

**mjr mgr inż. Paweł Przybyłek**

*Katedra Płatowca i Silnika, Wydział Lotnictwa*

*Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie*

**prof. dr hab. inż. Tadeusz Opara**

**dr inż. Wojciech Kucharczyk**

*Instytut Budowy Maszyn, Wydział Mechaniczny*

*Uniwersytet Technologiczno-Humanistyczny w Radomiu*

## **Badania porównawcze ablacyjnych właściwości kompozytów polimerowych stosowanych na osłony termiczne rejestratorów lotniczych**

### **Abstrakt**

W artykule przedstawiono etapy rozwoju lotniczych rejestratorów lotu. Wymagania dotyczące zdolności tych urządzeń do przetrwania katastrofy lotniczej określone w kolejnych dokumentach normatywnych są coraz wyższe. Obecnie są nadal eksploatowane „czarne skrzynki” zamontowane w statkach powietrznych, nawet kilkadziesiąt lat temu. Parametry określające zdolność ich obudowy do ochrony układów rejestrujących i nośników zapisanych informacji są zgodne ze stanem prawnym określonym przez normy TSO obowiązujące w czasie ich wprowadzania do eksploatacji. Są to urządzenia nadal zdadne, jednak ich odporność (na działanie sił dynamicznych i statycznych oraz intensywną wymianę ciepła podczas pożaru) jest zwykle nieco niższa niż konstrukcji współczesnych. Zwrócono uwagę na możliwość zastosowania powłok ablacyjnych, mogących w zasadniczy sposób podwyższyć odporność termiczną urządzeń już eksploatowanych. Zastosowanie kompozytowych materiałów ablacyjnych pozwala na konstruowanie kapsuł ochronnych o wyższych parametrach użytkowych (cieplnych i mechanicznych) od standardowych, pasywnych osłon termicznych.

**Słowa kluczowe:** osłony i powłoki ablacyjne, kompozyty polimerowe, napełniacze wysokotopliwe, materiały termoochronne

# Comparative Studies of the Ablative Features of the Polymer Composites Used on the Thermal Shields of the Flight Data Recorders (FDR)

## Abstract

In this paper, the evolution of the Flight Data Recorders (FDR) is presented. Survivability requirements become higher and higher in consecutive standards. Nowadays, the 'black boxes' installed even several years ago are still in operation. They were designed in accordance with the regulations, which were in force at that time. Those FDRs are still useful and proficient but their resistance to impact shock, penetration force and thermal flux neither meets the current Technical Standard Orders, crash worthiness standards, nor the minimum operational performance specification. In this contribution, ablative composite materials are proposed to improve thermal protection of currently operated FDRs. Additionally, composite materials allow engineers to design protective cases having better thermal and mechanical properties.

**Keywords:** ablative shields and coats, polymer composites, high-melting fillers, thermo-protective materials

## 1. Lotnicze rejestratory parametrów lotu [1]

### 1.1. *Rozwój rejestratorów lotniczych*

Pierwszy rejestrator parametrów lotu skonstruowali pionierzy lotnictwa, bracia Orville i Wilbur Wright. Umożliwił on rejestrację prędkości lotu oraz prędkości obrotowej śmigła. Był zainstalowany na pokładzie samolotu *Flyer* już podczas jego pierwszego lotu, 17 lutego 1903 r.

Intensywny rozwój lotnictwa podczas drugiej wojny światowej był impulsem do rozwoju rejestratorów pokładowych, które zaczęto wykorzystywać do odtwarzania przebiegu zdarzeń lotniczych. Od 1940 r. trwały prace nad budową rejestratora, który nie uległby zniszczeniu na skutek obciążeń dynamicznych występujących podczas katastrofy lotniczej oraz oddziaływania wysokiej temperatury, będącej skutkiem pożaru zniszczo-

nego statku powietrznego (SP). W tym okresie upowszechniło się także pojęcie „czarnej skrzynki”. Pierwszy rejestrator katastroficzny został zastosowany w 1954 r.

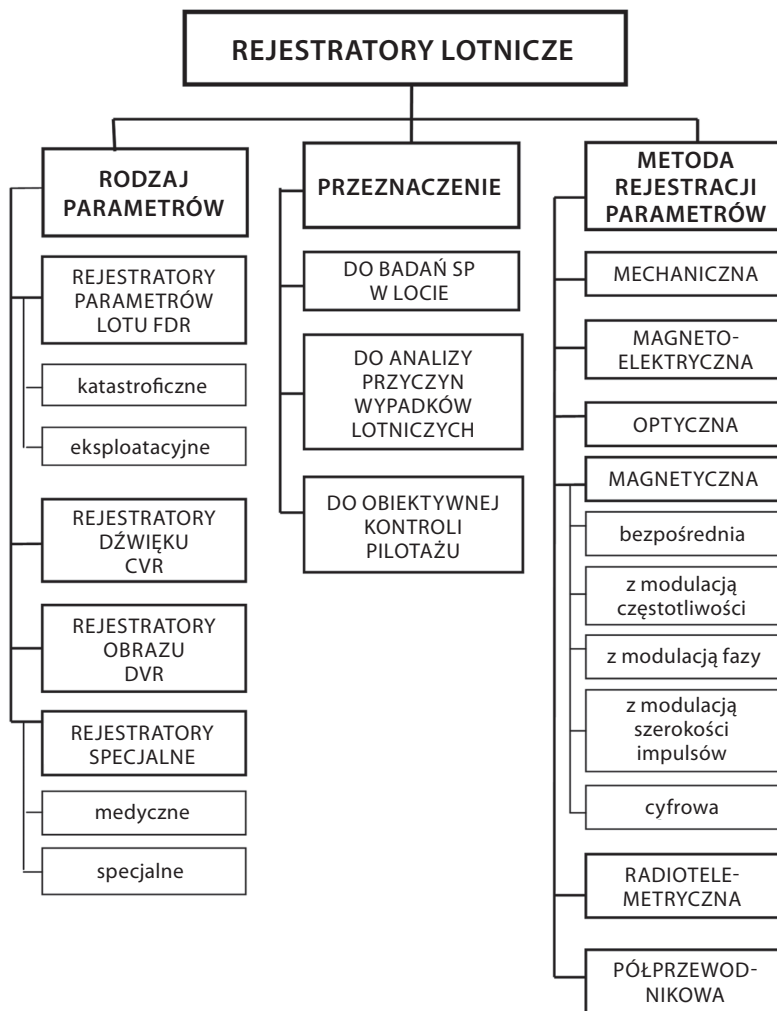
W 1957 r. wprowadzono przepisy nakazujące instalowanie pokładowych rejestratorów parametrów lotu we wszystkich statkach powietrznych. Były to zwykle urządzenia, w których dane zapisywano na metalowej folii. Wymagania dotyczące jakości zabezpieczenia nośników zapisanych informacji zostały ustanowione w USA, po serii katastrof lotniczych w latach 50. XX w. Początkowo wprowadzono je w lotnictwie wojskowym. 1 sierpnia 1958 r. zostały przyjęte przez CAA (*Civil Aviation Authority*), a następnie FAA (*Federal Aviation Administration*).

## 1.2. Klasyfikacja rejestratorów lotniczych

Na rys. 1 przedstawiono klasyfikację współczesnych rejestratorów lotniczych ze względu na rodzaj i przeznaczenie archiwizowanej w nich informacji oraz zastosowaną metodę jej pomiaru.

Rejestratory parametrów lotu FDR (*flight data recorder*) [2, 3, 6] przeznaczone są do zapisu podstawowych parametrów lotu i eksploatacyjnych parametrów pracy zespołów statku powietrznego, w celu oceny: bezpieczeństwa lotu, techniki pilotowania, stanu systemów pokładowych oraz wskazania przyczyn wypadku lub katastrofy lotniczej. Ich cechy konstrukcyjne umożliwiają zachowanie, a także odtworzenie informacji, nawet w przypadku zniszczenia konstrukcji statku powietrznego. Układy rejestrujące są urządzeniami obiektywnej kontroli lotu i stanowią obowiązkowe wyposażenie większości statków powietrznych.

W USA – zgodnie z wymaganiami FAA – urządzenia pokładowe powinny rejestrować 11 ÷ 29 parametrów, w zależności od typu i wielkości SP. Zgodnie z zaleceniami FAA (z 17.06.1997 r.), w samolotach wytworzonych po 2001 r., minimalna liczba rejestrowanych parametrów wynosi 88. Właściwy dobór parametrów, które podlegają rejestracji oraz archiwizowaniu, pozwala zwiększyć stan bezpieczeństwa wykonywanych lotów, zapobiegać powstawaniu zdarzeń lotniczych, ocenić wykonanie zadania, ocenić przestrzeganie zasad bezpieczeństwa przez pilota oraz wykryć niektóre uszkodzenia sprzętu lotniczego.



Rys. 1. Klasyfikacja rejestratorów lotniczych

Źródło: [1]

### 1.3. Rejestratory pierwszej generacji

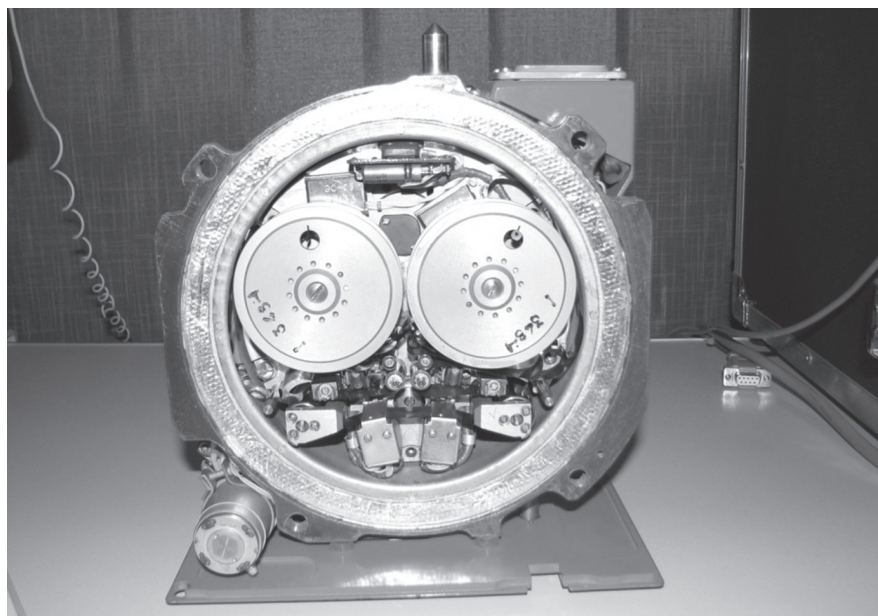
W 1958 r. określono wymagania, które musiały spełniać ówczesne urządzenia rejestrujące parametry lotu (nazwane później rejestratorami pierwszej generacji). Najbardziej rozpowszechnioną metodą archiwizacji danych był zapis magnetyczny na metalowej folii lub drucie podstawowych parametrów

lotu: kąta kursowego, pułapu, prędkości lotu i prędkości wznoszenia/opadania. Pierwszym zastosowanym rejestratorem magnetycznym był Flight Memory Recorder, skonstruowany w 1956 r. przez Davida Warrena.

Od 1987 r. ta forma rejestracji parametrów przestała już spełniać wymogi narzucone przez największe organizacje lotnicze. Pomimo wycofania większości rejestratorów pierwszej generacji, nadal są one eksploatowane na niektórych starszych SP.

#### 1.4. Rejestratory drugiej generacji

Od początku lat 70. XX w. rozpoczęła się sukcesywna modernizacja rejestratorów pierwszej generacji, polegająca na zastąpieniu analogowych metod zapisu informacji, kodowaniem cyfrowym. Dane z czujników przetwarzane były na sygnał cyfrowy i rejestrowane na taśmie magnetycznej. Metoda ta jest znacznie dokładniejsza i bardziej wiarygodna od wcześniejszych. Taśma magnetyczna jest nośnikiem o znacznie większej pojemności informacyjnej, co umożliwia wydłużenie czasu zapisu, a obsługa takiego systemu jest szybsza i prostsza.



Rys. 2. Wnętrze rejestratora pokładowego BUR-1

Źródło: [1]

Rozwój systemów kontroli statków powietrznych spowodował upowszechnienie awionicznych układów rejestrujących. Pojawiły się nowe typy rejestratorów pokładowych CVR (*cockpit voice recorder*), które zapisywały sygnały dźwiękowe z kabiny załogi: korespondencję radiową, rozmowy pomiędzy członkami załogi i inne. Wiele z tych systemów jest nadal eksploatowanych, chociaż największą wadą taśmy magnetycznej – jako nośnika informacji – jest jej mała odporność na wysokie temperatury.

### *1.5. Rejestratory trzeciej generacji*

W rejestratorach trzeciej generacji korzysta się z metody zapisu informacji w półprzewodnikowych pamięciach stałych. Dane z czujników są przetwarzane na sygnał cyfrowy w taki sam sposób, jak w rejestratorach drugiej generacji. Do ich odczytu, przetworzenia i archiwizacji stosuje się wyspecjalizowane oprogramowanie. Dostęp do zapisanej informacji jest prostszy i szybszy.

Rejestratory z pamięcią półprzewodnikową mogą zgromadzić znacznie więcej informacji niż starsze, w których dane zapisywane są na taśmie magnetycznej. Są mniejsze i lżejsze, bardziej odporne na obciążenia udarowe oraz mogą poprawnie działać w wyższych temperaturach. Nie wymagają zbyt wielu czynności obsługowych oraz umożliwiają szybki odczyt informacji już na miejscu katastrofy (w warunkach polowych).

## **2. Ochrona urządzeń rejestrujących [1]**

### *2.1. Zabezpieczenie zarejestrowanej informacji przed skutkami katastrofy*

Poprawne funkcjonowanie wyposażenia pokładowego SP uzależnione jest od wielu czynników określających ich parametry funkcjonalne oraz od warunków zewnętrznych. Organizacje odpowiedzialne za eksploatację sprzętu lotniczego wprowadziły szereg norm, określających w sposób szczegółowy wymagania dotyczące parametrów oraz funkcjonowania wszystkich elementów wyposażenia pokładowego. Urządzenia pokładowe wojskowych SP eksploatowanych w krajach NATO muszą spełniać wymagania normy środowiskowej MIL-STD-810 [3].

Wyposażenie awioniczne statku powietrznego poddawane jest badaniom testowym zgodnie z procedurami wynikającymi z dokumentu EUROCAE

ED-14D/RTCA DO-160D „*Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*”. Obejmują one sprawdzenie odporności wyposażenia SP na następujące czynniki: temperaturę, pułap lotu, wilgotność, wibracje, atmosferę wybuchową, oddziaływanie piasku i kurzu, pleśń i inne grzyby, zasolenie, krótkotrwały impuls energetyczny, uderzenie pioruna, oblodzenie, wyładowanie elektrostatyczne oraz sprawdzenie takich ich właściwości, jak: udarność eksploatacyjna, dopuszczalne bezpieczne obciążenie udarowe, wodoodporność oraz odporność na oddziaływanie cieczy niebezpiecznych.

Przepisy dotyczące standardów zabezpieczenia przyjęte w USA przez FAA odwoływały się również do dokumentu pod nazwą Technical Standards Order (TSO C 51), który określał dokładność zapisu danych, czas próbkowania i rodzaj zapisywanych parametrów (pułap, prędkość lotu, kurs itp.), wymagania dotyczące zdolności rejestratora do przetrwania, w przypadku kolizji z przyspieszeniem 100 jednostek przeciążenia oraz oddziaływaniem płomienia o temperaturze 1100°C przez 30 min.

Na początku lat 60. CAB (*Civil Aeronautics Board*) zmodyfikował kryteria dotyczące opracowania dodatkowej ochrony rejestratorów przed skutkami uderzenia i zniszczeniem w wyniku oddziaływania intensywnego strumienia ciepłego, powstającego podczas pożaru. Przepisy wprowadzone przez FAA zmieniły zasady rozmieszczania rejestratorów. Zalecane jest montowanie ich w tylnej części kadłuba, co zwiększa szanse na skuteczną ochronę nośników danych. W normie TSO 51a uaktualnione zostały kryteria standardu TSO C 51, poprzez podwyższenie wskaźników charakteryzujących odporność na przeciążenie – **ze stu do tysiąca jednostek. Określone zostały także wymagania dotyczące wytrzymałości na obciążenia statyczne, przebicie i test zanurzenia w płynach eksploatacyjnych. Warunki próby w wysokotemperaturowym płomieniu nie zostały zmienione.**

Tabela 1. Zestawienie wymagań dotyczących odporności cieplnej rejestratorów lotniczych według FAA

Norma TSO	Rok wprowadzenia	Typ	Odporność termiczna
C 51	08.1958	FDR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 50%
C 84	11.1963	CVR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 50%

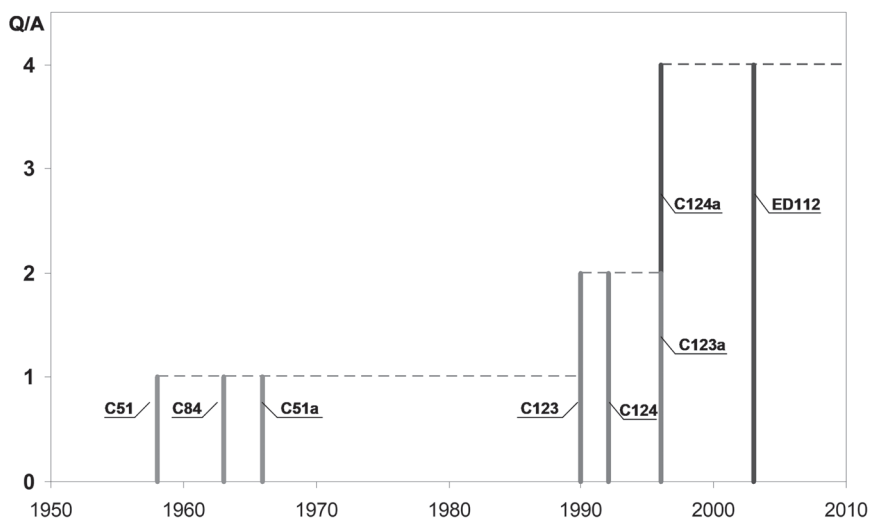
cd. Tabeli 1.

Norma TSO	Rok wprowadzenia	Typ	Odporność termiczna
C 51a	11.1966	FDR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 50%
C 123	05.1990	FDR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 100%
			260°C przez 10 godz. $q = 134 \text{ kW/m}^2$
C 124	02.1992	FDR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 100%
			260°C przez 10 godz. $q = 134 \text{ kW/m}^2$
C 124a	01.1996	FDR	1100°C przez 60 min pokrycie powierzchni 100%
			260°C przez 10 godz. $q = 134 \text{ kW/m}^2$
C 123a	02.1996	CVR	1100°C przez 30 min pokrycie powierzchni 100%
			260°C przez 10 godz. $q = 134 \text{ kW/m}^2$
ED 112	03.2003	FDR CVR DVR	1100°C przez 60 min pokrycie powierzchni 100%
			260°C <b>przez 10</b> godz. $q = 134 \text{ kW/m}^2$

Źródło: [1]

Z danych zamieszczonych w tabeli 1 wynika, że wymagana odporność obudowy rejestratorów na oddziaływanie wysokotemperaturowego strumienia ciepłego ( $t = 1100^\circ\text{C}$ ) wzrosła czterokrotnie. Ilość ciepła  $Q$  przejmowana przez powierzchnię obudowy rejestratora  $A$  jest proporcjonalna do gęstości strumienia ciepła  $q(t)$  i czasu oddziaływania płomienia.





Rys. 3. Ciepło przejmowane przez jednostkową powierzchnię obudowy rejestratora dla kolejnych norm TSO (wartości względne odniesione do normy C51)

Źródło: [1]

Od 1990 r. wszystkie rejestratory pokładowe muszą spełnić dodatkowy warunek, określający odporność osłon termicznych podczas oddziaływania strumienia ciepłego o temperaturze  $t = 260\text{ °C}$  i gęstości  $q(t) = 134\text{ kW/m}^2$  przez 10 godzin. Ilość ciepła  $Q_n$  pochłoniętego przez obudowę w „próbie niskotemperaturowej” jest znacznie większa od ciepła  $Q_w$  przejętego w „próbie wysokotemperaturowej”. Sumaryczna ilość ciepła, jaka może być pochłonięta przez powierzchnię zewnętrzną obudowy rejestratorów według norm C 124 i ED 112, jest o rząd wielkości większa od ciepła  $Q_w$ , jakie dopuszczają z normy C 51, C 84 i C 51a.

Rejestratory parametrów lotu pierwszej i drugiej generacji, które spełniały normy TSO obowiązujące w czasie ich montażu na statkach powietrznych, zwykle nie spełniają już wymogów współczesnych. Są zdadne i nadal eksploatowane, lecz sukcesywnie zastępowane przez urządzenia nowsze.

## 2.2. Modyfikacja osłon rejestratorów parametrów lotu

Rejestratory parametrów lotu montowane do 1990 r. mają obudowy, których nominalna odporność na oddziaływanie wysokotemperaturowego

strumienia ciepła została określona w normie C 51 z 1958 r. W tym okresie nie badano odporności osłon ochronnych na długotrwałe oddziaływanie strumienia niskotemperaturowego. Kryterium to zostało wprowadzone przez normę C 123 (tabela 1) i w niezmienionej postaci zachowane także w następnych dokumentach TSO (C 124, C 123a, C 124a i ED 112). Przeprowadzone zmiany miały charakter radykalny, gdyż całkowita ilość ciepła ( $Q_w + Q_n$ ), jaką powinny pochłonąć osłony ochronne montowane od 1996 r. (norma C 124a) jest o rząd wielkości większa od ciepła  $Q_w$  określanego przez dokumenty TSO obowiązujące do 1990 r.

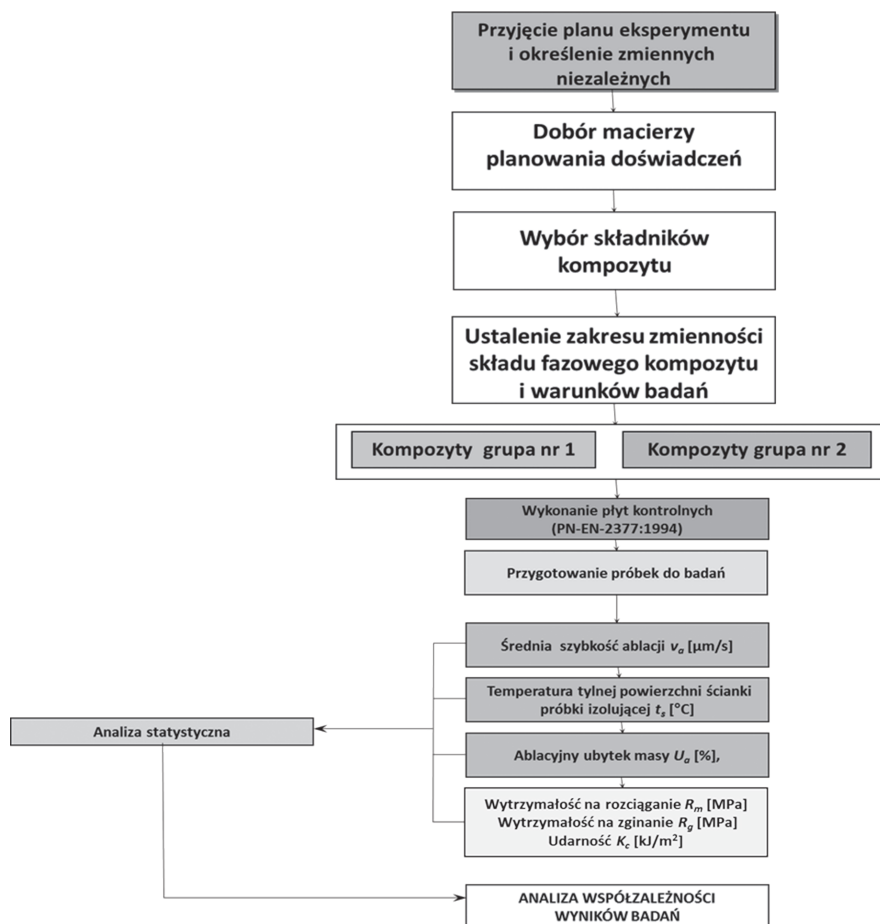
Wymiana rejestratora parametrów lotu na układ wyższej generacji jest kosztowna i wymaga znacznego nakładu pracy, związanego z badaniami kwalifikacyjnymi, zmianą procedur deszyfracji i analizy danych, przeszkoleniem personelu itd. W przypadku niektórych starszych SP, których produkcja została już wstrzymana, opłacalność ekonomiczna instalowania nowego systemu kontroli parametrów lotu może okazać się wątpliwa. Alternatywnym rozwiązaniem jest modyfikacja obudowy dotychczas eksploatowanych rejestratorów, poprzez wprowadzenie dodatkowej warstwy ochronnej z materiałów ablacyjnych. Materiały te są stosowane od dawna w technice lotniczej, raketowej i kosmicznej oraz ochronie przeciwpożarowej.

Osłony wykonane z ablacyjnych kompozytów polimerowych, charakteryzują się podwyższonymi własnościami termoochronnymi [5, 8]. Po przekroczeniu temperatury  $200 \div 250^\circ\text{C}$  zainicjowany zostaje rozkład termiczny osnowy materiału ablacyjnego. W trakcie tego rozkładu, zewnętrzny strumień energii cieplnej, zużywany jest na kilka endotermicznych procesów i reakcji chemicznych: depolimeryzację organicznych składników kompozytu, topnienie, parowanie i sublimację łatwo topliwych napełniaczy kompozytu, reakcje pomiędzy składnikami kompozytu i produktami depolimeryzacji. Inną możliwością jest opracowanie kilku standardowych osłon ochronnych, do których będą montowane dotychczas eksploatowane urządzenia rejestrujące.

### **3. Program badań doświadczalnych materiałów ablacyjnych**

#### *3.1. Algorytm programu badań doświadczalnych*

Opracowano sekwencyjny algorytm badań doświadczalnych polimerowych kompozytów ablacyjnych (rys. 4).



Rys. 4. Algorytm programu badań doświadczalnych

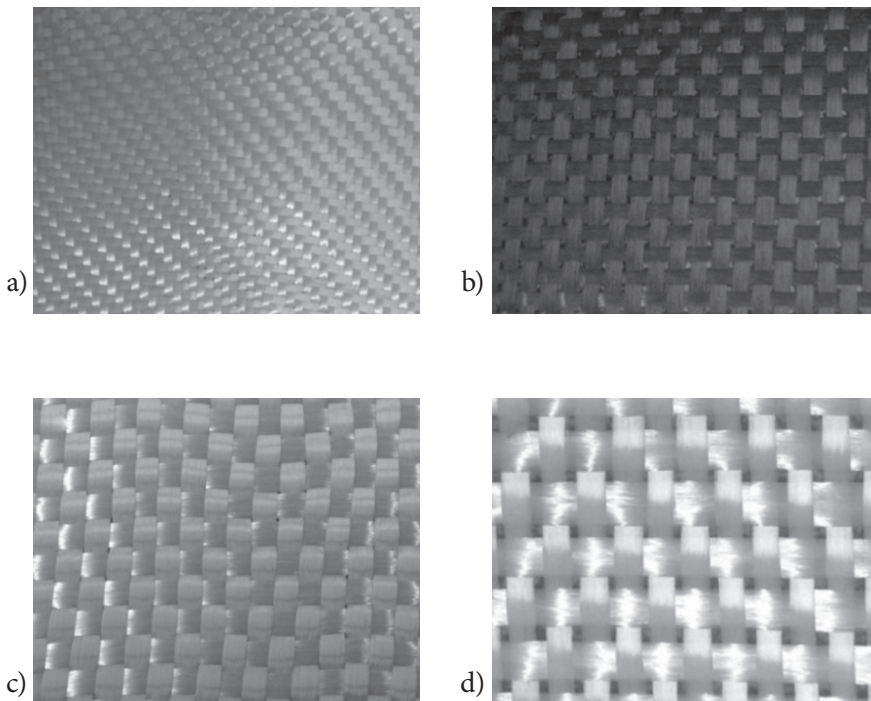
Źródło: [2]

Przedstawiona procedura badań eksperymentalnych wynika z wymagań, jakie należy spełnić, aby wdrożyć opracowany komponent, detal lub element do praktycznego zastosowania w sprzęcie lotniczym, nie powodując obniżenia bezpieczeństwa lotów.

### 3.2. Dobór składników kompozytu o właściwościach termoochronnych

Na podstawie informacji z przeglądu literatury [9-15] dobrano materiały stanowiące składniki do wytworzenia dwóch grup kompozytów. Dla obu

osnową jest żywica epoksydowa *Epidian 52* sieciowana w temperaturze pokojowej utwardzaczami: *PAC*, *TFF* lub *Z - 1* produkcji Zakładów Chemicznych *Organika-Sarzyna S.A.* w Nowej Sarzynie. Właściwości ablastyczne kompozycji żywicy modyfikowano glinokrzemianem warstwowym *Bentonit Specjal Extra* z 75% zawartością montmorylonitu wapniowego (MMT) (Zakłady Górniczo-Metalowe *Zębica* w Zębcu). Zróżnicowanie składów fazowych obu grup kompozytów wynika głównie z rodzaju materiału użytego na wzmocnienie włókniste. W pierwszej grupie wzmocnienie hybrydowe kompozytu stanowią tkaniny: aramidowa (keklarowa) o gramaturze 230 g/m<sup>2</sup> i węglowa o gramaturze 160 g/m<sup>2</sup> naprzemiennie i równomiernie rozłożone w warstwie kompozytu. Drugą grupę stanowi laminat hybrydowy ze wzmocnieniem włóknistym z tkanin: aramidowej (keklarowej) 470 g/m<sup>2</sup> i szklanej 300 g/m<sup>2</sup>, także w sposób naprzemienny i równomierny ułożone w kompozycje.



Rys. 5. Tkaniny użyte na wzmocnienie: a) aramidowa (keklarowa) o gramaturze 230 g/m<sup>2</sup>, b) węglowa o gramaturze 160 g/m<sup>2</sup>, c) aramidowa (keklarowa) 470 g/m<sup>2</sup>, d) szklana 300 g/m<sup>2</sup>

Źródło: [2]

Do wytworzenia kompozytów wykorzystano tkaniny (tabela 2) wykonane z trzech najbardziej popularnych rodzajów włókien stosowanych w laminatach: szklanych, węglowych i aramidowych (rys. 5).

Istotny wpływ na właściwości kompozytu (w tym również podatność na delaminację) ma utwardzacz zastosowany do sieciowania żywicy. Wykorzystano trzy utwardzacze: poliaminoamidowy *PAC*, *Z-1* (trietylenotetraamina, trójetylenoczteroamina) oraz *TFF* (formaldehyd)

**Tabela. 2. Właściwości kompozycji opartych na bazie żywicy Epidian 5 oraz utwardzaczy: PAC, Z-1, TFF**

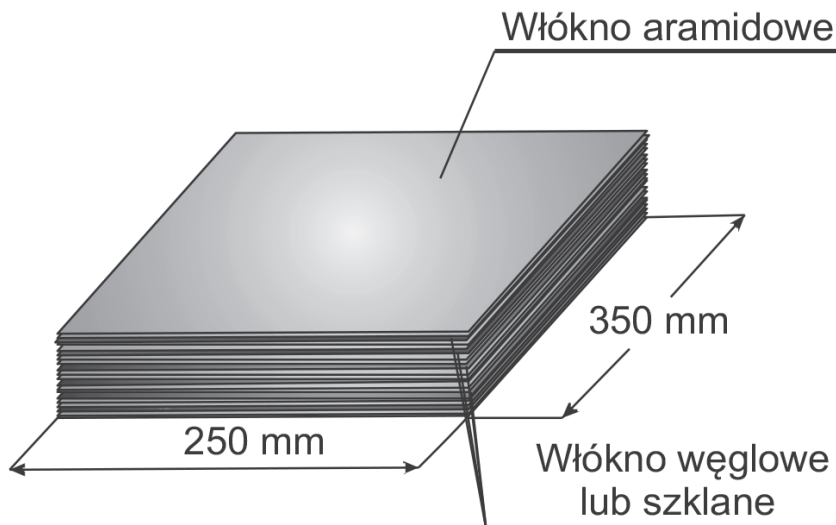
Utwardzacz	Gęstość w 20 °C [kg/m <sup>3</sup> ]	Lepkość w 20 °C [mPa·s]	Wytrzymałość na ściskanie [MPa]	Wytrzymałość na zginanie [MPa]	Temperatura ugięcia według Martensa [°C]	Udarność według Charpy'ego [kJ/m <sup>2</sup> ]
<i>PAC</i>	1120 ÷ 1130	400 ÷ 800	50 ÷ 55	~20	50 ÷ 60	20 ÷ 25
<i>Z-1</i>	979 ÷ 985	–	100 ÷ 115	80 ÷ 120	80 ÷ 110	10 ÷ 15
<i>TFF</i>	1150 ÷ 1200	9000 ÷ 12000	100 ÷ 110	120 ÷ 130	70 ÷ 80	11 ÷ 17
Warunki utwardzania: 7 dni w temperaturze pokojowej, <i>PAC</i> (100 ns), <i>Z-1</i> (12 ns), <i>TFF</i> 26 ns)						

Źródło: [16–19]

Do modyfikacji właściwości ablacyjnych osnowy wytwarzanych kompozytów użyty został glinokrzemian wapniowy, którego głównym składnikiem (95%) jest montmorylonit ( $Al_2[(OH)_2Si_4O_{10}] \cdot nH_2O$ ). Wprowadzenie MMT do osnowy polimerowej powoduje zmniejszenie palności otrzymanych kompozytów.

### 3.3. Metodyka badań eksperymentalnych kompozytów

Zgodnie z opracowanym planem badań doświadczalnych zostały wykonane laminatowe płyty kontrolne (PN-EN-2377:1994) dla obu grup kompozytów, o wymiarach (350 × 250 × 10) mm (rys. 6).



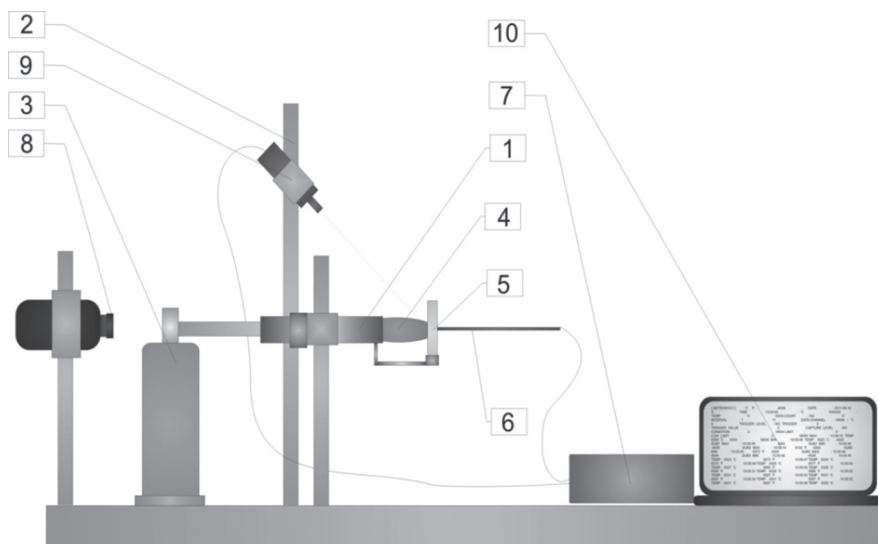
Rys. 6. Rozmiary płyty kontrolnej i układ warstw tkanin wzmacniających

Źródło: [2]

Kompozyty wytwarzano metodą kontaktową („mokrą”). Wzmocnienie hybrydowe kompozytu (tkaniny: aramidowa, węglowa, szklana) było naprzemiennie równomiernie rozkładane w przygotowanej formie. Osnowę stanowiła mieszanina napełniacza glinokrzemianowego z żywicą *Epidian 52*. Żywicę z napełniaczem homogenizowano mechanicznie w czasie 20 min, następnie dodawano utwardzacze i także mieszano mechanicznie przez kolejne 10 min. Niemodyfikowany bentonit dodawano do żywicy epoksydowej w ilości stanowiącej 3% lub 15% udziałów masowych utwardzonego kompozytu. Przygotowywany kompozyt zamknięty w formie poddany był naciskowi 5,7 MPa. Użyta technologia dla użytych składników umożliwiła wytworzenie epoksydowych laminatów hybrydowych z mikro-napełnieniem glinokrzemianami warstwowymi.

Badania ablacyjne przeprowadzono na stanowisku pomiarowym, którego schemat pokazano na rys. 7 w Instytucie Budowy Maszyn Wydziału Mechanicznego Uniwersytetu Technologiczno-Humanistycznego w Radomiu dla przyjętych warunków (parametrów): czas próby  $\tau = 150$  s, charakterystyki termofizyczne materiałów ( $\lambda(t)$ ,  $a(t)$ ,  $c_p(t)$ ) są stałe; strumień doprowadzanego ciepła nie ulega zmianie w czasie próby ablacyjnej; powierzchnia ablacyjna

jest izotermiczną powierzchnią frontu ablacji; pominięta jest wymiana ciepła z otoczeniem na powierzchni zewnętrznej.



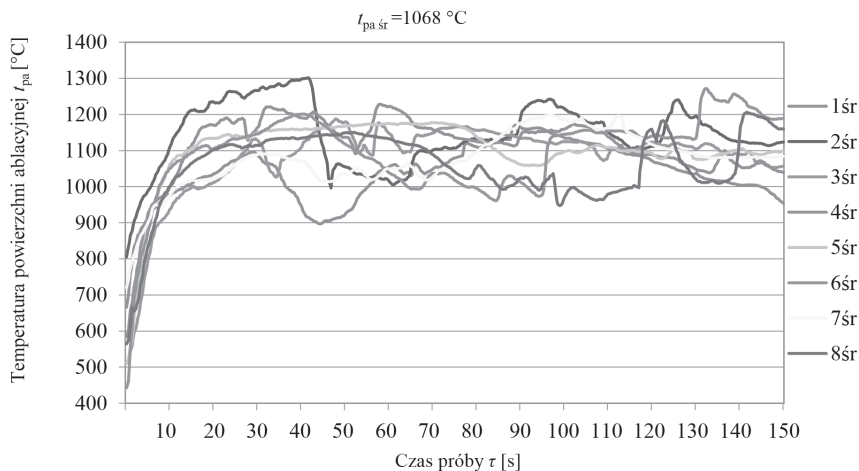
Rys. 7. Schemat stanowiska do pomiaru ablacyjnych właściwości termoochronnych kompozytów 1 – działko ablacyjne, 2 – statyw, 3 – butla gazowa z palnikiem, 4 – płomień, 5 – próbka badawcza, 6 – termoelement, 7 – miernik, 8 – kamera termowizyjna, 9 – pirometr, 10 – komputer rejestrujący

Źródło: [2]

## 4. Wyniki badań eksperymentalnych kompozytów

### 4.1. Wyniki badań ablacyjnych właściwości termoochronnych kompozytów ablacyjnych

Pomiary zrealizowano zgodnie z parametrami określonymi w dokumentach normatywnych dotyczących odporności obudowy rejestratora na oddziaływanie wysokotemperaturowego strumienia ciepłego, to jest dla płomienia o temperaturze 1100°C. Temperaturę powierzchni zewnętrznej ścianki próbki izolującej uśredniono na podstawie pomiarów dwóch próbek o tym samym składzie fazowym.



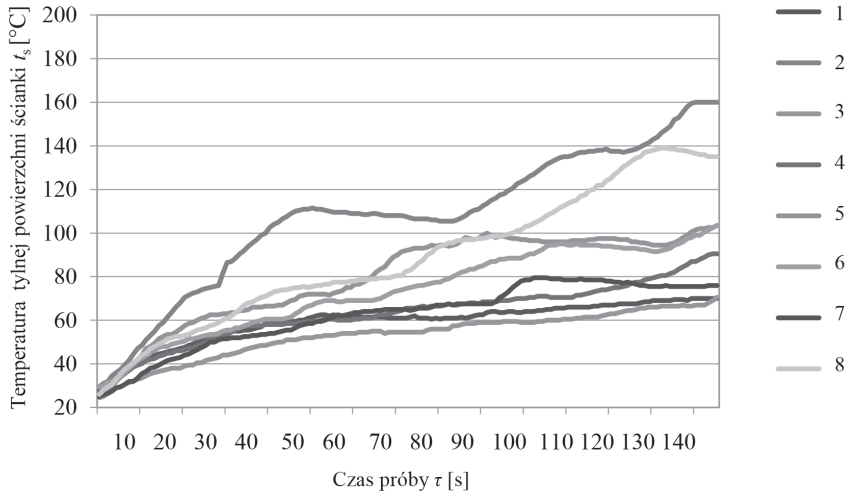
**Rys. 8. Średnia temperatura przedniej powierzchni ścianki próbki izolującej poddana oddziaływaniu płomienia  $t_{pa\ sr}$  [°C]**  
 Źródło: [2]

Jako główny parametr do oceny przydatności wytworzonych polimerowych kompozytów warstwowych do budowy osłon termoochronnych przyjęto temperaturę tylnej powierzchni ścianki izolującej  $t_s$  po próbie ablacyjnej z czasem oddziaływania płomienia jednakowym dla wszystkich badanych materiałów. Za najlepszy uznano materiał, dla którego temperatura tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej po próbie prowadzonej przez 150 s była najniższa.

Porównano końcową (lub maksymalną, jeśli była wyższa) temperaturę tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej  $t_s$  badanych polimerowych kompozytów warstwowych z grupy I (rys. 9). Najniższą temperaturę tylnej powierzchni ścianki, wynoszącą 70°C zarejestrowano dla materiału o składzie fazowym nr 1, utworzonego z: czternastu warstw tkaniny aramidowej, dziewięciu warstw tkaniny węglowej, o udziale masowym 15% MMT, w osnowie usieciowanej utwardzaczem poliaminamidowym PAC.

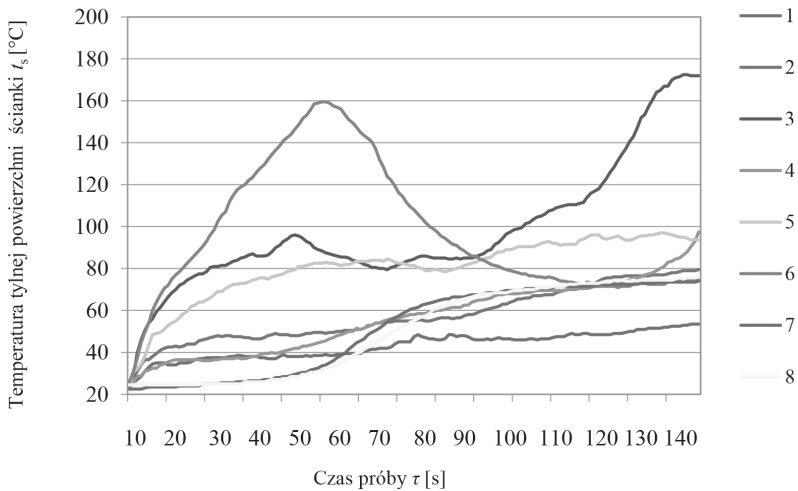
Dla kompozytów z drugiej grupy, najniższą temperaturę tylnej powierzchni ścianki, wynoszącą 53,5°C, zarejestrowano dla próbki nr 1, składającej się: z dziewięciu warstw tkaniny aramidowej, czterech warstw tkaniny szklanej, 15% MMT, w osnowie usieciowanej utwardzaczem poliaminamidowym PAC. Wyniki badań właściwości termoochronnych dla obu grup zestawiono w tabeli 3.





**Rys. 9. Temperatura  $t_s$  [°C] tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej kompozytów z grupy I**

Źródło: [2]



**Rys. 10. Temperatura  $t_s$  [°C] tylnej powierzchni ścianki kompozytów z grupy II**

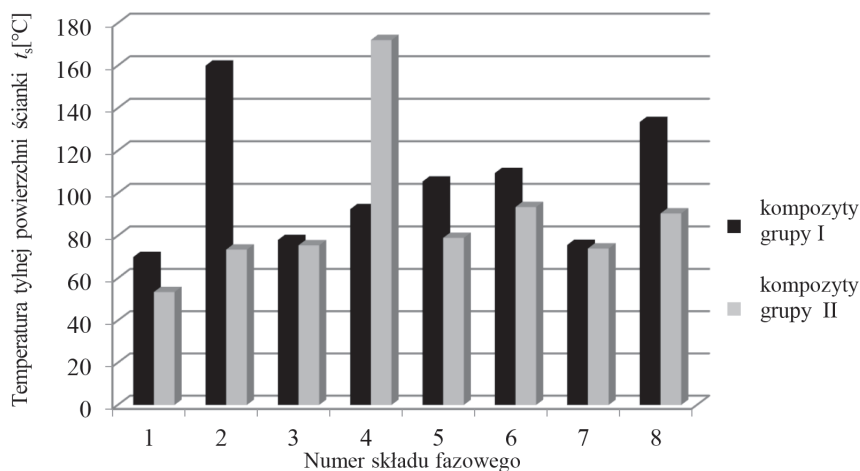
Źródło: [2]

**Tabela. 3. Ablacyjne właściwości termoochronne badanych kompozytów ablacyjnych**

Numer grupy kompozytów	Numer składu fazowego	Składowe funkcje odpowiedzi – termoochronne właściwości ablacyjne		
		Temperatura maksymalna tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej $t_s$ [°C]	Średni względny ubytek masy $U_a$ [%]	Szybkość ablacji $v_a$ [ $\mu\text{m/s}$ ]
Kompozyty z grupy I	I.1	70,0	11,6	9,2
	I.2	160,0	43,6	25,4
	I.3	78,0	16,8	12,6
	I.4	92,5	40,4	23,0
	I.5	105,5	15,4	13,5
	I.6	109,5	12,1	11,1
	I.7	75,7	15,2	13,5
	I.8	133,5	13,8	9,5
Kompozyty grupy II	II.1	53,5	44,3	29,2
	II.2	73,5	71,7	22,5
	II.3	75,5	41,3	32,3
	II.4	172,0	53,8	41,3
	II.5	79,0	41,8	43,2
	II.6	160,0	76,7	36,9
	II.7	74,0	44,3	22,2
	II.8	90,5	72,9	33,8

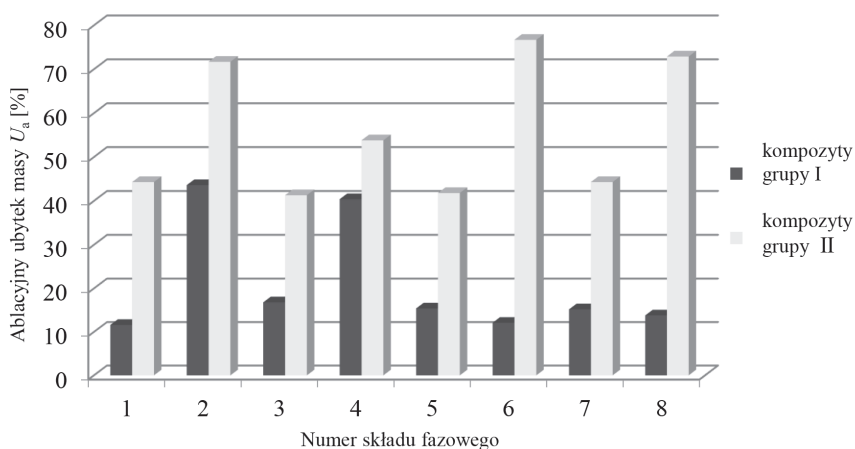
Źródło: [2]

Porównano maksymalne temperatury tylnej ścianki próbki izolującej (rys. 11).



**Rys. 11.** Temperatura tylnej powierzchni ścianki próbki kompozytowej  $t_s$  [°C] w zależności od składu fazowego kompozytów  
 Źródło: [2]

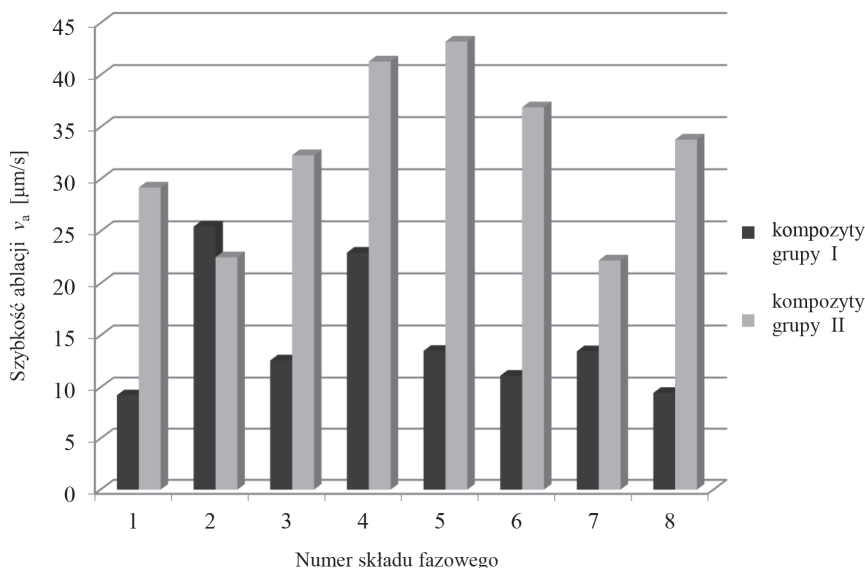
Najniższe przyrosty temperatury tylnej ścianki kompozytowej po ogrzaniu jej powierzchni czołowej przez 150 s zaobserwowano dla próbki II.1 (53,5°C) i I.1 (70,0°C).



**Rys. 12.** Średni względny ablacyjny ubytek masy  $U_a$  [%] w zależności od składu fazowego kompozytów  
 Źródło: [2]

Najniższy ablacyjny ubytek masy  $U_a$  (rys. 12), zaobserwowano dla kompozytów I.1 oraz I.6, (odpowiednio 11,6% oraz 12,1%). Najwyższy ablacyjny ubytek masy  $U_a$  (rys. 11), wynoszący 76,7%, wykazuje kompozyt II.6. Największy wpływ na względny ablacyjny ubytek masy ma udział montmorylonitu. Dodatek MMT na poziomie 15% powoduje zmniejszenie względnego ablacyjnego ubytku masy o 13%, w przypadku kompozytów grupy pierwszej i o 26%, w przypadku kompozytów z grupy drugiej. Zastosowanie włókna węglowego obniżyło względny ablacyjny ubytek o około 14%.

Określono również średnią szybkość ablacji  $v_a$  (rys. 13).



**Rys. 13. Średnia szybkość ablacji  $v_a$  [ $\mu\text{m/s}$ ] w zależności od składu fazowego kompozytów**

Źródło: [2]

Najniższą szybkość ablacji miała próbka I.1. Zwiększony dodatek MMT (na poziomie 15%) powoduje zmniejszenie szybkości ablacji o około 35%, w przypadku kompozytów grupy pierwszej oraz około 6%, w przypadku kompozytów grupy drugiej. Zastosowanie włókna węglowego obniżyło szybkość ablacji o około 30%. Sietowanie osnowy utwardzaczem poliaminamidowym PAC spowodowało zwiększenie szybkości ablacji o około 25% w przypadku kompozytów grupy II.

## 4.2. Wyniki badań właściwości wytrzymałościowych kompozytów ablacyjnych

Przeprowadzono badania eksperymentalne wybranych właściwości wytrzymałościowych obu grup kompozytów, a ich wyniki zestawiono w tabeli 4.

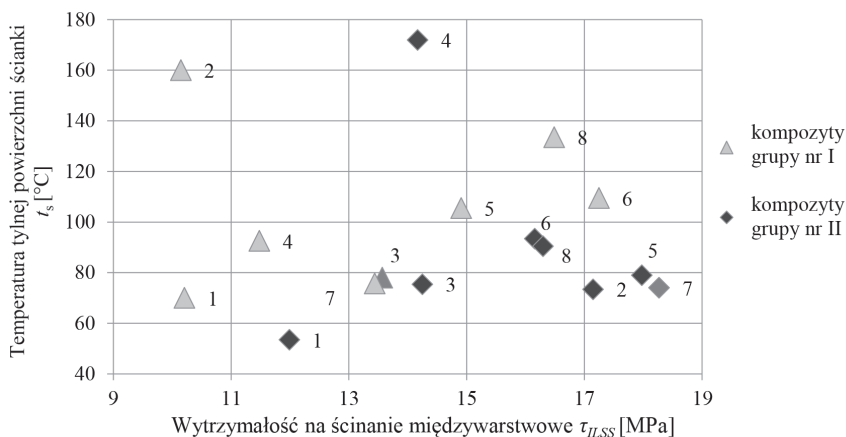
Tabela. 4. Właściwości wytrzymałościowe badanych kompozytów

Numer grupy kompozytów	Numer składu fazowego	Właściwości wytrzymałościowe		
		Wytrzymałość na rozciąganie $R_m$ [MPa]	wytrzymałości na ścinanie międzywarstwowe $t_{ILSS}$ [MPa]	Udarność KC [kJ/m <sup>2</sup> ]
Kompozyty grupy I	I.1	185	10,2	48,1
	I.2	185	10,2	56,8
	I.3	206	13,6	61,8
	I.4	259	11,5	90,8
	I.5	194	14,9	54,9
	I.6	207	17,3	56,4
	I.7	190	13,4	41,3
	I.8	282	16,5	56,2
Kompozyty grupy II	II.1	180	12,0	117,2
	II.2	240	17,2	87,8
	II.3	241	14,3	96,1
	II.4	213	14,2	105,0
	II.5	154	18,0	124,0
	II.6	339	16,2	98,9
	II.7	282	18,3	105,6
	II.8	195	16,3	130,5

Źródło:[2]

Najwyższe wartości porównywanych parametrów uzyskały kompozyty nr: II.6, II.7 oraz kompozyt nr I.8.

W celu ostatecznej oceny i wyboru epoksydowego kompozytu hybrydowego, o najkorzystniejszych właściwościach do wytworzenia uniwersalnej osłony termoochronnej obudowy rejestratora lotniczego, porównano dwa najważniejsze parametry: temperaturę tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej  $t_s$  oraz wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe  $\tau_{ILSS}$  (rys. 2).



Rys. 14. Porównanie głównych parametrów termoochronnych i wytrzymałościowych badanych materiałów kompozytowych

Źródło: [2]

Tabela 5. Właściwości kompozytów wytypowanych do wytworzenia uniwersalnej osłony termoochronnej obudowy rejestratora lotniczego

Wybrane właściwości kompozytów	Kompozyt nr I.3	Kompozyt nr II.7
Temperatura tylnej powierzchni ścianki $t_s$ [°C]	78,0	74,5
Szybkość ablacji $v_a$ [ $\mu\text{m/s}$ ]	12,6	22,3
Ablacyjny ubytek masy $U_a$ [%]	16,8	44,3
Wytrzymałość na rozciąganie $R_m$ [MPa]	206	282
Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe $\tau_{ILSS}$ [MPa]	13,6	13,7
Udarność KC [kJ/m <sup>2</sup> ]	61,8	105,6

Źródło: [2]

Na podstawie analizy i porównania wyszczególnionych parametrów kompozytu przeznaczonego na osłonę termiczną uniwersalnej obudowy ochronnej rejestratora lotniczego wytypowano kompozyt nr 3 (z grupy I) utworzony przez: 14 warstw tkaniny aramidowej, 6 warstw tkaniny węglowej, o składzie: 15% MMT, *Epidian 52* usieciowany utwardzaczem *TFF* oraz kompozyt nr 7 (z grupy II) utworzony przez: 4 warstwy tkaniny aramidowej, 10 warstw tkaniny szklanej, o składzie 15% MMT, *Epidian 52* usieciowany utwardzaczem *Z-1*, o właściwościach zaprezentowanych w tabeli 5.

## Literatura

- [1] Przybyłek P., Opara T.A., Obudowy ochronne rejestratorów parametrów lotu, *Journal of Aeronautica Integra* 2010, vol. 7, nr 1, s. 43–50.
- [2] Przybyłek P., Analiza możliwości zwiększenia odporności cieplnej rejestratorów lotniczych poprzez zastosowanie osłon z polimerowych kompozytów ablacyjnych, 2017, (opracowanie własne, 203 str., Wydział Mechaniczny, UTH Radom).
- [3] Ogonowski K., Rejestratory lotnicze, *Przegląd WLOP* 1999, nr 4.
- [4] Polak Z., Rypulak A., Awionika przyrządy i systemy pokładowe, WSOSP, Dęblin 2002.
- [5] Wilczyński A.P., Polimerowe kompozyty włókniste, WNT, Warszawa 1996.
- [6] Minimum operational performance specification for crash protected airborne recorder systems, ED 112, EUROCAE 2003.
- [7] <http://electronics.howstuffworks.com/gadgets/other-gadgets/black-box.htm>.
- [8] Kucharczyk W., Opara T.A., Kula P., Wybrane właściwości cieplne polimerowych kompozytów ablacyjnych. *Kompozyty (Composites)* 2009, nr 2, s. 170–174.
- [9] Azeez A.A., Rhee K.Y., Park S.J., Hui D., Epoxy clay nanocomposites – processing, properties and applications: A review. *Composites Part B, Engineering* 2012, vol 45 (1), s. 308–320.
- [10] Bahramian A.R., Effect of external heat flux on the thermal diffusivity and ablation performance of carbon fiber reinforced novolac resin composite, *Iranian Polymer Journal* 2013, vol. 22, s. 579–589.
- [11] Czaplicka K., Lenża J., Rydarowski H., Wypior K., Trudnopalne kompozyty polietylenu napełnionego modyfikowanymi bentonitami, *Polimery i kompozyty konstrukcyjne*, red. Wróbel G., Wydawnictwo Logos Press, Cieszyn 2010.

- [12] Ferreira J.A.M., Capela C., Costa J.D., A study of the mechanical behaviour on fibre reinforced hollow microspheres hybrid composites, *Composites* 2010, Part A 4, s. 345–352.
- [13] Jeon J., Muliana A., Saponara V., Thermal stress and deformation analyses in fiber reinforced polymer composites undergoing heat conduction and mechanical loading, *Composite Structures* 2014, nr 111, s. 31–44.
- [14] Jurkowski B., Rydarowski H., Materiały polimerowe o obniżonej palności, Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji w Radomiu, Radom 2012.
- [15] Komorek A., Przybyłek P., Examination of the influence of cross-impact load on bend strength properties of composite materials, used in aviation, *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability* 2012, 14/4, s. 265–269.
- [16] Utwardzacz PAC, Karta charakterystyki. KCh/PPS/105. Materiały informacyjne. Z.Ch. Organika-Sarzyna S.A. w Nowej Sarzynie, 2011.
- [17] Utwardzacz TFE, Karta charakterystyki. KCh/PPS/43. Materiały informacyjne. Z.Ch. Organika-Sarzyna S.A. w Nowej Sarzynie, 2013.
- [18] Utwardzacz Z-1, Karta charakterystyki. KCh/PPS/1. Materiały informacyjne. Z.Ch. Organika-Sarzyna S.A. w Nowej Sarzynie, 2013.
- [19] Utwardzacze do żywic epoksydowych. Z.Ch. Materiały informacyjne. Organika-Sarzyna S.A. w Nowej Sarzynie, 1998.