

WPLYW KLIMATYZOWANIA NA WYTRZYMAŁOŚĆ KOMPOZYTU WĘGLOWEGO NA NACISKI

MACIEJ KARNY

Centrum Technologii Kompozytowych, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
maciej.karny@ilot.edu.pl

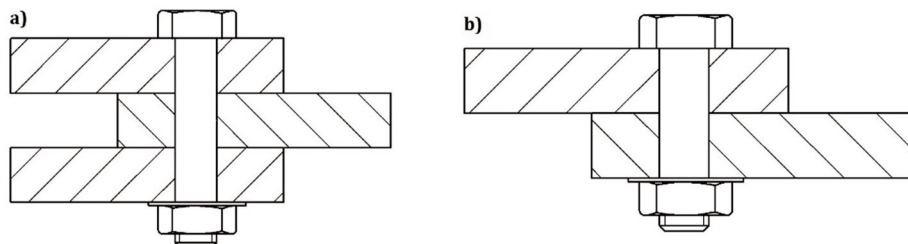
Streszczenie

W niniejszym artykule zbadano wytrzymałość na naciski quasi-izotropowego laminatu włókno węglowe – żywica epoksydowa. Badania prowadzono według dwóch metod: A – z dwustronnym ścinaniem sworznia i B – z jednostronnym ścinaniem sworznia, zgodnie z normą ASTM D5961. W celu zbadania wpływu klimatyzowania na wytrzymałość na naciski laminatu, przeprowadzono testy próbek w temperaturze pokojowej oraz w 80°C, dla próbek klimatyzowanych przez 16 tygodni w środowisku 85% RH i 71°C. Badania wykazały, iż absorpcja wilgoci wpływa w sposób negatywny na wytrzymałość laminatu na naciski – w badaniach metodą A odnotowano spadek wytrzymałości o 32%, a przypadku metody B – o 13%. Za mniejszy spadek w przypadku metody B odpowiada obecność naprężenia ściskającego, wprowadzanego przez sworzień dokręcony z momentem 2,8 Nm. Na podstawie obserwacji mikroskopowych w świetle widzialnym oraz UV (z zastosowaniem penetrantu) określono mechanizmy zniszczenia i sposoby pęknięcia poszczególnych typów próbek.

Słowa kluczowe: kompozyty, wytrzymałość na naciski, klimatyzowanie, podwyższona temperatura

1. WPROWADZENIE

Połączenia mechaniczne, dzięki swej prostocie i możliwości łatwego montażu stanowią jedną z głównych metod łączenia elementów kompozytowych w konstrukcjach lotniczych. Najczęściej spotykanymi są połączenia nitowe, sworzniowe i śrubowe. Zależnie od sposobu obciążenia sworznia, połączenia mechaniczne dzielimy na 2 podstawowe typy: połączenia ze ścinaniem jednostronnym (*single shear joint*) oraz ze ścinaniem dwustronnym sworznia (*double shear joint*) – rysunek 1.

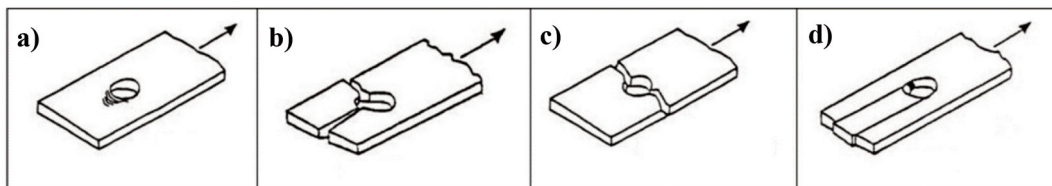


Rys. 1. Połączenia mechaniczne z: a) dwustronnym, b) jednostronnym ścinaniem sworznia
[opracowanie własne]

Pomimo tego, iż połączenia z dwustronnym ścinaniem sworznia wykazują wytrzymałość wyższą średnio o 20%, niż połączenia ze ścinaniem jednostronnym, to te drugie są znacznie częściej stosowane w konstrukcjach lotniczych [1, 2]. Wynika to przede wszystkim z ich prostoty i mniejszej ilości materiału wymaganej do skutecznego połączenia elementów. Przyczyną niższej wytrzymałości połączenia typu *single shear* jest ekscentryczność obciążenia i znacznie większe zginanie sworznia, niż ma to miejsce w połączeniu *double shear*. Główną wadą wszystkich połączeń sworzniowych jest obniżenie wytrzymałości laminatu względem materiału jednorodnego. Wprowadzenie sworznia powoduje powstanie koncentracji naprężenia w materiale bezpośrednio do niego przylegającym co sprawia, iż wytrzymałość takiego połączenia jest niższa, niż wytrzymałość materiału litego, a nawet elementu z otworem niewypełnionym (nawet o 50% względem tego drugiego) [1, 3, 4].

Na wytrzymałość połączeń sworzniowych w kompozytach wpływa wiele czynników, zarówno materiałowych, jak i projektowych oraz środowiskowych. Do najważniejszych czynników materiałowych należą przede wszystkim sekwencja i kierunek ułożenia warstw laminatu, a także wytrzymałość i sztywność żywicy (osnowy). Laminaty zbrojone jednokierunkowo na kierunku [0] wykazują bardzo wysoką wytrzymałość, jednak ich wysoka sztywność i niska zdolność do akumulacji odkształceń na tym kierunku powodują bardzo dużą koncentrację naprężenia (5 razy wyższą, niż w laminatach zbrojonych wielokierunkowo) i przedwczesne zniszczenie połączenia [5]. Najlepsze właściwości wykazują połączenia laminatów zbrojonych wielokierunkowo, o zbalansowanym rozkładzie warstw 0° i $\pm 45^\circ$, a także laminaty *quasi*-izotropowe (np. o sekwencji zbrojenia $[0/+45/90/-45]_{ns}$). W laminatach tego typu koncentracje naprężenia rozkładają się bardziej równomiernie, a ich zdolność do akumulacji odkształceń jest znacznie wyższa, niż laminatów zbrojonych jednokierunkowo [5]. Najlepsze efekty odnotowano dla laminatów o zbrojeniu $0^\circ/\pm 45^\circ$, gdzie ok. 60% włókien jest ułożonych na kierunku 0° [2, 5].

Do najważniejszych czynników projektowych wpływających na wytrzymałość połączenia sworzniowego należą przede wszystkim: stosunek odległości otworu od krawędzi e laminatu do jego średnicy D (stosunek e/D), stosunek szerokości elementu w do średnicy otworu D (w/D), moment skręcający, z jakim skręcony jest sworznień oraz pasowanie sworznia. Liczne badania wykazały, iż najwyższe wartości wytrzymałości połączenia uzyskuje się, gdy stosunki e/D i w/D są większe od 4. Zmniejszenie szerokości próbki ($w/D < 2$), skutkuje jej zniszczeniem na skutek pęknięcia poprzecznego (*lateral/net tension failure*, rysunek 2c), z kolei przybliżenie otworu do krawędzi próbki ($e/D < 2$) skutkuje zawsze zniszczeniem poprzez wydarcie części laminatu (*shearout failure*, rysunek 2d). Z punktu widzenia konstrukcji, oba te rodzaje zniszczenia są nieakceptowalne; najbardziej pożądanym sposobem zniszczenia jest zniszczenie typu bearing (rysunek 2a) [1, 2, 5, 6, 7].



Rys. 2. Podstawowe typy zniszczenia laminatu w połączeniach sworzniowych, a) zniszczenie w wyniku nacisków, b) rozłamanie laminatu, c) pęknięcie poprzeczne laminatu, d) wydarcie części laminatu [Norma ASTM D5961, 2013].

Proces zniszczenia laminatu z połączeniem sworzniowym jest wieloetapowy i składa się z wielu mechanizmów. Pierwszym etapem jest zakres prostoliniowy na wykresie naprężenie - odkształcenie. W tym zakresie połączenie ma największą sztywność. Tutaj też rozpoczyna się proces lokalizacji zniszczenia na skutek naprężenia ściskającego na styku laminatu ze sworzniem. Głównym

mechanizmem jest tutaj zginanie i mikrowyboczenie włókien leżących na kierunku 0° , prowadzące do miażdżenia powierzchni i lokalizacji zniszczenia. Procesy te nie mają jednak dużego wpływu na pracę połączenia. Na tym etapie bardzo ważne jest pasowanie sworznia – luźne pasowanie powoduje ruchomość sworznia i zmniejszenie efektywnej powierzchni przenoszenia naprężenia między laminatem a sworzniem. Drugim etapem zniszczenia laminatu jest akumulacja odkształcenia, rozpoczynająca się w momencie końca zakresu liniowego na wykresie naprężenie - odkształcenie. W tym etapie głównym mechanizmem jest uszkodzenie warstw laminatu poprzez naprężenia ścinające, pochodzące z kumulacji odkształceń w sąsiednich warstwach. Prowadzi to do powstawania i rozwoju delaminacji i pęknięć w osnowie. Czynnikiem ograniczającym te procesy jest obecność naprężenia ściskającego na kierunku poprzecznym do płaszczyzny laminatu, wprowadzanego poprzez łeb sworznia, nakrętkę lub użyte podkładki. Norma ASTM D5961 zaleca stosowanie podczas badań momentu $2,2 \div 3,4$ Nm. W trzecim etapie, ilość skumulowanych odkształceń osiąga wartość krytyczną i rozpoczyna się proces katastrofalnego niszczenia laminatu. Widoczne jest to jako wyraźny spadek naprężenia na wykresie naprężenie - odkształcenie. Etap ten cechuje się szybko postępującym rozwojem delaminacji i lokalizacją pęknięć w materiale, który nie jest już ograniczany naprężeniem poprzecznym do płaszczyzny laminatu [7, 9, 10]. Trzeci etap kończy się całkowitym zniszczeniem struktury kompozytu.

Ostatnią grupą czynników wpływających na wytrzymałość połączenia sworzniowego są czynniki środowiskowe, przede wszystkim temperatura pracy i wilgotność środowiska. Wraz ze wzrostem temperatury maleje sztywność laminatu, przez co również jego odporność na naciski, wprowadzane przez sworznie. Obecność znacznej wilgotności środowiska ($85 \div 100\%$ RH) dodatkowo osłabia materiał. Dowiedzono dwóch głównych mechanizmów wpływu wilgotności na laminat w połączeniu sworzniowym. Po pierwsze, absorpcja wilgoci przez osnowę (żywicę) powoduje obniżenie temperatury jej zeszklenia, przez co jej wytrzymałość zaczyna maleć w niższych temperaturach, niż w środowisku suchym. Po drugie, absorpcja wilgoci przez żywicę prowadzi do zmian w wymiarach laminatu (pęcznienia), co powoduje powstawanie wtórnego naprężenia w połączeniu, zwłaszcza gdy jest ono skręcone dużym momentem skręcającym [2]. Długotrwała ekspozycja połączenia na wysoką temperaturę i wilgotność środowiska może również prowadzić do relaksacji materiału (zmniejszenia siły docisku poprzecznego, pochodzącego od podkładek lub nakrętek sworznia), a w przypadku zmiennych temperatur i/lub wilgotności – do procesów zmęczenia [11]. Zwiększona plastyczność żywicy w podwyższonych temperaturach zwiększa jej zdolność do akumulacji odkształcenia, przez co połączenia sworzniowe wykazują w wysokich temperaturach większe odkształcenia do zniszczenia, niż w temperaturze pokojowej, pomimo obniżenia wytrzymałości połączenia względem warunków RT. Analogicznie, w temperaturach ujemnych połączenia sworzniowe wykazują wzrost wytrzymałości, połączony jednak ze zmniejszeniem ich odkształcalności i gwałtownym procesem zniszczenia połączenia. Przykładowo, w badaniach przeprowadzonych przez W.A. Countsa i współautorów [12], wytrzymałość laminatu na naciski rosła o 5% w temperaturze -50°C , z kolei w temperaturze 177°C malała o $20 \div 25\%$ względem wytrzymałości materiału w temperaturze pokojowej. Analogicznie, w testach Hutha i współautorów [13], połączenia testowane w 120°C i wilgotności względnej 85% wykazywały wytrzymałość niższą o ok. 20%, niż w temperaturze pokojowej. Takiego samego rzędu spadek wytrzymałości odnotował Parida i współautorzy [2], dla badań laminatu w temperaturze 100°C po klimatyzowaniu w 70°C i 85% RH przez okres $16 \div 25$ tygodni.

Niniejszy artykuł przedstawia wyniki badań odporności na naciski laminatu węglowego, prowadzonych według dwóch metod. Głównym celem jest określenie wpływu klimatyzowania w warunkach podwyższonej temperatury i wilgotności na odporność na naciski laminatu i porównanie tych zmian między połączeniami różnych typów.

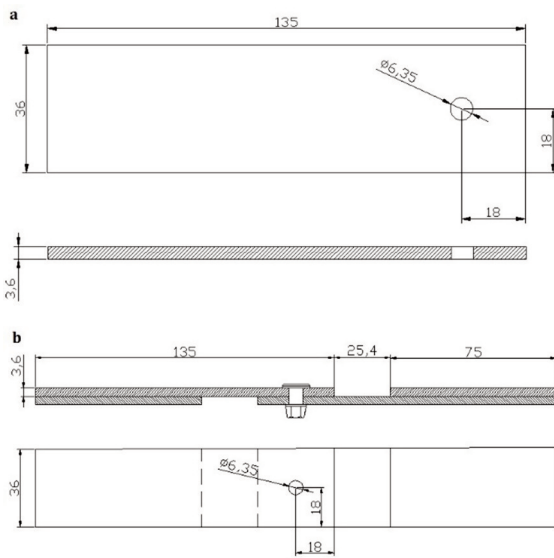
2. METODYKA BADAŃ

2.1. Badany materiał

Badaniom poddano kompozyt węglowo-epoksydowy, wytworzony z preimpregnatów typu MTM46, zawierających włókna węglowe typu HTS(12K), o gramaturze 150 g/m² i stopniu nasycenia żywicą 35%. Układ warstw był quasi-izotropowy: [0/-45/90/45]_{3S}, a średnia grubość warstwy wynosiła 0,143 mm. Laminat został wytworzony przez Wytwórnię Konstrukcji Kompozytowych Andrzej Papiorek. W badaniach próbek metodą A (*double shear*) jako sworzeń został użyty kołek ze stali nierdzewnej o średnicy 6,35 mm, dołączany standardowo do przyrządu badawczego. W badaniach metodą B (*single shear*) do skręcenia próbek użyto sworzni Hi-Lok HL18-8-7 o średnicy 6,35 mm, wykonanych ze stali stopowej. Próbkę do badań w podwyższonej temperaturze poddano klimatyzowaniu w temperaturze 71°C i wilgotności względnej 85% przez okres 16 tygodni, aż do osiągnięcia maksymalnego równowagowego poziomu nasycenia wilgocią. Równolegle klimatyzowaniu poddano próbki świadki, dla których odnotowano wzrost wagi na skutek absorpcji wilgoci o średnio 1,55% w tym okresie. Po tym czasie próbki były wyjęte z komory i przebadane maksymalnie 2 godziny po wyjęciu.

2.2. Badania wytrzymałościowe

Badania przeprowadzono zgodnie z normą ASTM D5961, procedurami A (ściananie podwójne) i B (ściananie pojedyncze sworzni). Wymiary próbek przedstawione są na rysunku 3. Próbkę do badań według procedury B składa się z dwóch próbek do procedury A skręconych ze sobą i z dodanymi nakładkami. Moment dokręcający sworzeń wynosił 2,8 Nm, zgodnie z normą ASTM D5961. Zastosowanie takiego momentu w połączeniu z kadmowanymi nakrętkami o średnicy zewnętrznej 10,7 mm i wewnętrznej 7,15 mm wprowadza do laminatu naprężenia ściskające na



kierunku poprzecznym w wysokości 8,22 MPa. Próbkę do metody A były umieszczane w stalowych okładkach i łączone z nimi kołkiem, po czym umieszczane w uchwytach maszyny wytrzymałościowej i rozciągane. Próbkę do metody B były umieszczane bezpośrednio w uchwytach maszyny. Prędkość rozciągania wynosiła 0,025 in/min. dla procedury A i 0,05 in/min. dla procedury B. Odształcenie otworu obliczane było na podstawie przemieszczenia mierzonego przez 2 ekstensometry, umieszczone symetrycznie po dwóch bokach próbki. Próba była prowadzona do momentu spadku siły po osiągnięciu maksimum o 30% lub osiągnięcia przemieszczenia tłka równego połowie średnicy otworu sworzniowego.

Rys. 3. Wymiary próbek do badań według: a) procedury A i b) procedury B [opracowanie własne na podstawie normy ASTM D5961-13]

2.3. Badania mikroskopowe próbek po zniszczeniu

Niektóre z próbek po badaniu przecięto i przeszlifowano w celu przeprowadzenia obserwacji mikroskopowych zniszczeń w rejonie otworu sworzniowego. Obserwacje prowadzono w świetle normalnym oraz przy oświetleniu UV dla badań z wykorzystaniem penetrantu fluorescencyjnego.

2.4. Obliczenia wytrzymałości

Badania wytrzymałości na naciski kompozytu węglowego były prowadzone w temperaturze pokojowej oraz 80°C. Na ich podstawie obliczono maksymalną wytrzymałość na naciski laminatu F_x^{bru} , sztywność połączenia E_x^{br} i wytrzymałość na naciski przy 2% odkształcenia połączenia F_x^{bro} (2%). Wytrzymałość na naciski była obliczana według wzoru:

$$F^{bru} = P^{\max} / (h \times D) \quad (1)$$

$$\sigma_i^{br} = P_i / (h \times D) \quad (2)$$

gdzie: F^{bru} – maksymalna wytrzymałość na naciski [MPa], σ_i^{br} – naprężenie w i-tym momencie rozciągania próbki [MPa], P_i – obciążenie w i-tym momencie rozciągania próbki [N], P^{\max} – maksymalne obciążenie próbki [N], h – grubość laminatu [mm], D – średnica otworu sworzniowego [mm].

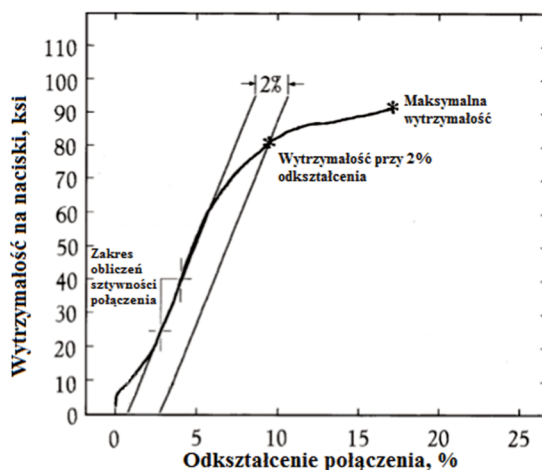
Sztywność połączenia w zakresie liniowym obciążenia obliczana jest według wzorów:

$$\varepsilon_i^{br} = \frac{(\delta_{1i} + \delta_{2i}) / 2}{K \times D} \quad (3)$$

$$E^{br} = \frac{\Delta \sigma^{br}}{\Delta \varepsilon^{br}} \quad (4)$$

gdzie: ε_i^{br} – odkształcenie połączenia w i-tym momencie rozciągania próbki, δ_1 i δ_2 – przemieszczenie w i-tym momencie rozciągania próbki, mierzone przez ekstensometry 1 i 2, K – współczynnik korekcyjny, równy 1 dla procedury A i 2 dla procedury B, E^{br} – sztywność połączenia w zakresie liniowym.

Wytrzymałość na naciski dla 2% odkształcenia połączenia jest obliczana dla próbek, które nie wykazują wyraźnego momentu zniszczenia. Taka sytuacja ma zazwyczaj miejsce w badaniach z użyciem procedury B. Rysunek 4 przedstawia metodę wyznaczania tej wartości.

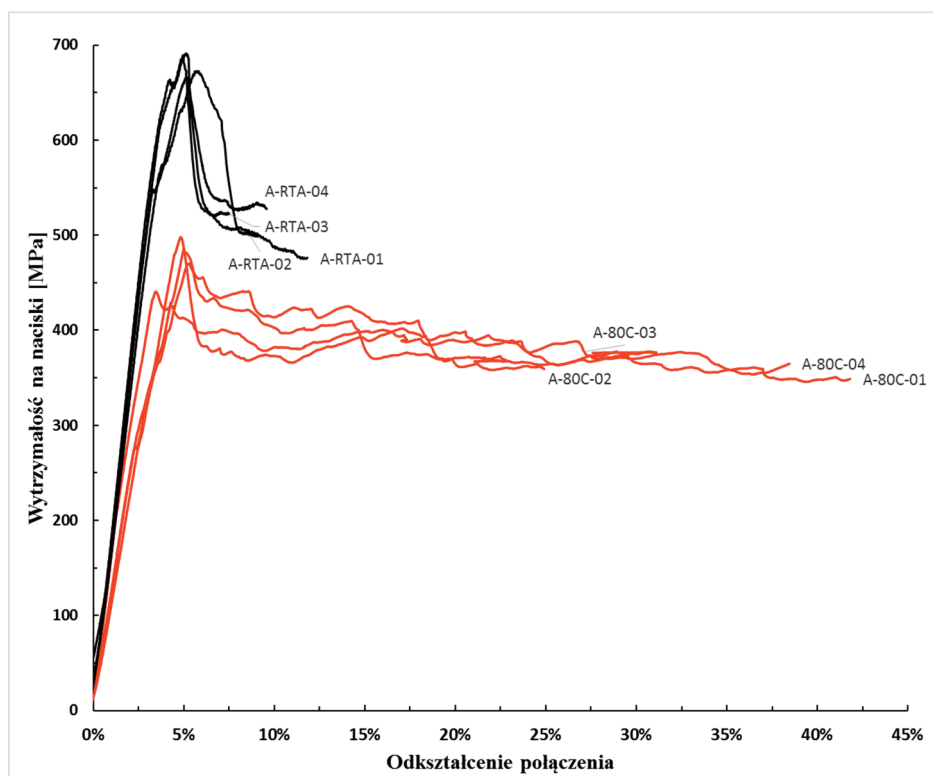


Rys. 4. Wyznaczanie wytrzymałości dla 2% odkształcenia i sztywności połączenia, na podstawie [na podstawie normy ASTM D5961, 2013].

3. WYNIKI BADAŃ POŁĄCZEŃ SWORZNIOWYCH

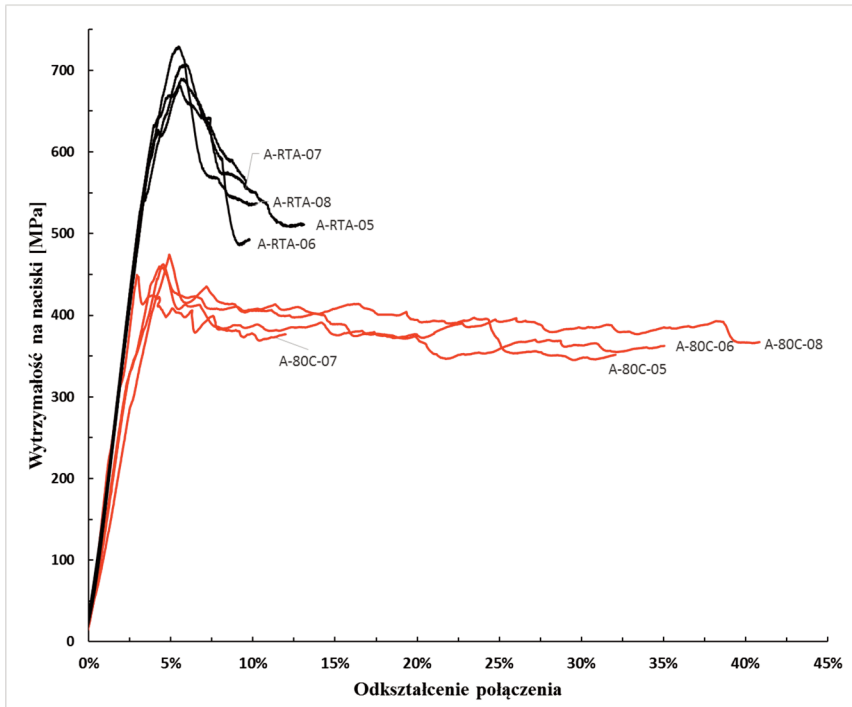
3.1. Badania wytrzymałościowe połączeń z jedno- i dwustronnym ścinaniem sworznia

Rysunki 5÷7 przedstawiają krzywe naprężenie-odkształcenie, uzyskane w wyniku rozciągania próbek w temperaturze pokojowej oraz 80°C. Próbki rozciągane według procedury A wykazują relatywnie długi (w porównaniu z próbkami badanymi metodą B), sięgający 600 MPa zakres liniowy, po którym następuje wyraźne maksimum (średnio 691 MPa) i spadek wytrzymałości o około 30% na przestrzeni około 10% odkształcenia połączenia. W próbkach badanych w podwyższonej temperaturze i po klimatyzowaniu maksimum obciążenia nie było tak wyraźne, jak w próbkach badanych w temperaturze pokojowej, a spadek wytrzymałości był relatywnie powolny. W niektórych przypadkach badanie było zatrzymywane dla odkształcenia połączenia około 45%.

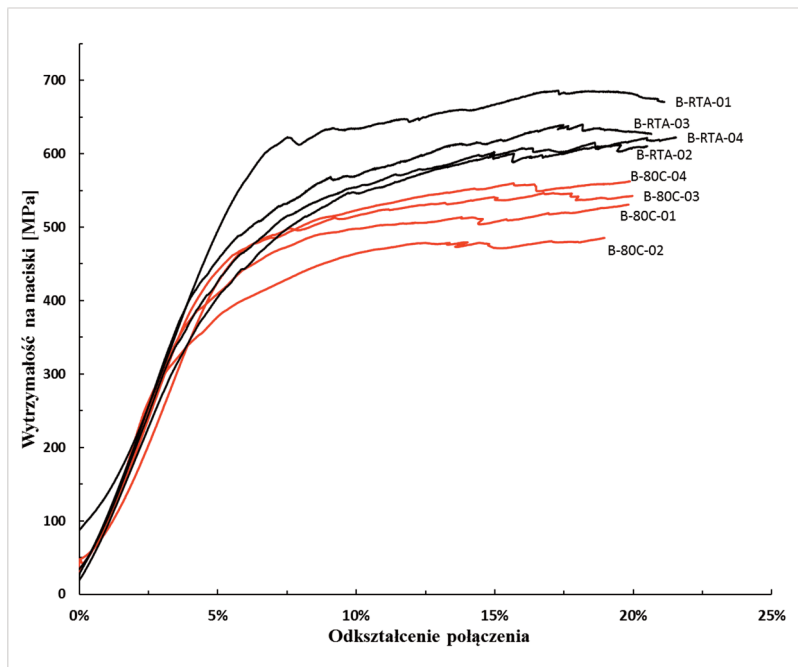


Rys. 5. Wyniki prób rozciągania metodą A w temperaturze pokojowej (RTA) i podwyższonej (80°C) – próbki 1÷4 [opracowanie własne]

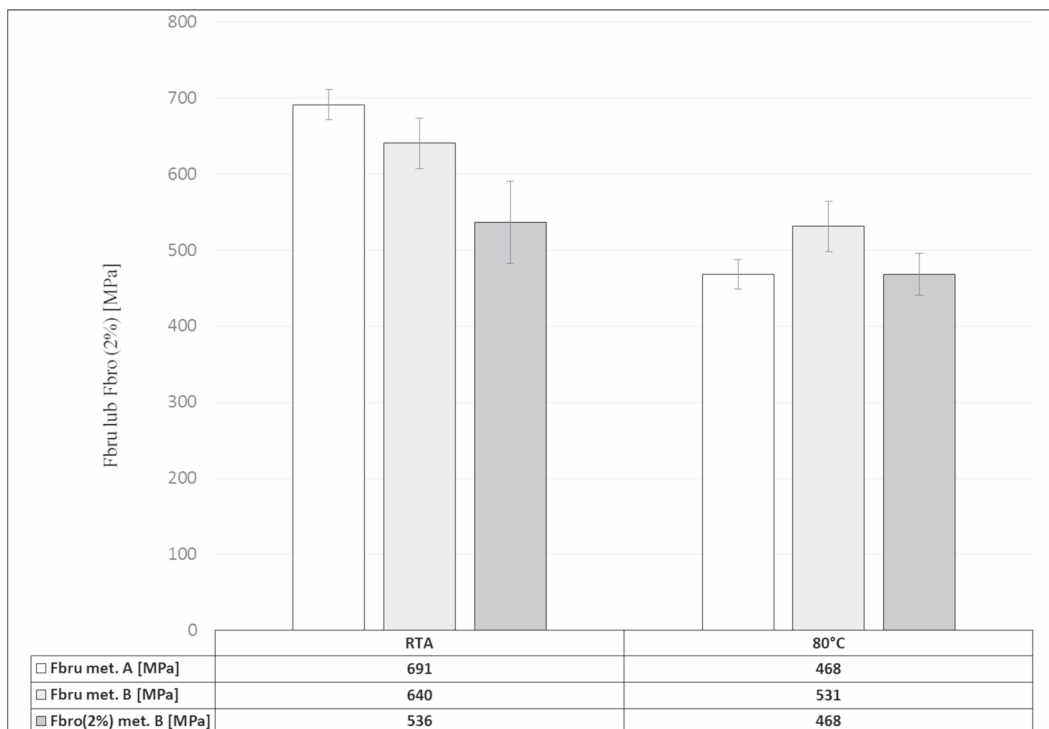
Wykresy rozciągania próbek metodą B (połączenie o ścinaniu jednostronnym, skrócone sworzniem Hi-Lok) różnią się wyraźnie od wyników prób rozciągania próbek metodą A. Zakres liniowy wykresów na rysunku 7 był relatywnie krótszy, nie zaobserwowano również wyraźnego momentu osiągnięcia maksymalnej wytrzymałości. Wszystkie próby były zakończone po osiągnięciu przemieszczenia tłoka równego połowie średnicy otworu pod sworzeń, co równało się odkształceniu połączenia o około 20%. Różnica między wytrzymałością próbek w temperaturze pokojowej i 80°C jest w przypadku metody B mniejsza, niż w przypadku metody A. Wartości wytrzymałości poszczególnych serii przedstawione są na rysunku 8.



Rys. 6. Wyniki prób rozciągania metodą A w temperaturze pokojowej (RTA) i podwyższonej (80°C) – próbki 5÷8 [opracowanie własne]



Rys. 7. Wyniki prób rozciągania metodą B w temperaturze pokojowej (RTA) i podwyższonej (80°C) [opracowanie własne]



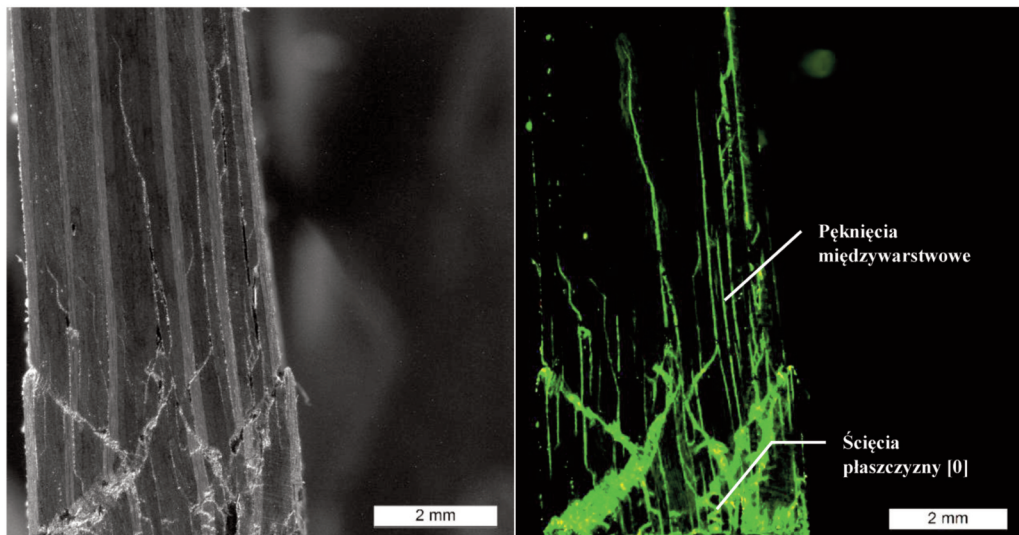
Rys. 8. Zestawienie średnich wartości wytrzymałości na naciski poszczególnych serii badań [opracowanie własne]

Jak wynika z rysunku 8, w temperaturze pokojowej próbki badane metodą A wykazały wytrzymałość na naciski wyższą o 51 MPa (8%) niż próbki badane metodą B, jednak ze względu na brak wyraźnego maksimum obciążenia dla próbek z metody B, jako bardziej adekwatną do porównania wybrano wartość wytrzymałości dla 2% odkształcenia połączenia. W takim przypadku, próbki z dwustronnym ścinaniem kołka wykazały wytrzymałość wyższą o 135 MPa (19,5%) niż próbki z jednostronnym ścinaniem sworznia. W temperaturze pokojowej, wszystkie próbki badane metodą A wykazały typ zniszczenia *bearing*, podczas gdy w próbkach badanych metodą B zniszczenie odbywało się mechanizmem *bearing* połączonym z pękaniem między warstwami laminatu. W temperaturze 80°C brak jest różnicy w wytrzymałości połączeń obydwu typów – maksymalna wytrzymałość na naciski próbek z procedury A jest równa wytrzymałości na naciski przy 2% odkształcenia połączenia w metodzie B. Typy zniszczenia poszczególnych połączeń nie uległy zmianie w podwyższonej temperaturze.

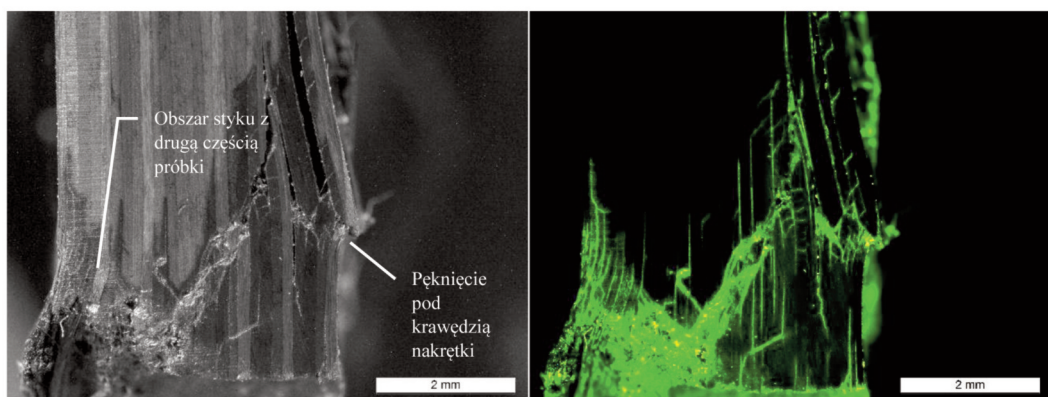
Porównując wpływ klimatyzowania i podwyższonej temperatury na poszczególne typy połączeń, próbki badane metodą A wykazały w 80°C spadek wytrzymałości na naciski rzędu 223 MPa (32%), podczas gdy w próbkach z metody B spadek wytrzymałości dla 2% odkształcenia połączenia wyniósł 68 MPa (12,7%).

3.2. Obserwacje mikroskopowe zniszczonych próbek

Rysunki 9÷12 przedstawiają obraz laminatu po badaniach wytrzymałości na naciski w temperaturze pokojowej i 80°C. Zdjęcia te przedstawiają różnice w mechanizmach niszczenia laminatu pod wpływem obciążeń skupionych, wprowadzanych przez sworznie lub kołki.



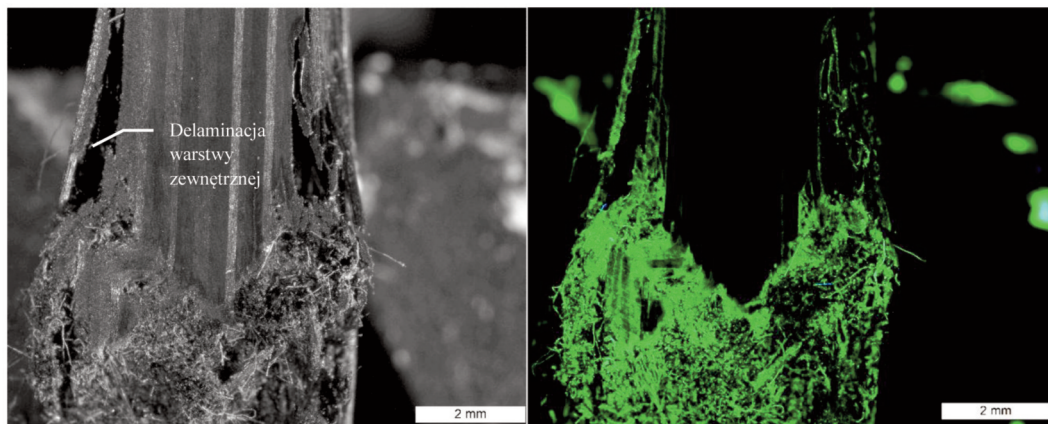
Rys. 9. Obraz pęknięć w próbce typu A, zniszczonej w temperaturze pokojowej, w świetle widzialnym i UV z użyciem penetrantu fluorescencyjnego [opracowanie własne]



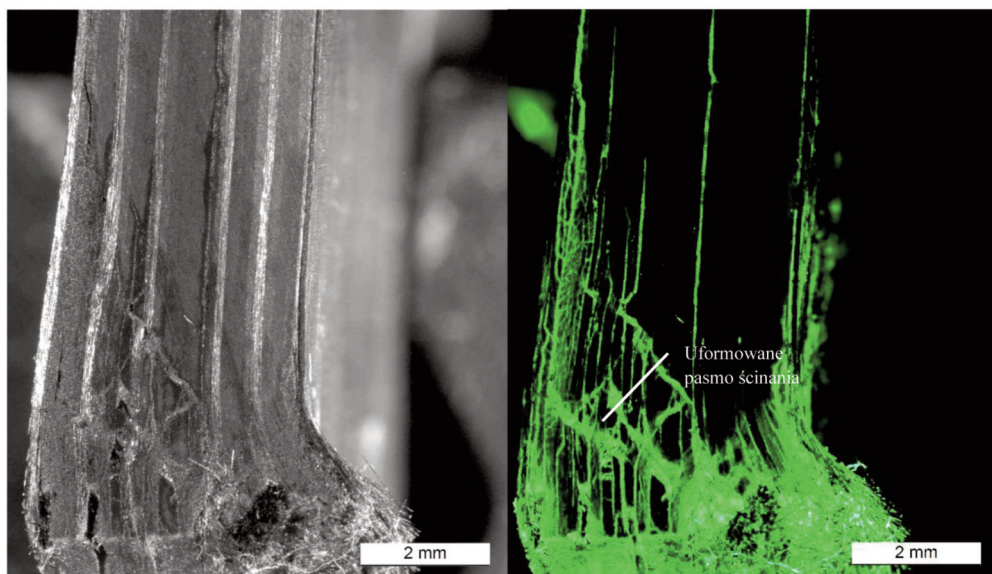
Rys. 10. Zdjęcia próbki zniszczonej w temperaturze pokojowej próbki typu B, w świetle widzialnym i UV z użyciem penetrantu fluorescencyjnego [opracowanie własne]

W zniszczonej próbce typu A, przedstawionej na rysunku 9, obecne są wyraźne pęknięcia, przebiegające na głębokość około 2 mm i pod kątem około 45° względem krawędzi otworu. Pęknięcia te są skutkiem działania naprężenia ścinającego w płaszczyźnie 13, prostopadłej do warstw laminatu. Zastosowanie penetrantu umożliwiło zaobserwowanie drobniejszych pęknięć pomiędzy warstwami laminatu, a niekiedy również w poprzek tych warstw. Pęknięcia międzywarstwowe sięgają znacznie głębiej w materiał, niż główne pęknięcia pochodzące od ścinania poprzecznego, nie mają jednak dużego wkładu w ogólną postać zniszczenia materiału. W dolnej części zdjęcia widoczne jest zygzakowate pęknięcie, będące skutkiem wielokrotnego ścięcia poprzecznego warstwy leżącej na kierunku [0]. Na rysunku 10 można zobaczyć, iż w próbce zniszczonej w badaniu metodą B również obecne jest wyraźne pęknięcie pod kątem 45° do krawędzi otworu, jednak jest ono tutaj jednym z kilku elementów zniszczenia próbki. Z prawej strony zdjęcia widoczne jest pęknięcie pod kątem 90° do płaszczyzny laminatu, przebiegające przez jego pierwsze 4 warstwy. Pęknięcie to jest

spowodowane obecnością naprężenia ściskającego, pochodzącego od nakrętki sworznia. W obszarze bezpośrednio pod nakrętką obecnych jest zaledwie kilka pęknięć, podczas gdy obszar poza nakrętką uległ katastrofalnej delaminacji. Obszar po lewej stronie od centrum próbki to połowa laminatu przylegająca bezpośrednio do drugiej części próbki. Brak docisku poprzecznego od nakrętki próbki, połączony ze skupieniem naprężenia, wynikającym z przemieszczenia sworznia podczas rozciągania, spowodował całkowite zniszczenie struktury laminatu.



Rys. 11. Pęknięcia w próbce typu A, zniszczonej w 80°C, w świetle widzialnym i UV z użyciem penetrantu fluorescencyjnego [opracowanie własne]



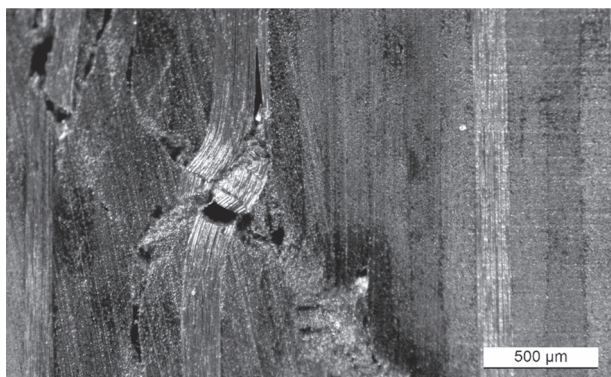
Rys. 12. Pęknięcia w próbce typu B, zniszczonej w 80°C, w świetle widzialnym i UV z użyciem penetrantu fluorescencyjnego [opracowanie własne]

Zniszczenie próbki, badanej metodą A w 80°C po klimatyzowaniu, przedstawione na rysunku 11, różni się wyraźnie w porównaniu do zniszczenia w temperaturze pokojowej, ukazanego na rysunku 9. Tym razem można jedynie w przybliżeniu określić położenie głównych pasm ścinania. Struktura laminatu jest tutaj całkowicie zniszczona, brak jest wyraźnych pęknięć, obecnych w próbce

zniszczonej w temperaturze pokojowej. Są tutaj również głębokie delaminacje zewnętrznych warstw laminatu, nieobecne w próbce z rysunku 9. Obraz zniszczenia próbki badanej metodą B również uległ zmianom w porównaniu do temperatury pokojowej. Po lewej stronie rysunku 12 obecne jest duże pasmo ścinania w poprzek płaszczyzny laminatu, mające początek w miejscu krawędzi nakrętki sworznia. Nieco wyżej jest również zaczątek drugiego pasma ścinania, gdzie pęknięcie przebiega już przez kilka warstw laminatu. Drobne pęknięcia pomiędzy warstwami laminatu również są tutaj obecne i postępują relatywnie daleko w głąb próbki. Analogicznie jak w temperaturze pokojowej, część laminatu przylegająca do sąsiedniej połowy próbki uległa całkowitemu zniszczeniu.

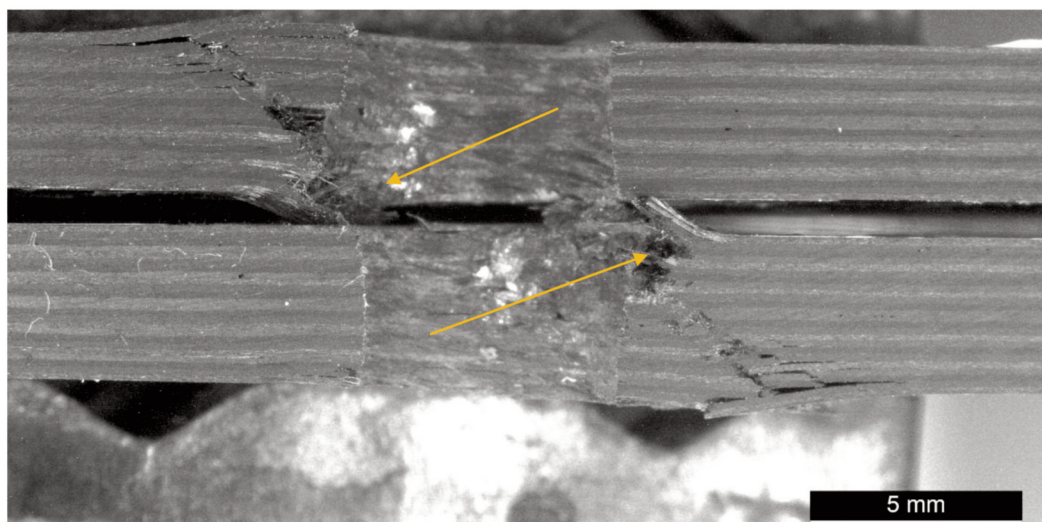
4. ANALIZA WYNIKÓW BADAŃ

Próbki badane metodą A w temperaturze pokojowej wykazały wyraźnie wyższą wytrzymałość i sztywność połączenia, niż próbki badane metodą B. Bierze się to ze względnej nieruchomości połączenia – laminat w połączeniu ze ścinaniem dwustronnym nie ma możliwości zginania na kierunku poprzecznym do jego płaszczyzny. Skutkuje to również obecnością wyraźnego momentu zniszczenia laminatu. Głównym mechanizmem, od którego zaczyna się ten proces w przypadku procedury A jest ściskanie i ścinanie warstw leżących na kierunku [0] (prostopadłym do sworznia). Dzięki wysokiej sztywności, warstwy te w początkowym etapie dobrze wytrzymują naprężenia ściskające, wprowadzane przez sworznie. Po osiągnięciu wartości krytycznej, warstwy te ulegają szybkiemu zniszczeniu przez ścinanie i wybaczanie (rys. 13). Pękanie warstw na kierunku [0] powoduje powstanie dużego naprężenia w sąsiednich warstwach $[\pm 45]$, prowadzące do zapoczątkowania i rozwoju pęknięć na kierunku poprzecznym do ich płaszczyzny i tworzenia pasm ścinania, położonych pod kątem 45° do krawędzi otworu sworzniowego. Gwałtowny rozwój pęknięć wzdłuż tych pasm odpowiada za szybki spadek naprężenia po osiągnięciu maksimum. Pękanie warstw [0] zapoczątkowuje również mikropęknięcia pomiędzy tymi warstwami a warstwami $[\pm 45]$, obecne na rysunku 9. W próbkach nasyconych wilgocią, badanych w podwyższonej temperaturze, mechanizm zniszczenia jest podobny do temperatury pokojowej, różni się jednak prędkością przebiegania i intensywnością zniszczeń. Główne pasma zniszczenia, obecne na rysunku 10 przebiegają tutaj również pod kątem 45° do krawędzi otworu, są tutaj jednak znacznie szersze, a obszary do nich przyległe są doszczętnie zniszczone. Obecność wilgoci powoduje spadek sztywności laminatu, a także osłabienie adhezji między osnową a włóknami. Skutkuje to większym udziałem osłabionej żywicy w przenoszeniu obciążenia, przez co pęknięcie rozwija się dla niższych obciążeń, niż w temperaturze pokojowej. Osłabienie adhezji pomiędzy warstwami objawia się też delaminacją zewnętrznych warstw laminatu, nieobserwowaną w badaniach w temperaturze pokojowej. Tak samo, jak w temperaturze pokojowej, zniszczenie następuje tutaj gwałtownie, jednak spadek obciążenia po osiągnięciu maksimum (średnio 468 MPa) jest znacznie powolniejszy. Spowodowane jest to przez zwiększoną zdolność laminatu do kumulacji odkształcenia, wynikającą ze zmniejszonej jego sztywności.



Rys. 13. Wyboczenie i pęknięcie warstwy leżącej na kierunku [0] [opracowanie własne]

Mechanizm zniszczenia próbek badanych metodą B można podzielić na dwa główne czynniki. W obszarze pod nakrętką lub łbem sworznia, naprężenia ściskające przez nie generowane powstrzymują rozwój pęknięć, co jest przedstawione na rysunku 10, gdzie w tym obszarze obecne jest mniej pęknięć, niż np. w próbce na rysunku 9. Drugim czynnikiem jest zginanie sworznia i całego obszaru połączenia. Rozciąganie próbki powoduje przechylenie sworznia, prowadzące do nierównomiernego obciążenia powierzchni otworu sworzniowego. Główna koncentracja naprężenia ma miejsce po stronie próbki przylegającej do drugiej jej części. Obydwa czynniki działają równocześnie, jednak rosnące zginanie sworznia powoduje zmniejszanie powierzchni jego kontaktu z laminatem i wzrost koncentracji naprężenia po wewnętrznej stronie próbki (rys. 14). Wraz z rozciąganiem próbki, naprężenia ściskające na kierunku równoległym do płaszczyzny laminatu w tym miejscu zaczynają przeważać wpływ naprężenia ściskającego na kierunku poprzecznym, pochodzącego od nakrętki lub podkładki, co prowadzi do kumulacji odkształcenia w tej części próbki, a także uformowania w pobliżu jej środka pasma ścinania. Przy dalszym wzroście obciążenia, koncentracja naprężenia w miejscu styku nakrętki i materiału przekracza wartość wytrzymałości laminatu na ścinanie i prowadzi do powstania pęknięcia prostopadłego do płaszczyzny warstw laminatu, które, rozrastając się, zapoczątkowuje delaminacje w tym miejscu. W próbkach po klimatyzowaniu, badanych w 80°C, mechanizm zniszczenia jest taki sam, jednak na skutek zmniejszenia sztywności osnowy, zniszczenia po stronie wewnętrznej laminatu są większe, a pęknięcia oraz delaminacje rozwijają się również w obszarze pod nakrętką sworznia. Zniszczenie laminatu po stronie przeciwnej do nakrętki jest niemal identyczne, jak w przypadku próbek badanych metodą A w tej temperaturze. Sugeruje to, że ta część próbki zachowywała się tak, jak materiał bez naprężenia poprzecznego, pochodzącego od nakrętki.



Rys. 14. Przekrój przez zniszczoną próbkę połączenia typu single lap. Strzałki wskazują miejsca koncentracji naprężenia, wynikającego ze zginania sworznia [opracowanie własne]

Wpływ naprężenia poprzecznego, pochodzącego od nakrętki i łba sworznia, jest szczególnie widoczny w wynikach wytrzymałości poszczególnych typów próbek. O ile w temperaturze pokojowej, dzięki większej sztywności, połączenia z dwustronnym ścinaniem kołka miały średnią wytrzymałość wyższą o niemal 20%, w temperaturze podwyższonej ta różnica znika. W 80°C, próbki po klimatyzowaniu, bez obecności naprężenia poprzecznego wykazały spadek wytrzymałości o 32% względem temperatury pokojowej, podczas gdy w próbkach badanych metodą B, spadek

wytrzymałości wyniósł jedynie około 13%. Sugeruje to, że naprężenie poprzeczne pochodzące od nakrętki i łba w znacznym stopniu niwelują wpływ klimatyzowania na wytrzymałość próbek.

5. WNIOSKI

Przegląd literatury oraz przeprowadzone badania pozwalają na sformułowanie następujących wniosków:

1. W temperaturze pokojowej, wytrzymałość na naciski quasi-izotropowego kompozytu węglowego zależy przede wszystkim od konfiguracji zbrojenia i sztywności połączenia. Połączenie z dwustronnym ścinaniem kołka wykazało wytrzymałość wyższą o 135 MPa (19,5%), niż połączenie z jednostronnym ścinaniem sworznia, dokręconego z momentem 2,8 Nm. Przyczyną jest brak wtórnych momentów zginających w połączeniu z dwustronnym ścinaniem, gdzie w połączeniu z jednostronnym ścinaniem takie momenty występują i mają wyraźny wpływ na zmianę stanu naprężenia w połączeniu.
2. Klimatyzowanie próbek i badanie w podwyższonej temperaturze powodowało obniżenie wytrzymałości obydwu typów połączeń na naciski. W próbkach badanych metodą A spadek wytrzymałości wyniósł 223 MPa (32%), a w próbkach badanych metodą B – 68 MPa (12,7%). Obniżenie wytrzymałości bierze się ze zmniejszonych właściwości mechanicznych żywicy po klimatyzowaniu i słabszej adhezji włókien do osnowy, prowadzącym do łatwiejszej propagacji pęknięć w materiale.
3. Wprowadzenie naprężenia poprzecznego do połączenia poprzez nakrętkę i łeb sworznia ma pozytywny wpływ na wytrzymałość połączenia, zwłaszcza w podwyższonej temperaturze i obecności wilgoci w materiale. Próbki skręcone z momentem 2,8 Nm, badane w 80°C, wykazały spadek wytrzymałości na naciski mniejszy o 60%, niż próbki badane z użyciem kołka zamiast sworznia.
4. Użycie odpowiedniego momentu skręcającego sworzni pozwala na zredukowanie w znacznym stopniu osłabienia połączenia, spowodowanego klimatyzowaniem. Umieszczenie podkładek o dużym polu powierzchni (wraz ze zwiększeniem momentu skręcającego sworzni) może dodatkowo wzmocnić ten efekt.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Tserpes K.I. et al., 2002, "Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates", *Composites: Part B*, 33, pp. 521–529.
- [2] Thoppul S.D. et al., "Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures – A review", *Composites Science and Technology*, 69, 2009, pp. 301–329.
- [3] Wiśniowski W., 2010, "Effect of changes in some design parameters on the dynamic properties of aircraft", *Journal of KONES*, Vol. 17, pp. 479–483.
- [4] Iwaniuk A., Wiśniowski W. and Żółtak J., 2015, "Multi-disciplinary optimisation approach for a light turboprop aircraft – engine integration and improvement", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 88/2 (2016), pp. 348–355.
- [5] Collings T.A., 1975, "The Strength of Bolted Joints in Multi-Directional CFRP Laminates", *Aeronautical Research Council Current Papers*, No.1380.
- [6] Aktas A., 2005, "Bearing strength of carbon epoxy laminates under static and dynamic loading", *Composite Structures*, 67, pp. 485–489.
- [7] McCarthy M.A. et al., 2002, "Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints", *Composites Science and Technology*, 62, 2002, pp. 1415–1431.

- [8] Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates, ASTM D5961/D5961M-13
- [9] Xiao Y., and Ishikawa T., 2005, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: Experimental investigation), *Composites Science and Technology*, 65, pp. 1022-1031.
- [10] Crosky A. et al., 2006, "Improvement of bearing strength of laminated composites", *Composite Structures*, 76, pp. 260–271.
- [11] Chen H-S., The static and fatigue strength of bolted joints in composites with hygrothermal cycling, *Composite Structures*, 52, 2001, pp. 295 – 306
- [12] Johnson W.S. and Counts W.A., "Temperature and aging effects on ultimate bearing strength and fatigue of polymeric composite joint", niepublikowany
- [13] Gerharz J.J., and Huth H., 1987, "Effect of environment and improvement measures on static and fatigue strength of bolted cfrp-joints, AGARD Conference Proceedings, No. 427.

THE INFLUENCE OF HYGROTHERMAL CONDITIONING ON BEARING STRENGTH OF CARBON-FIBER/EPOXY LAMINATE

Abstract

The bearing strength of quasi-isotropic carbon fiber/epoxy laminate was tested by means of ASTM D5961 standard. Two configurations were tested: procedure A, for double-lap shear joint and procedure B, for single-lap shear joint. The effect of environmental conditioning was measured by testing coupons in 80°C, after conditioning for 16 weeks in 71°C/85% humidity environment. Moisture absorption showed negative effect on laminate bearing strength – 32% drop in strength was observed for procedure A, where in procedure B, strength decreased by 13%. Lower amount of strength loss in case of procedure B was caused by transverse compressive force, induced by fastener torquing with 2,8 Nm torque. Microscopic observations, carried in both visible and UV light with use of fluorescent penetrant, allowed for failure mechanisms assessment and description.

Keywords: composites, bearing strength, conditioning, elevated temperature