



Nazwa kwalifikacji: **Wykonywanie obsługi liniowej i hangarowej statków powietrznych**

Oznaczenie kwalifikacji: **M.31**

Numer zadania: **01**

Wypełnia zdający

Miejsce na naklejkę z numerem
PESEL i z kodem ośrodka

Numer PESEL zdającego*

--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

M.31-01-17.01

Czas trwania egzaminu: **180 minut**

EGZAMIN POTWIERDZAJĄCY KWALIFIKACJE W ZAWODZIE

Rok 2017

CZĘŚĆ PRAKTYCZNA

Instrukcja dla zdającego

1. Na pierwszej stronie arkusza egzaminacyjnego wpisz w oznaczonym miejscu swój numer PESEL i naklej naklejkę z numerem PESEL i z kodem ośrodka.
2. Na **KARCIE OCENY** w oznaczonym miejscu przyklej naklejkę z numerem PESEL oraz wpisz:
 - swój numer PESEL*,
 - oznaczenie kwalifikacji,
 - numer zadania,
 - numer stanowiska.
3. Sprawdź, czy arkusz egzaminacyjny zawiera 18 stron i nie zawiera błędów. Ewentualny brak stron lub inne usterki zgłoś przez podniesienie ręki przewodniczącemu zespołu nadzorującego.
4. Zapoznaj się z treścią zadania oraz stanowiskiem egzaminacyjnym. Masz na to 10 minut. Czas ten nie jest wliczany do czasu trwania egzaminu.
5. Czas rozpoczęcia i zakończenia pracy zapisze w widocznym miejscu przewodniczący zespołu nadzorującego.
6. Wykonaj samodzielnie zadanie egzaminacyjne. Przestrzegaj zasad bezpieczeństwa i organizacji pracy.
7. Po zakończeniu wykonania zadania pozostaw arkusz egzaminacyjny z rezultatami oraz **KARTĘ OCENY** na swoim stanowisku lub w miejscu wskazanym przez przewodniczącego zespołu nadzorującego.
8. Po uzyskaniu zgody zespołu nadzorującego możesz opuścić salę/miejsce przeprowadzania egzaminu.

Powodzenia!

* w przypadku braku numeru PESEL – seria i numer paszportu lub innego dokumentu potwierdzającego tożsamość

Zadanie egzaminacyjne

Samolot Liberty XL-2 SP-AFA uderzył z niewielką siłą o koniec skrzydła innego samolotu. Uszkodzona została tylko jedna strona (zewnętrzna) kompozytu i pianka rdzenia. Miejsce uszkodzenia pokazano na rysunku 1. Kształt uszkodzenia i wymiary uszkodzenia zostały przedstawione na rysunku 2. Samolot został przygotowany do wykonania naprawy, z samolotu zostały usunięte popychacze tylne i układ sterowania sterem kierunku tak, aby dostęp do uszkodzenia był ułatwiony.

Na podstawie *Instrukcji wykonania napraw struktury kompozytowej* i *Zlecenia wykonania obsługi* oceń uszkodzenie i określ możliwość wykonania naprawy oraz zaplanuj naprawę uszkodzonego elementu samolotu. W tym celu:

- wypełnij *Kartę oceny uszkodzenia*,
- wypełnij *Kartę zadaniową* dotyczącą naprawy uszkodzenia i kontroli cyklu utwardzania,
- sporządź wykaz narzędzi podlegających obsłudze metrologicznej niezbędnych do wykonania naprawy,
- sporządź wykaz sprzętu niezbędnego do wykonania naprawy,
- sporządź wykaz materiałów zużywalnych niezbędnych do wykonania naprawy,
- wypełnij *Poświadczenie obsługi CRS* (w zakresie wynikającym z treści zadania).

Organizacja obsługowa ZSM PL.MF.0001 wydała dla mechanika Jana Kota upoważnienie nr 1/ZSM/MF do wykonania i poświadczenia naprawy.

W miejscu podpisu umieść podpis Jana Kota, jako datę podaj datę egzaminu.

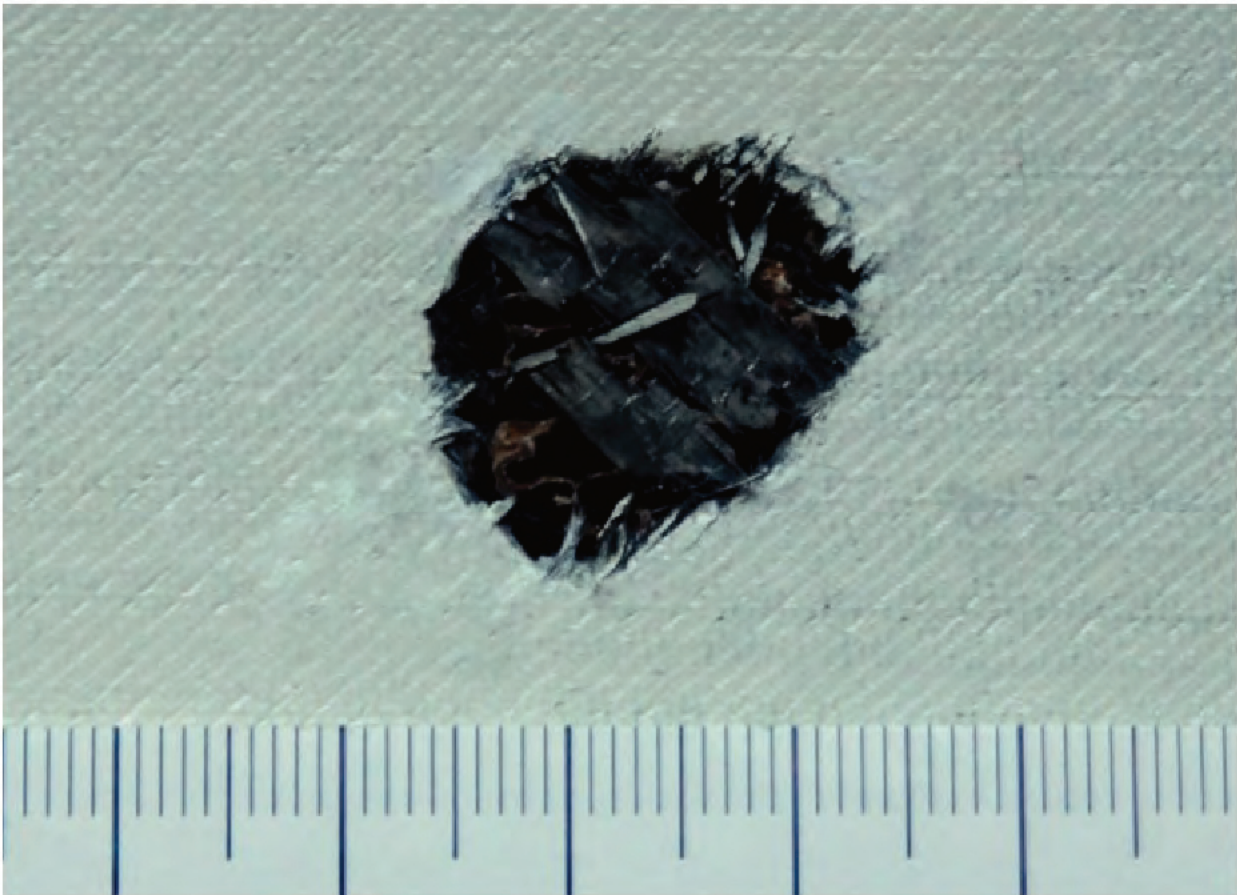


Rysunek 1. Miejsce uszkodzenia samolotu Liberty XL-2

Czas przeznaczony na wykonanie zadania wynosi 180 minut.

Ocenie podlegać będzie 6 rezultatów:

- *Karta oceny uszkodzenia,*
- *Karta zadaniowa – część dotycząca danych technicznych i czynności wymaganych do wykonania naprawy,*
- *Karta zadaniowa – część dotycząca cyklu utwardzania i wykazu narzędzi podlegających obsłudze metrologicznej,*
- *wykaz sprzętu niezbędnego do naprawy,*
- *wykaz materiałów zużywalnych,*
- *Poświadczenie obsługi CRS.*



Rysunek 2. Uszkodzenie kompozytu (1 działka przymiaru liniowego na rysunku = 1 mm w rzeczywistości)

SAMOLOT XL-2

Instrukcja wykonania napraw struktury kompozytowej nr XL-2/1 z dnia 20.05.2001 zmiana 0

Sekcja 51-00 Ogólne

Struktura samolotu Liberty XL-2 jest wykonana wg następujących technologii:

- skrzydła i powierzchnie sterowe – z duraluminium;
- kratownica w środkowej części kadłuba, która przejmuje i przenosi obciążenia od skrzydeł, kadłuba, podwozia i łoża silnika – spawana z rur stalowych;
- podwozie – z elementów stalowych i duraluminium;
- kadłub, owiewki i maska silnika – z kompozytu (włókna węglowe + żywica epoksydowa).

Elementy kompozytowe samolotu Libery XL-2 zostały wykonane z prepregów – połączenie tkanin węglowych, szklanych lub mieszanych (np. aramid-wegiel) spojonych najwyższej jakości żywicami epoksydowymi oraz strukturalnej pianki.

Definicje poszczególnych elementów składowych wykonanych z kompozytu:

- struktura podstawowa: struktura przenosząca obciążenie w locie i na ziemi, której zniszczenie spowoduje zmniejszenie integralności struktury samolotu lub może spowodować zranienia lub śmierć pasażerów lub załogi. W tabeli 51-1 przedstawiono listę elementów składowych, które są strukturą podstawową.

Tabela 51-1 Struktury podstawowe (przykłady)

Numer Części	Opis
135A-10-105	Zespół kadłuba
135A-10-425	Wręga w środku kadłuba
135A-10-427	Dźwigar skrzydła
135A-10-431	Statecznik kierunku, żebro
135A-10-437	Podłoga w komorze bagażowej
135A-10-439	Wlot powietrza do kabiny – lewy
135A-10-444	Wzmocnienie kabłąka – przód
135A-10-481	Oparcie fotela
135A-11-424	Elementy usztywniające oparcie fotela
135A-50-413	Wzmocnienie przedniej wręgi

- drugorzędne elementy strukturalne: nie przenoszą podstawowych obciążeń i ich uszkodzenie nie obniża integralności struktury płatowca. Te elementy składowe nie stanowią integralnej części kadłuba, np.: panele dostępu. W tabeli 51-2 przedstawiono listę elementów składowych, które są strukturami drugorzędnymi.

Tabela 51-2 Drugorzędne elementy strukturalne (przykłady)

Numer Części	Opis
135A-10-123	Zespół ramy drzwi – lewy
135A-10-407	Owiewka spodu kadłuba
135A-10-488	Prawa wewnętrzna rama drzwi
135A-11-402	Wzmocnienie pod stopę – prawe
135A-11-407	Zewnętrzna powłoka drzwi – lewa
135A-50-403	Dolna maska silnika
135A-80-413	Konsola przyrządów nieobciążona

- trzeciorzędne elementy strukturalne: nie są częściami podstawowymi i drugorzędnymi przenoszenia obciążeń, i ich uszkodzenie nie obniża integralności struktury płatowca. Te elementy składowe nie stanowią integralnej części kadłuba. W tabeli 51-3 przedstawiono listę elementów składowych, które są strukturami trzeciorzędowymi.

Tabela 51-3 Trzeciorzędne elementy strukturalne

Numer Części	Opis
135A-10-419	Zakończenie komory bagażowej
135A-10-418	Zakończenie rogu statecznika kierunku
135A-10-447	Drzwiczki kontrolne
135A-20-415	Owiewka nasady skrzydła
135A-30-401	Końcówka usterzenia
135A-40-021	Zespół owiewki podwozia
135A-50-406	Drzwiczki kontrolne do układu olejowego
135A-50-423	Kołpak śmigła

Sekcja 51-01 Wykonawca napraw struktur

Naprawy elementów składowych z kompozytu mogą być wykonane przez każdą odpowiednio zatwierdzoną organizację obsługową.

Przykłady procesów napraw są opisane w dalszej sekcji w tym rozdziale.

Sekcja 51-02 Naprawa struktur kompozytowych

Kadłub Liberty XL-2 jest złożony ze struktur z materiałów kompozytowych. Kadłub za maską silnika jest wykonany z tkaniny z włókien węglowych (warstwy przyklejane do materiałów rdzenia w celu uzyskania struktury przekładkowej).

Sekcja 51-03 Klasyfikacja uszkodzeń kompozytów

Uszkodzenie kadłuba może nastąpić z powodu wypadku, zaniedbania lub korozji. Może obejmować rysy, nacięcia (wgniecenia), rozerwania, otwory lub pęknięcia. Takie uszkodzenia muszą być sklasyfikowane w celu zapewnienia odpowiedniej procedury naprawy.

Uszkodzenia kadłuba mogą być sklasyfikowane (w czterech odrębnych typach uszkodzeń) w oparciu o następujące kryteria:

- rodzaj struktury (struktura podstawowa lub drugorzędna);
- położenie na kadłubie;
- rozmiary uszkodzenia (długość, średnica);
- liczba uszkodzeń (na jednostkę długości/powierzchni).

Dla kadłuba Liberty XL-2 zostały określone rozmiary uszkodzeń krytycznych. Zostały także określone akceptowalne ograniczenia wielkości „uszkodzeń na jednostkę długości lub powierzchni”. To pozwala na ich przypisanie do jednego z czterech typów, z których każdy typ ma dwie klasy (I i II). W związku z tym, uszkodzenia powinny być zarejestrowane w dokumentacji obsługi technicznej jako np.: Typ 1, Klasa II, itp.

Klasyfikacja kompozytów jest zdefiniowana w Tabeli 51-4 i służy jedynie dla określenia dopuszczalnych uszkodzeń kompozytu.

Tabela 51-4 Klasyfikacja uszkodzeń kompozytu

Klasyfikacja kompozytu klasa	Maksymalny skumulowany rozmiar uszkodzenia	Wartość progowa skumulowanego uszkodzenia* (DAT)
I	1,00" 25,4 mm	1,0 ft ² 929,03 cm ²
II	powyżej 1,00" do 2,00" od 25,4 mm do 58,8 mm	1,0 ft ² 929,03 cm ²

* (DAT) – Defect Accumulation Threshold

Uszkodzenia kompozytu obejmują:

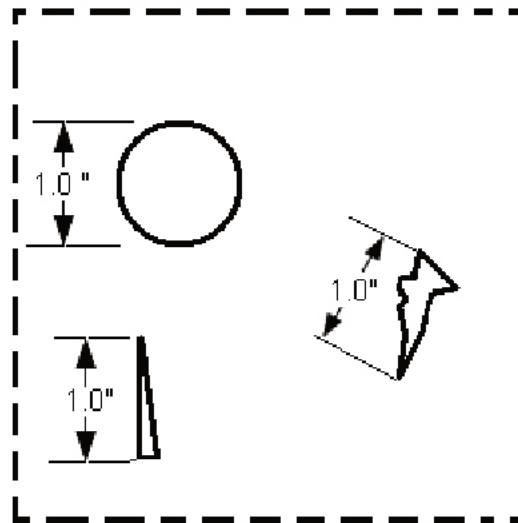
- uszkodzenia powstałe w wyniku uderzeń, takie jak oczywiste pęknięcie lub penetracja podłoża (*pianka rdzenia*) lub włókien,
- wtrącenia (obce materiały w kompozycie),
- porowatość – częste małe pustki 0,050 cala (1,27 mm) w kompozycie.

Płytke rysy (mniejsze niż 0,005 cala) oraz średnia porowatość (mniejsze niż 0,050 cala kwadratowego wewnątrz obszaru 1 cala kwadratowego) nie są zaliczane do uszkodzeń struktury. Gdy są wątpliwości odnośnie zaklasyfikowania potencjalnego uszkodzenia – należy traktować je jako uszkodzenie.

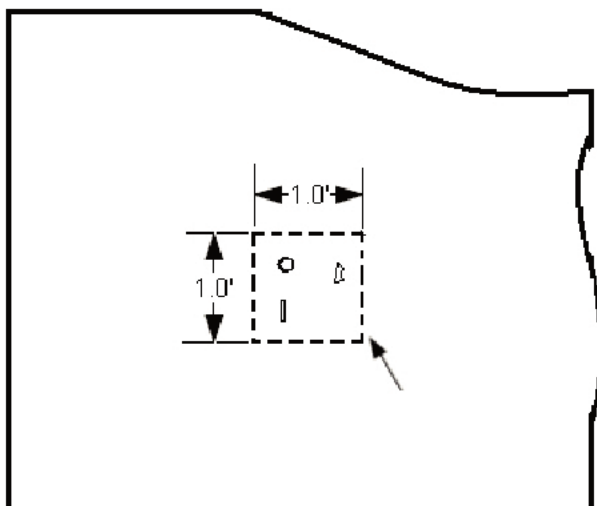
Największy wymiar liniowy uszkodzenia określa rodzaj tego uszkodzenia. Na przykład, uszkodzenie okrągłe jest określone przez jego średnicę, uszkodzenie w postaci pęknięcia jest definiowane przez jego długość, a inne uszkodzenia są wymiarowane przez największy wymiar (Rysunek 51-1).

Wszystkie uszkodzenia nieprzekraczające maksymalnego skumulowanego rozmiaru uszkodzenia lub wartości progowej skumulowanego uszkodzenia (DAT) – są skumulowane. Na przykład, jeżeli DAT pozwala na uszkodzenie o wielkości 1,0 cal na powierzchni 1,0 stopy², to wówczas należy zsumować rozmiary

wszystkich uszkodzeń wewnątrz powierzchni jednej stopy kwadratowej (Rysunek 51-2). Jeżeli wielkość uszkodzenia przekracza 1,0 cal (25,4 mm) to wówczas nie należy wykonywać naprawy i przedstawić uszkodzoną część do decyzji producenta.



Rysunek 51-1 Przykłady definicji wymiarów uszkodzeń w kompozycie



Zsumować wszystkie uszkodzenia wewnątrz obszaru

Rysunek 51-2. Przykład zastosowania DAT (Defect Accumulation Threshold) do badania kompozytu

Przykłady definicji rozmiarów uszkodzenia kompozytu pokazują sposób wykorzystania DAT do wyznaczenia skumulowanych uszkodzeń. Po identyfikacji wszystkich uszkodzeń należy przesunąć „okno DAT” naokoło w celu wyznaczenia, które uszkodzenia muszą być traktowane jako skumulowane.

Sekcja 51-04 Uszkodzenie – Typ 1

Definicja: uszkodzenie Typu 1 jest krytycznym uszkodzeniem, które występuje na jednej stronie kompozytu, powstałym w podstawowej i drugorzędnej strukturze w obszarach występowania wysokich poziomów naprężeń i przyległych elementach struktury. Uszkodzenie jest klasyfikowane jako Typ 1, gdy jego rozmiar, położenie oraz liczba uszkodzeń na jednostkę długości lub powierzchni naraża na niebezpieczeństwo integralność samolotu.

Sekcja 51-05 Uszkodzenie – Typ 2

Definicja: uszkodzenie Typu 2 jest uszkodzeniem w podstawowej lub drugorzędnej strukturze, powstałym wskutek całkowitej penetracji materiałów struktury przekładkowej lub laminatu. Uszkodzenie jest sklasyfikowane jako Typ 2, jeżeli ma potencjalny wpływ na integralność w locie struktury samolotu.

Zastosować te same procedury jak w Uszkodzenie – Typ 1.

Sekcja 51-05 Uszkodzenie – Typ 3

Definicja: uszkodzenie Typu 3 jest uszkodzeniem ograniczonym tylko do zewnętrznego pokrycia (brak uszkodzenia wewnętrznych powierzchni warstw lub materiału rdzenia). Uszkodzenia są klasyfikowane jako Typ 3, gdy rozmiar, lokalizacja i liczba uszkodzeń na jednostkę długości/powierzchni nie powoduje zagrożenia integralności struktury samolotu.

To uszkodzenie może być następujące:

- rozwarstwienie pomiędzy dwiema warstwami;
- uszkodzenie włókien w górnej warstwie,
- nie jest uszkodzona pianka rdzenia dla uszkodzenia Typu 3 powstałego w strukturze kompozytowej XL-2.

Sekcja 51-07 Uszkodzenie – Typ 4

Definicja: uszkodzenie Typu 4 jest uszkodzeniem powstałym w częściach o minimalnym znaczeniu dla struktury. Naprawa na zewnętrznej powierzchni kadłuba może być wygładzona przez użycie wkładki wypełniającej podczas końcowego malowania.

Uszkodzenie Typu 4 obejmuje małą erozję powierzchni samolotu, zarysowania, wyżłobienia, wgniecenia (bez uszkodzenia warstwy i rdzenia konstrukcji przekładkowej) itp., które nie penetrują kompozytowego pokrycia zewnętrznego. Są to uszkodzenia w wymiennych pokrywach dostępu, itp.

Naprawa z utwardzaniem uszkodzenia na jednej stronie struktury przekładkowej

Sekcja 52-01

Ta procedura obejmuje naprawę zgniecionej pianki rdzenia dla pojedynczego pokrycia struktury przekładkowej (rysunek 52-1).



Rysunek 52-1 Początkowy widok na uszkodzenie

Kontrola

Sekcja 52-02

Po usunięciu panelu dostępu należy sprawdzić strukturę na okoliczność występowania ukrytych uszkodzeń, to znaczy, uszkodzeń warstw wewnętrznych niewidocznych podczas kontroli wewnętrznej i zewnętrznej lub tych, które mogły zostać niewykryte podczas przeglądu uszkodzonego miejsca. Do kontroli struktury należy stosować metodę wzrokową i metodę ostukiwania. Należy użyć typowego testera metody ostukiwania używanego do kontroli uszkodzeń na kadłubie. Metodą tą należy również sprawdzić strukturę pod względem rozklejenia i rozwarstwienia rdzenia od warstwy zewnętrznej. W przypadku gdy okaże się, że struktura może być osłabiona, nacisk palca na sąsiednich obszarach może spowodować wygięcie pękniętego miejsca. Podczas kontroli wzrokowej zaleca się stosowania latarek LED o wysokim natężeniu światła białego. Dzięki temu zwiększony kontrast pomiędzy sąsiednimi obszarami, czyni je bardziej widocznymi dla obserwatora. Spoiwo w miejscach klejenia ma kolor brązowo-żółty/khaki. Struktura węglowa jest w kolorze czarnym. Wypełniacz jest w kolorze niebieskim. Materiał rdzenia ma kolor jasnobrązowy/biały i posiada porowatą strukturę.

Sekcja 52-03

Usunąć farbę i wypełniacz z zewnętrznej powierzchni przy pomocy papieru ściernego o ziarnistości P120-220. Jeśli pod powierzchnią węgla zostanie zaobserwowany kolor matowy czarny, biały lub khaki oznacza to, że szlifowanie było zbyt głębokie i mogło uszkodzić materiał rdzenia. Jeśli przeszlifowanie miało miejsce, należy przy pomocy tej samej metody usunąć farbę z miejsc sąsiadujących z uszkodzoną powierzchnią, uważając aby tym razem nie powtórzyć błędu i powtórnie sprawdzić kolor uszkodzonego miejsca.

Sekcja 52-04

Po wykonaniu kontroli oczyścić wszystkie powierzchnie przy pomocy niestrzępiącej się szmatki, zwilżonej w acetonie. Nie dopuścić do wyschnięcia acetonu na powierzchniach. Następnie oczyścić powierzchnie, używając zwilżonej czystej i niestrzępiącej się szmatki zwilżonej w alkoholu etylowym.

Wykonać test wodny w następujący sposób:

Spryskać klejone powierzchnie cienką warstwą wody dejonizowanej lub destylowanej. Wizualnie sprawdzić zwilżone powierzchnie aby upewnić się, czy nie tworzą się krople wody, i że woda tworzy jednolitą cienką warstwę na powierzchni. Powstawanie kropeł wody wskazuje na obecność tłuszczu lub zanieczyszczeń.

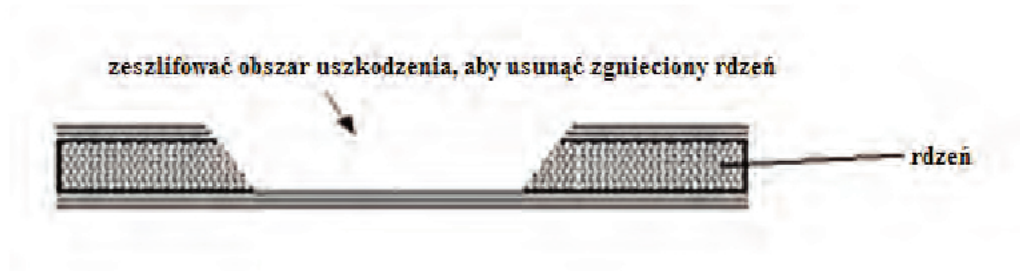
Jeśli na powierzchni pojawiają się krople wody powierzchnia musi zostać przygotowana raz jeszcze przy użyciu papieru ściernego o ziarnistości P120-200 i przetarta acetonem i alkoholem. Następnie należy ponownie przeprowadzić test wodny i wytrzeć do sucha, aby nie występowały widoczne ślady obecności wody. Czynność należy powtarzać aż obecność kropeł wody zostanie wyeliminowana.

Naprawa

Sekcja 53-01

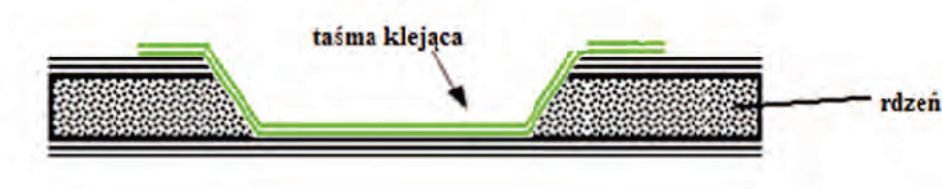
1. Wielkość naprawy powinna obejmować minimum 1 cal dookoła miejsca uszkodzenia. Warstwy powinny być rozłożone tak, aby każda warstwa rozciągała się na 1 cal poza poprzednie warstwy z tym, że najbardziej wewnętrzna warstwa łaty będzie najmniejsza. Łata powinna mieć eliptyczny obrys z osią główną pokrywającą się z osią pęknięcia.

2. Całkowicie usunąć zgniecioną piankę z obszaru uszkodzonego, nie uszkadzając przy tym warstw przylegających. Ostrożnie zeszlifować przy pomocy papieru ściernego o ziarnistości P240 około 5 mm grubości rdzenia. Powierzchnię boczną uszkodzonego obszaru zeszlifować powiększając obszar o około 1 cal (Rysunek 53-1).



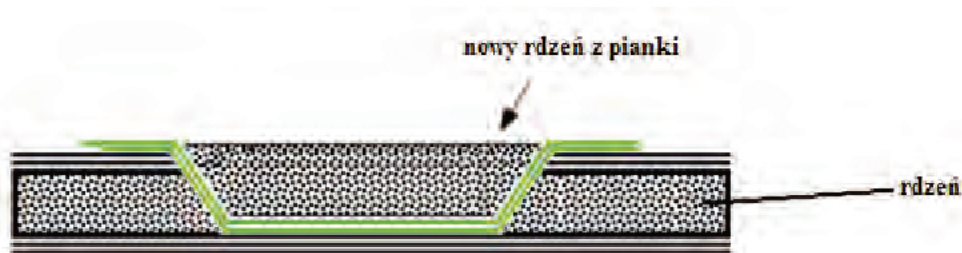
Rysunek 53-1 Sekcja kompozytu po oszlifowaniu

3. Przygotować powierzchnię większą o 1 cal od usuniętego rdzenia. Oczyszczyć za pomocą alkoholu etylowego. Po wyschnięciu powierzchni zastosować dwie warstwy taśmy klejącej (Film Adhesive) tak, aby rozszerzyć o 1 cal odkrytą strefę pianki (Rysunek 53-2).



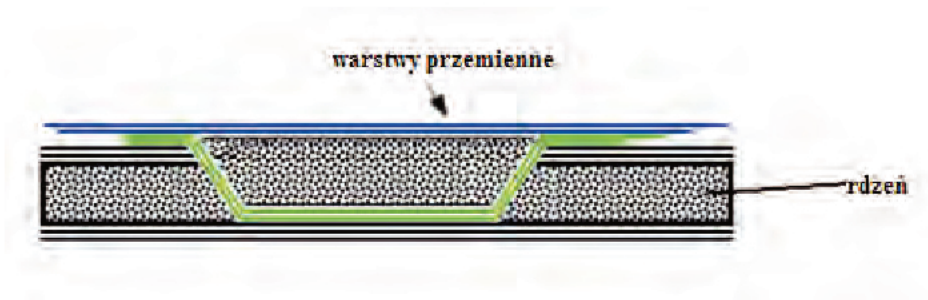
Rysunek 53-2 Zastosowanie taśmy klejącej

4. Przyciąć łąkę z pianki Airex o grubości 3 mm lub 5 mm tak, żeby pasowała ona do przygotowanej oczyszczonej strefy i przykleić ją w strefie naprawy w sposób pokazany na Rysunku 53-3.



Rysunek 53-3 Wklejenie nowej części rdzenia z pianki

5. Nałożyć przynajmniej dwie warstwy tkaniny z włókien węglowych o splocie płóciennym pod kątem $\pm 45^\circ$ (warstwy ułożone przemiennie) tak, żeby przykryły one taśmy klejące. (Rysunek 53-4). Tkaninę należy nasączyć za pomocą pędzla żywicą epoksydową zmieszaną z utwardzaczem.



Rysunek 53-4 Nałożenie nowych warstw przemianych tkaniny o splocie płóciennym

6. Wykonać dociskanie próżniowe (Vacuum bag): na miejsce naprawy założyć worek próżniowy, ustawić podciśnienie w miejscu naprawy.
7. Kontrolować czas utwardzania i temperaturę utwardzania stosując się do danych w tabeli 53-1.

Tabela 53-1. Standardowy cykl utwardzania próżniowego. Parametry podciśnienia w worku próżniowym, temperatury i czasu utwardzania

Szybkość wzrostu temperatury [°F/min]	Temperatura utwardzania [°F]	Minimalne podciśnienie podczas naprawy [mm Hg]	Czas utwardzania [min]	Spadek temperatury [°F/min]
3	270	22	135	2,5

8. Wykonać standardowy cykl utwardzania. Użyć dmuchawy gorącego powietrza. Tempo wzrostu temperatury, czas utwardzania i spadek temperatury zapisać w *Karcie zadaniowej*.
9. Zagruntować szpachlówką do laminatów, wyrównać papierem ściernym wodnym P 1000 i pomalować zewnętrzną część obszaru naprawy białym lakierem akrylowym.
10. Po zakończeniu naprawy wykonać kontrolę zgodnie z pkt. Sekcja 52-02.

ZSM Organizacja Zarządzania Ciągłą Zdatością Do Lotu Certyfikat PL.MG.00001				
ZLECENIE WYKONANIA OBSŁUGI nr XL2/1/cze/2016 WORK ORDER				
Do:				
Organizacji obsługowej Part PL.MF.0001 ZSM				
Typ sprzętu lotniczego: Liberty XL-2		Znaki rejestracyjne: SP-AFA		Data: 10 sierpnia 2016
Zleca się wykonanie prac obsługowych na statku powietrznym Program Obsługi Technicznej POT-XL2/ZSM/2016 wyd.1/zm.1 Naprawa uszkodzonego poszycia kadłuba wymaganych: - Instrukcją wykonania napraw struktury kompozytowej nr XL-2/1 z dnia 20.05.2001 zmiana 0 w terminie i zakresie jak poniżej:				
Prace obsługowe wykonać do:				
Data: N/A			lub ilości lądowań nie większej niż: N/A	
L p.	Nazwa zespołu, podzespołu	Nr fabryczny	Przy nalocie [h]	Zakres obsługi
1.	Płatowiec	0123	415	Naprawa mechanicznego uszkodzenia kadłuba
2.	Silnik IOF-240-B	1234	610	
3.	Śmigło MT175R127-2Ca	567	301	
Dodatkowe prace obsługowe do wykonania				
5.	N/A			
Uwagi: Należy rozpoznać nazwę uszkodzonej części samolotu, rodzaj uszkodzonej struktury, rozmiar i liczbę uszkodzeń, typ uszkodzenia i klasę uszkodzenia. Jeżeli ocena uszkodzenia pozwoli na wykonanie naprawy, należy usunąć uszkodzenie stosując załączone dane obsługowe.				
CAMO PL.MG.00001				

KARTA OCENY USZKODZENIA

Uszkodzona część samolotu		Rodzaj uszkodzonej struktury	
Rozmiar uszkodzenia			
Długość [mm]	Wymiar prostopadły do długości [mm]	Długość [cal]	Wymiar prostopadły do długości [cal]
1 mm = 0,039 cala			
Wniosek: Maksymalny skumulowany rozmiar uszkodzenia <i>nie przekracza / przekracza*</i> dopuszczalny wymiar			
Typ uszkodzenia		Klasa uszkodzenia	
Ocena możliwości wykonania naprawy: Uzasadnienie:			

*niewłaściwe skreślić

Lp.	Rozdział instrukcji ¹	Czynność ²	Data, podpis wykonującego czynność ³
WYKONANIE NAPRAWY			

1. Zatwierdzający państwowy Nadzór Lotniczy / Państwo <i>Approving National Aviation Authority / Country</i> Urząd Lotnictwa Cywilnego <i>Civil Aviation Office / Poland</i>		CRS POŚWIADCZENIE OBSŁUGI <i>CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE</i>				3. Numer Poświadczenia <i>Form Tracking Number</i> XL2/1/2016	
4. Nazwa Zatwierdzonej Organizacji <i>Approved Organization Name</i>				5. Numer Zamówienia <i>Work Order</i>			
6. Typ <i>Type</i>	7. Znaki rejestracyjne <i>Registration</i>	8. Numer fabryczny <i>A/C Serial Number</i>	9. Numery silników <i>Engines Serial Number</i>		10. APU Serial Number N/A	11. Użytkownik <i>Operator</i> ZSM	
			S/N 1	S/N 2			
12. Wykonane czynności <i>Works performed</i>							
13. Uwagi <i>Remarks</i> Naprawa została wykonana zgodnie z:							
14. Zatwierdzony Program Obsługi <i>Approved Maintenance Program</i>		15. Czas obsługi <i>Date of Performance</i> Rozpoczęcie / <i>Start</i>	16. Nalot <i>Run</i> <i>[h]</i>			17. Cykle <i>A/C Cycle</i>	
			Platowiec <i>Airframe</i>	Silnik <i>Engine</i>	Śmigło <i>Prop</i>		
		Zakończenie / <i>Done</i>					
18. Poświadczenie wg EASA Part M <i>EASA Part M Release to Service</i>							
Poświadcza się, że z wyjątkiem jak podano inaczej, wymienione prace zostały wykonane zgodnie z PART-M i w odniesieniu do tych prac statek powietrzny jest uznany jako zdolny do użytkowania							
Certifies that the work specified except as otherwise specified was carried out in accordance with Part-M and in respect to that work the aircraft is considered ready for release to service							
19. Autoryzowany podpis <i>Authorised Signature</i>	20. Nr Zatwierdzenia / Certyfikatu <i>Approval / Authorisation No.</i>	21. Imię i Nazwisko / <i>Name</i>		22. Data <i>Date</i> <i>dd mmm rrrr</i> <i>dd mmm yyyy</i>	23. Lokalizacja <i>Location</i> warsztat ZSM workshop ZSM		
		Nr upoważnienia / <i>ID</i> <i>No</i>					