

# Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym

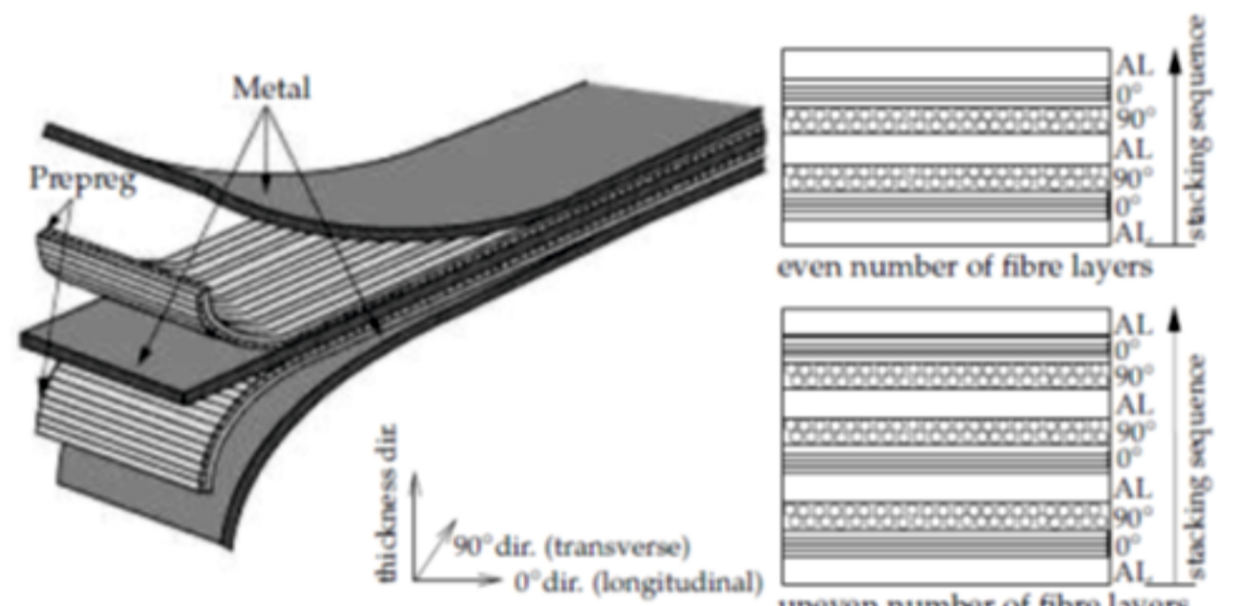
## Modern material technologies in aerospace industry

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

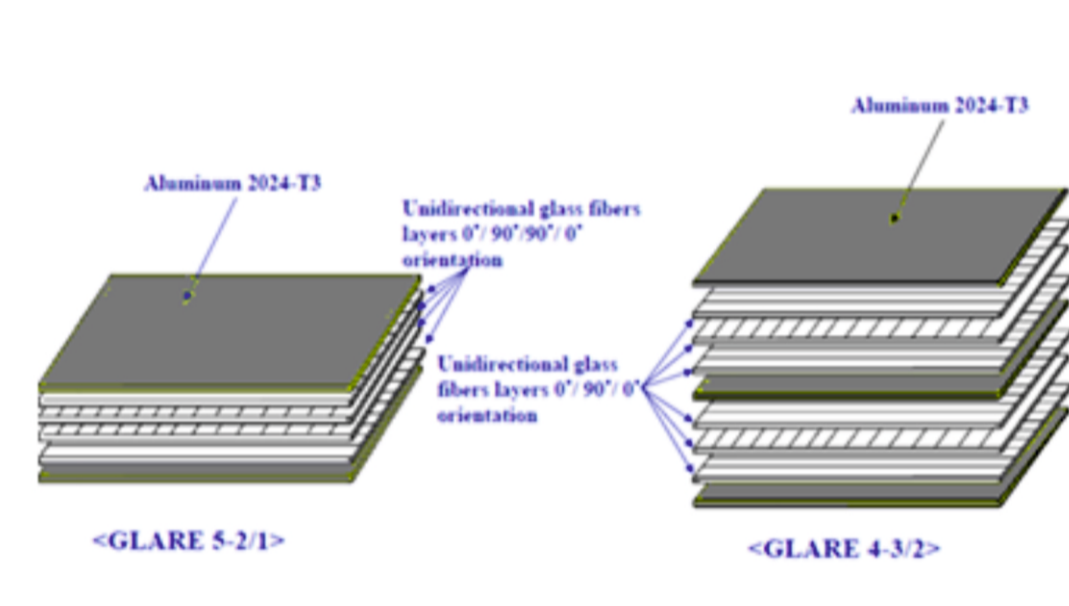
Politechnika Lubelska, Politechnika Rzeszowska, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Politechnika Śląska, Instytut Lotnictwa w Warszawie  
Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk

#### Wyniki badań Results

Przeprowadzona analiza ma na celu przedstawienie możliwości wytwarzania oraz kształtowania elementów stosowanych w konstrukcjach lotniczych zbudowanych z materiałów kompozytowych typu GLARE.  
Materiały do badań stanowią kompozyty typu Glare zawierające prepręgi zbrojone włóknem szklanym, gdzie fazę metaliczną stanowią odpowiednio:  
- stopy aluminium 2024-T3 oraz 7475-T761 (o grubościach blach metalu 0,2; 0,35 oraz 0,5mm),  
- niestandardowe stopy aluminium oraz stopy Ti i Mg (o grubościach blach metalu 0,2; 0,35 oraz 0,5mm).



Rys. 1. Schemat budowy kompozytu Glare

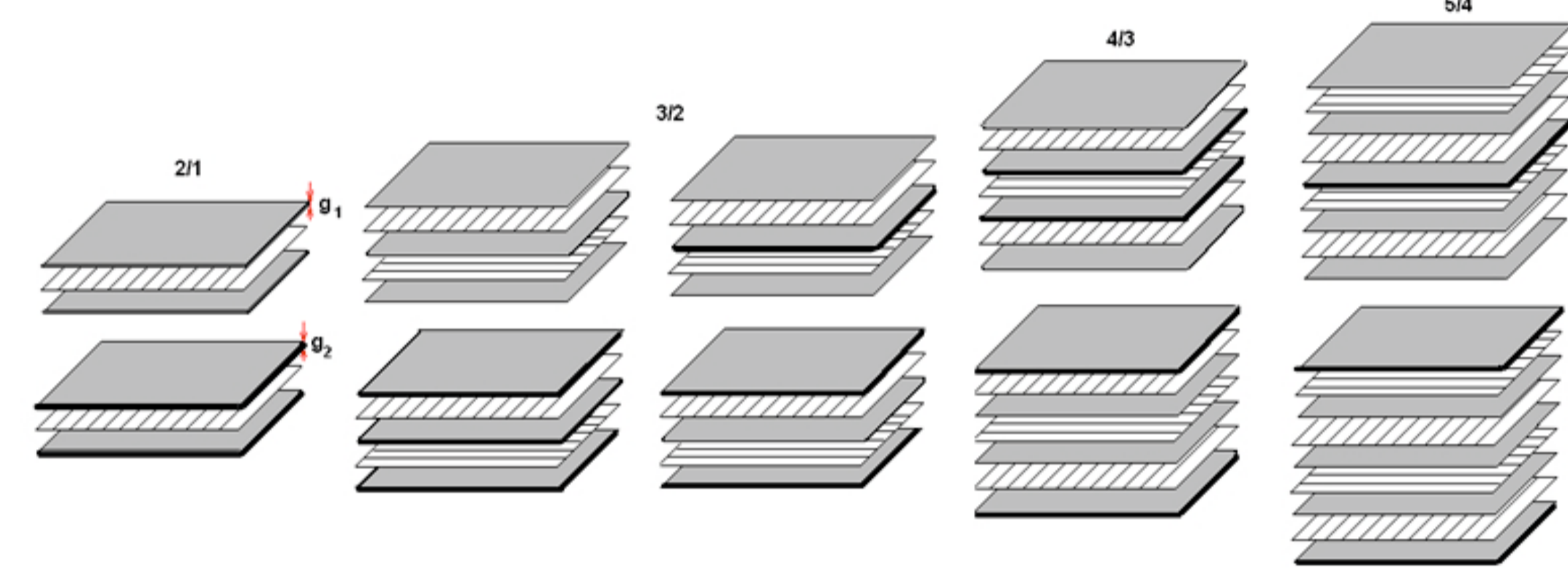


Rys. 2. Budowa kompozytów Glare

Tab. 1. Przegląd kompozytów FML

FML Type	Metal Constituents	Fibre-Polymer Constituents
Aramid	Aluminium 7075-T6	Aramid/BSL-312-UL Aramid/AF163-2
Glare	Aluminium 2024-T3 Aluminium 7475-T761	S2-Glass/F304 S2-Glass/F306
Carbon	Aluminium 2024-T3	T300-Carbon/epoxy
TiGr	β Titanium Ti-15-3	DMT-Carbon/ polyimide
-	AISI301 Stainless steel	Stydic C-EP-1 150/epoxy

Rys. 3. Schemat kompozytów o wybranych grubościach blach metalu (stop Al, Mg lub Ti).



Rys. 4. Schematy konfiguracji poszczególnych warstw kompozytów FML.

Tab. 2. Właściwości wybranych stopów aluminium i tytanu

Type	Ultimate Tensile Strength (MPa)	Modulus E (GPa)	Density (g/cm³)	Poisson's Ratio
Aluminium				
7475-T6	517	70.3	2.81	0.33
2024-T3	483	73.1	2.78	0.33
2324-T39	475	72.4	2.77	0.33
7050-T651	572	71.7	2.81	0.33
7178-T651	607	71.7	2.83	0.33
8090-T651	510	71.0	2.54	0.33
Titanium				
Ti-15-3-3.3	790	82	4.76	0.33
Ti-6Al-2V-4Zr-2Nb	1010	120	4.54	0.32
Ti-6Al-4V	1035	105	4.42	0.310

Tab. 3. Właściwości wybranych materiałów składowych kompozytów FML oraz własności gotowych laminatów

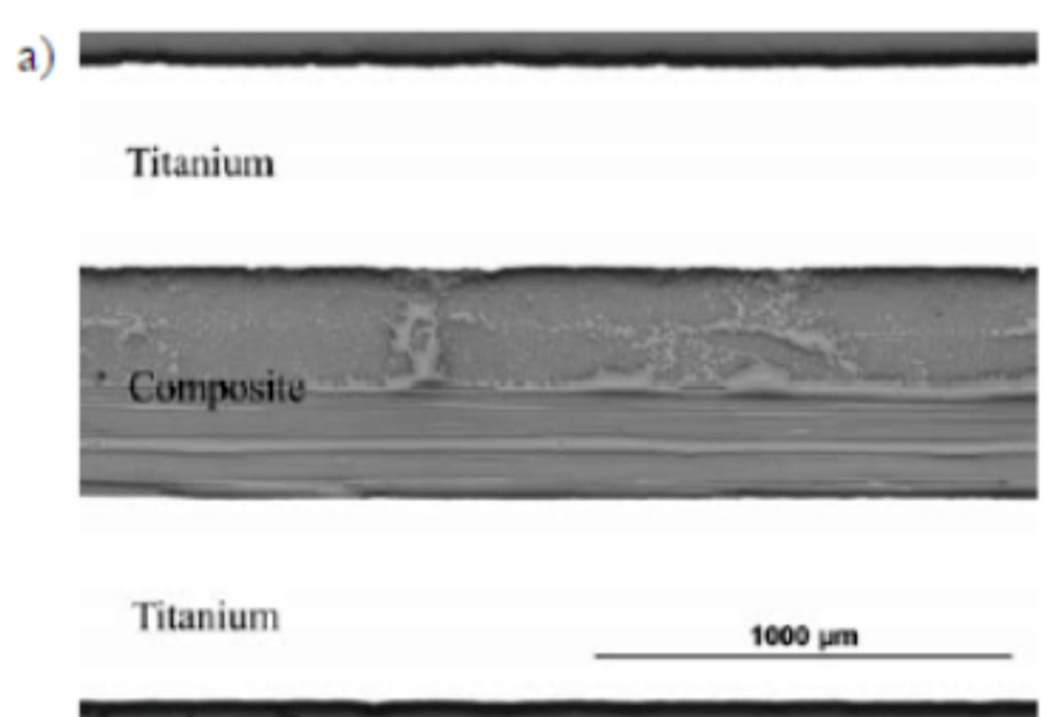
Specimen	Fiber content (%)	Al content (%)	E <sub>1</sub> (GPa)	E <sub>2</sub> (GPa)	G <sub>12</sub> (GPa)	G <sub>13</sub> (GPa)	G <sub>23</sub> (GPa)	ν <sub>12</sub>
Carbon/epoxy	60.0	0.00	71.3	71.3	3.86	3.39	0.03	
Glass/epoxy	60.0	0.00	30.6	30.6	6.03	5.72	0.15	
Aluminium*	0.00	100	72.4	72.4	28.0	28.0	0.33	
Al/Carbon/epoxy	25.3	57.9	71.9	71.9	17.8	17.6	0.20	
Al/Glass/epoxy	25.3	57.9	54.8	54.8	18.8	18.6	0.25	

Tab. 4. Wybrane własności materiałów (M. F. Ashby, D. R. H. Jones)

Materiał	Gęstość ρ [Mg m <sup>-3</sup> ]	Moduł Younga E [GPa]	R <sub>m</sub> [MPa]	R <sub>m</sub> /ρ [MPa·m <sup>3/2</sup> ]	E/ρ [GPa·m <sup>3/2</sup> ]	R <sub>m</sub> /E [MPa·m <sup>3/2</sup> ]
Kompozyty*						
Zywica poliestrowa wzmocniana włóknem szklanym (włókna stanowią 50% obj.)	2.0	48	1240	42-60	24	620
Zywica epoksydowa wzmocniana włóknem węglowym (włókna stanowią 58% obj.)	1.5	189	1050	32-45	126	700
Zywica epoksydowa wzmocniana włóknem Kevlar (włókna stanowią 60% obj.)	1.4	76	1240	-	54	886
Metale						
Wysokowytrzymała stal	7.8	207	1500	50	27	190
Stop tytanu	5.0	120	1400	-	24	280
Stop aluminium	2.8	71	500	28	25	179

Tab. 5. Właściwości kompozytów na bazie różnych stopów (Vogelsang)

Reference	Base metal sheet		Composite laminated sandwich panels		Residual strength (L) [MPa <sub>m</sub> ]
	R <sub>m,2</sub> (L) [MPa]	R <sub>m</sub> (L) [MPa]	R <sub>m,2</sub> (L) [MPa]	R <sub>m</sub> (L) [MPa]	
2024 T3	360	484	307	634	195
5186 H12	250	310	227	552	172
2024A T3	360	460	288	613	219
2024A T39	390	480	312	634	218



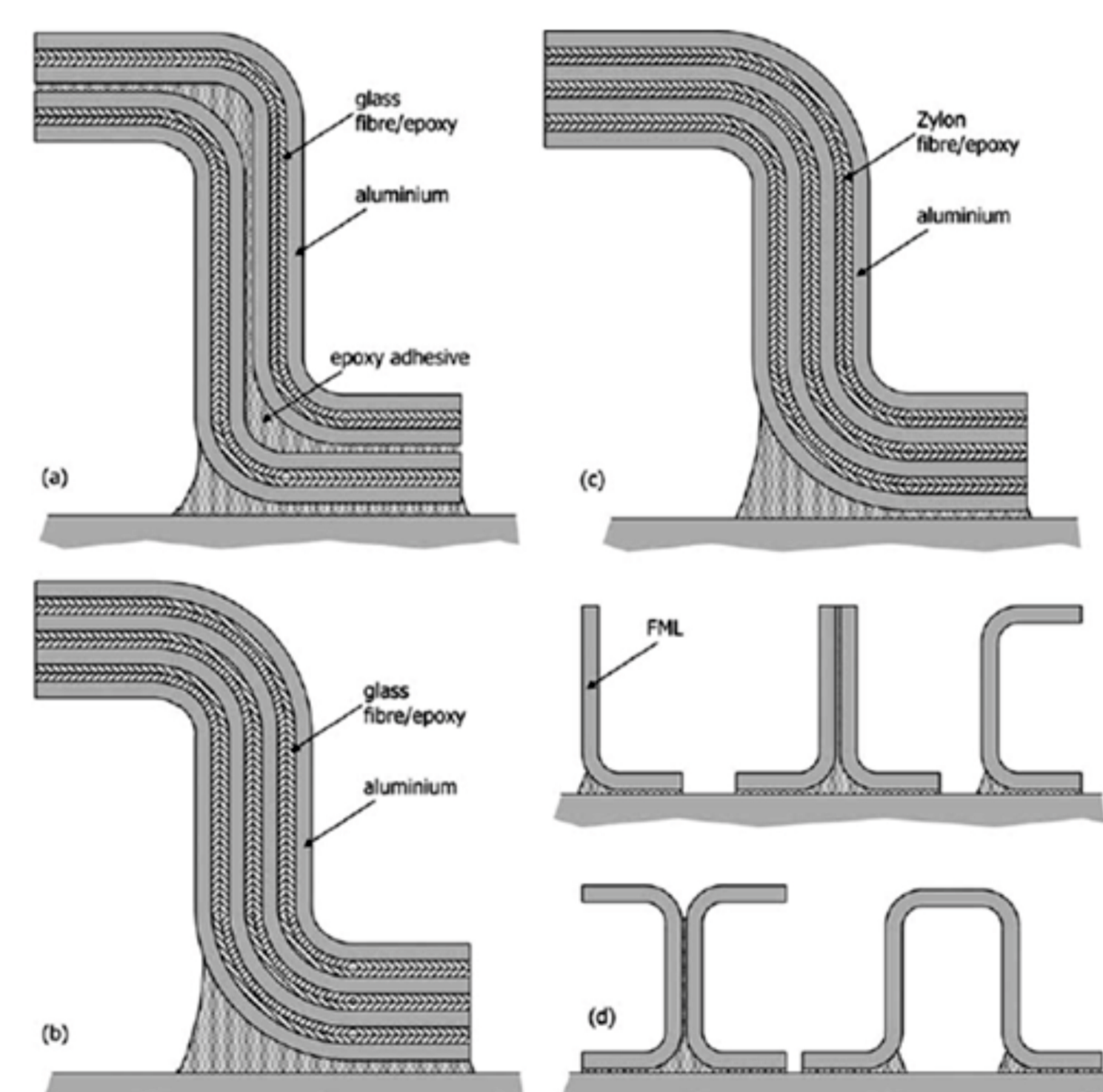
Rys. Mikrostruktura laminatów: Ti/ kompozyt (żywica epoksydowa zbrojona włóknem szklanym); a) Ti- G 2/1, b) Ti- G 3/2 (J. Bienias)

Tab. 6. Wytrzymałość na rozciąganie wybranych materiałów (J. Bienias)

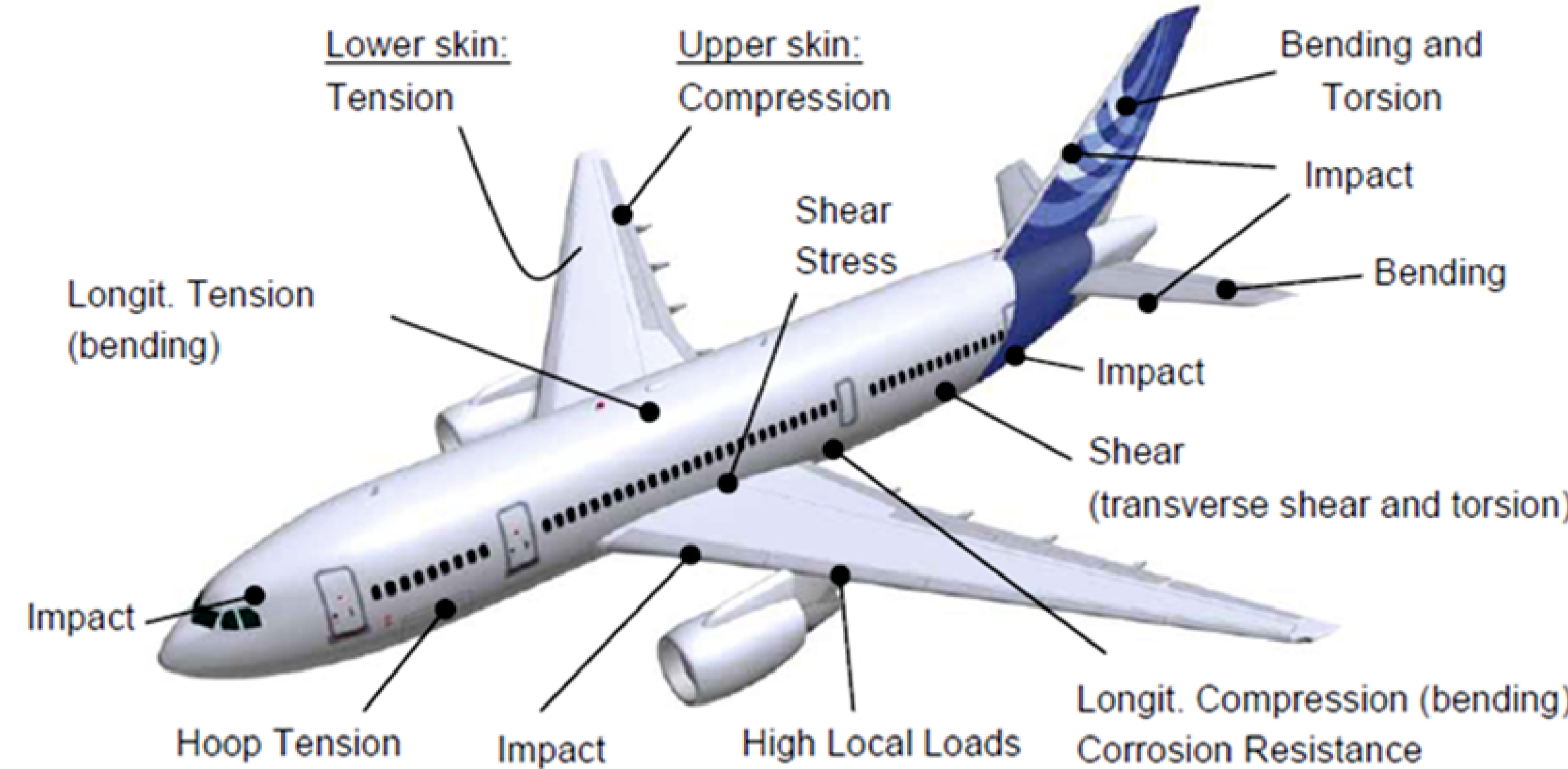
Commercially pure titanium	Glass epoxy composite [0±45/90]	Glass epoxy composite [0]	Ti-G 2/1 [0/90]	Ti-G 3/2 [0/90]
450 MPa	578 MPa	1534 MPa	608 MPa	660 MPa

Tab. 7. Zależność własności arkuszy ze stopu Ti od kierunku walcowania blach (J. Adamus)

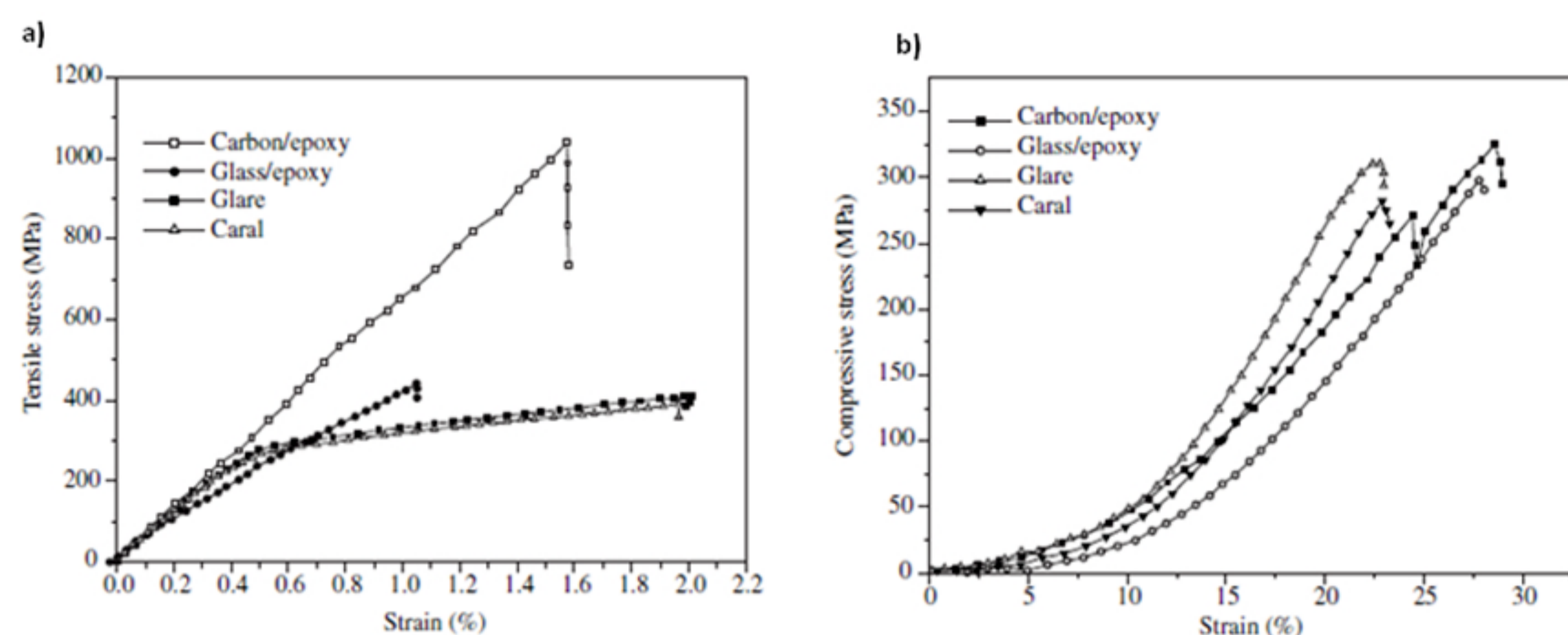
material	direction	R <sub>0.2</sub> [MPa]	R <sub>m</sub> [MPa]	Elongation A [%]	drawing ratio m <sub>p</sub>	strain-hardening coefficient n	material constant C [MPa]
CP2	0°	368	522	37		0.18	822
	45°	399	486	36	2.34	0.15	711
	90°	424	496	14		0.113	726



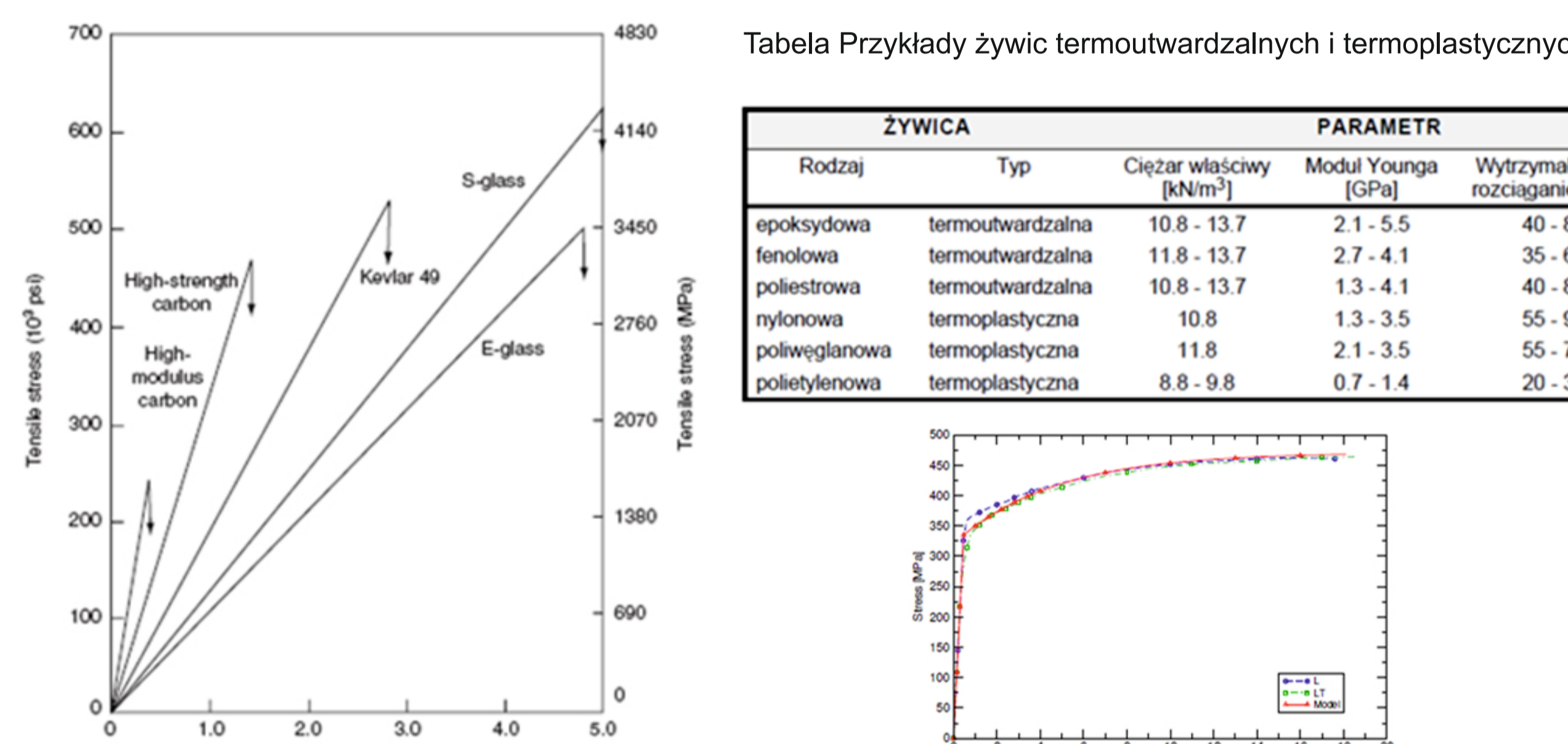
Rys. Schematy różnych technologii wykonania i łączenia podłużnie zbudowanych z kompozytów FML (R. Alderliesten)



Rys. Dominujące siły i naprężenia działające na poszczególne elementy samolotu (A. Hassler)

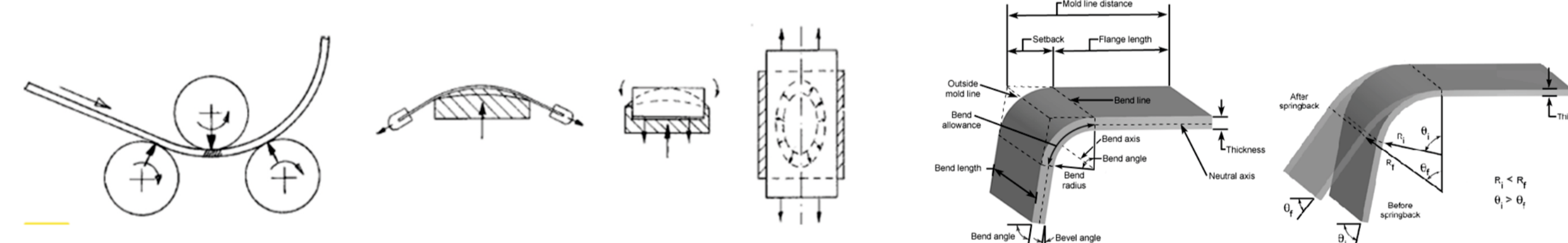


Rys. Wykresy zależności naprężenie - odkształcenie dla kompozytów FML

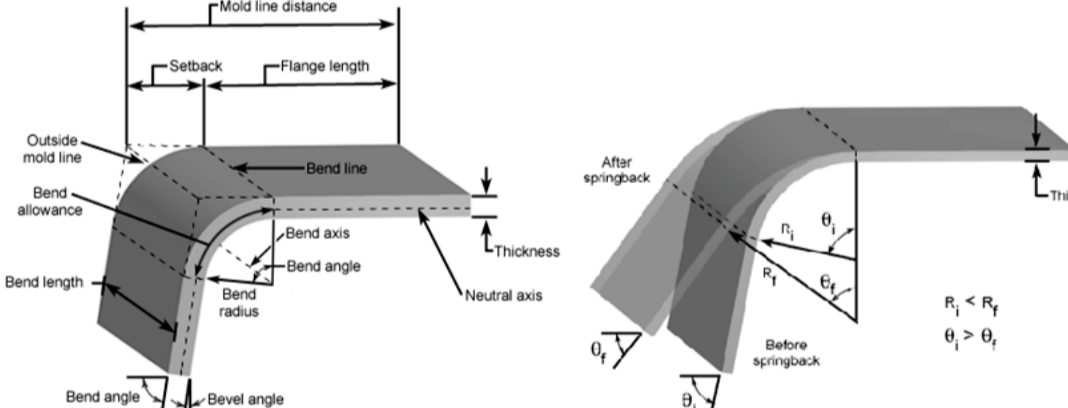


Rys. Porównanie charakterystyk naprężenie-odkształcenie wybranych żywic.

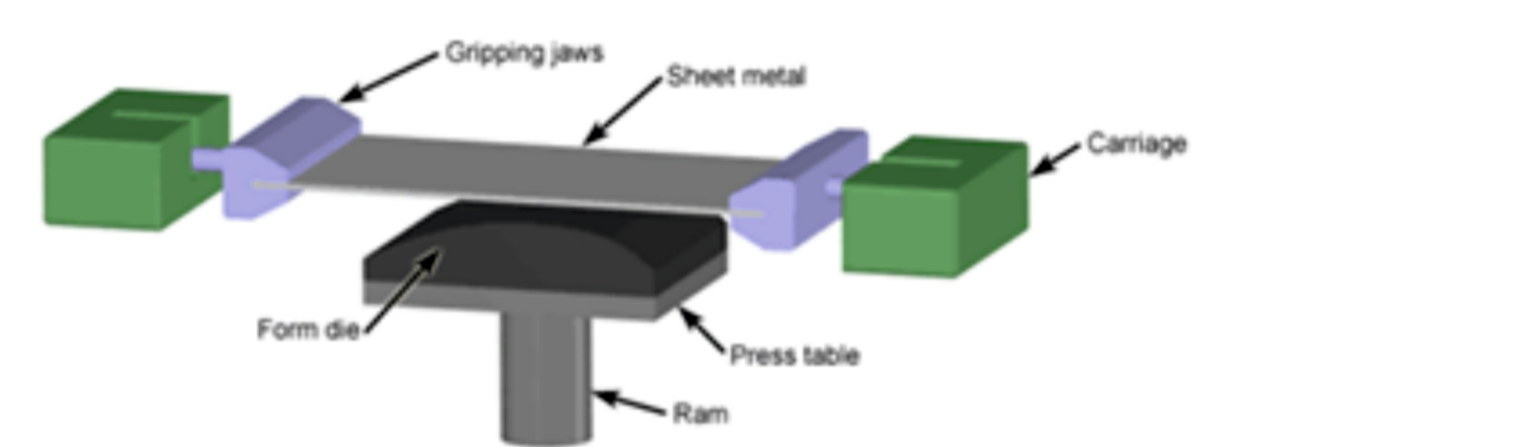
Rys. Wykres naprężenie-odkształcenie dla stopu 2024-T3 (Military Handbook)



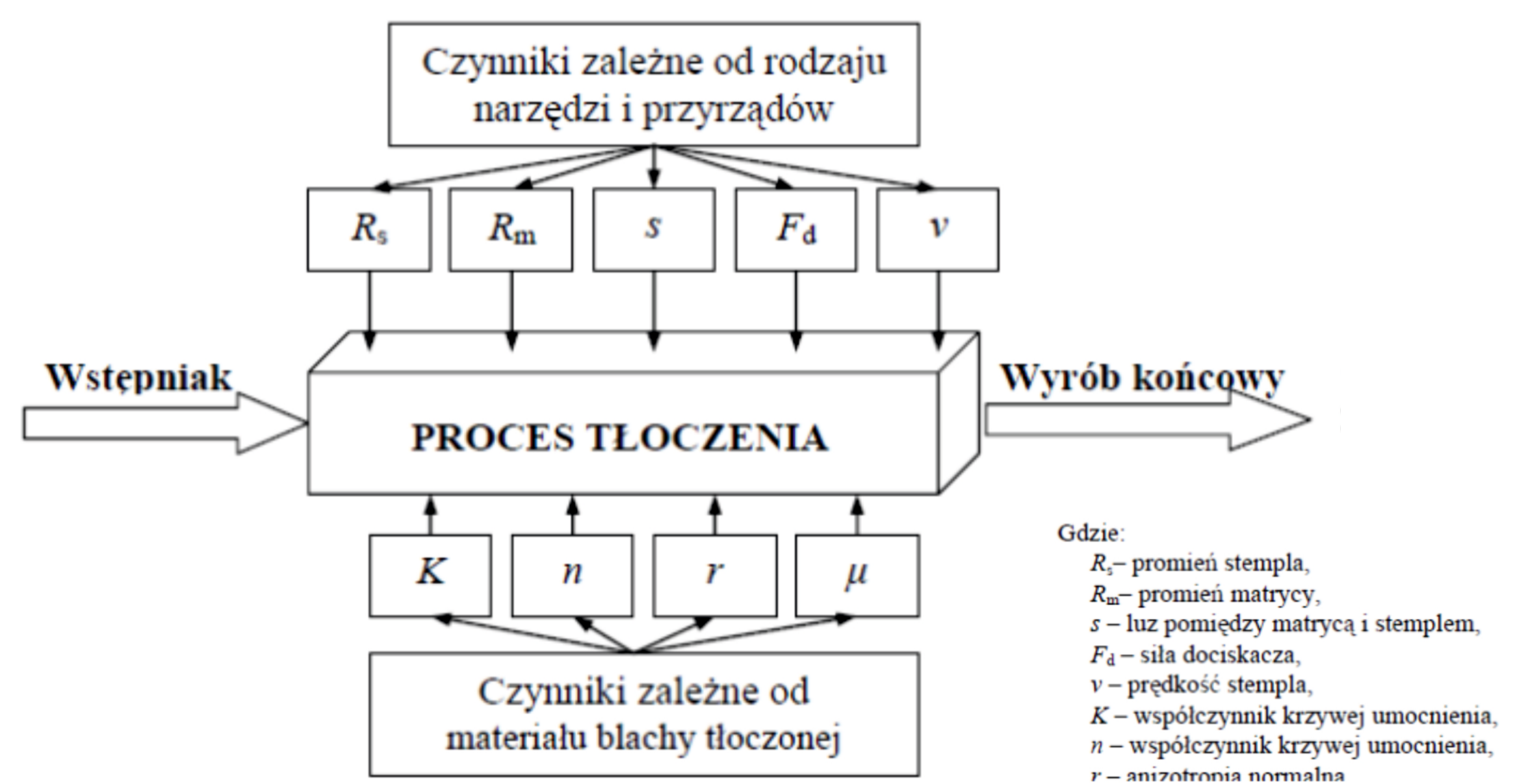
Rys. Schematy formowania (gięcia) blach (J. Sinke)



Rys. Schemat gięcia blachy oraz zjawisko sprężynowania (www.custompartnet.com)



Rys. Przykłady zniszczeń kompozytu GLARE w trakcie gięcia (wyboczenie, de laminacja, uszkodzenie warstwy metalu) (J. Sinke)

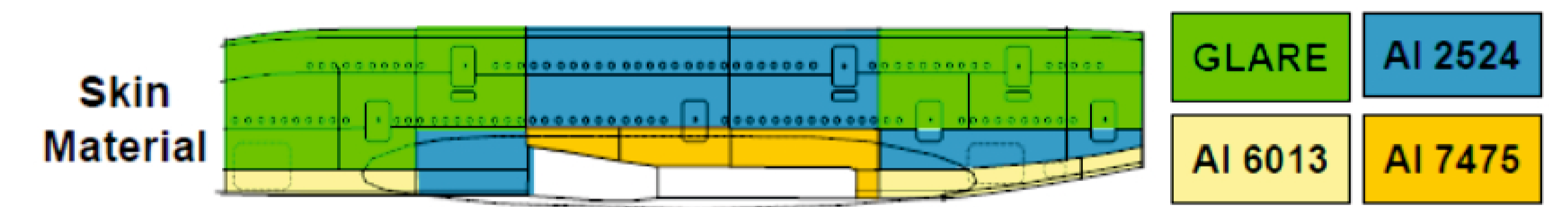


Rys. Czynniki wpływające na proces tłoczenia blach

#### Wnioski Conclusions

Formowanie elementów i struktur z kompozytów typu Glare wykazuje pewne podobieństwa do procesów produkcyjnych z arkuszy metalu (stosowane są analogiczne technologie wytwarzania). Jednak wielkość otrzymywanych laminatów limitowana jest wielkością autoklawu. By uzyskać elementy o większym rozmiarze konieczne jest stosowanie różnych technik łączenia poszczególnych laminatów (łączenie zakładkowe, śrubowe, spawane i klejone).  
Do głównych różnic należy zaliczyć ograniczoną plastyczność kompozytów FML, co skutkuje:  
- sprężynowaniem laminatu,  
- powstawaniem nieciągłości w strukturze kompozytu,  
- powstawaniem obszarów o zróżnicowanej ilości zbrojenia i matrycy polimerowej.  
Wszystkie te elementy wpływają na zmniejszenie własności wytrzymałościowych kompozytu. Na własności plastyczne kompozytu FML ma wpływ zakres plastyczności poszczególnych elementów składowych kompozytu (granica plastyczności polimeru, metalu i zbrojenia). Największą rolę odgrywa jednak faza metaliczna.  
Równie ważnym czynnikiem określającym zdolność kompozytu do odkształceń jest jego struktura oraz grubość.  
Kształtowanie płaskiego laminatu z kompozytu GLARE możliwe jest dla materiałów o małej grubości blach metalu oraz przy niewielkiej ilości warstw kompozytu.  
Otrzymywanie struktur o skomplikowanych kształtach możliwe jest poprzez wcześniejsze uformowanie arkuszy metalu, a następnie połączeniu z zastosowaniem kompozytu polimerowego.

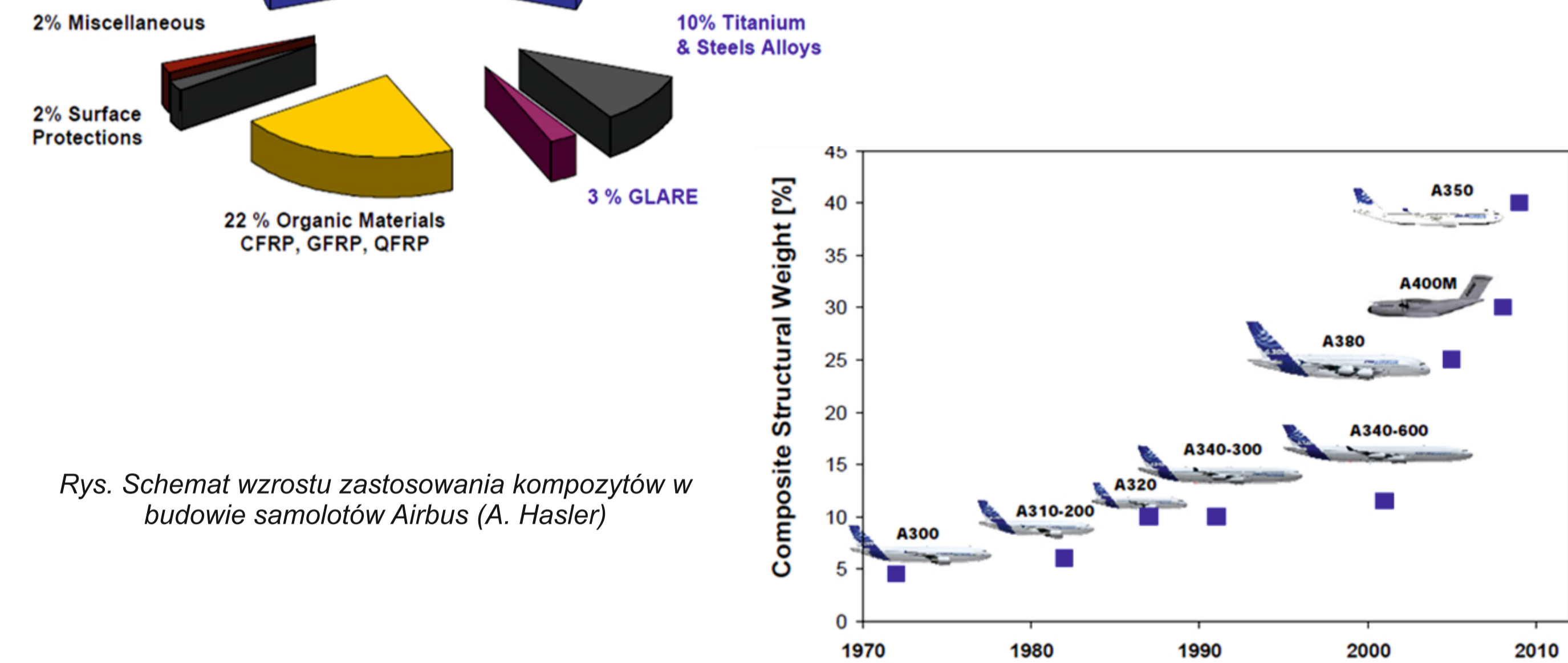
#### Przykłady zastosowania w lotnictwie Examples of application in aviation



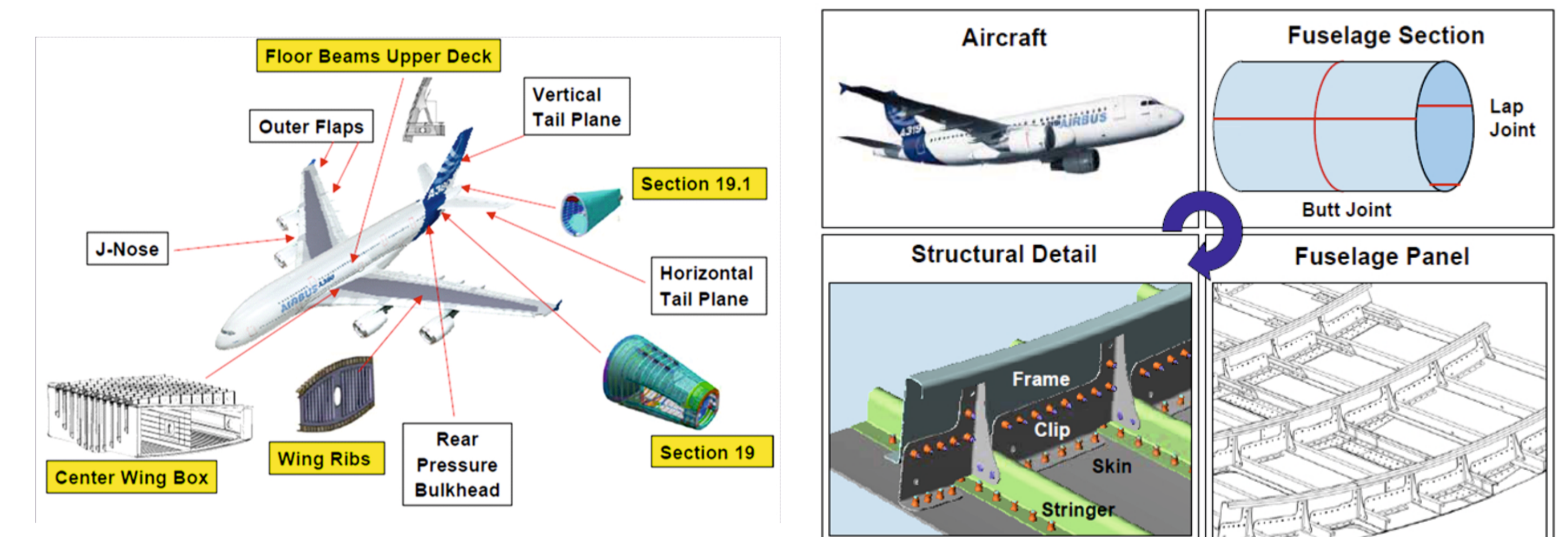
Rys. Schemat zastosowania kompozytów GLARE oraz stopów aluminium w samolocie Airbus A380 (A. Hassler)



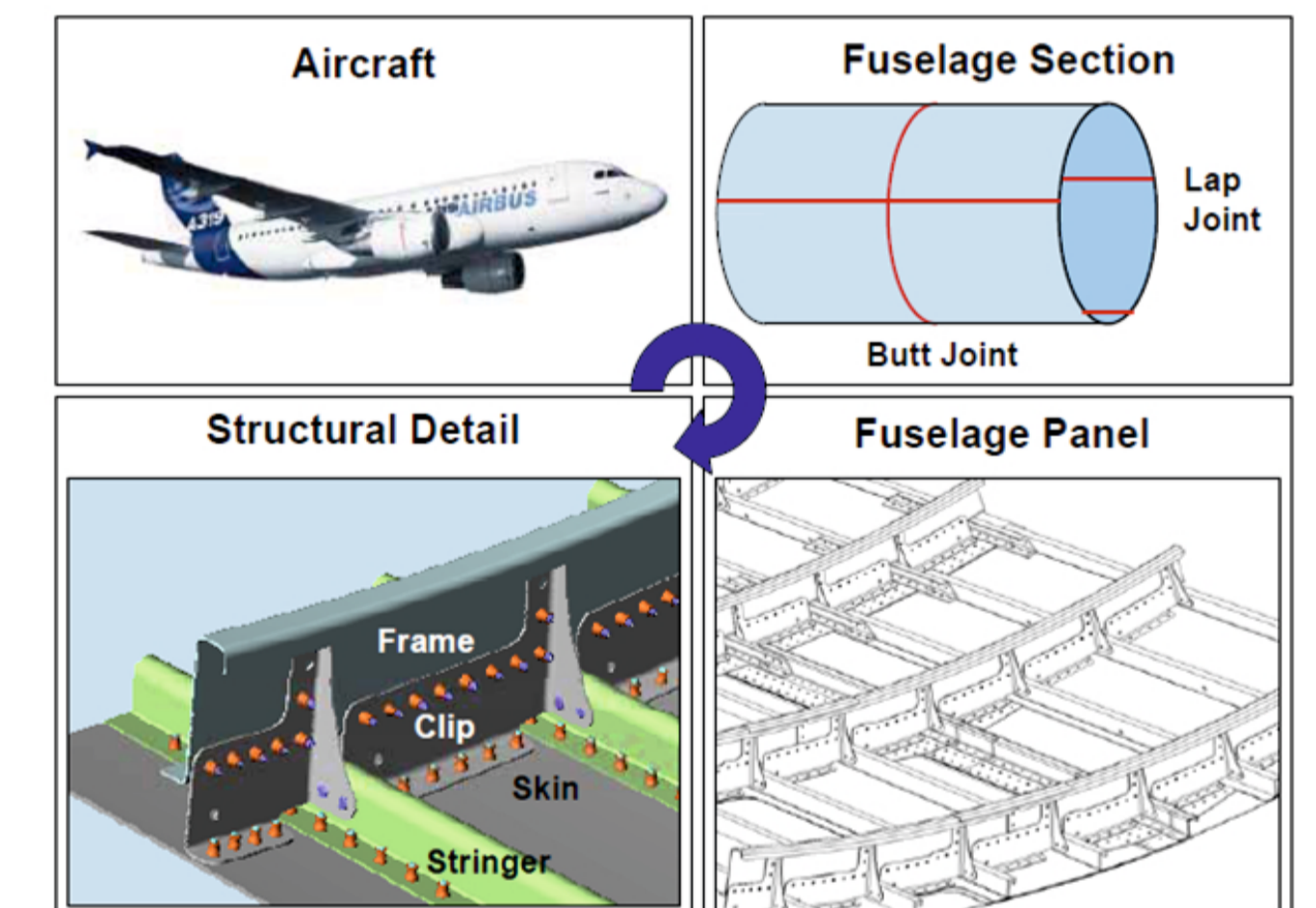
Rys. Zestawienie materiałów stosowanych w konstrukcji samolotu A380 (A. Hassler)



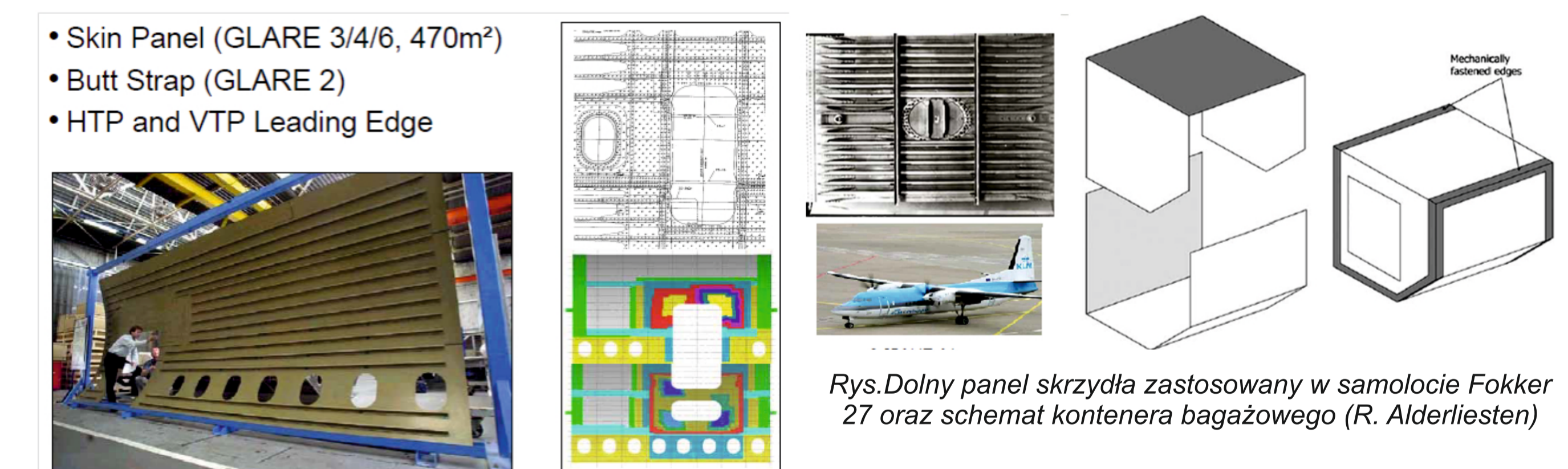
Rys. Schemat wzrostu zastosowania kompozytów w budowie samolotów Airbus (A. Hasler)



Rys. Elementy samolotu Airbus wykonane z kompozytów (A. Hassler)



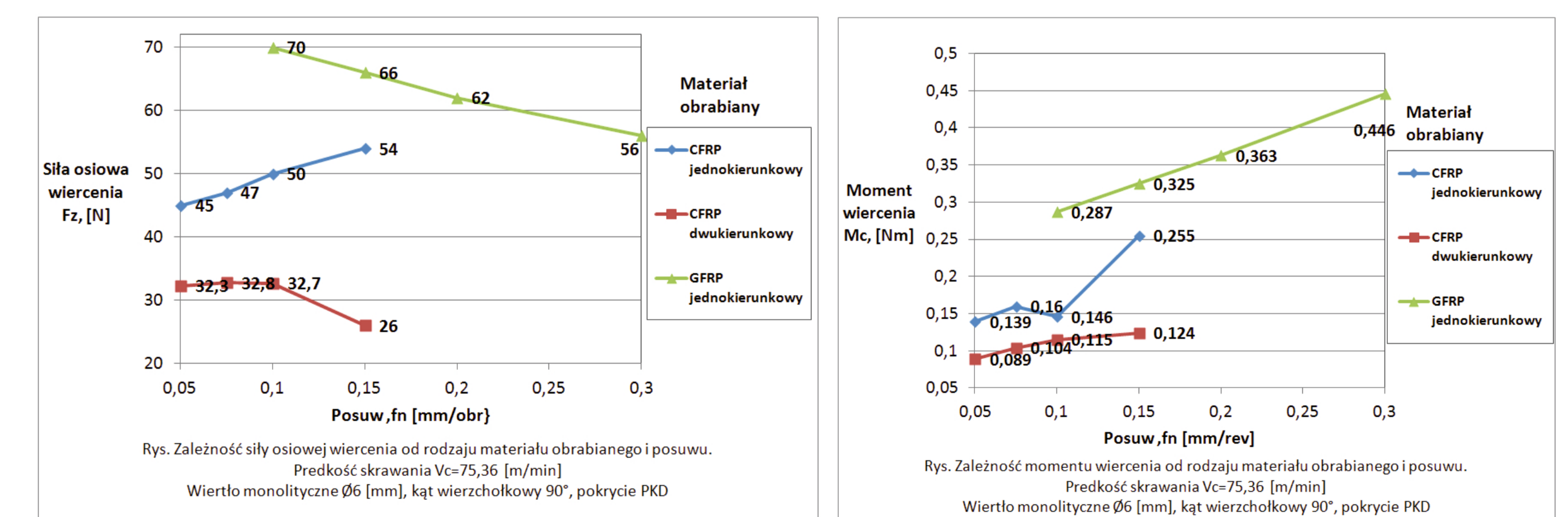
Rys. Struktura poszycia samolotu (A. Hassler)



Rys. Dolny panel skrzydła zastosowany w samolocie Fokker 27 oraz schemat kontenera bagażowego (R. Alderliesten)

#### Wyniki badań Results

Próby wiercenia w kompozytach węglowych CFRP oraz szklanych GFRP o jedno- i dwukierunkowym układzie włókien. Pomiary sił i momentów wiercenia dla różnych parametrów technologicznych.



Rys. Zależność siły wiercenia od rodzaju materiału obrabianego i posuwu.

Rys. Zależność momentu wiercenia od rodzaju materiału obrabianego i posuwu.

#### Wnioski Conclusions

- Zmierzone siły i momenty skrawania różnią się dla kompozytów węglowych CFRP w zależności od struktury kompozytu – jednokierunkowego i wielokierunkowego układu włókien dla tych samych warunków skrawania.
- Większe siły i momenty zarejestrowano dla kompozytu CFRP o jednokierunkowym układzie włókien.
- Podczas wiercenia w kompozycie szklanym GFRP występują kilkunastokrotnie większe siły i momenty skrawania w porównaniu do wiercenia w kompozytach węglowych CFRP.