

Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym

Modern material technologies in aerospace industry

Niekonwencjonalne technologie łączenia elementów konstrukcji lotniczych

Unconventional technologies of joining of elements of aeronautical constructions

Politechnika Lubelska, Politechnika Rzeszowska, Politechnika Częstochowska, Instytut Maszyn Przepływowych Polskiej Akademii Nauk

Wyniki badań Results

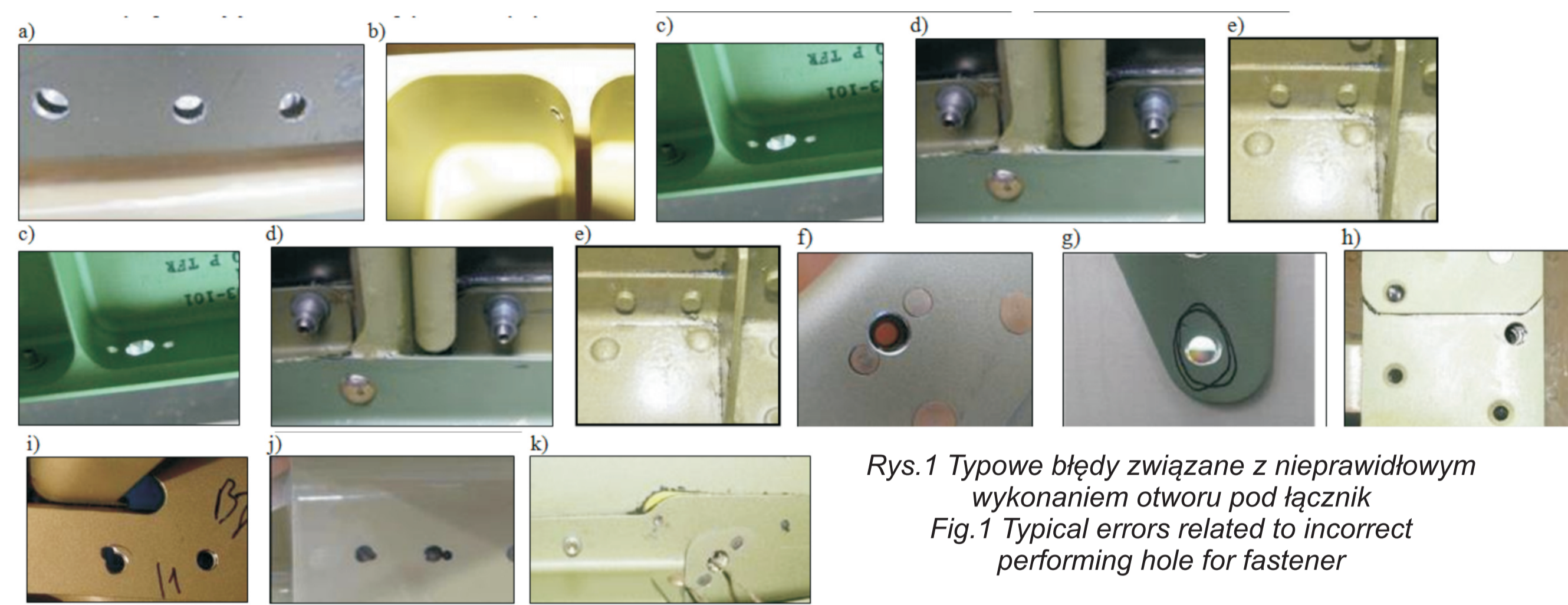
Analiza połączeń elementów struktur lotniczych.

Analysis of joining elements of aerostructure.

Problemy z stosowaniem łączników

- Konwencjonalne technologie łączenia struktur lotniczych statków powietrznych o ciężarze startowym do 10 ton z wykorzystaniem łączników następująco wiele Problemów w procesie produkcyjnym związanych z wykonywaniem otworów pod te łączniki w ogromnych ilościach sięgających kilku tysięcy na wyrób. Typowe błędami są
- ponadwymiarowe otwory (nie w tolerancji) (rys.1 a)
 - otwory na promieniach (rys.1 b, c)
 - otwory za blisko krawędzi części łączącej lub zbyt blisko siebie (rys.1 d, e, f)
 - otwory zowalizowane- rozbite (rys.1 g)
 - otwory przesunięte względem siebie (rys.1 h)
 - otwory pilotowe mijające się (rys.1 i, j, k)

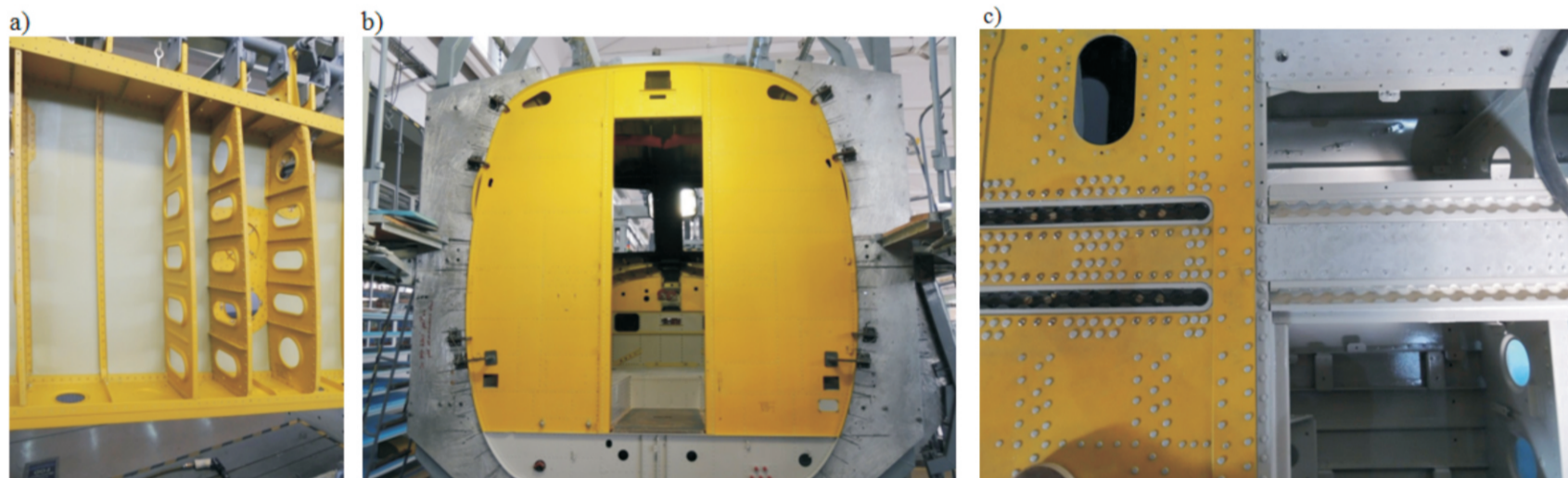
Powyższe problemy stanowią około 80% wszystkich usterek w trakcie montażu metalowych struktur lotniczych – co niejednokrotnie wstrzymuje prace linii montażowej oraz wymaga dodatkowych prac remontowych, analiz inżynierskich etc. co związane jest z efektem ekonomicznym produkcji jak i ostatecznie wpływa na cenę wyrobu



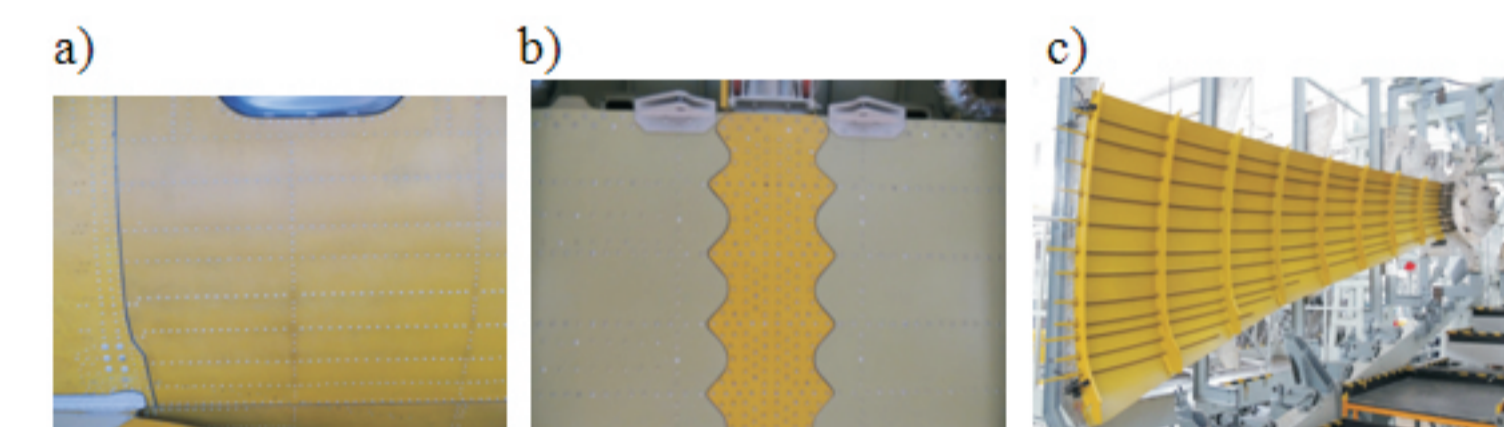
Rys.1 Typowe błędy związane z nieprawidłowym wykonaniem otworu pod łącznik
Fig.1 Typical errors related to incorrect performing hole for fastener

Przykłady struktur lotniczych

typowe rozwiązania konstrukcji statku powietrznego - struktura półskorupowa samolotu w której do połączenia wszystkich elementów wykorzystywane są technologie łączenia za pomocą nitów pełnych, zgrzewania punktowego. Ilość nitów i zgrzein ze względu na niepowtarzalność tych procesów i rozróżn wyników własności mechanicznych pojedynczego połączenia zawsze zwiększana jest ilość połączeń o niejednokrotnie 30% względem wymaganych ilości wynikających z analiz i obliczeń inżynierskich.



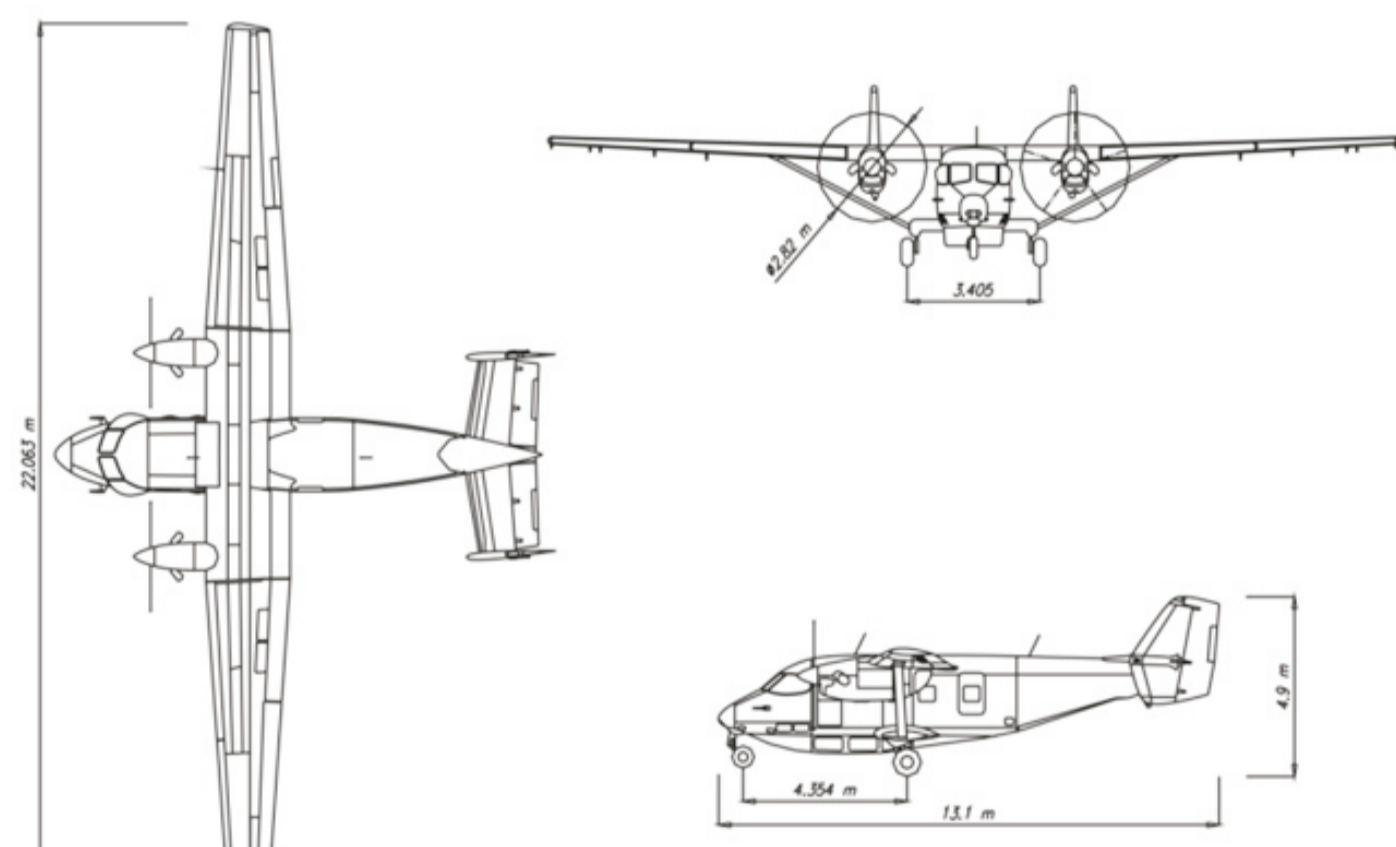
Rys.2 Połączenia elementów struktury wewnętrznej samolotu: a – połączenia wręg statecznika poziomego z dźwignami i pokryciem, b – połączenia struktury ścianki wręgi siłowej nr 9 pomiędzy kabiną pilotów, a kabiną transportową, c – połączenia belek nośnych i anca z wręgami części dolnej podłogi i kesonu podwozia kabiny transportowej.
Fig.2 The connections between the internal structure of the aircraft: a – a joint of the frames of horizontal stabilizer with spar and skin, b – a joint of structure bulkheads wall no 9 between the cockpit and the cabin transport, c – a joint of beams and frames Anca of the lower part of the floor and caissons of landing gears of cabin transport.



Rys. 3 Połączenia elementów struktury zewnętrznej samolotu: a – połączenia podłużnic środkowej części kadłuba z pokryciem za pomocą nitów pełnych pokryciowych (z łbem soczewkowym), b – połączenie wzmocnienia wręgi siłowej z okuciami zawieszania steru wysokości oraz pokrycia statecznika poziomego za pomocą nitów pełnych, c – połączenie panelu bocznego tylniej części kadłuba (podłużnice połączone metodą hybrydową - zgrzewanie oporowe punktowe + klej, wręgi połączone za pomocą nitów pełnych pokryciowych)
Fig. 3 The connections between the external structure of aircraft: a - a joint of stringers of middle part of the fuselage with skins by solid rivets (lenticular rivet's head) b - a joint of bulkheads frame with fittings of horizontal stabilizer and skin by solid rivets, c - the joint of the side panel rear fuselage (stringers joined by hybrid joints - resistance welding spot + glue, frames joined by solid rivets)

Analiza struktury lotniczej

Do analizy struktury nośnej samolotu pod kątem zastąpienia konwencjonalnych technologii łączenia przez technologię zgrzewania tarcowego z przemieszaniem (FSW – Friction Stir Welding) posłużył samolot wielozadaniowy PZL M28-05 polskiej produkcji firmy PZL Mielec Sp. z o.o. A Sikorsky Company.



Rys. 4 Główne wymiary samolotu PZL M28-05
Fig. 4 Main dimensions PZL M28-05

Główne materiały stosowane do budowy struktury samolotu jakimi są wysoko wytrzymałe stopy aluminium z rodziny 2000 i 7000 wraz z stosowanymi grubościami prefabrykatów blaszanych zabezpieczonych platemern podano w tabeli 1. Podstawowe własności wytrzymałościowe wraz z składem chemicznym w/w materiałów podano w tabeli 2 i 3.

Tab. 1 Główne materiały stosowane do budowy struktury samolotu PZL M28-05
Tab. 1 The main materials used to build the structure of PZL M28-05

Lp.	Material	Grubość (mm)
1	2024T4	0,6; 0,8; 1; 1,2;
2	7050T6	1; 1,2; 1,5; 2; 2,5
3	7075T6	1; 1,2; 1,5; 2; 2,5

Tab. 2 Podstawowe własności wytrzymałościowe materiałów stosowanych do budowy struktury samolotu PZL M28-05
Tab. 2 Basic mechanical properties of the materials used to build the structure of PZL M28-05

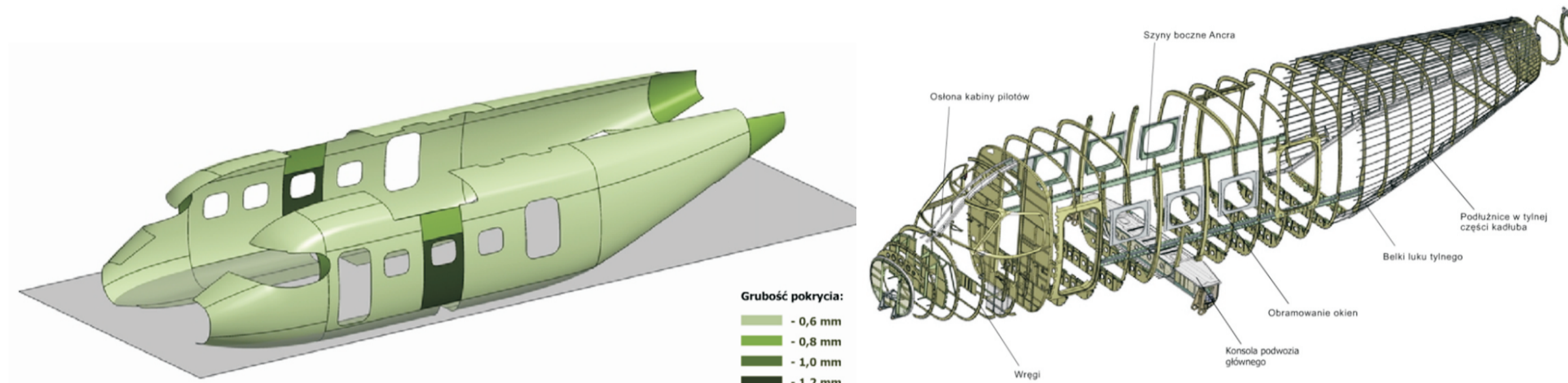
Lp.	Material	Cu	Mn	Mg	Si	Fe	Cr	Zn	Ti	reszta	Al
1	2024	4,3-4,5	0,5-0,01	3,1-3,5	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	97,30-99,80
2	7050	2,0-2,6	0,1	1,9-2,6	0,12	0,15	0,04	5,7-5,6	0,06	0,15	88,20-88,80
3	7075	1,8-2,6	0,05	2,1-2,5	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	89,60-89,80

Podział struktury samolotu

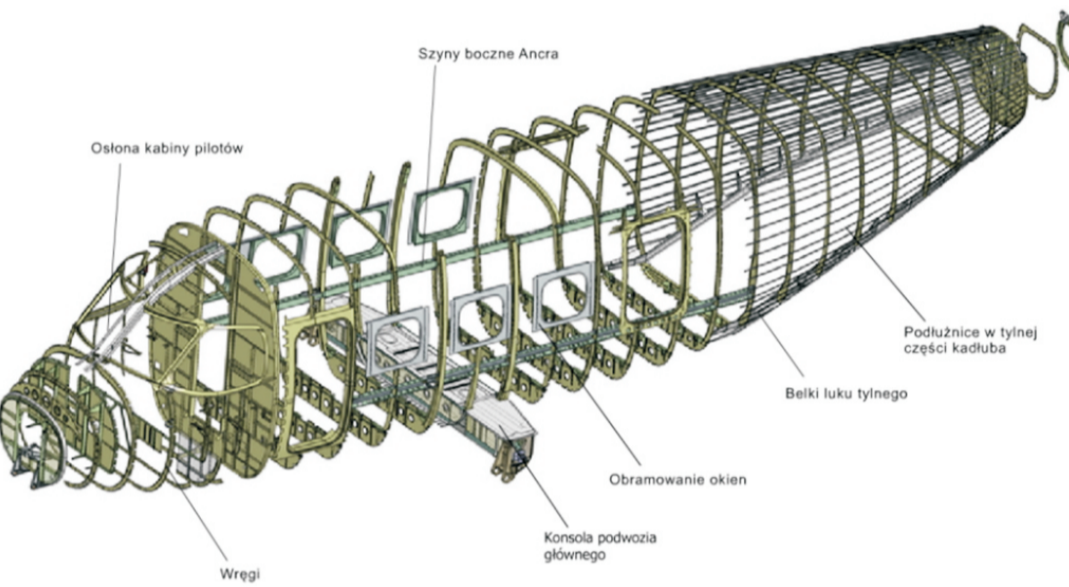
- Podział struktury samolotu pod kątem możliwości zastosowania technologii łączenia z zastosowaniem technologii zgrzewania tarcowego z przemieszaniem (FSW – Friction Stir Welding) dokonano pod względem kilku kluczowych kategorii tj.:
- grubości materiału – blachy pokrycia kadłuba samolotu które dzieli się na panele o grubościach – 0,6; 0,8; 1,0; 1,2 mm – rys. 5,
 - struktury wewnętrznej samolotu – która obejmuje element wykonane z blach i profili hutniczych w wyniku kształtowania plastycznego lub elementów płaskich oraz elementów wykonywanych metodami ubytkowymi z materiału pełnego tj. płyty odkuwki swobodnie

kute lub z odlewów oraz odkuwek matrycowych. Do elementów tych zaliczamy podłużnice, wręgi, belki podłogi, wsporniki, okucia, węży oraz wszelkiego rodzaju wzmocnienia i obramowania. – rys. 6,

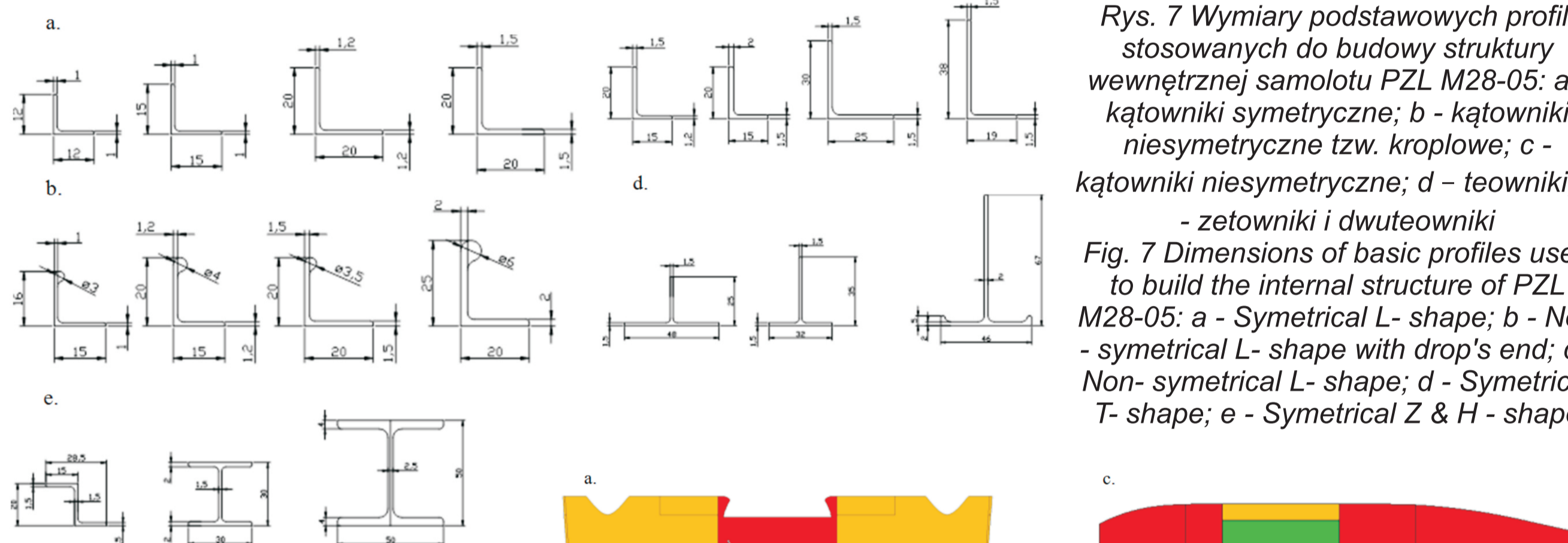
- wymiarów przekrojów profili elementów struktury wewnętrznej na które składa się cała rodzina profili hutniczych z których w wyniku obróbki plastycznej oraz ubytkowej mechanicznej oraz chemicznej otrzymywane są elementy tj. podłużnice, belki, wieńce wręg i żeber itp. – rys. 7,
- ze względu na klasę powierzchni tj. powierzchnie płaskie, powierzchnie rozwijalne, powierzchnie nierozwijalne kadłuba, centroplata, skrzydeł doczepnych prawego i lewego, które to wpływają na kształt i skomplikowanie oprzyrządowania, maszyny z głowicą zgrzewającą FSW – rys. 8,



Rys. 5 Podział struktury kadłuba samolotu PZL M28-05 ze względu na grubość materiału pokrycia
Fig. 5 Partition of the fuselage structure of M28-05 due to the thickness of the skin material

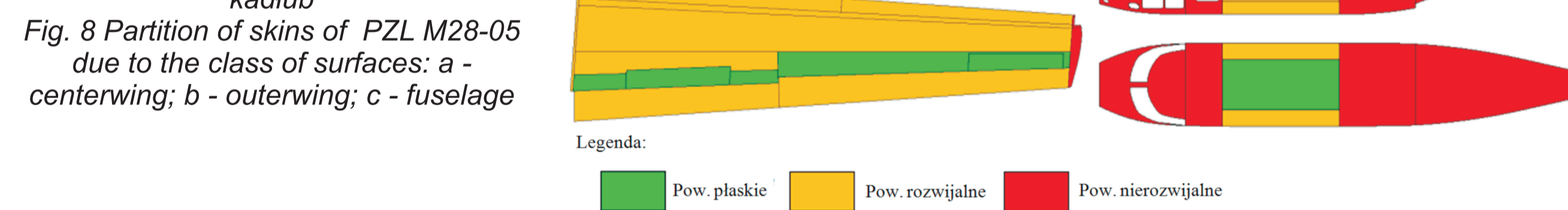


Rys. 6 Podział struktury wewnętrznej kadłuba samolotu PZL M28-05
Fig. 6 Partition of the internal structure of the fuselage M28-05



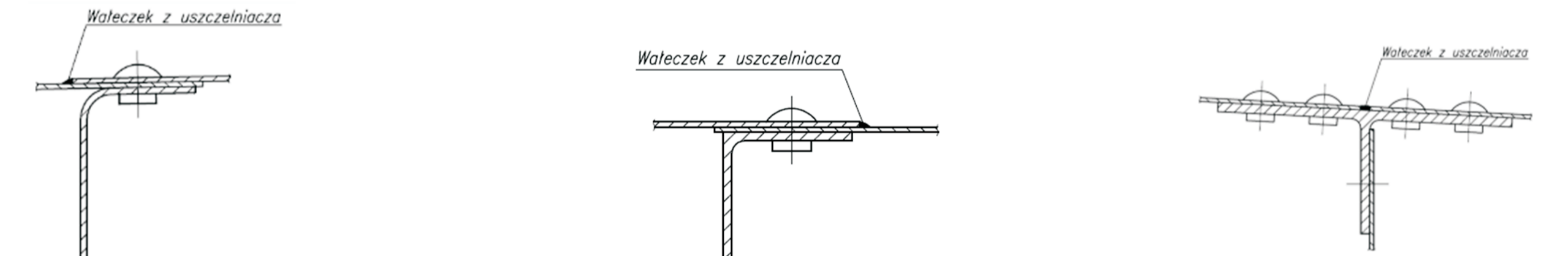
Rys. 7 Wymiary podstawowych profili stosowanych do budowy struktury wewnętrznej samolotu PZL M28-05: a - kątowniki symetryczne; b - kątowniki niesymetryczne tzw. kropłowe; c - kątowniki niesymetryczne; d - teowników; e - zelowników i dwuteowników
Fig. 7 Dimensions of basic profiles used to build the internal structure of PZL M28-05: a - Symmetrical L-shape; b - Non-symmetrical L-shape with drop's end; c - Non-symmetrical L-shape; d - Symmetrical T-shape; e - Symmetrical Z & H-shape

Rys. 8 Podział pokryć samolotu PZL M28-05 ze względu na klasę powierzchni: a - centroplata; b - skrzydła doczepne; c - kadłub
Fig. 8 Partition of skins of PZL M28-05 due to the class of surfaces: a - centerwing; b - outerwing; c - fuselage



Przykłady połączeń elementów struktury wewnętrznej i zewnętrznej samolotu

Na rysunkach 9, 10 i 11 przedstawiono przekroje poprzez typowe połączenia elementów struktury półskorupowej samolotu PZL M28-05, które mają na celu przeniesienie wszystkich obciążeń jakim poddawany jest statek powietrzny w trakcie jego eksploatacji na ziemi i w powietrzu oraz również zapewnić dodatkowe własności jakie musi spełnić tj. szczelność, prawidłowe i niezawodne połączenie wszystkich podzespołów.



Rys. 9 Połączenie ścianki wręgi z pokryciem
Fig. 9 The joint of frame's wall with skin

Rys. 10 Połączenie podłużnicy z pokryciem
Fig. 10 The joint of stringer with skin

Rys. 11 Połączenie ścianki wręgi siłowej z pokryciem
Fig. 11 The joint of bulkhead's wall with skin

Wnioski Conclusions

W związku z poszukiwaniem przez producentów metalowych struktur lotniczych statków powietrznych innowacyjnych metod łączenia struktur, dokonano analizy możliwości zastosowania w istniejących wyrobach tj. samolot PZL M28-05 który jest reprezentantem tej klasy konstrukcji alternatywnych metod, względem obecnie stosowanych. Analiza struktury samolotu skłania do stwierdzenia zasadności propozycji zastąpienia metod łączenia tj: nitowanie, zgrzewanie oporowe, połączenia hybrydowe (nitowanie + klejenie; zgrzewanie oporowe + klejenie), spawanie poprzez metody: zgrzewania tarcowego z przemieszaniem zgrzeiną ciągłą (FSW), zgrzewania tarcowego punktowego z przemieszaniem (FSSW i RFSSW).

Metoda ta pozwoli: wyeliminowanie typowych błędów powstających w trakcie łączenia za pomocą metod konwencjonalnych, automatyzację procesów montażowych, wzrost wytrzymałości konstrukcji, obniżenie ciężaru samej konstrukcji, zapewnienie szczelności bez potrzeby stosowania dodatkowych procesów specjalnych, zwiększenie jakości wyrobów, ekonomię produkcji (obniżenie kosztów i eliminację kosztów złej jakości), wzrost konkurencyjności na rynku producentów statków powietrznych.

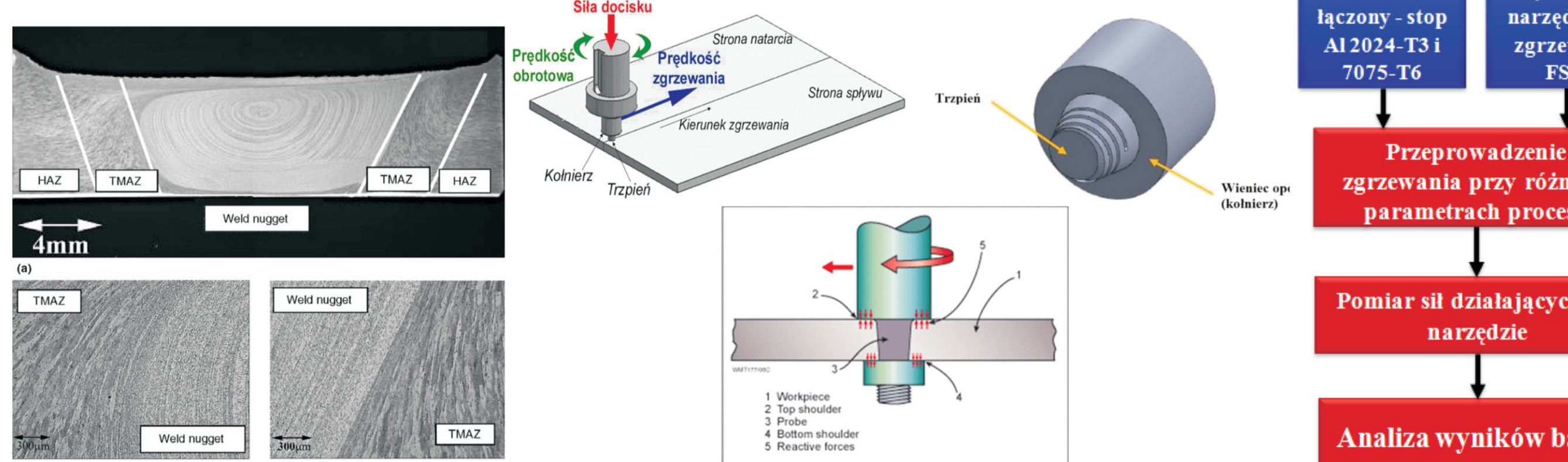
In connection with the exploration by manufacturers of aircraft metal aerostructures innovative methods of joining structures, analyzed of their applicability in existing products such as aircraft M28-05 which is representative of this class aircrafts, of alternative structures relative to currently used were performed. Analysis of the structure of the aircraft recommends to replace joining methods, such as: riveting, resistance welding, hybrid combinations (riveting + bonding, resistance welding + bonding), welding, through methods: friction stir welding with continuous welds (FSW), friction stir spot welding (FSSW) and RFSSW.

This method will allow: elimination of common errors arising during joining by conventional methods, automation of assembly processes, increase strength of the aerostructure, reducing the weight of the aerostructure, ensuring tightness without needs special processes, increase the quality of products, the economics of production (reducing manufacturing costs and eliminating the cost of poor quality), increase the competitiveness of the market aircraft manufacturers.

Wyniki badań Results

Zgrzewanie FSW cienkich blach stopów aluminium The FSW process of thin aluminum alloy sheets

Charakterystyka procesu FSW



Zidentyfikowano potrzebę szczegółowych badań w zakresie zgrzewania cienkich blach stopów aluminium umacnianych wydzieleniowo.

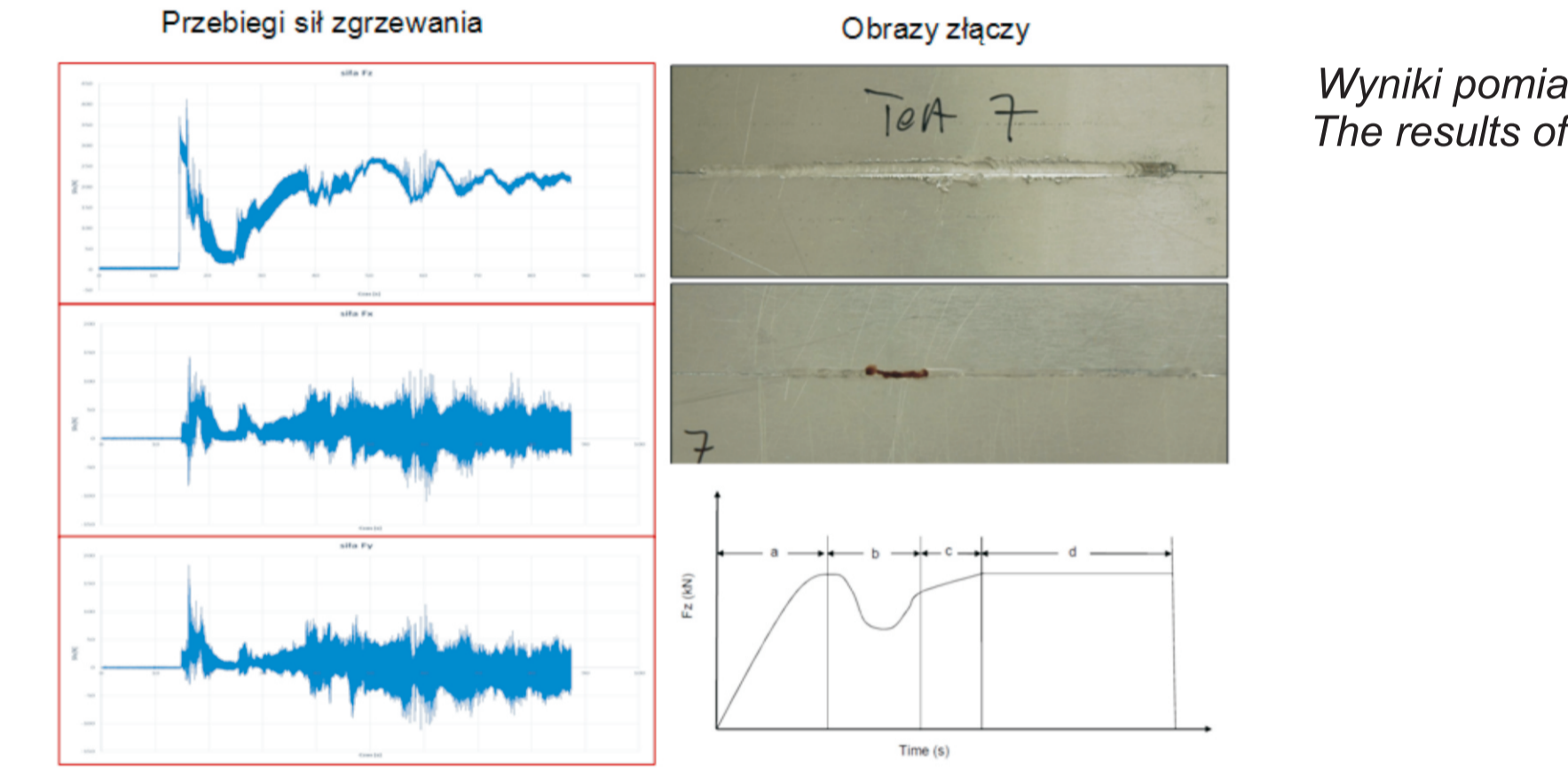
Badania obejmowały próby zgrzewania tarcowego z przemieszaniem materiału zgrzeiny (FSW) blach ze stopu aluminium 7075 T6 oraz 2024 T3 o grubości 0,4 mm; w czasie procesu zgrzewania dokonywano pomiaru sił działających na narzędzie.



Stworzenie stanowiska do wykonywania złączy FSW blach cienkich i narzędzia stosowane w badaniach
Friction stir welding set-up of joining thin sheets and tools used in the tests

Test	Stop	Grubość (mm)	Temperatura (°C)	Obrotowa prędkość (rpm)	Prędkość przemieszczania (mm/min)	Kąt nachylenia narzędzia (°)	Wielkość opór docisku (N)	Wielkość opór zgrzewania (N)	Wielkość opór docisku (N)	Wielkość opór zgrzewania (N)	Wielkość opór docisku (N)	Wielkość opór zgrzewania (N)
1	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,05	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
2	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
3	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
4	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
5	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
6	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
7	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
8	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
9	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
10	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
11	2024T3	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
12	7075T6	0,4	20	1000	25	1,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1

Parametry procesu zgrzewania cienkich blach stopów aluminium umacnianych wydzieleniowo metodą FSW
The parameters of FSW process of thin aluminum alloy sheets that undergo age hardening



Wyniki pomiaru sił zgrzewania i obrazy złączy
The results of welding force measurement and images of the joint

L.P	widok z góry	widok z dołu	uwagi
1,2			zgrzewana pojedyncza próbka, widoczne "skrawanie" wierzchniej warstwy materiału przez ostrą krawędź narzędzia przy zagłębieniu 0,1 mm
3			zgrzewana pojedyncza próbka, nastąpiło zniszczenie próbki w wyniku topienia się podpory bakielkowej
4,5			zgrzewana pojedyncza próbka z przejścia na tej samej próbce, widoczne skrawanie materiału, drugie przejście z podłożoną płytką ceramiczną grubości 5 mm

L.P	widok z góry	widok z dołu	uwagi
6			zgrzewana pojedyncza próbka
7			zgrzewane próbki doczołowo, uzyskano trwałe połączenie, nie nastąpiło kompletne przemieszanie materiału w grani zgrzeiny
8			zgrzewane próbki doczołowo, uzyskano trwałe połączenie, nie nastąpiło kompletne przemieszanie materiału w grani zgrzeiny

L.P	widok z góry	widok z dołu	uwagi
10			zgrzewane próbki doczołowo
11			zgrzewane próbki doczołowo, otrzymano trwałe połączenie, widoczne przemieszanie materiału w części grani
12			zgrzewane próbki doczołowo stop 7075-T6, otrzymano trwałe połączenie, widoczne przemieszanie materiału w części grani

Obrazy złączy FSW otrzymane w różnych warunkach zgrzewania
The FSW joint images obtained in different welding conditions

Wnioski Conclusions

- Przy zgrzewaniu cienkich blach, ciepło pochodzące od narzędzia nie jest wystarczające do pełnego uplastycznienia łączonego materiału, wskutek gwałtownego przepływu ciepła do przyrządu mocującego. Celowe jest dostarczenie ciepła do procesu, np. podgrzanie elementów mocowania blach.
- Alternatywnym sposobem zapobiegającym utracie ciepła z procesu jest stworzenie odpowiedniego systemu izolującego zgrzewany materiał od przyrządu mocującego - dobór materiału ceramicznego.
- Przy projektowaniu narzędzia zgrzewającego dla procesu FSW, konieczne jest odpowiednie obrobienie ostrych krawędzi wieńca opory
- Ustawienie zerowego kąta pochylenia narzędzia skutkowało otrzymaniem trwałego połączenia. Przy kącie 0,50 dochodziło do zniszczenia próbki, natomiast przy kącie 10 i 1,50 zauważalny był efekt skrawania materiału przez krawędź narzędzia.
- Głębokość penetracji wieńca opory narzędzia w materiał przy zgrzewaniu FSW blach o grubości 0,4 mm jest rzędu 0,1 mm.

- When welding thin sheet metal, the heat from the tool is not sufficient to fully plasticize the material combined. This is due to a rapid flow of heat to the fastening device. It is expedient to provide heat to the process, e.g., heating the metal sheet fixing elements.
- An alternative way to prevent heat loss from the process is to create an isolation system of welded material to the fixing device - the selection of the ceramic material.
- When designing a welding tool for FSW process, it is necessary to properly prepare the sharp edge of the tool shoulder. Edges should be chamfered or rounded.
- In this study of FSW, setting a tilt angle of tool at zero degree, resulted a lasting connection. At the angle of 0,5 occurred to the destruction of the sample. While at the angle of 1 and 1.5 degree was a noticeable effect on machining surface material by the edge of the welding tool.
- The tool plunge (H) into the material when welding FSW sheets with a thickness of 0.4 mm is approximately 0.1 mm.