

MATERIAŁY FUNKcjONALNE I ZŁOŻONE W TRANSPORCIE LOTNICZYM

FUNCTIONAL AND HYBRID MATERIALS IN AIR TRANSPORT

Od wielu lat w lotnictwie wykorzystywane są materiały kompozytowe, które przy stosunkowo niewielkim ciężarze cechują się bardzo dobrymi właściwościami mechanicznymi. Pozwala to na zbudowanie bardzo wytrzymałej i lekkiej konstrukcji samolotu, a w związku z tym na obniżenie kosztów eksploatacji. Niestety doskonałe właściwości mechaniczne kompozytów ulegają znacznemu obniżeniu w momencie pojawienia się uszkodzenia. Dlatego poszukuje się nowych materiałów złożonych o wyższej odporności na pęknięcie oraz sposobów diagnozowania stanu struktury w procesie jej wytwarzania i eksploatacji. Do materiałów nowej generacji należą laminaty metalowo-kompozytowe (FML). Są to laminaty składające się z warstw cienkiej blachy metalowej i kompozytu polimer-włókno ceramiczne lub polimerowe. Laminaty takie charakteryzują się doskonałymi właściwościami równocześnie metalu i włóknistego kompozytu polimerowego. Taka kombinacja daje w rezultacie nową generację materiałów hybrydowych o właściwościach hamowania i blokowania rozwoju pęknięć przy cyklicznym obciążeniu, bardzo dobrej charakterystyce obciążenia i udarowości oraz niskiej gęstości. Inną nową klasą materiałów są materiały inteligentne, o sterowalnych właściwościach, uzyskiwanych przez zastosowanie komponentów ze stopów z pamięcią kształtu lub wbudowanie systemów specjalnych, jak układy włókien piezoelektrycznych lub optycznych. Ich coraz większa dostępność i wyjątkowe właściwości fizyczne sprawiają, że mogą one być z powodzeniem integrowane z innymi materiałami w celu uzyskania właściwości nieosiągalnych na żadnej innej drodze. Wbudowane elementy aktywne, tworzące rozproszoną sieć sensorów i/lub aktyuatorów dają możliwość realizacji zadanych zadań monitorowania, adaptacji i sterowania elementem konstrukcyjnym.

Słowa kluczowe: kompozyty, laminaty, materiały inteligentne, sensory piezoelektryczne, diagnostyka.

For many years aviation has made use of composite materials, which have very good mechanical properties combined with a relatively low weight. Their use enables construction of very durable and lightweight aircraft structures and reduces maintenance costs. Unfortunately, the excellent mechanical properties of composites decrease significantly when damage occurs. That is why new hybrid materials with higher crack resistance and new methods for structural health diagnosing during manufacture and in service are being looked for. One class of new generation materials are fibre-metal laminates (FML). They are laminates which consist of alternating thin metal layers and layers of polymer/ceramic fiber or polymer/polymer fibre composite. Laminates of this kind share the excellent properties of both metal and fibrous polymer composite. Such a combination yields a new generation of hybrid materials with crack growth retardation and arrest capacities under cyclic loading, very good load-bearing and impact resistance characteristics, and low density. Another new class of materials are smart materials with programmable properties obtained by using shape memory alloys or by embedding special systems such as piezoelectric or optical fibre systems. Their increasing availability and exceptional physical properties enable their successful integration with other materials to give properties unobtainable by any other method. The in-built active elements, which form a distributed network of sensors and/or actuators, enable monitoring, adjustment, and control of structural elements.

Keywords: composites, laminates, smart materials, piezoelectric sensors, diagnostics.

1. Wprowadzenie

Sprawność i ciągłe monitorowanie stanu konstrukcji powietrznych, lądowych i morskich jest niesłychanie ważne z uwagi na bezpieczeństwo użytkownika. W transporcie lotniczym bezpieczeństwo i sprawność działania są podstawowym założeniem, gdyż nawet niepozorne uszkodzenie konstrukcji może prowadzić do poważnego w skutkach wypadku. Przemysł lotniczy intensywnie wykorzystuje innowacyjne rozwiązania technologiczne i materiałowe przy wytwarzaniu struktur lotniczych oraz monitorowaniu ich stanu. Bezpieczeństwo i niezawodność konstrukcji zależy bowiem zarówno od rodzaju i jakości materiałów jak i od sprawności monitorowania stanu konstrukcji.

W dziedzinie materiałów na struktury lotnicze nastąpił znaczny postęp wraz z rozwojem materiałów polimerowych. Metalowe półskorupowe struktury cienkościenne, które w warunkach obciążeń dopuszczalnych mogą wykazywać lokalną utratę stateczności, bardzo niekorzystną z punktu widzenia

1. Introduction

The efficiency and continuous health monitoring of airborne, land, and marine structures are extremely important safety factors. In air transport, safety and efficiency of operation are basic assumptions since even minute damage of structure may lead to a serious accident. The aerospace industry makes intensive use of innovative technological and material solutions in the manufacture and health monitoring of aircraft structures as the safety and reliability of those structures depends both on the kind and quality of materials used and the efficiency of health monitoring.

Development of polymer materials has spurred significant progress in the field of aircraft structure materials. Semi-monocoque thin-walled metal structures, which under admissible load conditions may show an aerodynamically disadvantageous local loss of stability have been replaced with sandwich structures. Metal sandwich structures were at the peak of their use in the second half of the previous century. The most commonly

aerodynamicznego, zostały zastąpione strukturami przekładkowymi. Struktury przekładkowe z materiałów metalowych przeżywały swój rozkwit w drugiej połowie ubiegłego wieku. Najbardziej rozpowszechnionymi wśród rdzeni metalowych był rdzeń komórkowy, zwany potocznie ulownicą (rys. 1a). Konstrukcje oparte na takiej strukturze, chociaż masą niekiedy nie różnią się od konstrukcji cienkościennych, umożliwiają wysoki stopień integracji. Rdzeń, któremu może być nadawany dowolny obrys, jest łączony z okładzinami jedną operacją klejenia. Ustroje nośne płatowców wykonane na bazie struktur przekładkowych charakteryzuje wysoka sztywność, pozwalająca na zachowanie żądanej geometrii w całym zakresie obciążeń dopuszczalnych statku powietrznego. Powszechnie stosuje się takie rozwiązanie również w łopatach wirników śmigłowców (rys. 1b).

Rozwój materiałów polimerowych i kompozytów włóknistych o osnowie polimerowej pozwolił na dalsze modyfikacje struktur. Zaczęto stosować izotropowe rdzenie ze spienionych tworzyw sztucznych w takich konstrukcjach, w których nie ma ograniczeń ze względu na temperaturę pracy. Struktury o takiej konfiguracji w budowie szybowców, samolotów lekkich i śmigłowców tworzą integralne podzespoły ustrojów nośnych skorupowych o programowanych właściwościach mechanicznych, jak skrzydła, kadłuby, belki ogonowe. Wiek XXI to piany metaliczne i laminaty włóknisto-metalowe na poszycia i struktury nośne oraz włókna piezoelektryczne jako elementy czujników monitorujących stan konstrukcji [1-8].

Współczesne monitorowanie to metody NDT (Nondestructive Damage Testing) oparte na pomiarach w czasie rzeczywistym z wykorzystaniem czujników zamocowanych na strukturze oraz coraz częściej wbudowanych w konstrukcję. Użycie wbudowanych systemów monitorowania powinno umożliwić funkcjonowanie elementów konstrukcji bez planowych przeglądów aż do momentu, gdy system monitorowania stanu konstrukcji zaalarmuje użytkownika o pojawieniu się uszkodzenia i potrzebie przeprowadzenia naprawy.

W artykule omówione zostaną dwa typy materiałów wprowadzanych obecnie do budowy konstrukcji lotniczych, mianowicie laminaty metalowo-kompozytowe na struktury poszycia zastępujące klasyczne kompozyty i konstrukcje przekładkowe oraz materiały oparte na włóknach piezoelektrycznych jako elementy inteligentne w strukturach lotniczych.

2. Laminaty włóknisto-metalowe

Materiały FML (fiber-metal laminat) to laminaty włóknisto-metalowe, składające się z warstw cienkiej blachy metalowej i kompozytu polimer-włókno szklane lub ceramiczne. Laminaty takie charakteryzują się doskonałymi właściwościami równocześnie metalu i kompozytu polimerowego. Taka kombinacja daje w rezultacie nową generację materiałów hybrydowych

used among metal cores was the cellular honeycomb core (Fig. 1a). Structures designed in this way, though often not different in weight from thin-walled structures, enable a high degree of integration. A core which can be freely shaped to any contour is joined with facings in one bonding operation. Load-carrying sandwich airframe structures are characterised by high stiffness, which makes it possible to preserve the desired geometry over the entire permissible load range of an aircraft. This type of solution is also commonly used in helicopter rotor blades (Fig. 1b).

Development of polymer materials and polymer matrix fibrous composites enabled further modifications of structures. Foam-plastic based isotropic cores started to be used in structures which had no operating temperature limitations. In the construction of gliders, lightweight aircraft, and helicopters, such

structures form integral assemblies of monocoque load-bearing structures with programmed mechanical properties, such as wings, fuselages, or tail booms. The 21st century is the age of metal foams and fibre-metal laminates for skin and load-carrying structures, and piezoelectric fibres as elements of structural health monitoring sensors [1-8].

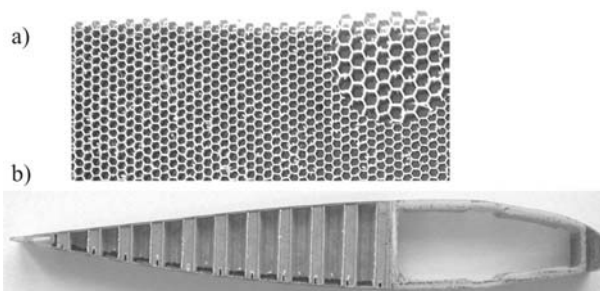
Modern monitoring involves NDT (Nondestructive Damage Testing) methods based on real time measurements using sensors mounted on, or more and more frequently, embedded in the structure. Use

of embedded monitoring systems should make it possible for structure elements to operate without scheduled inspections until the structural health monitoring system alerts the user about an occurrence of damage and the need for repair.

The article discusses two types of materials recently implemented in construction of aircraft structures, namely, metal-composite laminates for fuselage skin structures replacing classical composites and sandwich structures, as well as piezoelectric fibre-based materials used as smart elements in aircraft structures.

2. Fibre-metal laminates

FMLs are fiber-metal laminates consisting of alternating layers of thin metal sheets and polymer/ceramic fiber or polymer/polymer fibre composite. Laminates of this kind possess the excellent properties of both metals and fibrous polymer composites. This combination yields a new generation of hybrid materials with the ability to impede and arrest crack



Rys.1. Wypełniacz ulowy wykonany z Nomex-u, stosowany do wyrobu detali kadłubów śmigłowca Agusta (a) oraz przekrój łopaty śmigłowca W-3 (Sokół) (b)

Fig.1. (a) A Nomex honeycomb filler used in the manufacture of fuselage parts for the Agusta helicopter and (b) a section of a rotor blade of the W-3 (Sokol) helicopter

o właściwościach hamowania i blokowania rozwoju pęknięć przy cyklicznym obciążeniu, bardzo dobrej charakteryst. yce obciążenia i uderności oraz niskiej gęstości. Umożliwiają łatwe wytwarzanie struktur i ich naprawę. Mogą być dostosowywane do różnych potrzeb poprzez: łączenie różnych układów włókno/żywica, stosowania różnych gatunków stopów metali, różnych grubości blach, różnych sekwencji układania warstw laminatu, orientacji włókien, obróbki wstępnej powierzchni itp.

Laminaty tego typu do stosowania w lotnictwie zostały opracowane i opatentowane pod nazwami ARALL® oraz GLARE® w latach 80-tych XX wieku przez naukowców z Delft University of Technology [1,2], obszerniejsze informacje na temat technologii i właściwości tych materiałów zaczęto publikować od 2001 roku po wprowadzeniu GLARE do produkcji w Airbus A-380 [9-29].

Pierwszą grupą laminatów FML, wytworzoną na potrzeby lotnictwa były laminaty ARALL (ARamid ALuminium Laminate), w których komponent włóknisty wykonany jest z włókien aramidowych (Kevlaru). Zastosowano je w latach 80-tych XX wieku na drzwi ładunkowe w samolocie wojskowym C17. Niestety, pomimo bardzo dobrych wyników eksploatacyjnych zostały zastąpione ponownie konstrukcją metalową ze względu na zbyt wysoki koszt wytwarzania w tamtym okresie.

Od 1986 r. podjęto badania nad laminatem, w którym zastąpiono włókno aramidowe włóknem szklanym, tańszym w wytwarzaniu a dającym podobną charakteryst. ykę wytrzymałościową. Materiały z tej grupy nazwano GLARE (Glass Laminates REinforced). Kompozyty GLARE są nową grupą laminatów kompozytowo-metalowych do wytwarzania struktur lotniczych (głównie elementów poszycia). Składają się z cienkich blach aluminiowych połączonych z kompozytem polimer-włókno szklane wytwarzanym technologią preimpregnatu (prepregową). Włókno szklane w prepregu jest skręcane a duże struktury panelowe wytwarzane są przez „splatanie” co eliminuje klasyczną metodę łączenia nitowaniem [19].

Laminat wytwarza się przez łączenie nieplaterowanych blach metalowych z prepregiem prasowaniem lub częścię autoklawowo. Powierzchnie metalowe przygotowuje się wstępnie celem uzyskania lepszej adhezji do prepregu. Wstępna obróbka blach aluminiowych to: odtłuszczenie alkaliczne, trawienie kwasem chromowo-siarkowym, anodowanie w kwasie chromowym i gruntowanie farbą epoksydową zawierającą inhibitor korozji. Warstwy kompozytowe zawierają włókno szklane w ilości 40-60% w osnowie epoksydowej. Laminat umieszcza się w opakowaniu próżniowym i przenosi do autoklawu. Suszenie odbywa się z prędkością 2,5°C/min do 120°C i przetrzymanie 1 h w tej temperaturze przy ciśnieniu rzędu 0.08-0.69 MPa.

Gęstość laminatów GLARE zależy od względnej grubości blachy aluminiowej i warstw kompozytu, liczby warstw, udziału objętościowego włókien. W każdym przypadku gęstość laminatu jest co najmniej 8% niższa niż stopu aluminium. Stosowana grubość blach to 0,3-0,5 mm. Grubość warstwy prepregu to 0,2-0,5 mm. Typowy układ laminatu to 2/1 (2 warstwy blachy i 1 prepregu), w grubszych 3/2 lub 4/3 (rys.2).

Najczęściej stosowane i opatentowane laminaty składają się z blachy aluminiowej gat. 2024-T3 – GLARE 2-4 lub blachy gat. 7075-T6 - GLARE 1 (Tab.1) i prepregu: żywica FM94 z włóknem S2.

Szwy w blachach aluminiowych są różnie rozmieszczone tak, by były mostkowane przez warstwy włókien i warstwy nie-

growth under cyclic loading, with very good load-bearing and impact resistance characteristics, and low density. FMLs enable easy manufacture and repair of structures. They can be tailored to various needs by combining various fibre/resin systems, by using different alloy types, different thicknesses of metal sheets, different laminate stacking sequences, fibre orientations, surface pretreatment techniques, etc.

Laminates of this type were developed and patented for aerospace applications under the trade names of ARALL® and GLARE® in the 1980s by scientists from the Delft University of Technology [1,2]. More comprehensive reports on the technology and properties of these materials were first published in 2001, after GLARE was applied for manufacture of Airbus A-380 [9-29].

The first group of FMLs developed for aerospace applications were ARALL (ARamid ALuminium) laminates, in which the fibrous component was made of aramid (Kevlar) fibres. They were used on the cargo door of the C 17 military transport aircraft. Unfortunately, despite a very good maintenance record, they were replaced anew with metal structures because of too high manufacture costs in that period.

Since 1986, research has been conducted on a laminate in which aramid fibre was replaced with glass fibre, a material cheaper to manufacture and having similar strength characteristics. Materials from this group were called GLARE (GLASS REinforced laminates). GLARE composites are a new group of composite-metal laminates for manufacture of aerospace structures (mainly skin elements). They consist of thin aluminium sheets bonded with a polymer/glass fibre prepreg. In prepreg, glass fibre is twisted, and large panel structures are manufactured by „weaving”, which eliminates the need to use the classical method of rivet assembly [19].

The laminate is produced by bonding together unclad metal sheets with prepreg using a press or, more often, an autoclave. The metal surfaces are pretreated to achieve better adhesion to prepreg. Pretreatment of aluminium sheets involves alkaline degreasing, chromic- sulphuric acid etching, chromic acid anodizing, and priming with a corrosion-inhibiting epoxy primer. The composite layers consist of 40-60% of glass fibre in an epoxy matrix. The laminate is placed in a vacuum bag and transferred into an autoclave. It is dried at a drying speed of 2.5°C/min to 120°C and kept for 1 h at this temperature at a pressure range of 0.08-0.69 MPa.

The density of GLARE laminates depends on the relative thickness of aluminium sheets and composite layers, the number of layers, and the volume share of fibres. In each case, the density of the laminate is at least 8% lower than the density of the aluminium alloy. The sheet thickness used is 0.3-0.5 mm. The thickness of the prepreg layer is 0.2-0.5 mm. A typical laminate lay-up is 2/1 (2 layers of metal sheets and 1 layer of prepreg), and in thicker laminates, 3/2 or 4/3 (Fig.2).

The most frequently used and patented laminates consist of 2024-T3 - GLARE 2-4 aluminium sheets or 7075-T6 - GLARE 1 sheets (Table1) and S2 fibre prepreg based on FM94 resin.

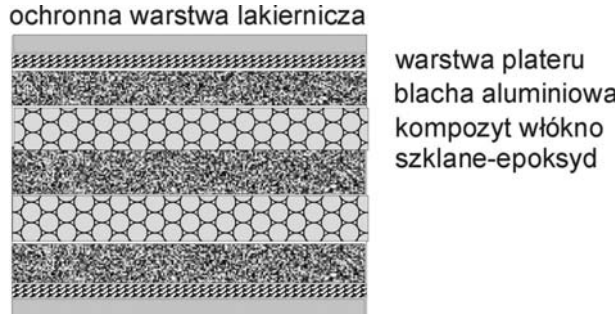
The seams in the aluminium sheets are variously distributed so that they can be bridged by layers of fibre and unbonded sheets. The fibrous layers between the metal surfaces bridge across the gaps, transferring the load. To ensure proper load transfer, an extra layer of aluminium or prepreg is used.

Studies are also conducted on other material combinations, but not all combinations of materials are possible. For instance,

klejonych blach. Warstwy włókniste pomiędzy powierzchniami metalu wypełniają luki przenosząc obciążenie. Celem zapewnienia zdolności przenoszenia żądanego obciążenia stosuje się dodatkową warstwę aluminium lub prepregu.

Prowadzone są również badania nad innymi połączeniami materiałowymi ale nie wszystkie kombinacje materiałów są możliwe. Połączenie stopów aluminium z włóknami węglowymi wydawało się bardzo atrakcyjne ale nie może być stosowane ze względu na korozję galwaniczną. Inny, przyszłościowy laminat z grupy FML to kombinacja tytanu oraz kompozytu włókno grafitowe/polimer (TiGr). Problemem do rozwiązania w zastosowaniach lotniczych jest przewodnictwo elektryczne włókien węglowych.

the combination of aluminium alloys with carbon fibres which once seemed very attractive, cannot be used because of galvanic corrosion. Another promising FML laminate is a combination of titanium with a graphite fibre/polymer composite (TiGr). A problem to be solved in its aerospace applications is electric conductivity of carbon fibres.



Rys.2. Schemat budowy laminatu typu FML (układ 3/2)

Fig.2. A construction diagram of an FML laminate (3/2 lay-up)

Tab. 1. Skład chemiczny stopów aluminium w laminatach GLARE wg PN-EN 573-3:2005

Tab. 1. Chemical composition of aluminium alloys in GLARE laminates in accordance with PN-EN 573-3:2005

Stop Alloy	Pierwiastek % wag. Element Wt. %											Al
	Cr	Zn	Si max.	Mg	Mn	Cu	Pb	Ti max.	Fe max.	Bi max.	Inne razem max. Total other elem. max.	
EN-AW-2024	max. 0,1	max. 0,5	0,8	0,5-1,3	0,2-1	3,3-4,5	0,8-1,5	0,2	0,7	0,2	0,3	r.
EN-AW-7075	0,18-0,28	5,1-6,1	0,4	2,1-2,9	max. 0,3	1,2-2	-	0,2	0,5	-	0,15	r.

3. Zalety i wady materiałów FML

Zalety częściowo zależne są od celu wytwarzania – w przypadku materiałów na struktury lotnicze chodzi przede wszystkim o korelację właściwości trwałość – tolerancja uszkodzenia.

Porównując FML do metalu uzyskuje się bardzo dużą tolerancję uszkodzenia z uwzględnieniem zmęczenia, korozji, udarowości, naprężeń szczątkowych. Porównując do materiału kompozytowego uzyskuje się wyższą wytrzymałość, udarowość, odporność na kruche pękanie.

Zaletą w procesie wytwarzania jest możliwość stosowania konwencjonalnych procesów wytwarzania (technik przygotowania wstępnego, niektórych procesów formowania, cięcia) przy wytwarzaniu paneli poszycia, krawędzi natarcia i małych elementów struktur. W rezultacie koszt inwestycji przy zmianie technologii z metalu na FML jest relatywnie niski.

Inne zalety to: ognioodporność, odporność na wyładowania atmosferyczne, odporność na korozję. Materiały te cechują się bardzo dobrą odpornością na korozję, ponieważ warstwy prepregu stanowią barierę dla wilgoci, która mogłaby atakować wewnętrzne warstwy metalowe, natomiast warstwy metalowe chronią prepregi przed „wstawianiem” pod wpływem wilgoci.

Wady odnoszą się głównie do procesu wytwarzania. Istnieje problem z podatnością na odkształcanie dużych elementów panelowych, gdyż obecność warstw metalu zwiększa sztywność. W kombinacji z aluminium sztywność rośnie, co może być wadą ale równocześnie rośnie przenoszenie obciążenia co

3. Advantages and drawbacks of FML materials

The benefits of FMLs partly depend on the purpose of manufacture; in the case of materials for aerospace structures, what is important is chiefly the correlation between durability and damage tolerance.

Compared with metal, FMLs have a very high damage tolerance with respect to fatigue, corrosion, impact resistance, and residual stress. Compared to composite materials, they have higher durability, impact resistance, and resistance to brittle fracture.

One manufacturing advantage is the possibility of using conventional production processes (pretreatment techniques, some moulding and cutting processes) in manufacture of skin panels, leading edges, and small structural elements. As a result, the cost of investment in changing the technology from metal to FML is relatively low.

Other advantages include fire resistance, atmospheric discharge resistance, and corrosion resistance. These materials have very good corrosion resistance due to prepreg layers, which form a barrier against moisture, which could attack the inner metal layers; the metal layers, on the other hand, protect prepregs against „lifting” under the influence of moisture.

The disadvantages chiefly concern the manufacture process. One problem is that large panel elements are deformation prone since the metal layers increase stiffness. In combination with aluminium, the stiffness increases, which may be disadvantageous, though, at the same time, there is an increase in load

jest zaletą.

Zestawienie podobieństw i różnic w wytwarzaniu części i struktur z GLARE, z blach metalowych i kompozytów [16] pozwala przypuszczać, że materiały laminatowe będą coraz szerzej stosowane. Najważniejsze przesłanki to:

- Możliwość wykorzystania procesów stosowanych do kształtowania blach metalowych do wytwarzania części i struktur z GLARE. Największe różnice występują przy kształtowaniu części złożonych. Z powodu różnicy w granicy odkształcalności laminatu, która jest znacznie mniejsza oraz elastyczności, występuje sprężynowanie. Przy wytwarzaniu pojedynczo zakrzywionych poszyc i podłużnic (wsporników) można stosować klasyczne metody.
- Procesy kształtowania są uzupełniane procesami wstępnymi identycznymi ze stosowanymi dla materiałów kompozytowych. Główne uzasadnienie stosowania tej metody produkcji to możliwość wytwarzania dużych paneli poszycia wraz ze wzmocnieniem, co ma duży wpływ na efektywność produkcji i koszty.
- Kluczowym elementem w procesach przygotowawczych jest zastosowanie klejenia na zakładkę (splices). Klejenie pozwala wytwarzać duże panele, ograniczeniem jest tylko wielkość komory autoklawu i urządzeń do obróbki wstępnej.
- W procesie obróbki skrawaniem główne różnice polegają na możliwości delaminacji i nadmiernym zużyciu narzędzi podczas skrawania laminatów ze względu na abrazyjne działanie włókien. Dlatego materiały te wymagają specjalnych materiałów narzędziowych.
- Połączenia nitowane i śrubowe muszą być wykonywane ostrożnie ze względu na możliwość delaminacji.
- Niezbędne są specjalistyczne metody kontroli uszkodzeń (NDT) opracowane specjalnie do laminatów.

Twórcy tych materiałów i producenci struktur lotniczych uważają, że pomimo pewnej niezbędnej ostrożności przy wytwarzaniu części i struktur z GLARE nie ma żadnych ograniczeń w możliwości stosowania tego materiału i innych z grupy FML [1,2,12,14,19].

4. Materiały inteligentne. Stopy z pamięcią kształtu

Jedną z nowych klas materiałów, które zwróciły powszechną uwagę badaczy na świecie, są materiały inteligentne w postaci stopów z pamięcią kształtu. Ich coraz większa dostępność i wyjątkowe własności fizyczne sprawiają, że mogą one być z powodzeniem integrowane z innymi materiałami w celu uzyskania właściwości nieosiągalnych na żadnej innej drodze. Powstałe w ten sposób nowe materiały kompozytowe stanowią odrębną klasę materiałów kompozytowych – materiałów o sterowalnych własnościach [30-33]. Stopy z pamięcią kształtu posiadają niespotykane wśród innych materiałów właściwości związane ze zmianą ich modułu sprężystości czy też tłumienia. Przede wszystkim jednak posiadają możliwości generowania znaczących sił w procesie aktywacji, które są związane z efektem pamięci kształtu (odzysk naprężenia). Z uwagi na te właściwości stopy z pamięcią kształtu pozwalają na aktywne i w pełni kontrolowane sterowanie takimi cechami jak np. kształt, ugięcie statyczne, postacie i częstotliwości drgań własnych, amplitudy drgań rezonansowych, tłumienie.

Inteligentne elementy wykonawcze w postaci drutów, taśm, prętów lub belek wykonanych ze stopów z pamięcią kształtu

transfer, which is beneficial.

A comparison of manufacturing parts and structures made from GLARE, metal sheets, and composites [16] suggests that laminate materials will be more and more commonly used. The most important reasons include:

The possibility of using metal sheet moulding processes for manufacture of GLARE parts and structures. The largest differences occur in moulding of complex parts. Because of a difference in the limit of deformability, which is significantly lower for laminates, and a difference in elasticity, laminates are prone to spring-back. In manufacturing single-curved fuselage skins and stringers (trusses), classical methods can be used.

Moulding processes are supplemented with pretreatment processes identical to those applied for composite materials. The main reason for using this manufacturing method is the possibility of manufacturing large skin panels together with reinforcement, which has a large impact on the effectiveness and costs of production.

A key element in pretreatment processes is splice. Bonding allows manufacture of large panels, where the only limitation is the size of the autoclave chamber and pretreatment equipment.

In the process of machining, the main differences are the risk of delamination and excessive tool wear occurring in the machining of laminates caused by the abrasive action of fibres. That is why these materials require special tool materials.

Riveted and bolt joints have to be carefully manufactured because of the risk of delamination.

Application of specialist damage inspection techniques (non-destructive testing, NDT) especially designed for laminates is vital.

The designers of these materials and aircraft structure manufacturers alike believe that, despite a certain degree of caution required in manufacturing GLARE parts and structures, there are no limitations to the possibilities of use of this material or other FMLs [1,2,12,14,19].

4. Smart materials. Shape memory alloys

One of the new classes of materials that have attracted general attention of researchers all over the world are smart materials known as shape memory alloys. Their growing availability and outstanding physical properties make it possible for them to be successfully integrated with other materials to yield properties unobtainable by other methods. The resulting new composite materials constitute a separate class of composite materials with programmable properties [30-33]. Memory shape alloys have properties connected with variations in their elastic modulus or damping capacity unparalleled by other materials. Above all, however, they have the ability to generate significant forces in the process of activation which are connected with the memory shape effect (stress recovery). Owing to these properties, shape memory alloys enable active and fully controlled programming of such features as shape, static deflection, modes and frequencies of free vibration, amplitudes of resonant vibration, or damping properties.

Smart actuators in the form of wires, strips, rods or beams made from shape memory alloys have to be appropriately integrated and joined with a construction element, thus ensuring its

muszą być we właściwy sposób zintegrowane i połączone z elementem konstrukcyjnym, zapewniając w ten sposób właściwą jego pracę i trwałość. Wyróżnić można dwa zasadniczo odmienne sposoby łączenia inteligentnych elementów wykonawczych ze stopów z pamięcią kształtu z elementami. Elementy aktywne (druty, taśmy, itp.) będące integralną częścią materiału elementu konstrukcyjnego lub konstrukcji, mogą być całkowicie lub częściowo zatopione w tym materiale albo umieszczone w specjalnych elastycznych koszulkach, które zapewniają brak naprężeń ścinających, pojawiających się w procesie aktywacji. W obu przypadkach inteligentne elementy aktywne mogą być przymocowane do elementu konstrukcyjnego w wybranej liczbie punktów lub na całej długości, zapewniając w ten sposób zasadniczo różny rozkład generowanych sił. W literaturze znane są również dwie całkowicie różne metody aktywacji inteligentnych elementów aktywnych: metoda APT (z ang. Active Property Tuning) i metoda ASET (z ang. Active Strain Energy Tuning) [34,35]. Metodę APT charakteryzuje brak generowanych naprężeń w trakcie aktywacji z uwagi na fakt, że wykorzystuje ona jedynie zmiany modułu sprężystości elementów aktywnych wykonanych ze stopów z pamięcią kształtu. Metoda ASET jest zasadniczo oparta na generacji naprężeń związanych z efektem pamięci kształtu w procesie aktywacji inteligentnych elementów aktywnych, które w tym celu muszą być poddane wstępnym odkształceniom lub procesowi trenowania.

Elementy konstrukcyjne w części lub całości wykonane z takich materiałów, bądź wyposażone w komponenty wykonane z materiałów o sterowalnych własnościach, charakteryzują się nietypowymi cechami, umożliwiającymi zmiany ich charakterystyk statycznych lub dynamicznych. Dzięki temu możliwe jest sterowanie kształtem elementów konstrukcyjnych, zarówno w przypadku elementów konstrukcyjnych pracujących pod obciążeniem statycznym jak i nieobciążonych. W dynamice możliwości wykorzystania tych materiałów są znacznie szersze i obejmują nie tylko możliwości sterowania wybranymi częstotliwościami i postaciami drgań własnych elementów konstrukcyjnych lecz również selektywne sterowanie amplitudami i częstotliwościami rezonansowymi lub tłumieniem.

5. Włókna piezoelektryczne

Pęknięcia w metalach oraz uszkodzenia od uderzenia, np. w materiałach kompozytowych, są główną przyczyną uszkodzeń konstrukcji lotniczych. Dlatego istotna jest wczesna diagnoza symptomów uszkodzenia, zwłaszcza w miejscach oddalonych, jak na przykład końcówki skrzydeł. Zastosowanie zintegrowanego systemu ciągłego monitorowania stanu technicznego obiektu może pozwolić na znaczną redukcję kosztów eksploatacji z powodu wyeliminowania długotrwałych planowych przeglądów. Uważa się, że lotnictwo może wiele skorzystać dzięki zintegrowanemu systemowi oceny stanu technicznego obiektu, który przy pomocy odpowiedniego instrumentarium uruchomi system wczesnego ostrzegania, a tym samym umożliwi wykonanie niezbędnych czynności zapobiegających zbyt długim przerwom w pracy czy wydatkom związanym z przeciągającymi się naprawami (Smart Health Monitoring - Inteligentne Monitorowanie Stanu). Wbudowane elementy aktywne tworzące rozproszoną sieć sensorów i/lub aktywatorów dają możliwość realizacji zadanych zadań monitorowania, adaptacji i sterowania [3,36-57].

Najnowsze osiągnięcia w dziedzinie nieinwazyjnych me-

proper functioning and durability. There exist two fundamentally different methods of joining smart shape memory alloy actuators with elements. Active elements (wires, strips, etc.) that are integral parts of the material of a construction element or a structure may be completely or partly embedded in this material or may be fitted in special elastic sleeves which ensure lack of shear stresses arising in the process of their activation. In both cases, smart active elements can be attached to a construction element at any given number of points or along its entire length, giving a fundamentally different distribution of the generated forces. The literature also knows two different methods of activation of smart active elements: the Active Property Tuning method (APT) and the Active Strain Energy Tuning method (ASET) [34,35]. The APT method does not generate strain during activation as it only uses variations in the elastic modulus of active elements made from shape memory alloys. The ASET method is generally based on generation of strain connected with the shape memory effect in the process of activation of smart active elements, which, for that purpose, have to be subjected to pre-deformation and training treatment.

Structural elements made in part or in whole from such materials, or fitted with components made from programmable materials possess untypical features which enable changes of their static and dynamic characteristics. This makes it possible to control the shape of structural elements, both in the case of structural elements operating under static loading conditions and unloaded conditions. In dynamics, the possibilities of application of these materials are much broader and include not only the possibility of controlling selected free vibration frequencies and modes of structural elements but also selective control of resonant amplitudes and frequencies or damping.

5. Piezoelectric fibres

Metal fractures and impact damage in composite materials are the main causes of aircraft structure damage. Hence the significance of early diagnosis of damage symptoms, especially in remote locations such as wing tips. Application of an integrated system of continuous health monitoring of an object, may lead to a significant reduction in maintenance costs by eliminating long-lasting scheduled inspections. It is believed that the aerospace industry can benefit a great deal from using integrated health assessment systems, which by means of a special apparatus activate an early warning system, and by doing so allow necessary actions to be taken to prevent excessively long breaks in operation or expenditure connected with protracted repairs (Smart Health Monitoring). Embedded active elements forming a distributed network of sensors and/or actuators enable realisation of the tasks of monitoring, adjusting, and control [3,36-57].

The latest achievements in non-destructive structural testing are oriented towards the analysis of elastic wave propagation. Methods are being worked out, which, based on recorded changes in the propagation of elastic waves, enable detection

to oceny stanu technicznego konstrukcji kierują się w stronę analizy propagacji fal sprężystych. Opracowywane są metody, które na podstawie zarejestrowanych zmian w propagacji fal sprężystych, umożliwiają detekcję szczególnie niebezpiecznych uszkodzeń w początkowej fazie rozwoju, takich jak pęknięcia zmęczeniowe i delaminacje w materiałach kompozytowych. Przebiegi fal sprężystych generowane i rejestrowane są za pomocą sieci przetworników piezoelektrycznych. Fala sprężysta posiada zdolność propagowania na duże odległości, stąd zastosowanie technik na niej bazujących daje możliwość inspekcji szerokiego obszaru konstrukcji. Ponadto pozwalają one na uzyskanie informacji o stanie konstrukcji na podstawie jednego tylko badania, co z kolei tłumaczy zainteresowanie wielu gałęzi przemysłu możliwością pozyskania i wykorzystywania tej metody [38-43].

W metodach tych stosowane są ceramiczne przetworniki piezoelektryczne o różnym sposobie rozmieszczenia i różnym kształcie. Najprostszym rozwiązaniem jest zastosowanie płaskich piezoelektrycznych przetworników ceramicznych o średnicy rzędu kilku milimetrów, spolaryzowanych radialnie, połączonych lutowanymi przewodami i zalaminowanych w kompozycie [3]. Wymiary przetworników muszą być dobrane tak, aby uzyskać ich maksymalną czułość dla modów fal rozchodzących się w elementach. Wykorzystanie kilku przetworników pozwala na wykrywanie powstających wad oraz na ich lokalizację.

Innym rozwiązaniem jest umieszczenie przetworników na folii, na przykład w układzie Smart Layer [36]. Taka technologia pozwala na dowolne umieszczenie czujników i dowolne prowadzenie przewodów w zależności od geometrii badanego elementu. Folia może być z jednej strony pokryta warstwą klejącą i przyklejona do metalowego elementu o powierzchni rozwijalnej (walec, stożek) lub ułożona między warstwami laminatu w trakcie produkcji elementu kompozytowego. Układ taki można wykorzystać do monitorowania zmian naprężeń lub do kształceń struktury w funkcji czasu (na podstawie zmian czasu przejścia impulsów), do wykrywania wad (na podstawie analizy zmian impulsów) lub do monitorowania procesu produkcji laminatu (monitorowanie amplitudy i zmiany czasu impulsów w procesie utwardzania laminatu).

Kolejnym ulepszeniem metody monitorowania jest zastosowanie przetworników z folii piezoelektrycznej. Matryca składa się z folii piezoelektrycznej, na którą nałożone są elektrody pokrywające powierzchnie przetworników i ścieżki elektryczne. Gotową matrycę nakleja się na element stosując taśmę obustronnie klejącą [3,44].

Najnowsze rozwiązania to czujniki z włókien piezoelektrycznych PZT. Są to włókna ceramiczne $Pb(Zr_{1-x}Ti_x)O_3$, w których najlepsze właściwości piezoelektryczne uzyskuje się dla składu $Pb:Zr:Ti = 1:0,52:0,48$ a więc związku $Pb(Zr_{0,52}Ti_{0,48})O_3$. Włókna PZT wytwarza się różnymi technologiami, zastrzeżonymi patentami [44-52].

Technologia bezpośredniego spiekania opracowana została w Instytucie Fraunhofera w Niemczech. Drobny proszek z ceramiki piezoelektrycznej (ziarna o wymiarach 2 - 4 μm) razem z elastycznym spoiwem tworzy żel, z którego wyciskane są długie włókna o średnicy od 15 do 50 μm [37]. Włókna te są następnie spiekane w piecu o kontrolowanej atmosferze i po ostygnięciu tworzą cienkie i elastyczne nitki ze zwartych ziarenek ceramiki piezoelektrycznej. Te nitki układane są następnie w jednej płaszczyźnie, równoległe do siebie, w odległościach

of particularly dangerous damage at an early stage of development, such as fatigue cracks and delamination in composite materials. Oscillations of elastic waves are generated and recorded by a network of piezoelectric transducers. Elastic waves have the ability to propagate over large distances, and so the use of techniques based on them allows inspection of large structural areas. Moreover, they allow one to obtain information on structural health on the basis of just one examination, which, in turn, explains the interest that many branches of industry take in the possibility of acquiring and using this method [38-43].

Those methods use ceramic piezoelectric transducers of various shapes and various distribution patterns. The simplest solution is to use radially polarised flat ceramic piezoelectric transducers with a diameter in the range of several millimetres, joined with conductive solder and laminated in a composite [3]. The size of the transducer has to be selected so as to achieve maximum sensitivity to the modes of the waves propagating in elements. Use of several transducers allows detection and localization of developing faults.

Another solution is to place transducers on a film, as in the case of the Smart Layer system [36]. This technology allows free placement of sensors and free wire laying dependent on the geometry of a given element. The film can either be coated on one side with an adhesive layer and bonded to a metal element with a developable surface (cylinder, cone) or placed between layers of laminate during the manufacture of a composite element. A system of this kind can be used to monitor strain variation and structural deformation as a function of time (on the basis of variations in pulse transit time), to detect faults (on the basis of an analysis of pulse variation), or to monitor the process of laminate manufacture (monitoring the amplitude and variations of pulse time in the process of laminate cure).

Another improvement on the monitoring methods is use of piezoelectric film transducers. The matrix here consists of piezoelectric film with electrodes deposited on it which cover the surfaces of transducers and the electrical paths. Prepared in this way, the matrix is bonded to an element using two-sided adhesive tape [3,44].

The latest solutions include PZT piezoelectric fibre sensors. These are ceramic $Pb(Zr_{1-x}Ti_x)O_3$ fibres, in which the best piezoelectric properties are achieved for the composition of $Pb:Zr:Ti = 1:0.52:0.48$, that is $Pb(Zr_{0.52}Ti_{0.48})O_3$. PZT fibres are manufactured using different patent-protected technologies [44-52].

The technology of direct sintering has been developed in Fraunhofer Institute in Germany. Fine piezoelectric ceramic powder (grain size 2 - 4 μm) together with elastic binder form a gel, from which long fibres, 15 to 50 μm in diameter, are squeezed [37]. The fibres are subsequently sintered in a controlled atmosphere furnace and, after cooling, form thin elastic threads of compact piezoelectric ceramic grains. The threads are then arranged in parallel in one plane at a spaced distance of about 0.2 mm from one another. On both sides, interdigitated electrodes are deposited on the fibre layer, which enable polarisation of the fibres (giving them piezoelectric properties) and, later, allow the operating sensors to collect from fibres electric charges arising on them under deformation.

A different technology involves manufacture of ceramic fibres on a metal core wire made of titanium, platinum or stainless steel wire using hydrothermal synthesis or extrusion moulding [47,51,52].

The hydrothermal method consists in growing PZT crys. als

około 0,2 mm. Z obu stron, na warstwę włókien nanoszone są elektrody grzebieniowe, które pozwalają na polaryzację włókien (nadanie im własności piezoelektrycznych) oraz później, w czasie pracy gotowych już czujników, na zbieranie z włókien ładunków elektrycznych powstających w czasie ich odkształcania.

Inna technologia to wytwarzanie włókien ceramicznych na rdzeniu metalowym z drutu tytanowego, platynowego, niklowego lub stali nierdzewnej metodą syntezy hydrotermalnej lub metodą wytłaczania [47,51,52].

Metoda hydrotermalna polega na wzroście kryształów PZT z roztworu zawierającego tlenki i wodorotlenki przy temperaturze 120-180°C w czasie 24-48 h w autoklawie. Pożądana grubość warstwy uzyskiwana jest w kolejnych cyklach.

W metodzie wytłaczania stosuje się najczęściej rdzeń z drutu platynowego ale można stosować i inne metale (nikiel, tytan, stal nierdzewna) pod warunkiem, że nie będą reagowały z ceramiką PZT i nie będą traciły swoich właściwości podczas spiekania przeprowadzanego w temperaturze 1100-1200°C.

W wytworzonych elementach, w których inteligentne włókna mają pracować jako elektrody możliwe jest stosowanie przewodzącego materiału kompozytowego, na przykład zawierającego włókna węglowe (CFRP). Średnica włókien PZT nie może przekraczać grubości maksymalnie dwóch warstw prepregu CFRP, najczęściej stosuje się włókna o średnicy 150-300 µm.

Grubość włókien PZT zależy od technologii ich wytwarzania. Stosując metodę syntezy hydrotermalnej otrzymuje się warstwy o grubości 5-30 µm, pokrywające powierzchnię drutu tytanowego o średnicy od 50 do 150 µm czyli włókna o średnicy od 60 µm do około 200 µm. Włókna takie pełnią rolę sensorów (czujników) wbudowanych w strukturę bez pogorszenia właściwości mechanicznych bazowego materiału kompozytowego.

Włókna wytwarzane metodą wytłaczania osiągają większe średnice, często dochodzące do 1-2 mm i służą głównie jako aktywatory [53,54].

Czujniki z włókien są czułe na odkształcenia w kierunku równoległym do kierunku ułożenia włókien (posiadają kierunkowe charakterystyki). Można je sklejać ze sobą warstwami tworząc laminat „nasycony” włóknami piezoelektrycznymi. Czujniki z włókien w takim kompozycie służą do monitorowania stanu struktury. Inną cechą struktury z wbudowanymi w nią włóknami piezoelektrycznymi jest możliwość aktywnego tłumienia drgań. Sygnały z czujników odkształcenia informują układ kontrolny o wystąpieniu drgań a układ reaguje wysłaniem sygnałów elektrycznych docierających do znajdujących się w laminacie włókien piezoelektrycznych, które odpowiednio kureczą się lub wydłużają, przeciwstawiając się drganiom struktury. W ten sposób struktura wyposażona w działające pasywnie i aktywnie czujniki może samodzielnie przeciwdziałać powstającym w niej drganiom. Działające na tej zasadzie układy stosowane są już dzisiaj w samolotach do tłumienia drgań niektórych elementów [55-57].

Obecnie elementy PZT produkowane są przez firmy komercyjne i są powszechnie dostępne na rynku w Europie Zachodniej, USA, Japonii. O ile technologia wytwarzania prostych elementów jest opanowana, to ich wkomponowanie w większą strukturę kompozytową jest ciągle tematem badań wielu firm lotniczych realizowanych we własnych zakładach badawczych lub też wspólnych ramowych programach europejskich. Ba-

in a solution containing oxides and hydroxides at 120-180°C for 24-48 h in an autoclave. The target thickness of the PZT film is obtained in successive cycles.

In the extrusion moulding method, platinum is the metal of choice for wire cores but other metals can also be used (nickel, titanium, stainless steel) as long as they do not react with PZT ceramics and do not lose their properties during sintering at a temperature of 1100-1200°C.

In the manufactured elements in which smart fibres are designed to operate as electrodes, conductive composite materials can be used such as carbon-fibre-reinforced plastic (CFRP). The diameter of PZT fibres cannot exceed the thickness of the maximum of two CFRP prepreg layers. Most frequently, fibres with a diameter of 150-300 µm are used.

The thickness of PZT fibres depends on the manufacturing technology. Using hydrothermal synthesis, one obtains 5-30 µm thick layers coating the surface of a titanium wire with a diameter of 50 to 150 µm, i.e., fibres 60 to about 200 µm in diameter. Fibres of this type can function as embedded sensors without lowering the mechanical properties of the base composite.

Fibres manufactured by extrusion moulding reach larger diameters of 1-2 mm and they chiefly serve as actuators [53,54].

Fibre sensors are sensitive to strain parallel to fibre orientation (they possess directional characteristics). They can be bonded together in layers to form a laminate “saturated” with piezoelectric fibres. The fibre sensors in a composite of this kind serve the purpose of structural health monitoring. Another feature of a structure with embedded piezoelectric fibres is its active-vibration-damping capacity. Signals from strain sensors inform the control system of the occurrence of vibrations, and the system reacts by sending electrical signals to piezoelectric fibres in the laminate, which contract or expand as needed to counter the vibrations of the structure. That is how a structure fitted with passive and active sensors can on its own counteract vibrations that occur in it. Systems operating on this principle are already used in aircraft for damping the vibration of some elements [55-57].

At present, PZT elements are produced by commercial companies and are commonly available on the market in Western Europe, USA, and Japan. Inasmuch as the technology of manufacture of simple elements has been mastered, their embedding in a larger composite structure still remains a subject of research conducted by numerous aviation companies in their own research institutes or as part of joint European framework programmes. Studies of structures with embedded active elements are intensively conducted in major research centres in USA (NASA, Air Force, Army Research Office), Great Britain (Rolls-Royce, British Aerospace), Germany (European Aerospace & Defence System), Japan (Japan Steel), and France (Airbus).

dania konstrukcji z występującymi w niej elementami aktywnymi są przedmiotem intensywnych badań czołowych ośrodków badawczych w USA (NASA, Air Force, Army Research Office), Wielkiej Brytanii (Rollce–Royce, British Aerospace), Niemczech (European Aerospace & Defence System) i Japonii (Japan Steel), Francji (Airbus).

6. Podsumowanie

Z szerokiej grupy materiałów funkcjonalnych największe znaczenie w zastosowaniach lotniczych mają laminaty zawierające kompozyty o osnowie polimerowej oraz kompozyty z wbudowanymi elementami inteligentnymi do monitorowania stanu struktury oraz do sterowania jej właściwościami.

Polski przemysł lotniczy jako partner kooperacyjny dla światowych koncernów musi być przygotowany na wdrażanie innowacyjnych materiałów i technologii. Wykorzystanie inteligentnych materiałów opartych na kompozytach i laminatach w budowie struktur lotniczych jest jednym z zadań wymagających ścisłej współpracy ośrodków naukowo-badawczych z zakładami lotniczymi aby zakłady te stały się konkurencyjne na rynku. Działania takie już zostały podjęte w ramach CZT Aeronet – Dolina Lotnicza.

6. Conclusion

Within the large group of functional materials, the most important for aerospace applications are laminates with polymer-matrix composites and composites with embedded smart elements used for structural health monitoring and structural property control.

The Polish aerospace industry as a cooperation partner for international concerns must be prepared to implement innovative materials and technologies. Application of smart materials based on composites and laminates in the construction of aerospace structures is a task that requires close cooperation between research centres and aerospace companies for those companies to become competitive on the market. Such action has already been taken as part of the activity of the Centre of Advanced Technology CZT Aeronet – Aviation Valley.

7. References

- [1] Asundi A., Choi A.Y.N.: *Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft*, J. Mater. Processing Technology, 63, 1997, pp. 384-394.
- [2] Voegelang L.B., Vlot A.: *Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures*, Journal of Materials Processing Technology, 103, 2000, pp. 1-5.
- [3] Szelażek J.: *Czujniki piezoelektryczne stosowane w monitorowaniu stanu technicznego konstrukcji i w „inteligentnych strukturach”*, VIII Seminarium NBM Zakopane 2002, www.ndt-imb.com.
- [4] Sobczak J.: *Metalowe materiały kompozytowe*. Wyd. Instytutu Odlewnictwa i Instytutu Transportu Samochodowego, Kraków-Warszawa 2002.
- [5] Górny Z., Sobczak J.: *Nowoczesne tworzywa odlewnicze na bazie metali nieżelaznych*. Wyd. IO, Kraków 2005.
- [6] Williams J.C., Starke E.A Jr.: *Progress in structural materials for aerospace systems*, Acta Materialia 51 (2003) 5775–5799.
- [7] *Metal foams near commercialization*. Metal Powder Report Vol. 52, (1997), pp. 38-41.
- [8] Culshaw B.: *ASSET Collaboration in Europe on Smart Structures*, Smart Materials Bulletin, March 2002, pp. 7-10.
- [9] Kawai M., Morishita M., Tomura S., Takamida K.: *Inelastic behavior and strength of fiber-metal hybrid composite: GLARE*, Int. J. Mech. Sci., 40, no. 2-3, 1998, pp. 183-198.
- [10] Wu G., Yang J.-M.: *The Mechanical Behavior of GLARE Laminates for Aircraft Structures*, JOM, 2005 January, pp.72-79.
- [11] Alderliesten R.C., Homan J.J.: *Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures*, International Journal of Fatigue, 28, 2006, pp. 1116–1123.
- [12] Woerden H. J. M., Sinke J., Hooijmeijer P. A.: *Maintenance of Glare Structures and Glare as Riveted or Bonded Repair Material*, Applied Composite Materials, 10, 2003, pp. 307–329.
- [13] Borgonje B., Ypma M. S.: *Long Term Behaviour of Glare*, Applied Composite Materials 10, 2003, pp. 243–255.
- [14] Sinke J.: *Manufacturing of GLARE*, Parts and Structures Applied Composite Materials 10, 2003, pp. 293–305.
- [15] Castrodeza E. M., Schneider Abdala M. R.W., Bastian F. L.: *Crack resistance curves of GLARE laminates by elastic compliance*, Engineering Fracture Mechanics, 73, 2006, pp. 2292–2303.
- [16] Sinke J.: *Some Inspection Methods for Quality Control and In-service Inspection of GLARE*, Applied Composite Materials 10, 2003, pp. 277–291.
- [17] Homan J.J.: *Fatigue initiation in fibre metal laminates*, International Journal of Fatigue, 28, 2006, pp. 366–374.
- [18] Kim S. Y., Choi W. J., Park S. Y.: *Spring-back characteristics of fiber metal laminate (GLARE) in brake forming process*, Int. J. Adv. Manuf. Technol., 32, 2007, pp. 445–451.
- [19] Sinke J.: *Development of Fibre Metal Laminates: concurrent multi-scale modeling and testing*, J Mater Sci., 41, 2006, pp. 6777–6788.
- [20] Alderliesten R. C., Hagenbeek N.M., Homan J. J., Hooijmeijer P. A., De Vries T. J., Vermeeren C. A. J. R.: *Fatigue and Damage Tolerance of Glare*, Applied Composite Materials, 10, 2003, pp. 223–242.
- [21] Guo Y.J., Wu X.R.: *A phenomenological model for predicting crack growth in fiber-reinforced metal laminates under constant-amplitude loading*, Composites Science and Technology, 59, 1999, pp. 1825-1831.
- [22] Kawai M., Hachinohe A.: *Two-stress level fatigue of unidirectional fiber–metal hybrid composite: GLARE 2*, International Journal of Fatigue, 24, 2002, pp. 567–580.

-
- [23] Kawai M., Hachinohe A., Takumida K., Kawase Y.: *Off-axis fatigue behaviour and its damage mechanics modelling for unidirectional fibre-metal hybrid composite: GLARE 2*, Composites, Part A 32, 2001, pp. 13–23.
- [24] Alderliesten R.C.: *On the available relevant approaches for fatigue crack propagation prediction in Glare*, International Journal of Fatigue, 29, 2007, pp. 289–304.
- [25] Botelho E.C., Almeida R.S., Pardini L.C., Rezende M.C.: *Elastic properties of hygrothermally conditioned glare laminate*, International Journal of Engineering Science, 45, 2007, pp.163–172.
- [26] Shim D.J., Alderliesten R.C., Spearing S.M., Burianek D.A.: *Fatigue crack growth prediction in GLARE hybrid laminates*, Composites Science and Technology, 63, 2003, pp. 1759–1767.
- [27] De Vries T. J., Vlot A.: *The Influence of the Constituent Properties on the Residual Strength of Glare*, Applied Composite Materials, 8, 2001, pp. 263–277.
- [28] Botelho E.C., Pardini L.C., Rezende M.C.: *Hygrothermal effects on damping behavior of metal/glass fiber/epoxy hybrid composites*, Materials Science and Engineering, A 399, 2005, pp. 190–198.
- [29] Hoo Fatt M. S., Lin C., Revilock Jr. D. M., Hopkins D. A.: *Ballistic impact of GLARE fiber-metal laminates*, Composite Structures, 61, 2003, pp. 73–88.
- [30] Tsoi K.A., Stalmans R., Schrooten J., Wevers M., Mai Y.-W.: *Impact damage behaviour of shape memory alloy composites*, Materials Science and Engineering, A342, 2003, pp. 207-215.
- [31] Lombardi A.V.: *Technological optimisation of a smart thermosetting aeronautical composite subject to fatigue bending loads*, Progress in Aerospace Sciences, 39, 2003, pp.385–404.
- [32] Ye L., Lu Y., Su Z., Meng G.: *Functionalized composite structures for new generation airframes: a review*, Composites Science and Technology, 65, 2005, pp. 1436–1446.
- [33] Chung D. D.L.: *Composites get smart*, Materials today, January 2002, pp. 30-35.
- [34] Ghomshei M. M., Tabandeh N., Ghazavi A., Gordaninejad F.: *Nonlinear transient response of a thick composite beam with shape memory alloy layers*, Composites Part B: Engineering, Vol. 36, Is. 1, 2005, pp. 9-24.
- [35] Žak A. J., Cartmell M. P., Ostachowicz W.M.: *Static and Dynamic Behaviour of Composite Structures with Shape Memory Alloy Components*, Materials Science Forum. Vols. 440-441, 2003, pp. 345-354.
- [36] Lin M.: *Development of SMART Layer for Built-In Structural Diagnostics*, Proc. of the 2nd International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, Stanford, CA, September 8-10, 1999, Conf. Structural Health Monitoring 2000, Technomic Publishing Co., Inc, Lancaster-Basel, pp. 603-611.
- [37] Sporn D., Schonecker A.: *Composites with piezoelectric thin fibres - first evidence of piezoelectric behavior*, Mat. Res. Innovat., Vol.2, 1999, pp.303-308.
- [38] Bernhard A.P.F., Chopra I.: *Analysis of a bending-torsion coupled actuator for a smart rotor with active blade tips*, Smart Mater. Struct. 10, 2001, pp. 35–52.
- [39] Agneni A., Mastroddi F., Polli G.M.: *Shunted piezoelectric patches in elastic and aeroelastic vibrations*, Computers and Structures 81, 2003, pp. 91–105.
- [40] Beldica E., Hilton H. H.: *Nonlinear viscoelastic beam bending with piezoelectric control ± analytical and computational simulations*, Composite Structures 51, 2001, pp. 195-203.
- [41] Sester P. M.: *Effective properties of composites with embedded piezoelectric fibres*, Computational Materials Science, 16, 1999, pp. 89-97.
- [42] Nam Ch., Kim Y., Weisshaar T. A.: *Optimal sizing and placement of piezo-actuators for active flutter suppression*, Smart Mater. Struct., 5, 1996, pp. 216–224.
- [43] Qu G.M., Li Y.Y., Cheng L., Wang B.: *Vibration analysis of a piezoelectric composite plate with cracks*, Composite Structures, 72, 2006, pp. 111–118.
- [44] Allahverdi J.M., Mohammadi F., Safari A.: *Processing of Piezoelectric Fiber/Polymer Composites with 3-3 Connectivity*, Journal of Electroceramics, 8, 2002, pp. 209–214.
- [45] Matt H.M., Lanza di Scalea F.: *Macro-fiber composite piezoelectric rosettes for acoustic source location in complex structures*, Smart Mater. Struct., 16, 2007, pp. 1489–1499.
- [46] Chen H., Dong X., Zeng T., Zhou Z., Yang H.: *The mechanical and electric properties of infiltrated PZT/polymer composites*, Ceramics International, 33, 2007, pp. 1369-1374.
- [47] United States Patent 6963157.
- [48] Choy S.H., Chan H.L.W., Ng M.W., Liu P.C.K.: *Study of 1-3 PZT fibre/epoxy composite force sensor*, Applied Physics A: Materials Science & Processing, Vol. 81, 4, 2005, pp. 817-821.
- [49] Hammami H., Arous M., Lagache M., Kalle A.: *Experimental study of relaxations in unidirectional piezoelectric composites*, Composites: Part A, 37, 2006, pp. 1–8.
- [50] Lehmann M., Büter A., Frankenstein B., Schubert F., Brunner B.: *Monitoring System for Delamination Detection – Qualification of Structural Health Monitoring (SHM) Systems*, Conference on Damage in Composite Material CDCM 2006, Stuttgart, September 2006.
- [51] Ohba Y et. al: *Preparation of Lead Zirconate Titanate Thin Film by Hydrothermal method*, Japanese Journal of Applied Physics, vol. 31, No. 9B, 1991, pp. 2174–2177.
- [52] Ohba Y., Arita K., Tsurumi T., Daimon M.: *Analysis of Interfacial Phase between Substrates and Lead Zirconate Titanate Thin Films Synthesized by Hydrothermal Method*, Japanese Journal of Applied Physics, vol. 33, No. 9B, 1994, pp. 5305-5308.
- [53] Edery-Azulay L., Abramovich H.: *Active damping of piezo-composite beams*, Composite Structures, 74, 2006, pp. 458–466.
-

- [54] Williams R.B., Inman D.J.: *An Overview of Composite Actuators with piezoceramic fibers*, Center for Intelligent Material Systems and Structures, Department of Mechanical Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 310 Durham Hall, Blacksburg, VA 24061-0261.
- [55] Raja S., Sinha P.K., Prathap G., Bhattacharya P.: *Influence of one and two dimensional piezoelectric actuation on active vibration control of smart panels*, Aerospace Science and Technology, 6, 2002, pp. 209–216.
- [56] Oueini S. S., Nayfeh A.H., Pratt J. R.: *A Nonlinear Vibration Absorber for Flexible Structures*, Nonlinear Dynamics, 15, 1998, pp. 259–282.
- [57] Yung H. Yu: *Rotor blade-vortex interaction noise*, Progress in Aerospace Sciences, 36 2000, pp. 97-115.

Prof. dr hab. Barbara SUROWSKA

Politechnika Lubelska
Wydział Mechaniczny
Katedra Inżynierii Materiałowej
ul. Nadbystrzycka 36
20-618 Lublin
e-mail: b.surowska@pollub.pl
