

Paweł PRZYBYŁEK¹
Wojciech KUCHARCZYK²

MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA KOMPOZYTÓW ABLACYJNYCH NA OSŁONY REJESTRATORÓW LOTNICZYCH

Przedstawiono wymagania dotyczące zdolności rejestratorów lotniczych do przetrwania katastrofy lotniczej określone w kolejnych dokumentach normatywnych. Obecnie są nadal eksploatowane „czarne skrzynki” zamontowane na statkach powietrznych, nawet kilkadziesiąt lat temu. 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. Przedstawiono możliwość zastosowania kompozytowych materiałów ablacyjnych na kapsuły ochronne o wyższych parametrach użytkowych (cieplnych i mechanicznych). Zaproponowano wytworzenie hybrydowego laminatu epoksydowego z wzmocnieniem włóknistym z tkanin karbonizowanych oraz syntetycznych włókien organicznych (Kevlar) z naonapełniaczem MMT.

FLIGHT DATA RECORDER'S PROTECTIVE CASE COATED ABLATIVE COMPOSITE'S CAPABILITIES

At the paper briefs assumptions and requirements on an experimental research how to create Flight Data Recorders (FDR)' protective case covered ablative composite. Nowadays "the black boxes" installed into existing planes dozens years ago are still utilizing. FDRs earlier designed are as proficient as ever but their resistance to impact shock, a penetration force, thermal flux no longer meet the most recent Technical Standard Orders, a crash-worthiness standards, nor minimum operational performance specification. Ablative composite materials can be applied to improve thermal protection. Furthermore, the flight data recorder's protective case coated ablative composite can derive benefit on higher mechanical performances.

1. WSTĘP

Pierwszy rejestrator parametrów lotu skonstruowali pionierzy lotnictwa, bracia Orville i Wilbur Wright. Umożliwił on rejestrację prędkości lotu oraz prędkości obrotowej śmigła.

¹Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Katedra Płatowca i Silnika, Dęblin, e-mail: sqcdr@wp.pl

² Politechnika Radomska, Wydział Mechaniczny; Instytut Budowy Maszyn, 26-600 Radom; ul. Malczewskiego 29.
tel: + 48 48 361-76-80, Fax: + 48 48 361-76-75, e-mail: wojciech.kucharczyk@pr.radom.pl

Był zainstalowany na pokładzie samolotu *Flyer* już podczas jego pierwszego lotu, w dniu 17.12.1903 r. Parametry kolejnych historycznych lotów również zostały potwierdzone zapisami z urzędzeń, które później zaczęto nazywać rejestratorami pokładowymi, np. samolot Charles'a Lindbergha *Spirit of St. Louis* wyposażony był w barograf, który zaznaczał zmianę ciśnienia barometrycznego na obracającym się papierowym bębnie (rys 1).



Rys. 1. Barograf samolotu Charlesa Lindbergha *Spirit of St. Louis*

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 zniszczonego 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 na 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 pięćdziesiątych. Początkowo, wprowadzono je w lotnictwie wojskowym. W dniu 01.08.1958 r. zostały przyjęte przez CAA (*Civil Aviation Authority*), a następnie FAA (*Federal Aviation Administration*).

2. KLASYFIKACJA REJESTRATORÓW LOTNICZYCH

Rejestratory parametrów lotu *FDR* (awaryjne) [1,2] przeznaczone są do zapisu podstawowych parametrów lotu i eksploatacyjnych parametrów pracy zespołów statku powietrznego, w celu oceny:

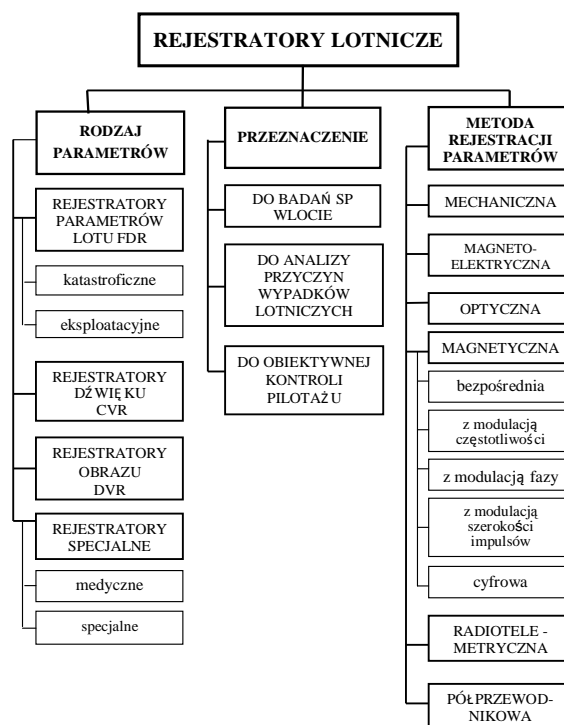
- bezpieczeństwa lotu,
- techniki pilotowania,
- stanu systemów pokładowych,
- przyczyny wypadku lub katastrofy lotniczej.

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.

Właściwy dobór parametrów, które podlegają rejestracji oraz archiwizowaniu pozwala zwiększyć stan bezpieczeństwa wykonywanych lotów, zapobiegać powstawaniu zdarzeń lotniczych, ocenić wykonanie zadania, ocenić zachowanie zasad bezpieczeństwa przez pilota oraz wykryć niektóre uszkodzenia sprzętu lotniczego.

W zależności od konstrukcji i zakresu archiwizowanej informacji, rejestratory pokładowe można sklasyfikować następująco (rys. 2):

- zbiorcza jednostka informacyjna (szyfrator) *FDAU* (*Flight - Data Acquisition Unit*),
- parametrów lotu *FDR* (*Flight Data Recorder*),
- szybkiego dostępu *QAR* (*Quick Access Recorder*),
- dźwięku *CVR* (*Cockpit Voice Recorder*),
- obrazu *DVR* (*Digital Video Recorder*),
- robocze i eksploatacyjne,
- specjalne.



Rys. 2. Klasyfikacja rejestratorów lotniczych

3. OCHRONA URZĄDZEŃ REJESTRUJĄCYCH

3.1. 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 [2].

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 między innymi na następujące czynniki:

- temperaturę,
- wilgotność,
- wibracje,
- atmosferę wybuchową,
- oddziaływanie piasku i kurzu,
- zasolenie,
- krótkotrwały impuls energetyczny,
- uderzenie pioruna,
- oblodzenie,
- wyładowanie elektrostatyczne,

jak również sprawdzenie takich ich właściwości jak:

- udarność eksploatacyjna,
- dopuszczalne bezpieczne obciążenie udarowe,
- wodoodporność,
- odporność na oddziaływanie cieczy niebezpiecznych.

Przepisy dotyczące standardów zabezpieczenia przyjęte w USA przez FAA (*Federal Aviation Administration*) odwoływały się również do dokumentu pod nazwą *Technical Standards Order* (TSO C51), 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 oddziaływania płomienia o temperaturze 1100 °C przez 30 minut. W początku lat sześćdziesiątych, 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.

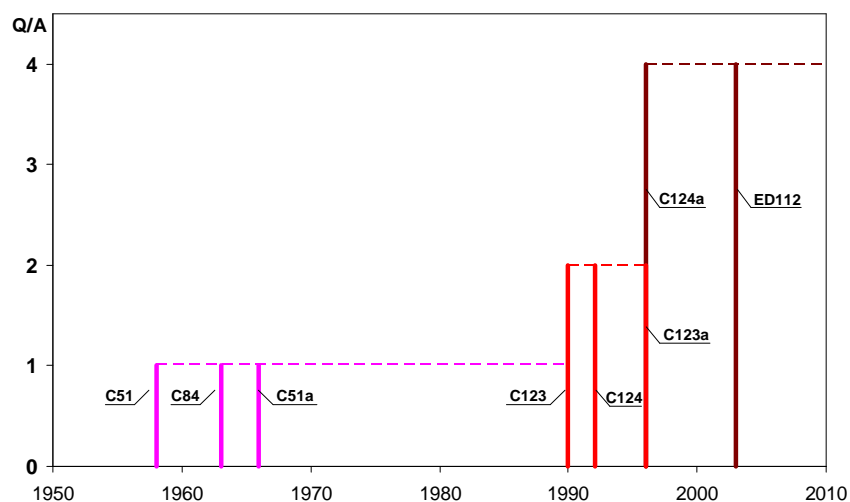
W normie TSO 51a uaktualnione zostały kryteria standardu TSO C51, poprzez podwyższenie wskaźników charakteryzujących odporność na przeciążenie - ze stu do tysiąca

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. Żaden z dokumentów TSO nie określał jednak w sposób szczegółowy procedury zapewniania powtarzalności pomiaru powyższych parametrów. Z danych zamieszczonych w tabeli 1 wynika, że wymagana odporność obudowy rejestratorów na oddziaływanie wysokotemperaturowego strumienia ciepłego ($t=1100\text{ }^{\circ}\text{C}$) wzrosła czterokrotnie (rys. 3). Ilość ciepła Q przejmowana przez powierzchnię obudowy rejestratora A jest proporcjonalna do gęstości strumienia ciepła $q(t)$ i czasu oddziaływania płomienia.

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

Norma TSO	Rok wprowadzenia	Typ	Odporność termiczna
C51	08.1958	FDR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 50%
C84	11.1963	CVR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 50%
C51a	11.1966	FDR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 50%
C123	05.1990	FDR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 100%
			260 °C przez 10 godzin, $q = 134\text{ kW/m}^2$
C124	02.1992	FDR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 100%
			260 °C przez 10 godzin, $q = 134\text{ kW/m}^2$
C124a	01.1996	FDR	1100 °C przez 60 min. , pokrycie powierzchni 100%
			260 °C przez 10 godzin, $q = 134\text{ kW/m}^2\text{m}^2$
C123a	02.1996	CVR	1100 °C przez 30 minut, pokrycie powierzchni 100%
			260 °C przez 10 godzin, $q = 134\text{ kW/m}^2$
ED112	03.2003	FDR CVR DVR	1100 °C przez 60 minut, pokrycie powierzchni 100%
			260 °C przez 10 godzin, $q = 134\text{ kW/m}^2$

Od 1990r. wszystkie rejestratory pokładowe muszą spełnić dodatkowy warunek, określający odporność osłon termicznych podczas oddziaływania strumienia ciepłego o temperaturze $t=260\text{ }^{\circ}\text{C}$ 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 C124 i ED112, jest o rząd wielkości większa od ciepła Q_w , jakie dopuszczają z normy C51, C84 i C51a.



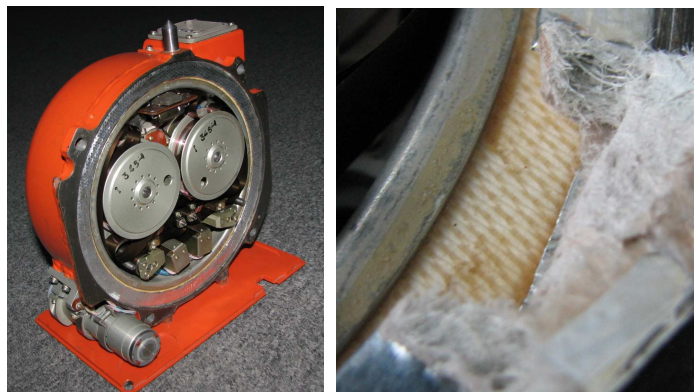
Rys. 3. Ciepło przejmowane przez jednostkową powierzchnię obudowy rejestratora dla kolejnych norm TSO (wartości względne - odniesione do normy C51)

Rejestratory lotnicze, które spełniały normy TSO obowiązujące w czasie ich montażu na statkach powietrznych, zwykle nie spełniają już wymogów współczesnych. Są zdadne i nadal eksploatowane, choć sukcesywnie zastępowane przez urządzenia nowsze.

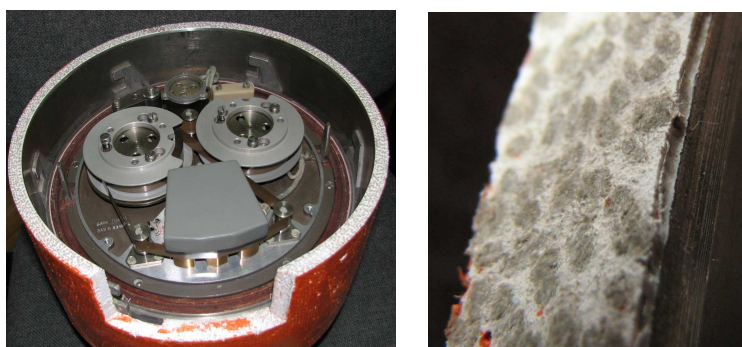
3.2. Modyfikacja osłon rejestratorów parametrów lotu

Rejestratory parametrów lotu montowane do 1990 r. mają obudowy, których nominalna odporność na oddziaływanie wysokotemperaturowego strumienia ciepła została określona w normie C51 z 1958 r. W tym okresie nie badano odporności osłon ochronnych na długotrwałe oddziaływanie strumienia niskotemperaturowego. Kryterium to zostało wprowadzone przez normę C123 (tab.1) i w niezmienionej postaci zachowane także w następnych dokumentach TSO (C124, C123a, C124a i ED112). Przeprowadzone zmiany miały charakter radykalny, gdyż całkowita ilość ciepła ($Q_w + Q_n$), jaką powinny pochłoniąć osłony ochronne montowane od 1996 r. (norma C124a) 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 modyfikacji 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 (rys. 4, 5).

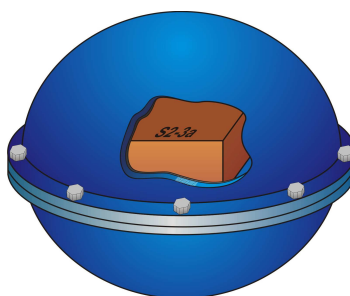


Rys. 4. Rejestrator pokładowy BUR-1 oraz elementy obudowy ochronnej



Rys. 5. „Magnetofon pokładowy” MARS – BM

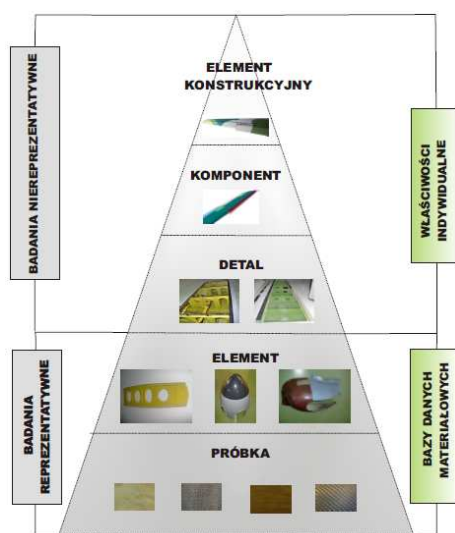
Inną możliwością jest opracowanie kilku standardowych osłon ochronnych, do których będą montowane dotychczas eksploatowane urządzenia rejestrujące (rys. 6).



Rys. 6. Przykład uniwersalnej obudowy ochronnej

4. PROGRAM BADAŃ DOŚWIADCZALNYCH

Programu badań został zaplanowany do realizacji zgodnie z procedurami określonymi dla elementów konstrukcji lotniczych [5]. Na przedstawionym na rysunku 7 schemacie określono konieczność przeprowadzenia badań w bardzo szerokim zakresie, począwszy od składników i samego kompozytu, a skończywszy na skomplikowanych elementach konstrukcyjnych. Taka struktura badań eksperymentalnych wymuszona jest wysokimi wymaganiami, jakie należy spełnić, aby wdrożyć opracowany komponent, detal, element do praktycznego zastosowania w sprzęcie lotniczym nie wpływając na obniżenie bezpieczeństwa lotów. Jednakże najbardziej skomplikowany, pracochłonny i obejmujący najwięcej badań testowych jest pierwszy etap doboru składników i określenie ich wpływu na właściwości materiału kompozytowego.



Rys. 7. Schemat procedury badań elementów konstrukcji lotniczych [5]

Ze względu na powyższe uwarunkowania, zainicjowany został program doświadczalnych badań kompozytów polimerowych w celu określenia wpływu wzmocnienia hybrydowego z tkanin aramidowych (włókna kevlarowe) i karbonizowanych w osnowie epoksydowej modyfikowanej nanonapełniaczem warstwowym na właściwości termoochronne i wybrane cechy wytrzymałościowe kompozytu ablacyjnego.

Skład fazowy próbek oraz liczba wykonywanych doświadczeń ($N = 8$) zostały ustalone na podstawie przyjętego planu badań doświadczalnych, tj.: ortogonalnej macierzy pełnoczynnikowej I rzędu typu 2^3 z powtórzeniami (tab. 2) [8].

Osnową kompozytów jest żywica epoksydowa *Epidian 52* sieciowana w temperaturze pokojowej utwardzaczami *PAC* lub *TFF* produkcji Z.Ch. Organika-Sarzyna S.A. w Nowej Sarzynie. Właściwości ablacyjne kompozycji żywicy modyfikowano dodając glinokrzemian warstwowy - *Bentonit Specjal Extra* z 75% zawartością montmorylonitu wapniowego MMT

(Zakłady Górniczo-Metalowe *Zębiec* w Zębcu). Wzmocnienie hybrydowe stanowią tkaniny: aramidowa (keklarowa) o gramaturze 230 g/m² i węglowa o gramaturze 160 g/m² ułożone naprzemiennie i rozłożone równomiernie w kompozycie.

Tab. 2. Pełnoczynnikowa macierz planowania I rzędu typu 2³ z powtórzeniami [8]

j^*	x_0	x_1	x_2	x_3	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	$x_1x_2x_3$	y_j
1	+	+	+	+	+	+	+	+	
2	+	+	-	-	-	-	+	+	
3	+	+	+	-	+	-	-	-	
4	+	+	-	+	-	+	-	-	
5	+	-	+	+	-	-	+	-	
6	+	-	-	-	+	+	+	-	
7	+	-	+	-	-	+	-	+	
8	+	-	-	+	+	-	-	+	
	b_0	b_1	b_2	b_3	b_{12}	b_{13}	b_{23}	b_{123}	

* wartość „j” oznacza numer doświadczenia i jednocześnie numer kompozytu, którego skład fazowy określony jest układem zmiennych x_i

Trzema zmiennymi niezależnymi x_i (parametrami wejściowymi), o wartościach dwu poziomów kodowych ± 1 (poziom górny „+” oraz poziom dolny „-”, tabela 2) określonych według zależności (1) [8]:

$$x_i = \frac{x - x_{i(sr)}}{\Delta x_i} = \pm 1 \quad (1)$$

są udziały komponentów kompozytu:

x_1 - udział masowy włókna keklarowego do sumy mas wzmocnień włóknistych (keklar + włókno węglowe) [%], 77% (+) i 38% (-); $\Delta x_1 = 19,5\%$; $x_{1(sr)} = 57,5\%$;

x_2 - udział masowy bentonitu (nanonapełniacza MMT) w kompozycie [%], 15% (+) i 3% (-); $\Delta x_2 = 6\%$; $x_{2(sr)} = 9\%$;

x_3 - rodzaj utwardzacza żywicy - utwardzacz *PAC* lub utwardzacz *TFF*,

80 ns *PAC* (+) i 27 ns *TFF* (-); Δx_3 i $x_{3(sr)}$ są wartościami czysto teoretycznymi.

Składowymi funkcjami odpowiedzi y (parametrami wyjściowymi) są termoochronne właściwości ablacyjne: średnia szybkość ablacji v_a [$\mu\text{m/s}$]; względny ablacyjny ubytek masy U_a [%], temperatura tylnej powierzchni ścianki próbki izolującej t_s [$^{\circ}\text{C}$] oraz cechy mechaniczne: wytrzymałość na rozciąganie R_m [MPa], udarność KC [J/cm^2], wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe τ_{LSS} [MPa].

Zgodnie z planem badań wykonano laminaty o wymiarach (350 x 250 x 10) mm, z których wycięto próbki mające posłużyć w dalszych pracach doświadczalnych do przeprowadzenia badań ablacyjnych i wytrzymałościowych.

Współczynniki regresji: b_1 , b_2 , b_3 oraz interakcji: b_{12} , b_{13} , b_{23} , b_{123} określają wpływ danej wielkości wejściowej (lub kilku wielkości) na wartość wyjściową funkcji obiektu badań [8].

Analiza statystyczna przyjętego planu badań pozwoli określić wpływ zmiany wartości poszczególnych zmiennych niezależnych na wartości wszystkich składowych funkcji odpowiedzi oraz da możliwość określenia rodzaju tego wpływu. Analizując współczynniki regresji

można ocenić, dla jakich zmiennych niezależnych, z przyjętego przedziału badań, poszczególne wartości parametrów badawczych (zmiennych zależnych) maleją, rosną lub nie zmieniają swojej wartości. Informacja ta, w połączeniu z ograniczeniami technologicznymi regulującymi wielkość, jak i położenie przedziału zmienności zmiennych wejściowych, pozwoli wskazać kierunek poszukiwań optymalnego składu fazowego badanej grupy kompozytów.

5. WNIOSKI

Oślony wykonane z ablacyjnych kompozytów polimerowych, charakteryzują się dobrymi własnościami termoochronnymi [7]. Po przekroczeniu temperatury $200 \div 250$ °C inicjowany zostaje rozkład termiczny osnowy kompozytu ablacyjnego, w trakcie którego zewnętrzny strumień energii cieplnej, zużywany jest na endotermiczne reakcje chemiczne, procesy fizyczne i zmiany strukturalne materiału: depolimeryzację organicznych składników kompozytu; topnienie, parowanie i sublimację łatwo topliwych napełniaczy; reakcje pomiędzy składnikami kompozytu i produktami depolimeryzacji.

Do prawidłowego wykorzystania właściwości ablacyjnych materiału wymagana jest znajomość i uwzględnienie „ablacyjnego zużywania się materiału”, czyli procesu zmniejszania się czynnej objętości tworzywa nie podlegającego ablacji [6]. Kształtowanie ablacyjnych właściwości termochronnych polega na poszukiwaniu materiałów o dużym cieple właściwym $c_p(t)$ i dużej gęstości ρ , oraz o niskim współczynniku przewodzenia ciepła $\lambda(t)$ (czyli małej dyfuzyjności cieplnej).

Pierwszy etap polega na doborze składników w celu wytworzenia ablacyjnego kompozytu polimerowego o optymalnych właściwościach określonych wymaganiami zastosowania materiałów na obudowy ochronne rejestratorów lotniczych. W kolejnym etapie zostanie zbudowany model obudowy ochronnej z warstwą kompozytu ablacyjnego. Wykonany model posłuży do realizacji części eksperymentalnej badań.

W wyniku zrealizowanego programu badawczego zostaną określone założenia konstrukcyjne do wykonania obudowy ochronnej, która sposób zabezpieczy wybrane urządzenia wyposażenia pokładowego przed oddziaływaniem strumieni cieplnych spełniając jednocześnie wymagania eksploatacyjne i wytrzymałościowe.

6. BIBLIOGRAFIA

- [1] Ogonowski K.: *Rejestratory lotnicze*, Warszawa, Przegląd WLOP nr 4, 1999.
- [2] Polak Z., Rypulak A.: *Awionika przyrządy i systemy pokładowe*, Dęblin, WSOSP 2002
- [3] Wilczyński A.P.: *Polimerowe kompozyty włókniste*, Warszawa, WNT 1996.
- [4] *Minimum operational performance specification for crash protected airborne recorder systems*, ED 112, EUROCAE 2003.
- [5] *MIL-HDBK-17-1F*, Fort Washington, Materials Sciences Corporation, 2002.
- [6] Jackowski A.: *Numeryczne rozwiązanie głównego problemu ablacji*, Warszawa, Biuletyn WAT 1986
- [7] Kucharczyk W., Opara T., Kula P.: *Wybrane właściwości cieplne polimerowych kompozytów ablacyjnych*, *Kompozyty (Composites)*, nr 2, 2009.
- [8] Polański Z.: *Planowanie doświadczeń w technice*, Warszawa, PWN 1984.