Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym
Modern material technologies in aerospace industry

INNOWACYJNA GOSPODARKA
NARODOWA STRATEGIA SPÓJNOŚCI

UNIA EUROPEJSKA
EUROPEJSKI FUNDUSZ
ROZWOJU REGIONALNEGO

KONFERENCJA
RADY PARTNERÓW CZT AERONET
KONFERENCJA ROCZNA PKAERO
9 - 10 Grudnia 2013

ZB 9

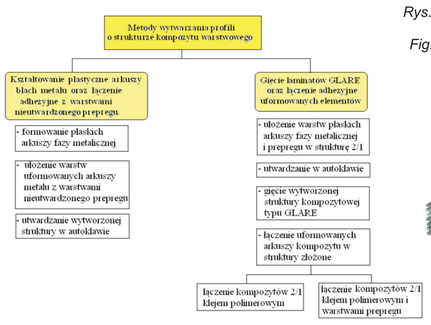
Metaliczne materiały kompozytowe w aplikacjach lotniczych (w tym materiały typu Glare)
Composite metallic materials in aviation applications (including Glare-type materials)

Politechnika Lubelska, Politechnika Rzeszowska, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Politechnika Śląska, Instytut Lotnictwa w Warszawie
Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk

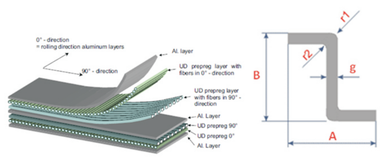
Wyniki badań
Results

Analiza i wybór metod wytwarzania profili wzmacniających o strukturze kompozytów typu GLARE ze stopów 7075, 6061 oraz 2014 w drodze kształtowania plastycznego.Projektowanie oprzyrządowania do formowania wybranych profili z uwzględnieniem właściwości plastycznych materiałów wyjściowych.

Analysis andselectionmethodsfor producingreinforcement profilesstructuredcompositesGLARE of alloy7075, 6061and2014by means ofplastic forming. Moldingtooling designselectedprofiles with theplastic propertiesof the starting materials



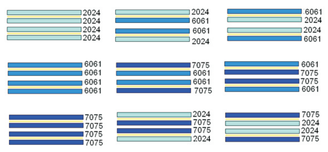
Rys.1 Diagram przedstawiający wybrane metody wytwarzania podłużnic (profile) o strukturze kompozytów GLARE.
Fig.1Diagram representing of methods of producing GLARE stringers (profiles).



Rys. 2. Schemat struktury i geometrii profilu wzmacniającego typu zet
Fig. 2. Scheme of structure and geometry of stringer z type

METODA I

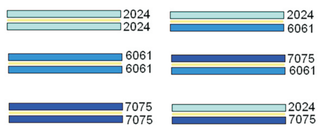
- Projekt i przygotowanie form (matryca i stempel) do formowania profili z arkuszy ze stopu 2024, 6061 i 7075,
- Formowanie blach,
- Przygotowanie uformowanych arkuszy do procesu utwardzania z warstwami prepregu – anodowanie
- Układanie warstw metalu i prepregu o określonej sekwencji i formowanie w autoklawie (rys.3)



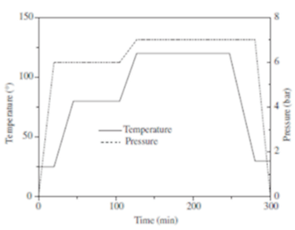
Rys.3. Sekwencje ułożenia poszczególnych arkuszy ze stopów aluminium, które stanowią materiał wyjściowy do produkcji kompozytów GLARE
Fig.3. Sequence alignment of individual sheets of aluminum alloys, which are the starting material for the production of composites GLARE

METODA II

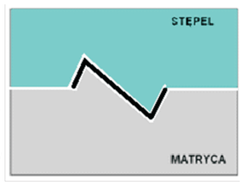
- Utwardzanie w autoklawie kompozytów GLARE z blach aluminium o grubości 0,4 mm w kompozyty o ułożeniu 2/1 i sekwencji (rys.4 i rys.5)
- Przygotowanie form do kształtowania płaskich arkuszy GLARE(rys.6)
- Uformowanie kompozytów
- Łączenie uformowanych kompozytów w struktury zbudowane z jednego gatunku stopu aluminium oraz z dwóch różnych stopów aluminium w zmiennych kombinacjach (rys.7)



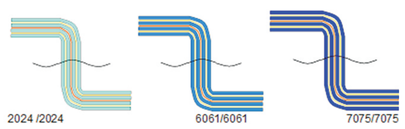
Rys.4. Schemat ułożenia warstw ze stopów aluminium 2024, 6061 oraz 7075 do tworzenia kompozytu typu GLARE
Fig.4. Schematic arrangement of layers of aluminum alloys 2024, 6061 and 7075 to create a composite type GLARE

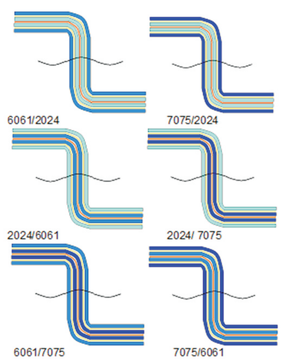


Rys.6. Schemat projektu oprzyrządowania(stempla i matrycy) do formowania arkuszy z kompozytów typu GLARE o sekwencji ułożenia warstw 2/1
Fig. 6. Tooling design scheme (punch and die) for forming sheets of composites GLARE sequence alignment layers 2/1



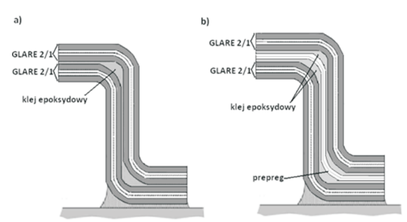
Rys.5. Wykres przedstawiający typowe zakresy temperatury i ciśnienia w procesie utwardzania w autoklawie [9]
Fig.5. Graph showing the typical ranges of temperature and pressure in the curing process in an autoclave [9]





Rys.7. Schemat ułożenia uformowanych arkuszy GLARE i łączenia warstwą adhezyjną w celu otrzymania struktury profilu wzmacniającego
Fig.7. Schematic arrangement of GLARE formed sheets and joining the adhesive layer to obtain a profile of the stringer structure

Sposób łączenia uformowanych arkuszy GLARE o strukturze 2/1 przedstawiono na rys. 8.



Rys.8. Schemat dwóch metod łączenia uformowanych arkuszy GLARE
Fig.8. Schematic of two methods to connect the formed sheets GLARE

Kolejnym planowanym etapem badań jest:

- Analiza struktury i porównanie właściwości profili otrzymanych dwoma metodami
- Wybór profilu o określonych parametrach
- Badania wytrzymałościowe

Tablica 1. Właściwości stopów 2024, 6061, 7075
Table 1. The properties of 2024, 6061, 7075

Stop	Własności mechaniczne				Własności fizyczne	
	R_m [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A_2 [%]	E [GPa]	ρ [g/cm³]	$T_{topn.}$ [°C]
2024	456 - 459	304 - 308	16,5 - 17,6	72,8 – 73,3	2,79	500 - 640
6061	334 - 342	283 - 293	11 -13	69 -70	2,70	575 - 652
7075	515 - 520	445 - 450	10,5 - 12,5	71 - 72	2,81	505 - 635

Tabela 2. Podstawowe typy kompozytów GLARE [4]
Table 2 Standard types of GLARE composites[4]

Standard GLARE® types	Fibre adhesive layer thickness	Fibre/adhesive layer build-up
GLARE 1	0.25 mm	0° / 0°
GLARE 2A	0.25 mm	0° / 0°
GLARE 2B	0.25 mm	90° / 90°
GLARE 3	0.25 mm	0° / 90°
GLARE 4A	0.375 mm	0° / 90° / 0°
GLARE 4B	0.375 mm	90° / 0° / 90°
GLARE 5	0.50 mm	0° / 90° / 90° / 0°
GLARE 6	0.25 mm	+45° / -45°
GLARE 1 with 7475T761 Al layers, all other types with 2024T3 layers		

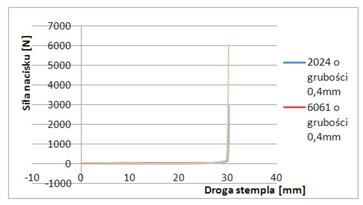
W trakcie badań analizowano czynniki i parametry wpływające na proces formowania kompozytów.
Wpływ materiałów składowych

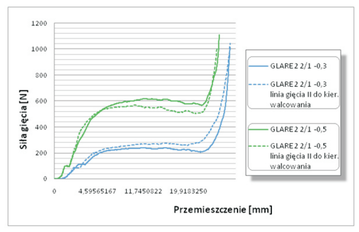
- Rodzaj i ilość metalu,
- Wpływ rodzaju i ułożenia włókien

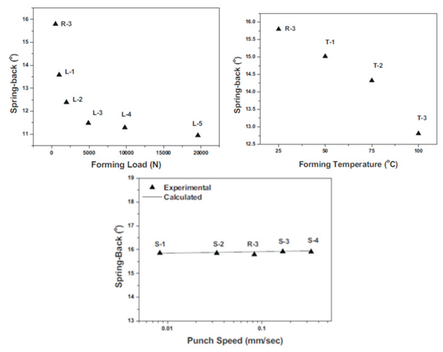
Parametry procesu gięcia (rys.9 i rys.10)

- Siła nacisku prasy,
- Szybkość przesuwu stempla,
- Temperatury,
- Promień gięcia

Rys.9. Wykresy przedstawiające wpływ parametrów procesu gięcia kompozytów GLARE
Fig. 9. Charts showing the effect of process parameters GLARE composites bending





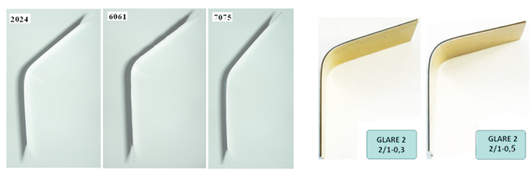


Rys.10. Wykres zależności siły nacisku prasy od drogi stempla dla blach stopów 2024, 6061, 7075 o grubości 0,4mm oraz kompozytów GLARE
Fig.10. Relationship between bending force and punch displacement for 2024, 6061, 7075 sheets with 0,4mm thickness and GLARE composites

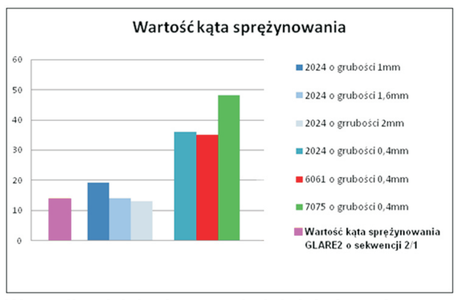
Analiza porównawcza właściwości plastycznych kompozytów i arkuszy aluminium 2024, 6061, 7075 oraz kompozytów typu GLARE dała podstawy do projektowania oprzyrządowania do formowania struktur kompozytowych.
Parametry które uwzględniono to:

- Geometria wytwarzanych profili, matrycy i stempla
- Założenia parametrów procesu

Porównanie wielkości kąta sprężynowania dla blach ze stopów aluminium 2024, 6061 i 7075 o grubości 0,4mm i kompozytów GLARE przedstawiono na rys. 11 i 12.



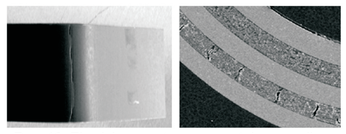
Rys.11. Porównanie wartości kąta sprężynowania dla blach o grubości 0,4 ze stopów 2024, 6061 i 7075 oraz kompozytów GLARE 2 2/1 o grubości arkuszy blachy odpowiednio 0,3 I 0,5 mm
Fig. 11. Comparison of spring-back extent of aluminum 2024, 6061 and 7075 sheets of 0,4mm thick and composite curved GLARE 2 2/1 with a thickness of sheets of 0.3 and 0.5 mm



Rys.12. Wartość kąta sprężynowania dla blach ze stopów 2024 o różnej grubości, dla blach ze stopów 6061 i 7075 o grubości 0,4mm w porównaniu do wartości dla GLARE 2 2/1.
Fig. 12. Spring-back levels for 2024, 6061, 7075 sheets alloys with different thickness according GLARE2 2/1 spring-back amount

W wyniku działania naprężeń ściskających oraz rozciągających w trakcie procesu gięcia w wybranych kompozytach mogą pojawić się zjawiska negatywne (Rys.13).

- **delaminacja**
- **pofalowaniestrukturykompozytu**
- **pocienieniewarstwymetalu**
- **pękanieprepregu**
- **zerwaniewłókien w kompozyciepolimerowym**
- **pękanieblachy**



Rys. 13. Zjawiska negatywne powstałe w wyniku procesu gięcia GLARE;
Fig. 13. The example of negative occurrence of bended GLARE

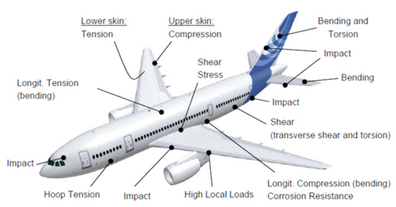
Wnioski
Conclusions

Znajomość wpływu parametrów formowania materiałów wyjściowych do produkcji profili wzmacniających o strukturze kompozytów typu GLARE umożliwia zaprojektowanie oprzyrządowania do produkcji podłużnic o wymaganej geometrii.
Wielkość kąta sprężynowania materiału tzn. charakter odkształcenia w procesie gięcia oraz wpływ sił, temperatury oraz geometrii stempla i matrycy daje podstawy do prawidłowego projektowania parametrów procesu formowania wybranych struktur profili wzmacniających.

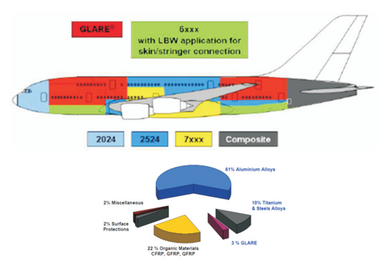
Knowledge of the influence of the formation of the starting materials for the production of profiles reinforcement of composites GLARE structure enables the design of equipment for the production of stringers of the required geometry.

Size of the angle, i.e. the nature of the material springback deformation in the process of bending and impact forces, temperature and punch and die geometry provides a basis for proper design parameters of the molding process selected structures reinforcement profiles

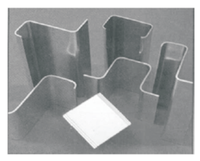
Przykłady zastosowania w lotnictwie
Examples of application in aviation

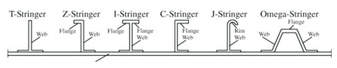


Rys.14. Dominujące siły i naprężenia działające na poszczególne elementy samolotu
Fig.14. The dominant forces and stresses acting



Rys.15. Zestawienie materiałów stosowanych w konstrukcji samolotu A380
Fig.15. Potential GLARE composites application in airplane





Rys.16. Przykłady struktur podłużnic wykonanych z GLARE [2]
Fig.16. Examples of structures stringers made of GLARE [2

Przykłady współpracy z przemysłem lotniczym
Collaboration with aviation industry

Oferta współpracy z zakładem PZL Mielec / a Sikorsky Company, Sp. z o.o.

Wyniki badań
Results

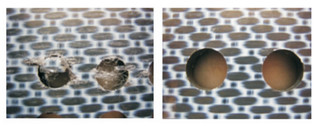
Wiercenie otworów w materiałach kompozytowych dla połączeń typu Hi-lok®
Drilling of holes in composite materials for Hi-lok® riveted joints

Dokonano analizy łączenia elementów kompozytowych samolotu z strukturą nośną metalową.

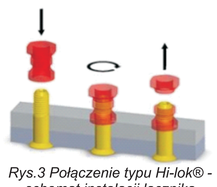
Rys.1 Przykładowe połączenie górnej i dolnej części wręgi siłowej kabiny transportowej śmigłowca o masie startowej 10 ton (mat. Al7075T7351 – części integralne wykonane technologiami HSM)

Do łączenia elementów w pakiecie kompozytowo-metalowym (aluminiowym) wykazano potrzebę opracowania technologii wykonywania otworów o wysokiej jakości pod elementy złączne oraz otworów o osi prostopadłej do powierzchni elementów jak i nachylonej (do 7 st).

Rys.2 Przykładowe niedoskonałości powierzchni otworów w kompozycie CFRP
Fig.2 Examples of surface imperfections holes in the composite CFRP



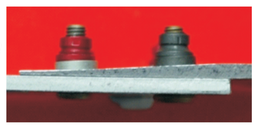
Przeanalizowano metody łączenia za pomocą dodatkowych elementów tj.: nity pełne, nity jednostronnie zamykane, połączenie śrubowe, lockbolt, Hi-lok.



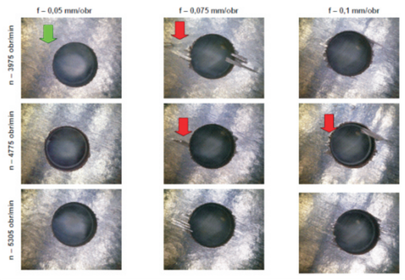
Rys.3 Połączenie typu Hi-lok® - schemat instalacji łącznika
Fig. 3 Hi-lok ® fastener - installation steps

W wyniku tej analizy wybrano połączenie Hi-lok jako te które pozwala na połączenie elementów struktury w której jeden koniec otworu jest nachylony do powierzchni otworu (jest to rozwiązanie wykorzystujące tzw. podkładkę samonastawną). Również połączenie typu Hi-lok eliminuje typowe błędy powstające w trakciemontażu za pomocą innych technik (w szczególności za pomocą nitów pełnych).

Rys.4 Przykładowe połączenie wykorzystujące podkładkę samonastawną pod pierścień Hi-lok®
Fig. 4 Example of connection using self-adjusting shim under the Hi-lok ® collar



Dodatkowym wyzwaniem jest metoda wykonywania otworu w łączonym pakiecie, z w szczególności w materiale kompozytowym, która musi zapewnić wysoką jakość otworu (chropowatość, średnica) bez delaminacji, wyciągania włókien i niskiej jakości powierzchni samego otworu.
Wykazano, że można to osiągnąć za pomocą specjalnie zmodyfikowanej geometrii wiertła (poprzez zastosowanie odpowiednich kątów wierzchołkowych, zmniejszenie szerokości ścina, modyfikacje łysinek prowadzących, odpowiednie zaprojektowanie naroży wiertła) oraz parametrów skrawania tj. posuw i prędkość skrawania.



Rys.5 Wpływ parametrów skrawania oraz modyfikacji geometrii wiertła na jakość otworów wykonanych w kompozycie CFRP
Fig. 5 Effect of cutting parameters and modifying the drill geometry on the holes quality made in composite CFRP

Wnioski
Conclusions

Wyniki badań pokazują gotowe do zastosowań przemysłowych kompletne rozwiązanie problemu wykonywania połączeń konstrukcji lotniczych typu kompozyt / metal.
Takie rozwiązanie znacznie ułatwia prawidłowe wykonanie połączenie części samolotów oraz uproszcza strukturę samolotu, w celu zmniejszenia kosztów produkcji jak również kosztów montażu.
Nowe wiertło pozwala na zmniejszenie występowania niepożądanych efektów typowych dla obróbki materiałów kompozytowych, takich jak rozwarstwienie, wyciąganie włókna i krótkiej żywotności narzędzia.
Istnieje konieczność stosowania specjalnych geometrii wierteł dostosowanych do danego typu kompozytu, różne cechy materiału kompozytowego uniemożliwiają stosowanie uniwersalnych geometrii wierteł.

The results shows the complete solution of the problem making joints a aircraft structures composite / metal ready for industrial applications.
This solution greatly facilitates the correct execution of the join aircraft parts, and let to simplify the aircraft structure, to reduce the cost of production as well as thier assembly.
New drill let to reduce occurence of undesirable events typical for processing of composite materials, such as delamination, fiber pull-out and short tool life
There is a need for special geometry of drills adjusted to the type of composites , various properties of the composite material prevent the use of universal geometry of the drill .

Przykłady współpracy z przemysłem lotniczym
Collaboration with aviation industry

PZL Mielec / a Sikorsky Company

Wskaźniki realizacji celów projektu
Indicators of the project

Referaty

1. Gałaczyński T., Tyczyński P., Śliwa R.E., Ostrowski R.: ***Drilling of holes in composite materials for Hi-lok® riveted joints*** 8th Int. Conference „Supply on the wings" Nov. 5-7, 2013 Frankfurt, Germany

Publikacje w przygotowaniu

1. Gałaczyński T., Tyczyński P., Śliwa R.E., Ostrowski R.: ***Drilling of holes in composite materials for Hi-lok® riveted joints*** 8th W przygotowaniu

Prace mgr, dr, hab.

Prace doktorskie

Autor: Piotr Tyczyński,
Tytuł: ***Modyfikacja parametrów geometrycznych wierteł do kątowego wiercenia w elementach o powierzchniach płaskich i cylindrycznych wykonanych z materiałów kompozytowych stosowanych w lotnictwie***.
Promotor: dr hab.. Inż. prof.. PRz Romana Ewa Śliwa
Status: w trakcie realizacji , po otwarciu przewodu 11 lipca 2012r.

Autor:Małgorzata Wilk,
Tytuł: ***Kształtowanie elementów konstrukcji lotniczych z kompozytów typu GLARE***,
Promotor; R.E Śliwa

Zgłoszenie patentowe
P.Tyczynski, R.E. Sliwa , ***Wiertłoo kręte do wykonywania otworów w materiałach kompozytowych*** P.403436 (2013r.)

PROJEKT WSPÓŁFINANSOWANY PRZEZ UNIĘ EUROPEJSKĄ ZE ŚRODKÓW EUROPEJSKIEGO FUNDUSZU ROZWOJU REGIONALNEGO