyżej oraz poniżej górnej nitonakrętki (rys. 76d). W odróżnieniu do I serii badań poniżej dolnego łącznika można zauważyć większe wartości ściskające. Powodem tych różnic jest oddziaływanie dolnego łącznika na górną nitonakrętkę powodujące różne rozkłady odkształceń pionowych w analizowanych przypadkach poprzez działanie nitonakrętek na włókna w laminatach.

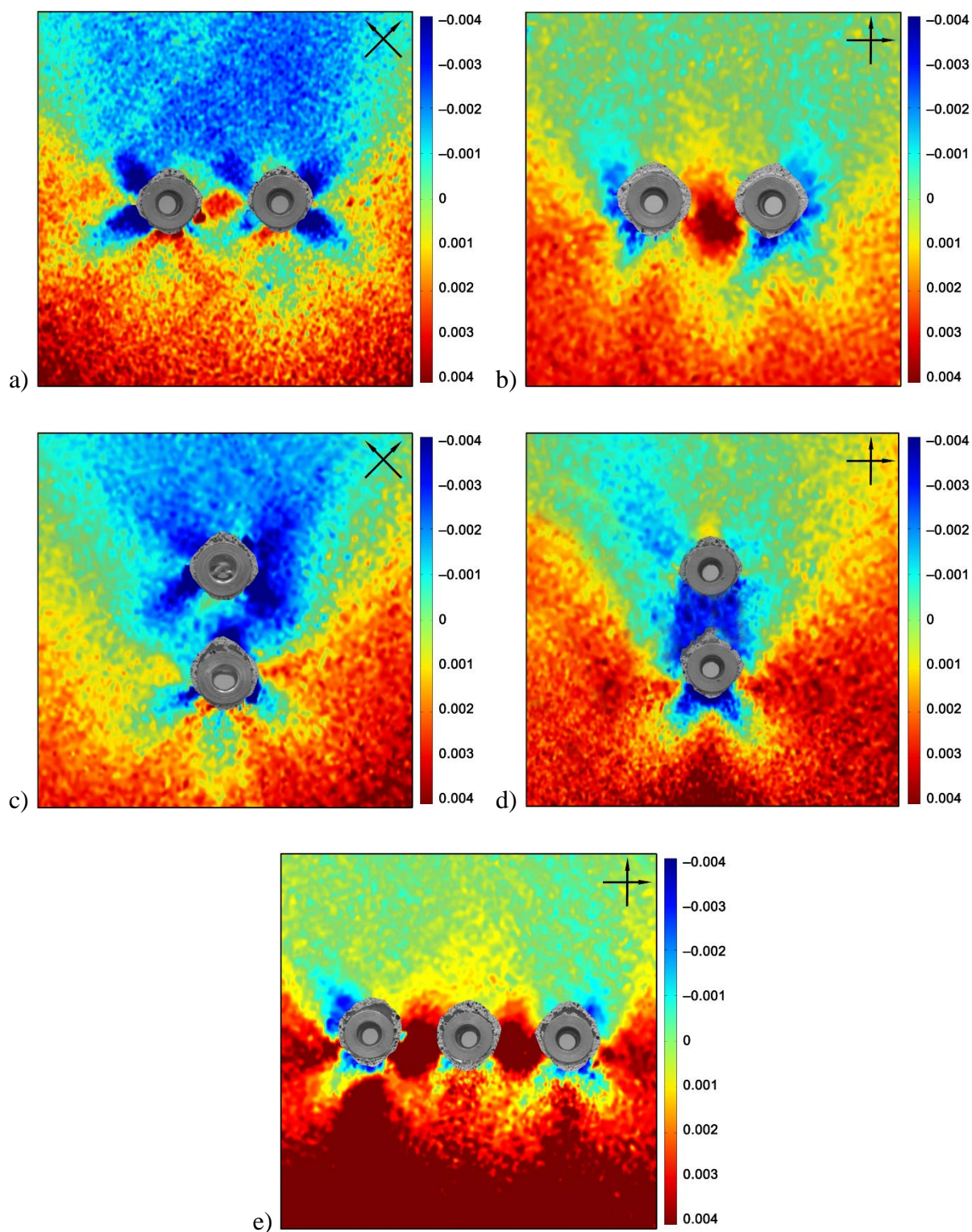
W tym etapie prowadzonych badań dokonano także analizy rozkładu odkształceń pionowych dla II serii badań, gdzie zastosowano szew „prostopadły”, złożony z trzech łączników (rys. 76e). Charakterystycznym dla tej serii badań jest rozkład wartości minimalnych odkształceń. Tworzą one wydłużone powierzchnie widoczne wyraźnie bezpośrednio pod łącznikami. Największe obszary odkształceń rozciągających w tym przypadku widoczne są powyżej nitonakrętek, a graniczne ich wartości występują w płaszczyźnie równoległej do szwu, w bezpośredniej styczności, po obu stronach nitonakrętek.

Inne wygenerowane mapy: rozkładów odkształceń poziomych ϵ_x (rys. 77) oraz odkształceń ścinających (rys. 78) w tym etapie badań przedstawiają poniższe rysunki.



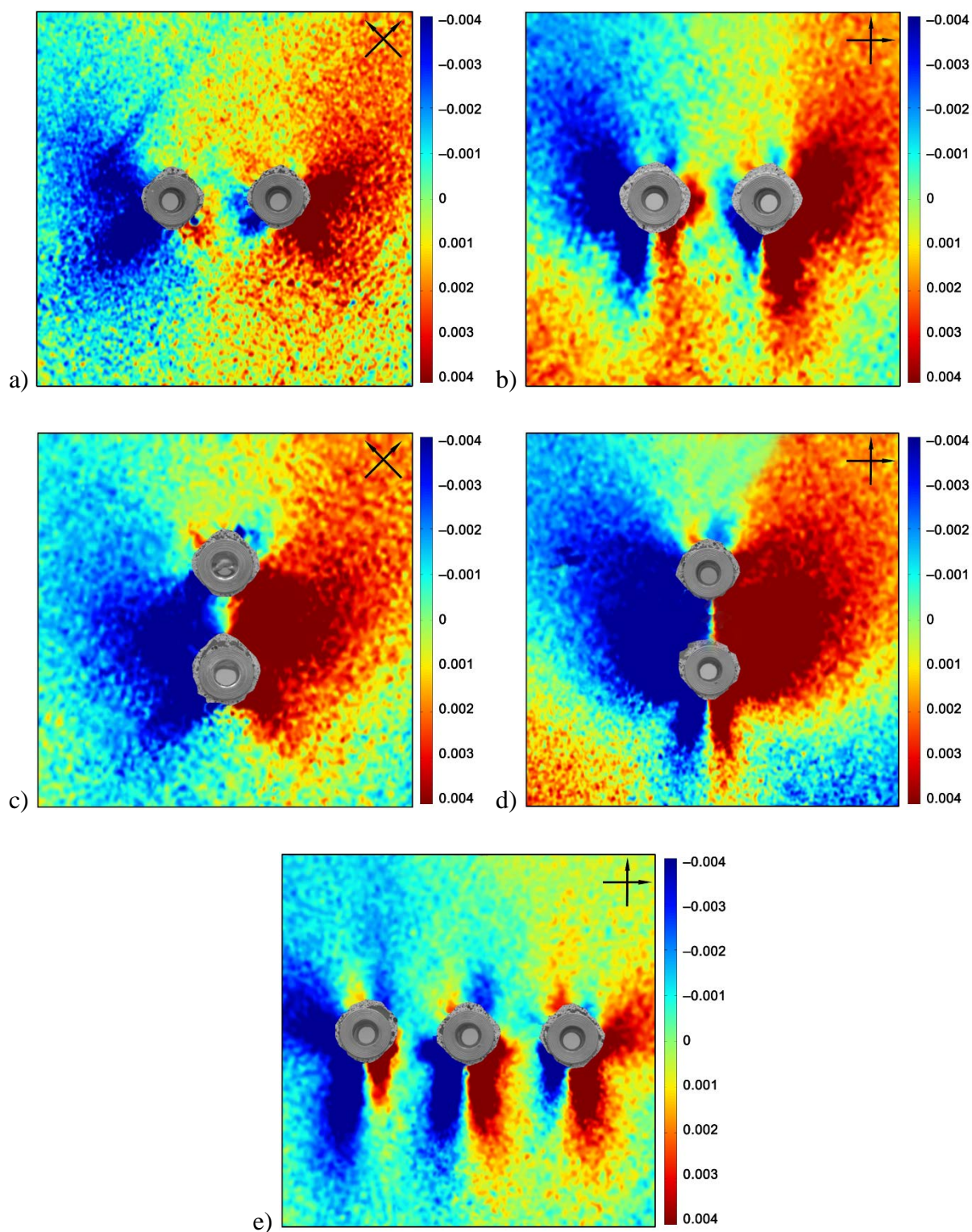
Rys. 76. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskane metodą cyfrowej korelacji obrazu dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla

- a) I serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły” b) II serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły”
- c) I serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy d) II serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy
- e) II serii, 3 nitonakrętek – szew „prostopadły”



Rys. 77. Mapy rozkładów odkształceń poziomych ϵ_x w zależności od serii badań dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla

- a) I serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły” b) II serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły”
 c) I serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy d) II serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy
 e) II serii, 3 nitonakrętek – szew „prostopadły”



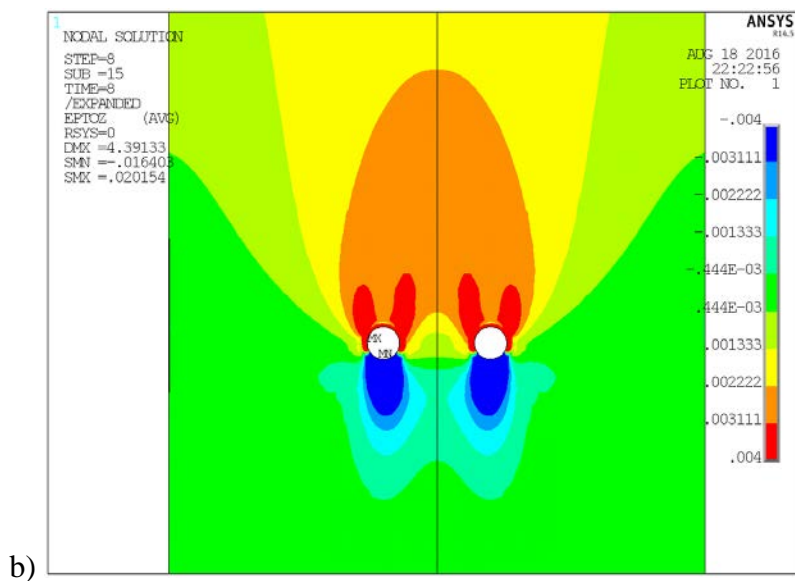
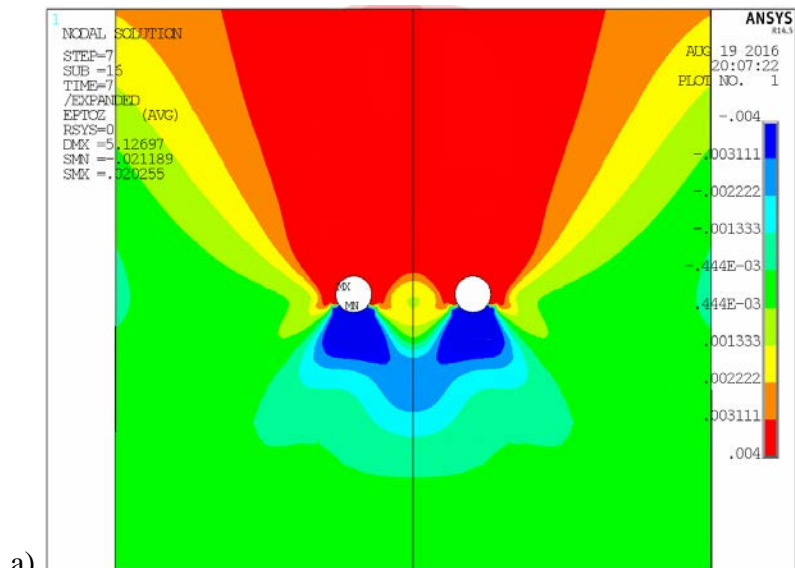
Rys. 78. Mapy rozkładów odkształceń ścinających w zależności od serii badań dla połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla

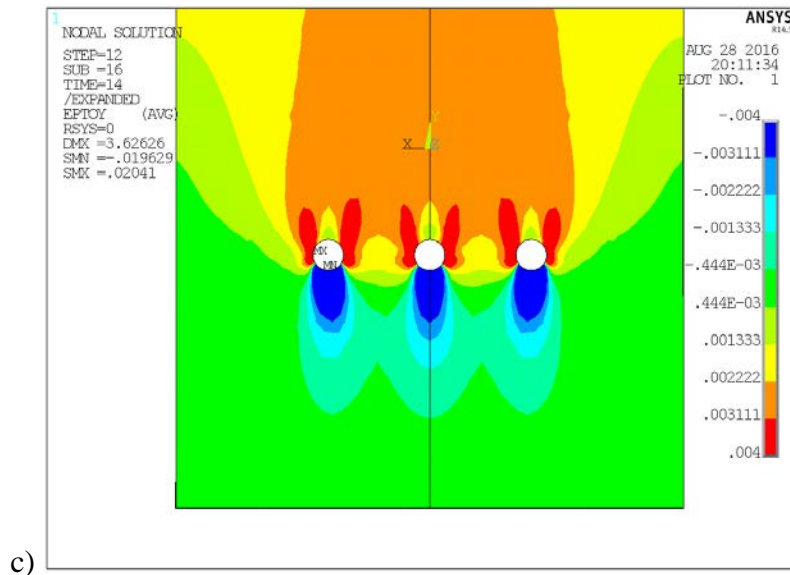
- a) I serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły” b) II serii, 2 nitonakrętek – szew „prostopadły”
- c) I serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy d) II serii, 2 nitonakrętek – szew równoległy
- e) II serii, 3 nitonakrętek – szew „prostopadły”

7.3.3.4. Analiza wyników z metody elementów skończonych

Poniżej zestawione rysunki przedstawiają rozkłady odkształceń pionowych uzyskanych metodą elementów skończonych w zależności od liczby łączników oraz orientacji zastosowanego zbrojenia w łączonych próbkach kompozytowych dla połączenia nitonakrętkowego typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki (rys. 79÷80).

Na rysunkach poniżej przedstawione zostały wyniki obliczeń uzyskanych dla szwu jednorzędowego-„prostopadłego” zbudowanego z dwóch (rys. 79ab) i trzech łączników (rys. 79c) w zależności od orientacji zbrojenia.

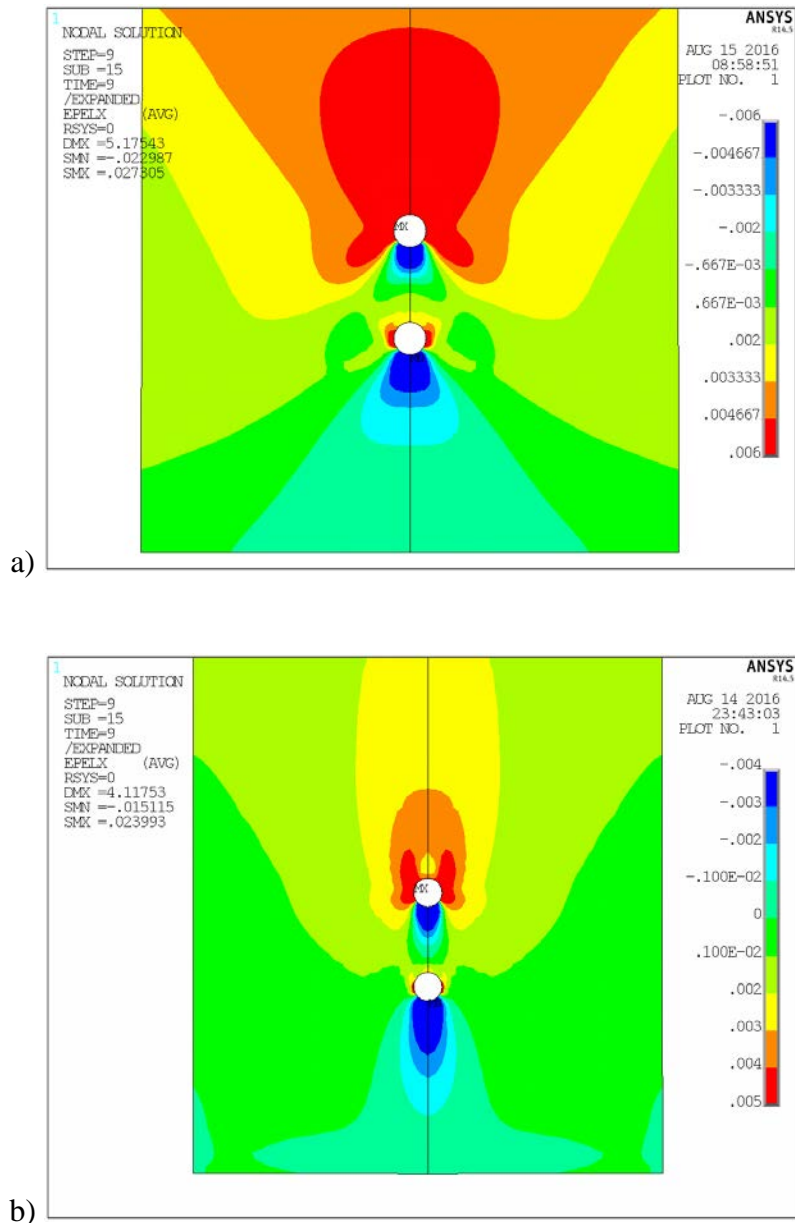




c) **Rys. 79. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskane metodą elementów skończonych dla: połączenia nitonakrętkowego-stalowego, szwu jednorzędowego-„prostopadłego”, typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla**
 a) 2 nitonakrętek, I serii badań b) 2 nitonakrętek, II serii badań
 c) 3 nitonakrętek, II serii badań

Na poniższych rysunkach zestawiono rozkłady ϵ_y dla: połączenia nitonakrętkowego-stalowego, szwu jednorzędowego-równoległego złożonego z dwóch nitonakrętek dla I (rys. 80a) i II (rys. 80b) serii badań.

Uogólniając, w przedstawionych rozkładach odkształceń pionowych widoczne jest rozciąganie materiału powyżej otworów oraz po obydwu ich stronach (lewa i prawa). Silne ściskanie można zaobserwować bezpośrednio pod otworem. Dla I serii badań zauważalny jest rozkład odkształceń o wartościach dodatnich mających tendencję do rozkładu zgodnego z ukierunkowaniem się włókien w analizowanym laminacie (pod kątem 45° do kierunku działającego obciążenia). Bezpośrednio pod otworem rozkładają się duże wartości ściskania, które wraz z odległością od otworu zmniejszają swoje wartości, lecz zazwyczaj powiększają obszar występowania. Dla II serii badań (układ prosty włókien) odkształcenia rozciągające występują po obu stronach otworów (w płaszczyźnie prostopadłej do obciążenia), tworząc kształt „skrzydeł motyla”. Silne odkształcenia ścisające w tym przypadku rozkładają się bezpośrednio pod otworem, tworząc długie i smukłe pola powierzchni. Wartości oraz pola powierzchni rozkładów granicznych odkształceń pionowych dla I serii badań są większe w stosunku do II serii.



Rys. 80. Mapy rozkładów odkształceń pionowych uzyskane metodą elementów skończonych dla: połączenia nitonakrętkowego-stalowego, szwu jednorzędowego-równoległego złożonego z dwóch nitonakrętek, typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki dla
a) I serii badań b) II serii badań

Wyżej przedstawione rozkłady odkształceń pionowych są analogiczne do rozkładów uzyskanych metodą cyfrowej korelacji obrazu (podrozdział 7.3.3.3.) dla tego samego modelu połączenia. Co do miejsc występowania oraz charakteru rozkładów są one także analogiczne do rozkładów ϵ_y opisywanych we wcześniejszej części pracy dotyczącej badań wstępnych połączeń nitowych (rozdział 6), które zostały uzyskane metodą cyfrowej korelacji obrazu (podrozdziały: 6.2.2.3., 6.3.2.4., 6.4.2.3.). Daje to podstawę do stwierdzenia, że są one prawidłowe.

Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych dla analizowanych wyżej przypadków połączenia nitonakrętkowego typu podwójna zakładka z metalową warstwą zestawiono w poniższej tabeli (tabela 25).

Tabela 25. Minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych uzyskane z metody elementów skończonych dla badań połączenia nitonakrętkowego-stalowego typu podwójna zakładka z metalową warstwą

Seria badań	Wartości graniczne	Minimalne i maksymalne wartości ϵ_y w zależności od liczby nitonakrętek		
		szew „prostopadły”		szew równoległy
		2 nitonakrętki	3 nitonakrętki	2 nitonakrętki
I	min	-0,0212	-	-0,0229
	max	0,0202	-	0,0273
II	min	-0,0164	-0,0196	-0,0151
	max	0,0201	0,0204	0,0239

Z powyższego zestawienia wynika, że minimalne i maksymalne wartości odkształceń pionowych przy zastosowaniu dwóch różnych rodzajów szwów nitonakrętkowych (szwy: „prostopadły” i równoległy) dla dwóch łączników są bardzo podobne (zawierają się w przedziałach: min od -0,0229 do -0,0151; max od 0,0201 do 0,0273). Porównując wartości pomiędzy I a II serią badań, należy stwierdzić, że dla układu prostego włókien mają one niewiele mniejsze wartości minimalnych i maksymalnych odkształceń pionowych. Wartości graniczne odkształceń uzyskane dla trzech nitonakrętek w układzie szwu „prostopadłego” dla układu prostego włókien są bardzo zbliżone co do uzyskanych wartości.

7.4. Wnioski z przeprowadzonych badań połączeń nitowych

Po przeprowadzeniu badań połączeń nitowych laminatów konstrukcyjnych zbudowanych z nitonakrętek, w oparciu o wybrane modele ich połączeń, można postawić poniższe wnioski:

- nitonakrętki ze stopów aluminium są elementami, które w połączeniach laminatów ulegają całkowitemu zniszczeniu. Należy jednak zauważyć, że niszczące łączniki wywołane przez siłę skierowaną w płaszczyźnie równoległej do ich osi są w stanie przenosić pewne wartości siły. W badaniach nitonakrętek aluminiowych zauważono także brak wpływu orientacji włókien na wyniki badań;

- podczas badań przy zastosowaniu nitonakrętek stalowych w modelach połączeń – pojedyncza zakładka – zauważono duże wyboczenia powierzchni laminatów spowodowane siłą skupioną w miejscu połączenia, które skutkowało utratą symetrii. Zjawisko to oraz dodatkowa siła skierowana w płaszczyźnie prostopadłej do działającej siły rozciągającej generowanej przez maszynę wytrzymałościową wpływają znacząco na zniszczenia w tego typu połączeniach. Ułatwiają także powstawanie i propagację niebezpiecznych pęknięć. Poza tym, na skutek deformowania się powierzchni badanych laminatów, częstym zjawiskiem było wcinanie się kołnierza nitonakrętki w łączone materiały i rozłączenie go. Skutkowało to brakiem dalszego przenoszenia siły przez połączenie. Silne zjawisko *out of plane* było przyczyną braku możliwości analizy DIC (w wersji powierzchniowej metody) z uwagi na powstawanie błędów w wynikach;
- połączenia nitonakrętkowe-stalowe, oparte na modelu – podwójna zakładka – wydają się być odpowiednim modelem tego typu połączeń w lotniczych strukturach kompozytowych. Jednakże jego zastosowanie uniemożliwia analizę wyników badań uzyskanych metodą cyfrowej korelacji obrazu. Powodem jest brak możliwości dokonania pomiarów najbardziej niszczonej – środkowej – warstwy laminatu z powodu jej zasłonięcia;
- zastosowanie modelu podwójnej zakładki z zastosowaniem metalowej przekładki, usztywniło połączenie oraz pozwoliło na dokonanie badań metodą cyfrowej korelacji obrazu oraz analizę odkształceń pionowych występujących na powierzchni laminatów;
- poniższa tabela (tabela 26) przedstawia zbiorcze zestawienie średnich sił maksymalnych, uzyskanych z eksperymentu, dla wszystkich prowadzonych badań połączeń nitonakrętkowych w pracy. Przedstawione wartości odnoszą się do pojedynczego łącznika (siła przypadająca na jedną nitonakrętkę). Dla połączenia złożonego z nitonakrętek ze stopów aluminium dla szwu „prostopadłego” wartości średnich sił maksymalnych są zbliżone do siebie (średnia wartość 1,33 kN, odchylenie standardowe populacji – $\sigma=0,046$) i nie zależą znacząco od zastosowanego rodzaju zbrojenia;

Tabela 26. Zbiorcze zestawienie średnich sił maksymalnych odniesionych do pojedynczej nitonakrętki

Seria badań	Wartości sił maksymalnych [kN] przypadających na jeden łącznik			
	1 nitonakrętka	szew „prostopadły”		szew równoległy
		2 nitonakrętki	3 nitonakrętki	2 nitonakrętki
Połączenie nitonakrętkowe-aluminiowe typu pojedyncza zakładka				
I	1,36	1,27	1,31	–
II	1,39	1,32	–	–
Połączenie nitonakrętkowe-stalowe typu pojedyncza zakładka				
I	1,89	1,92	–	–
II	2,15	2,14	2,62	–
Połączenie nitonakrętkowe-stalowe typu podwójna zakładka				
I	1,71	2,25	2,29	1,44
II	1,82	2,24	2,24	1,51
Połączenie nitonakrętkowe-stalowe typu podwójna zakładka z metalową przekładką				
I	–	2,29	2,36	2,59
II	–	2,40	2,42	2,68

Dla połączenia nitonakrętkowego stalowego typu pojedyncza zakładka dla szwu „prostopadłego” wartości są zależne od orientacji zbrojenia. Dla układu skośnego włókien (I seria badań) mają one wartości mniejsze niż dla układu prostego włókien (II seria badań). Różnica wynosi średnio około 400 N. Większą wartością odznacza się siła maksymalna dla 3 nitonakrętek, dla II serii badań, która w stosunku do pozostałych zestawionych wartości (dla 1 i 2 nitonakrętek) dla tego samego modelu połączenia jest o około 470 N wyższa. Dla połączenia z wykorzystaniem nitonakrętek stalowych przy zastosowaniu modelu połączenia podwójna zakładka oraz szwu „prostopadłego” widoczne są znaczące różnice pomiędzy zastosowaniem jednego, dwóch lub trzech łączników (wartości dla 2 i 3 nitonakrętek są zbliżone). Różnice wartości średnich sił maksymalnych wynoszą 490 N. Wartości sił maksymalnych dla szwu równoległego są mniejsze w stosunku do szwu „prostopadłego” dla tej samej liczby łączników (dwie nitonakrętki). Wartości średnie sił maksymalnych dla szwu „prostopadłego” (w stosunku do szwu równoległego) są większe o 35% (różnica pomiędzy wartościami wynosi około 770 N). Dla połączenia złożonego z nitonakrętek stalowych dla modelu połączenia typu podwójna zakładka z zastosowaniem metalowej przekładki zaobserwowano najwyższe wartości sił

maksymalnych przypadających na pojedynczy łącznik w stosunku do innych typów badanych w pracy połączeń (pojedyncza i podwójna zakładka). Dla II serii badań (układ prosty włókien) mają one wartości wyższe (średnio o około 130 N, co stanowi około 3,5%). Dla dwóch nitonakrętek wartości te są zbliżone w stosunku do wartości uzyskanych dla pojedynczej nitonakrętki dla innych modeli połączeń, takich jak pojedyncza i podwójna zakładka (dla nitonakrętek metalowych) oraz około dwa razy większe w stosunku do wyników dla łączników ze stopów aluminium. Dużą różnicą odznaczają się wyniki uzyskane dla szwu równoległego w modelach podwójna zakładka oraz podwójna zakładka z metalową przekładką. Dla modelu podwójnej zakładki z metalową przekładką dla tej samej liczny łączników (2 nitonakrętki) w szwie równoległym wartości sił maksymalnych są o około 100% wyższe w stosunku do modelu podwójnej zakładki.

8. PODSUMOWANIE

8.1. Wnioski końcowe

Po przeprowadzonym w pracy procesie badawczym należy stwierdzić, że postawiona teza pracy została zweryfikowana pozytywnie. Na podstawie realizacji postawionych zadań badawczych i uzyskanych wyników badań można uznać, że cele pracy zostały osiągnięte. W odniesieniu do pierwszej części dysertacji, na podstawie przeglądu i analizy literatury, uporządkowano wiedzę związaną z materiałami kompozytowymi oraz sposobami ich łączenia. Na podstawie przeprowadzonych badań eksperymentalnych zrealizowano cel praktyczny pracy. Zbudowane i zbadane zostały modele (fizyczne i numeryczne) połączeń nitonakrętkowych mogących znaleźć zastosowanie w lotniczych strukturach kompozytowych, a w szczególności w elementach ich poszycia. Podczas realizacji pracy wyciągnięto następujące wnioski:

- stosowanie nitonakrętek w lotniczych strukturach kompozytowych wydaje się być właściwą alternatywą do innych rodzajów połączeń (np. śrubowych) stosowanych w budowie statków powietrznych. Są one łącznikiem wytrzymałym mechanicznie oraz stosunkowo lekkim (nitonakrętka stalowa jest około 3,2 razy lżejsza od połączenia śrubowego tych samych wymiarów). Ich zaletą jest kontrola siły docisku

oraz minimalizacja naprężenia materiału łączonego podczas procesu nitowania. Zdecydowanie ogranicza to powstawanie źródeł pęknięć oraz inicjacji innych uszkodzeń mechanicznych powstających i silnie propagujących w materiałach kompozytowych;

- wykazano związek pomiędzy siłą rozciągającą (niszczącą) próbkę kompozytową a siłą docisku generowaną na stosunkowo niewielkiej powierzchni (powierzchnia porównywalna do powierzchni kołnierza nitonakrętki) przez sprężynę dociskową i symulującą siłę zacisku podczas procesu nitowania (skierowaną w osi łącznika). Niewielka siła docisku (o wartości około 800 N) spowodowała znaczący (do 80%) wzrost maksymalnej siły rozciągającej (dla wyników bez zastosowania i z zastosowaniem siły docisku). Wykazano także jej zależność od zastosowanego rodzaju tkaniny oraz jej orientacji w zbudowanym laminacie, dla których krzywe odróżniały się charakterystyką przebiegów;
- udowodniono, że siła docisku działająca podczas rozciągania próbki kompozytowej jest zmienna oraz zależy od orientacji włókien w badanych laminatach. Należy zatem mieć świadomość, że jej nagły i duży przyrost może w konsekwencji wywołać uszkodzenie i zerwanie łącznika. Rekomenduje się badania wytrzymałościowe połączeń nitonakrętkowych dla stosowanego rodzaju orientacji zbrojenia oraz analizę siły docisku przed jego zastosowaniem w elementach statków powietrznych złożonych z laminatów konstrukcyjnych;
- w oparciu o badania eksperymentalne zidentyfikowano modele zniszczeń występujące w materiałach kompozytowych w kontekście połączeń nitowych oraz w fizycznych połączeniach typu nitonakrętka-laminat. Przybierały one globalne i lokalne postacie. Dało to podstawę do stwierdzenia, że tkaniny jednokierunkowe nie powinny być stosowane w połączeniach nitonakrętkowych konstrukcji lotniczych. Z uwagi na ich strukturę powstają w nich i propagują zniszczenia mechaniczne, które mogą prowadzić do globalnego zniszczenia konstrukcji lotniczej;
- pomimo niskiej masy nitonakrętek ze stopów aluminium przy zastosowaniu ich w łączeniu struktur lotniczych należy spodziewać się, że przy przekroczeniu pewnych wartości siły, ulegną one zniszczeniom. Pomimo to, przenoszą one znaczące i niewiele mniejsze w stosunku do łączników stalowych, wartości siły. Dają one możliwość alternatywnego wyboru (między nitonakrętkami ze stopów aluminium oraz stalowymi) podczas budowy struktur lotniczych, w których zapewnienie niskiej masy konstrukcji jest czynnikiem decydującym;

- spośród trzech badanych modeli połączeń nitonakrętkowych-stalowych (pojedyncza zakładka, podwójna zakładka oraz podwójna zakładka z metalową warstwą) najbardziej korzystnym modelem odznacza się podwójna zakładka oraz podwójna zakładka z metalową częścią. Takie połączenie kompozytów charakteryzuje się dużą sztywnością oraz ograniczeniem powstawania uszkodzeń i ich propagacji. Połączenie to w oparciu o model pojedynczej zakładki z uwagi na odkształcanie się powierzchni laminatów powoduje zniszczenia oraz brak możliwości przenoszenia siły w całym zakresie pomiarowym (przesunięcia trawersy) a także stwarza trudności w otrzymywaniu wyników badań. W prowadzonych pracach spowodowało to brak możliwości analizy metodą cyfrowej korelacji obrazu;
- w odniesieniu do budowanych szwów nitowych na podstawie przeprowadzonych badań należy stwierdzić, że osiągnięcie przez połączenie nitonakrętkowe-stalowe maksymalnych wartości sił jest ściśle uzależnione od zastosowanej liczby łączników, z tym że wzrost wartości zazwyczaj nie jest funkcją liniową. Kolejną determinantą jest zastosowany rodzaj szwu nitowego (orientacja jego rzędów w stosunku do kierunku działania siły rozciągającej połączenie). W połączeniu podwójna zakładka dla szwów nitonakrętkowych „prostopadłych” (w stosunku do działania obciążenia) wraz ze wzrostem liczby nitonakrętek wartości sił maksymalnych wzrastają o 100%, natomiast dla szwów równoległych o około 50%. W połączeniu podwójna zakładka z metalową warstwą dla szwów „prostopadłych” wraz ze wzrostem liczby nitonakrętek wartości sił maksymalnych wzrastają o 30%. Zastosowanie różnych szwów nitowych z tą samą liczbą łączników wykazało różnicę w wynikach wynoszącą około 10% (stosunek wartości sił maksymalnych dla szwu równoległego w stosunku do szwu „prostopadłego”). W badaniach tych nie zauważono decydującego wpływu na wartości sił maksymalnych oraz postaci i wielkości zniszczeń z uwagi na stosowanie dwóch rodzajów orientacji zbrojenia (układy włókien: skośny i prosty);
- wyniki badań wykazały komplementarność w stosowaniu dwóch metod badawczych, którymi były cyfrowa korelacja obrazu oraz metoda elementów skończonych. Dzięki temu możliwa była weryfikacja wartości odkształceń pionowych w badanych próbkach kompozytowych. Należy jednak mieć świadomość, że obie metody obarczone były uproszczeniami oraz błędami, co było głównym powodem różnic otrzymanych na ich podstawie wyników.

8.2. Perspektywy prowadzenia dalszych badań

Prowadzone w pracy badania odnoszące się do połączeń nitonakrętkowych lotniczych struktur kompozytowych oraz wnioski wyciągnięte z realizacji zadań badawczych pozwoliły na określenie możliwości i zakresu poszerzenia prowadzonych dotychczas badań naukowych. Należy także podkreślić, że w dobie rozwoju statków powietrznych tematyka łączenia materiałów kompozytowych (oraz innych, np. kompozytowo-metalowych) jest bardzo aktualna i perspektywiczna. Zatem dalsze prowadzenie badań mogłoby być poszerzone o poniżej proponowane zagadnienia:

- badania innych rodzajów kompozytów, a w szczególności: polimerowych wzmocnionych włóknami węglowymi i aramidowymi – CFRP i AFRP, metalicznych czy kompozytów hybrydowych, takich jak ARALL oraz GLARE. Materiały te zgodnie z szacunkami są coraz częściej stosowane i są perspektywiczne dla konstrukcji lotniczych. Badania należałoby przeprowadzić w kontekście ich połączeń mechanicznych, a w szczególności połączeń za pomocą nitonakrętek;
- badanie materiałów kompozytowych wytwarzanych współczesnymi metodami charakterystycznymi dla konstrukcji lotniczych – z zastosowaniem autoklawu;
- w odniesieniu do zniszczeń sugeruje się ich badanie z użyciem współczesnych metod badawczych, takich jak: tomografia rezystancyjna, defektoskopia rentgenowska, termografia, metoda mory interferencyjnej, metoda prądów wirowych oraz inne. Uzyskane w ten sposób wyniki badań mogłyby pozwolić na oszacowanie zniszczeń zarówno włókien jak i osnowy oraz co ważne przyczyny ich powstania oraz dalsze następstwa;
- wykonanie stanowiska i opracowanie algorytmu do metody cyfrowej korelacji obrazu 3D-DIC. Badania przy użyciu tej metody mogłyby oszacować rozkłady odkształceń (oraz przemieszczeń) w przestrzeni trójwymiarowej, uwzględniając takie występujące zjawiska jak silne deformacje powierzchni próbek, które są charakterystyczne dla laminatów oraz niekorzystnie wpływają na wyniki badań ich połączeń mechanicznych;
- poszerzenie zbudowanych modeli numerycznych o zjawiska zniszczeń w badanych materiałach kompozytowych oraz ich połączeniach z zastosowaniem w tym celu kryteriów zniszczeń kompozytów, takich jak kryterium: maksymalnego odkształcenia i maksymalnego naprężenia, Hilla i Tsai-Hilla, Tsai-Wu oraz inne. W badaniach tego typu planuje się wykonanie symulacji za pomocą narzędzia do

- badania materiałów kompozytowych metodą elementów skończonych – ACP (ANSYS Composite Prep/Post) pracującego w środowisku Workbench/Mechanical;
- dokonanie zmian parametrów łączenia materiałów kompozytowych. W odniesieniu do modeli połączeń należałoby określić wpływ zmiany podziałki oraz zbudować połączenia nitonakrętkowe w oparciu o szwy przestawne oraz złożone z kilku rzędów w kierunku zgodnym z przykładanym obciążeniem oraz pod kątem prostym do niego. W kontekście kompozytu sugeruje się badania ze zmianą liczby stosowanych w poszczególnych laminach warstw tkaniny i jej kierunkowości (jednokierunkowe, ortogonalne czy dowolne) w stosunku do kierunku działania obciążenia. Inną alternatywą jest zastosowanie tkanin trójwymiarowych;
 - poszerzyć badania o połączenia hybrydowe nitowo-adhezyjne z użyciem nitonakrętek.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *A380 – aircraft characteristics - airport and maintenance planning*. Blagnac: AIRBUS S.A.S., 2015.
- [2] *Along the bond line. groundbreaking aircraft structures*. Mukilteo: Fokker Aerostructures Inc., 2015.
- [3] *Inelastic deformation of composite materials*. Dvorak GJ, editor. New York: Springer, 1990.
- [4] 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*. 2015 12/1,133, 77-84.
- [5] Allen H.G., *Analysis and design of structural sandwich panels*. Pergamon Press, 1969.
- [6] Ashby M.F., Jones D.R.H., Wojciechowski S., *Materiały inżynierskie*. Wyd 2 ed. Warszawa: Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, 1998.
- [7] Ataş A., Soutis C., *Application of cohesive zone elements in damage analysis of composites: Strength prediction of a single-bolted joint in CFRP laminates*. *Int J Non-Linear Mech*. 2014 11,66, 96-104.
- [8] Ataş A., Soutis C., *Subcritical damage mechanisms of bolted joints in CFRP composite laminates*. *Composites Part B: Engineering*. 2013 11,54, 20-7.
- [9] Atas C., *Bearing strength of pinned joints in woven fabric composites with small weaving angles*. *Composite Structures*. 2009 3,88(1), 40-5.
- [10] Atas C., Akgun Y., Dagdelen O., Icten B.M., Sarikanat M., *An experimental investigation on the low velocity impact response of composite plates repaired by VARIM and hand lay-up processes*. *Composite Structures*. 2011 2,93(3), 1178-86.
- [11] Bamford C.H., Tipper C.F.H., *Comprehensive chemical kinetics*. In: *Degradation of Polymers*. Elsevier, 1975.
- [12] Banat D., Mania R.J., *Comparison of failure criteria application for FML column buckling strength analysis*. *Composite Structures*.
- [13] Barbero E.J., *Finite element analysis of composite materials using ANSYS*. Boca Raton: CRC Press, 2014.

- [14] Barcikowski M., *Wpływ materiałów i struktury laminatów poliestrowo-szklanych na ich odporność na udar balistyczny - rozprawa doktorska*. Szczecin: Zachodniopomorski Uniwersytet Technologiczny, 2012.
- [15] Belli R., Geinzer E., Muschweck A., Petschelt A., Lohbauer U., *Mechanical fatigue degradation of ceramics versus resin composites for dental restorations*. Dental Materials. 2014 4,30(4), 424-32.
- [16] Bełzowski A., *Metoda oceny stopnia uszkodzenia kompozytów polimerowych*. Kompozyty (Composites) 2(2002)4, 253-8.
- [17] Benmokrane B., Zhang B., Chenouf A., *Tensile properties and pullout behaviour of AFRP and CFRP rods for grouted anchor applications*. Constr Build Mater. 2000 4/12,14(3), 157-70.
- [18] Bielawski R., Kowalik M., Suprynowicz K., Rządkowski W., Pyrzanowski P., *Investigation of riveted joints of fiberglass composite materials*. Mechanics of Composite Materials, Springer. 2016,52(2), 199-210.
- [19] Bielawski R., *Konstrukcje lotnictwa wojskowego*. Materiały Kompozytowe. 2014,4, 11-4.
- [20] Bielawski R., Kowalik M., Rządkowski W., Pyrzanowski P., *Preliminary studies of riveted joints at feed force*. Advances in Science and Technology Research Journal,9(27), 23-7.
- [21] Bielawski R., Kowalik M., Suprynowicz K., Pyrzanowski P., *Possibility of usage of aluminium rivet nuts connections in composite materials*. Solid State Phenomena Vol 240 (2016), 137-42.
- [22] Bielawski R., Kowalik M., Suprynowicz K., Rządkowski W., Pyrzanowski P., *Experimental study of the riveted joints in glass fibre reinforced plastics (GFRP) - w druku*. Archive of Mechanical Engineering. 2016.
- [23] Bielawski R., Rządkowski W., Augustyn S., Pyrzanowski P., *Nowoczesne materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych. wybrane problemy oraz kierunki rozwoju*. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika, RUTMech, t XXXII, z 87 (3/15), 203-16.
- [24] Biscaia H.C., Cruz D., Chastre C., *Analysis of the debonding process of CFRP-to-timber interfaces*. Constr Build Mater. 2016 6/15,113, 96-112.

- [25] Boczkowska A., Kapuściński J., Lindemann Z., Witemberg-Perzyk D., Wojciechowski S., *Kompozyty*. Wyd 2 zm ed. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2005.
- [26] Boczkowska A., Krzesiński G., *Kompozyty i techniki ich wytwarzania*. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2016.
- [27] Braszczyńska-Malik K.N., Pędzich Z., Pietrzak K., Rosłaniec Z., Sterzyński T., Szweycer M., *Problemy terminologii w kompozytach i wyrobach kompozytowych*. *Kompozyty (Composites)* 5(2005)1, 19-24.
- [28] Brautman L.J., Krock R.H., *Composite materials*. New York: Academic Press, 1975.
- [29] Bunte C., Porta G., *Thermomechanical processing of alloys. case of study ti gr. 4*. *Procedia Materials Science*. 2015,8, 311-8.
- [30] Canal L.P., Pappas G., Botsis J., *Large scale fiber bridging in mode I intralaminar fracture. an embedded cell approach*. *Composites Sci Technol*. 2016 4/1,126, 52-9.
- [31] Cao Z., Cardew-Hall M., *Interference-fit riveting technique in fiber composite laminates*. *Aerospace Science and Technology*. 2006 5,10(4), 327-30.
- [32] Check C., Chartoff R., Chang S., *Inkjet printing of 3D nano-composites formed by photopolymerization of an acrylate monomer*. *React Funct Polym*. 2015 12,97, 116-22.
- [33] Chen Q., Guan Z., Li Z., Ji Z., Zhuo Y., *Experimental investigation on impact performances of GLARE laminates*. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015 12,28(6), 1784-92.
- [34] Chowdhury N., Chiu W.K., Wang J., Chang P., *Static and fatigue testing thin riveted, bonded and hybrid carbon fiber double lap joints used in aircraft structures*. *Composite Structures*. 2015 3,121, 315-23.
- [35] Czarnocki P., *Methods adopted for the determination of the interlaminar toughness of polymeric laminates*. *Polimery i Kompozyty Konstrukcyjne*. 2010, 77-99.
- [36] D'Aniello M., Portioli F., Landolfo R., *Lap shear tests on hot-driven steel riveted connections strengthened by means of C-FRPs*. *Composites Part B: Engineering*. 2014 3,59, 140-52.
- [37] Dąbrowski H., *Wytrzymałość polimerowych kompozytów włóknistych*. Wrocław: Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, 2002.

- [38] Davalos J.F., Qiao P., Ramayanam V., Shan L., Robinson J., *Torsion of honeycomb FRP sandwich beams with a sinusoidal core configuration*. Composite Structures. 2009 3,88(1), 97-111.
- [39] Dobrzański L.A., *Podstawy nauki o materiałach i metaloznawstwo*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, 2006.
- [40] Durand L.P., *Composite materials research progress*. New York: Nova Science Publishers, 2008.
- [41] Fejdyś M., Łandwajt M., *Włókna techniczne wzmacniające materiały kompozytowe*. Techniczne Wyroby Włókiennicze, 2010, 12-22.
- [42] Gadomski J., *Badanie degradacji kompozytu węglowego za pomocą metody tomografii rezystancyjnej - rozprawa doktorska*. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2013.
- [43] Gamliel D.P., Du S., Bollas G.M., Valla J.A., *Investigation of in situ and ex situ catalytic pyrolysis of miscanthus × giganteus using a PyGC-MS microsystem and comparison with a bench-scale spouted-bed reactor*. Bioresour Technol. 2015 9,191, 187-96.
- [44] Gay D., *Composite materials: Design and applications*. 3rd ed. CRC Press/Taylor & Francis Group, 2015.
- [45] German J., *Intralaminar damage in fiber-reinforced polymeric matrix laminates*. Cracow: Cut, 2004.
- [46] German J., *Materiały kompozytowe w budownictwie cz. I. Kalejdoskop Budowlany nr 6/2000*, 14-7.
- [47] German J., *Podstawy mechaniki kompozytów włóknistych*. Kraków: Politechnika Krakowska, 2001.
- [48] German J., *Wpływ uszkodzeń na własności laminatów kompozytowych*. In: Współczesne zagadnienia mechaniki materiałów i konstrukcji kompozytowych. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2003.
- [49] Gibson R.F., *Principles of composite material mechanics*. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press: Taylor & Francis Group, 2012.
- [50] Gilmore C., *Materials science and engineering properties*. Stamford: Cengage Learning, 2014.

- [51] Girão Coelho A.M., Mottram J.T., *A review of the behaviour and analysis of bolted connections and joints in pultruded fibre reinforced polymers*. Mater Des. 2015 6/5,74, 86-107.
- [52] Girão Coelho A.M., Mottram J.T., Harries K.A., *Bolted connections of pultruded GFRP: Implications of geometric characteristics on net section failure*. Composite Structures. 2015 11/1,131, 878-84.
- [53] Gnatowski A., Kwiatkowski D., Nabiałek J., *Wpływ przetwórstwa oraz wygrzewania na właściwości dynamiczne kompozytu poliamidu 6,6 z włóknem szklanym*. Kompozyty. 2009 9,2, 128-32.
- [54] Godzimirski J., Pietras A., *Numeryczna analiza wytrzymałości hybrydowych kompozytów warstwowych*. Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej. 2012, VOL. LXI(NR 3), 129-46.
- [55] Godzimirski J., Pietras A., *Badania hybrydowych kompozytów warstwowych typu FML (fibre metal laminate)*. Technologia i Automatyzacja Montażu Nr 2/2012, 52-6.
- [56] Gutkin R., Pinho S.T., Robinson P., Curtis P.T., *Physical mechanisms associated with initiation and propagation of kink-bands*. 13th European Conference on Composite Materials (ECCM13), Stockholm. 2008.
- [57] Hamaide T., Deterre R., Feller J., *Environmental impact of polymers*. London: ISTE Ltd. and John Wiley & Sons, 2014.
- [58] Heslehurst R.,Benton, *Defects and damage in composite materials and structures*. CRC Press, 2014.
- [59] Hill R., *A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals*. Proceedings of the Royal Society, Series A. 1948, Vol. 193, 281-97.
- [60] Hull D., Clyne T.W., *An introduction to composite materials*. 2nd Edition ed. Cambridge University Press, 1996.
- [61] Hussein R.D., Ruan D., Lu G., Sbarski I., *Axial crushing behaviour of honeycomb-filled square carbon fibre reinforced plastic (CFRP) tubes*. Composite Structures. 2016 4/15,140, 166-79.
- [62] Ivan K., *Numerical evaluation of the aerodynamic influence of the helicopter composite blade trailing edge tabs*. Arch Appl Mech. 2007,77(12), 893-909.

- [63] Jachimowicz J., Szymczyk E., Puchała K., *Symulacja badań połączenia metalowo–kompozytowego wymiarowanego naciskami*. Logistyka. 2014,6, 4606-15.
- [64] Jakubczak P., Bienias J., Dragan K., *Odporność kompozytów epoksydowo-węglowych na uderzenia udarowe przy niskich prędkościach*. Przetwórstwo Tworzyw. 2012 3 (maj-czerwiec), 205-9.
- [65] Jiang B., Huang Y.D., He S., Xing L.X., Wang H.L., *Quality analysis and control strategies for epoxy resin and prepreg*. TrAC Trends in Analytical Chemistry. 2015 12,74, 68-78.
- [66] Jumahat A., Soutis C., Jones F.R., Hodzic A., *Fracture mechanisms and failure analysis of carbon fibre/toughened epoxy composites subjected to compressive loading*. Composite Structures. 2010 1,92(2), 295-305.
- [67] Kessler C., *Active rotor control for helicopters: Individual blade control and swashplateless rotor designs*. CEAS Aeronautical Journal. 2011,1(1), 23-54.
- [68] Kim M., Sung D.H., Kong K., Kim N., Kim B., Park H.W., et al., *Characterization of resistive heating and thermoelectric behavior of discontinuous carbon fiber-epoxy composites*. Composites Part B: Engineering. 2016 4/1,90, 37-44.
- [69] Komorek A., Przybyłek P., *Examination of the influence of cross-impact load on bend strength properties of composite materials, used in aviation*. Maintenance and Reliability. 2012,14(4), 265-9.
- [70] Koohbor B., Mallon S., Kidane A., Sutton M.A., *A DIC-based study of in-plane mechanical response and fracture of orthotropic carbon fiber reinforced composite*. Composites Part B: Engineering. 2014 11,66, 388-99.
- [71] Krishnan P., Abdul Majid M.S., Afendi M., Gibson A.G., Marzuki H.F.A., *Effects of winding angle on the behaviour of glass/epoxy pipes under multiaxial cyclic loading*. Mater Des. 2015 12/25,88, 196-206.
- [72] Królikowski W., *Polimerowe kompozyty konstrukcyjne*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN, 2012.
- [73] Królikowski W., *Tworzywa wzmocnione i włókna wzmacniające*. Wyd. 2 ed. Warszawa: Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, 1988.
- [74] Krukowski A., Szewczyk K., *Podstawy konstrukcji maszyn. część I. połączenia nierozłączne*. Warszawa: Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, 1987.

- [75] Krzesiński G., Zagrajek T., Marek P., Borkowski P., *Metoda elementów skończonych w mechanice materiałów i konstrukcji: Rozwiązywanie wybranych zagadnień za pomocą systemu ANSYS*. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2015.
- [76] Lach T.G., Ekiz E.H., Averback R.S., Mara N.A., Bellon P., *Role of interfaces on the trapping of he in 2D and 3D Cu–Nb nanocomposites*. J Nucl Mater. 2015 11,466, 36-42.
- [77] Łaguna J., Łypacewicz K., *Połączenia śrubowe i nitowe*. Warszawa: Arkady, 1986.
- [78] Leblond J., Ponson L., *Out-of-plane deviation of a mode I+III crack encountering a tougher obstacle*. Comptes Rendus Mécanique. 2016 7,344(7), 521-31.
- [79] Leda H., *Kompozyty polimerowe z włóknami ciągłymi: Wytwarzanie, właściwości, stosowanie*. Poznań: Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, 2006.
- [80] Leda H., *Szklane czy węglowe włókna w kompozytach polimerowych*. Kompozyty (Composites) 5(2005)1, 209-15.
- [81] Lewitowicz J., *Podstawy eksploatacji statków powietrznych, tom IV badania eksploatacyjne statków powietrznych*. Warszawa: Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 2007.
- [82] Li F., Gao Z., Li L., Chen Y., *Microstructural study of MMC layers produced by combining wire and coaxial WC powder feeding in laser direct metal deposition*. Optics & Laser Technology. 2016 3,77, 134-43.
- [83] Łopacka J., *Nanocząstki wykorzystywane w celu poprawy właściwości fizycznych kompozytów polimerowych*. Polimery. 2013,11-12(58), 864-8.
- [84] Makuliński M., *Comparing the technique of the infusion and the vacuum sack in practice*. In: Wróbel G, editor. Polimery i kompozyty konstrukcyjne. , 2010. p. 461-6.
- [85] Mansour R., Maillet E., Morscher G.N., *Monitoring interlaminar crack growth in ceramic matrix composites using electrical resistance*. Scr Mater. 2015 3/15,98, 9-12.
- [86] Merkisz J., Bajerlein M., *Materiały kompozytowe stosowane we współczesnych statkach powietrznych*. Logistyka. 2011,6, 2829-37.
- [87] Milan J., *Advanced transport systems. analysis, modeling, and evaluation of performances*. Springer, 2014.
- [88] Njuguna J., Pielichowski K., Fan J., *15 - polymer nanocomposites for aerospace applications*. In: Gao F, editor. Advances in Polymer Nanocomposites. Woodhead Publishing, 2012. p. 472-539.

- [89] Orteu J., Sutton M., Schreier H., *Image correlation for shape, motion and deformation measurements: Basic concepts, theory and applications*. New York: Springer, 2009.
- [90] Payeganeh G.H., Ashenai Ghasemi F., Malekzadeh K., *Dynamic response of fiber-metal laminates (FMLs) subjected to low-velocity impact*. *Thin-Walled Structures*. 2010 1,48(1), 62-70.
- [91] Pędzich Z., Grabowski G., Saferna I., Ziábka M., Gubernat A., Kot M., *The influence of residual stresses in selected non-oxide ceramics composites on their wear resistance in different environments*. *Composites Theory and Practice*. 4 (2015), 203-8.
- [92] Penczek P., Kłosowska-Wołkowicz Z., Królikowski Wacław, *Nienasycone żywice poliestrowe*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, 2011.
- [93] Pethrick R.A., *9 - composite to metal bonding in aerospace and other applications*. In: Chaturvedi MC, editor. *Welding and Joining of Aerospace Materials*. Woodhead Publishing, 2012. p. 288-319.
- [94] Rahimi N., Hussain A.K., Meon M.S., Mahmud J., *Capability assessment of finite element software in predicting the last ply failure of composite laminates*. *Procedia Engineering*. 2012,41, 1647-53.
- [95] Rajczyk M., Stachecki B., *Współczesne materiały kompozytowe. wybrane kierunki rozwoju nowych technologii*. In: *Budownictwo o zoptymalizowanym potencjale energetycznym*. Częstochowa: Wydawnictwo Politechniki Częstochowskiej, 2011. p. 202-11.
- [96] Rodrigues R.O., Pinho D., Bento D., Lima R., Ribeiro J., *Wall expansion assessment of an intracranial aneurysm model by a 3D digital image correlation system*. *Measurement*. 2016 6,88, 262-70.
- [97] Rodzewicz M., *An investigation into the strength and fatigue properties of a high-loaded aeronautical composite structures*. Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw University of Technology. 2008.
- [98] Rojek M., *Methodology of diagnostic testing of polymeric matrix laminate composite materials*. *Open Access Library*. 2011,2, 5-31.
- [99] Rössler M., *Repairs of aircraft composite structures*. 1st ed. Zofingen: flugundform, 2015.

- [100] Rudawska A., *Wybrane zagadnienia konstytuowania połączeń adhezyjnych jednorodnych i hybrydowych*. Lublin: Politechnika Lubelska, 2013.
- [101] Rzyzińska G., *Zjawisko pęknięcia w procesie wyciskania metalowych kompozytów warstwowych*. Rzeszów: Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, 2009.
- [102] Santhosh U., Ahmad J., Ojard G., Miller R., Gowayed Y., *Deformation and damage modeling of ceramic matrix composites under multiaxial stresses*. Composites Part B: Engineering. 2016 4/1,90, 97-106.
- [103] Saranya K., Subramania A., Sivasankar N., Mallick S., *Electrospun TiC embedded CNFs as a low cost platinum-free counter electrode for dye-sensitized solar cell*. Mater Res Bull. 2016 3,75, 83-90.
- [104] Sarasini F., Tirillò J., D'Altilia S., Valente T., Santulli C., Touchard F., et al., *Damage tolerance of carbon/flax hybrid composites subjected to low velocity impact*. Composites Part B: Engineering. 2016 4/15,91, 144-53.
- [105] Sen T., Paul A., *Confining concrete with sisal and jute FRP as alternatives for CFRP and GFRP*. International Journal of Sustainable Built Environment. 2015 12,4(2), 248-64.
- [106] Seyed Yaghoubi A., Liaw B., *Thickness influence on ballistic impact behaviors of GLARE 5 fiber-metal laminated beams: Experimental and numerical studies*. Composite Structures. 2012 7,94(8), 2585-98.
- [107] Silberschmidt V., *Dynamic deformation, damage and fracture in composite materials and structures*. 1st ed. Kidlington: Woodhead Publishing imprint of Elsevier, 2016.
- [108] Skorupa A., Skorupa M., *Riveted lap joints in aircraft fuselage*. Springer Netherlands, 2012.
- [109] Sobczak J., Wojciechowski S., *Współczesne tendencje praktycznego zastosowania kompozytów metalowych*. Kompozyty (Composites) 2(2002)3, 24-37.
- [110] Styburski W., *Przetworniki tensometryczne: Konstrukcja, projektowanie, użytkowanie*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, 1976.
- [111] Surowska B., *Materiały funkcjonalne i złożone w transporcie lotniczym*. Eksploatacja i Niezawodność. 2008,3, 30-40.
- [112] Surowska B., Bieniaś J., *Wytwarzanie wielowarstwowych struktur kompozytowych metodą autoklawową*. Kompozyty (Composites) 2(2010), 121-6.

- [113] Suzuki E., Kikuchi T., Takai Y., Goto A., Hamada H., *An investigation on skillful gel-coat techniques and its application to beginner's application*. In: Duffy GV, editor. Digital Human Modeling. Applications in Health, Safety, Ergonomics and Risk Management: Human Modeling: 6th International Conference. Cham: Springer International Publishing, 2015. p. 182-91.
- [114] Szumigala M., Pawłowski D., *Zastosowanie kompozytowych prętów zbrojonych w konstrukcjach budowlanych*. Przegląd Budowlany. 2014,3, 47-50.
- [115] Szymczak T., Kowalewski Z.,L., *Mechanical properties of selected composites and methods of their fracture assessment*. Transport Samochodowy. 2014,4, 33-54.
- [116] Szymczyk E., *Numeryczna analiza zjawisk lokalnych w połączeniach nitowych konstrukcji lotniczych*. Warszawa: Redakcja Wydawnictw Wojskowej Akademii Technicznej, 2013.
- [117] Tan W., Falzon B.G., Chiu L.N.S., Price M., *Predicting low velocity impact damage and compression-after-impact (CAI) behaviour of composite laminates*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2015 4,71, 212-26.
- [118] Thandalam S.K., Ramanathan S., Sundarajan S., *Synthesis, microstructural and mechanical properties of ex situ zircon particles (ZrSiO₄) reinforced metal matrix composites (MMCs): A review*. Journal of Materials Research and Technology. 2015 0,4(3), 333-47.
- [119] Thoppul S.D., Finegan J., Gibson R.F., *Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures – A review*. Composites Sci Technol. 2009 3,69(3-4), 301-29.
- [120] Tian W., Zhou Z., Liao W., *Analysis and investigation of a rivet feeding tube in an aircraft automatic drilling and riveting system*. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2016,82(5), 973-83.
- [121] Tsai S.W., Wu E.M., *A general theory of strength for anisotropic materials*. Journal of Composite Materials. 1971, Vol. 5, 58-80.
- [122] Uchida T., Hamada H., Kuroda K., Endo A., Migaki M., Ochiai J., et al., *Process analysis of the hand lay-up method using CFRP prepreg sheets*. In: Duffy GV, editor. Digital Human Modeling. Applications in Health, Safety, Ergonomics and Risk

Management: Ergonomics and Health: 6th International Conference. Cham: Springer International Publishing, 2015. p. 227-36.

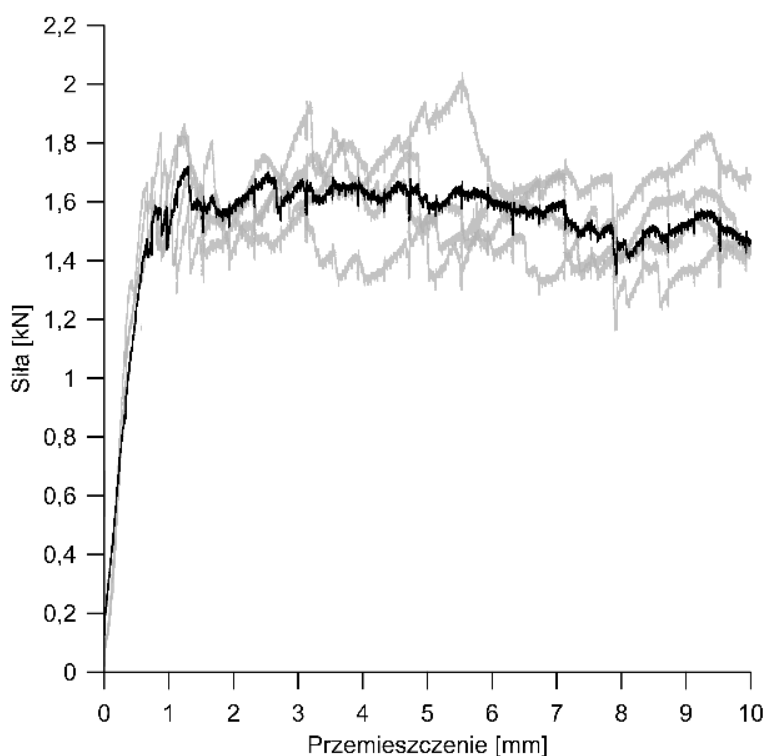
- [123] Vasumathi M., Murali V., *Effect of alternate metals for use in natural fibre reinforced fibre metal laminates under bending, impact and axial loadings*. Procedia Engineering. 2013,64, 562-70.
- [124] Vlot A., *The birth of arall*. In: Glare: history of the development of a new aircraft material. Dordrecht: Springer Netherlands, 2001. p. 17-50.
- [125] Wang X., Ahn J., Kaboglu C., Yu L., Blackman B.R.K., *Characterisation of composite-titanium alloy hybrid joints using digital image correlation*. Composite Structures. 2016 4/15,140, 702-11.
- [126] Yahaya M.A., Ruan D., Lu G., Dargusch M.S., *Response of aluminium honeycomb sandwich panels subjected to foam projectile impact – an experimental study*. Int J Impact Eng. 2015 1,75, 100-9.
- [127] Yahaya R., Sapuan S.M., Jawaid M., Leman Z., Zainudin E.S., *Measurement of ballistic impact properties of woven kenaf–aramid hybrid composites*. Measurement. 2016 1,77, 335-43.
- [128] Ye J., Zhang B., Qi H., *Cost estimates to guide manufacturing of composite waved beam*. Mater Des. 2009 3,30(3), 452-8.
- [129] Ye L., Lu Y., Su Z., Meng G., *Functionalized composite structures for new generation airframes: A review*. Composites Sci Technol. 2005 7,65(9), 1436-46.
- [130] Yoo S., Kim C., Kweon J., Choi J., *The structural analysis and strength evaluation of the rivet nut joint for composite repair*. Composite Structures. 2016 2,136, 662-8.
- [131] Yun J., Choi J., Kweon J., *A study on the strength improvement of the multi-bolted joint*. Composite Structures. 2014 2,108, 409-16.
- [132] Zawora J., *Podstawy technologiczne wielokryterialnej optymalizacji procesów toczenia złożonych powierzchni narzędziami punktowymi*. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2013.
- [133] Zbrowski A., Samborski T., Giesko T., Boroński D., Machniewicz T., *System pomiarowy do monitorowania pęknięcia połączeń montażowych stosowanych w przemyśle lotniczym*. Technologia i Automatyzacja Montażu. 2010(3), 5-11.

- [134] Zhiqiang W., Fengzhou F., Bing L., Zhiyong W., *An experimental method for eliminating effect of rigid out-of-plane motion on 2D-DIC*. Optics and Lasers in Engineering. 2015 10,73, 137-42.
- [135] Żuchowska D., *Polimery konstrukcyjne: Wprowadzenie do technologii i stosowania*. Wyd 2 rozsz ed. Warszawa: Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, 2000.

ZAŁĄCZNIK 1 – Obliczanie średnich wartości przebiegów sił

Przebiegi średnich wartości sił w funkcji przemieszczenia trawersy przedstawione w pracy obliczane były z czterech prób wykonanych dla tego samego układu badawczego (orientacja wzmocnienia, liczba łączników). Z czterech zestawów danych pomiarowych (wartości siły oraz przemieszczenia trawersy) obliczano średnie wartości siły, dla tych samych odpowiadających im wartości przemieszczenia się trawersy maszyny wytrzymałościowej. W przypadkach występowania znaczącego błędu grubego (średnio powyżej 20%) wartości sił od pozostałych prób w populacji, wynik taki odrzucano.

Przykładowy przebieg średnich wartości sił w funkcji przemieszczenia trawersy (kolor czarny) oraz jego poszczególne składowe (kolor szary) dla II serii badań wstępnych z zastosowaniem kontrolowanej siły docisku wstępnego przedstawiono na poniższym wykresie (rys. 1) – w tekście dysertacji rys. 39b.



Rys. 1. Wykres średnich wartości sił w funkcji przemieszczenia trawersy oraz wykresy składowe