

Edyta Janeba-Bartoszewicz, Rafał Zadencki, Wojciech Misztal

## Rejestratory parametrów lotu współczesnych samolotów wielozadaniowych eksploatowanych w Polskich Siłach Zbrojnych

JEL: L93 DOI: 10.24136/atest.2019.046

Data zgłoszenia: 15.12.2018 Data akceptacji: 08.02.2019

W eksploatacji samolotów wielozadaniowych wykorzystywanych w Polskich Siłach Zbrojnych stosuje się różne systemy rejestracji parametrów lotu co wynika z dywersyfikacji dostaw statków powietrznych eksploatowanych w Wojsku Polskim. Pierwsze technologie, sprowadzane ze wschodu stopniowo wzbogacane były o rozwiązania hiszpańskie, aż do amerykańskich zamontowanych na samolotach F-16. Bardzo ważna jest również rodzima działalność naukowo badawcza, która znalazła zastosowanie w polskich konstrukcjach płatowców oraz modyfikacjach konstrukcji starszych typów eksploatowanych w Polskich Siłach Zbrojnych na przestrzeni kilkudziesięciu ostatnich lat. W artykule zestawiono systemy rejestracji samolotów F-16 oraz MiG-29.

**Słowa kluczowe:** rejestratory parametrów lotu, samoloty wielozadaniowe, bezpieczeństwo lotu.

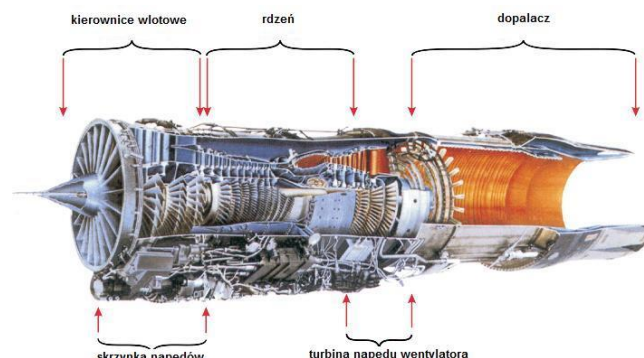
### Wstęp

Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ jest samolotem wielozadaniowym, którego rola i zadania na współczesnym polu walki ewoluują w czasie. Jego rewolucyjny charakter wynika z faktu, że stosuje się w nim wiele rozwiązań o charakterze nowatorskim wprowadzanych jako unikalne i prototypowe po raz pierwszy w samolotach bojowych, w tym w samolotach eksploatowanych w Polskich Siłach Zbrojnych. Wprowadzane modyfikacje zwiększają jego możliwości w stosunku do myśliwców wcześniejszych generacji, dzięki czemu samoloty F-16 i MiG-29 mogą utrzymywać pozycję samolotu o najwyższych parametrach pomimo faktu, że konstrukcje opracowano przed wielu laty. Samoloty podlegały w tym ciągłym modernizacji, polegającej na stosowaniu coraz nowocześniejszych technologii, w wyniku czego stale poszerzał się zakres ich możliwości wykorzystania na polu walki, stąd powszechnie używane jest określenie samoloty wielozadaniowe myśliwsko-bombowe. Oznacza to, że samoloty te mogą pełnić różnorodne role wsparcia na współczesnym polu walki.

Historia samolotu F-16 jest szeroko znana i była często opisywana w pracach popularno-naukowych i naukowych [9]. Pierwszy F-16A FSD został oblatany 8 grudnia 1976 roku. Samolot wyposażony był w rakiety klasy powietrze-powietrze krótkiego zasięgu AIM-9 Sidewinder, niekierowane bomby lotnicze, rakiety typu powietrze-ziemia oraz pociski AGM-65A. Pierwsze maszyny nie były wyposażone w środki obrony oraz walki radioelektronicznej. Od 1978 r. samolot F-16 doczekał się szeregu modyfikacji zwiększających jego możliwości bojowe na zmieniającym się polu walki. W okresie następnych kilkudziesięciu lat pojawiały się kolejne seryjne wersje samolotu F-16. Wielozadaniowy samolot F-16 to nadal jeden z najbardziej rozwiniętych technologicznie współcześnie służący samolotów bojowych. Samolot ten brał udział w bardzo wielu konfliktach oraz misjach, gdzie wykazał swoją niezawodność i skuteczność. Obecnie eksploatowany jest w 26 krajach świata we wszystkich strefach klimatycznych. Zakupiony przez Polskę wielozadaniowy samolot F-16 w wersji C/D Block 52+ to jeden z najbardziej

rozwiniętych technologicznie samolotów tego typu w NATO [7,8,9]. Polski F-16 zwiększył możliwości dotyczące oprogramowania systemu zarządzania lotem, wymiany danych, taktycznego promienia działania i przenoszonych lotniczych środków bojowych. Model ten jest wyposażony w radarowy system kierowania ogniem APG-68(v). System ten pozwala na precyzyjne wykrywanie celu z większej odległości i umożliwia optymalne wykorzystanie najbardziej zaawansowanych środków bojowych typu powietrze-powietrze i powietrze-ziemia. Zakupiony przez Polskę myśliwiec wielozadaniowy dzięki współpracy z zamontowanym w hełmie pilota systemem celowniczym, znacząco zwiększa skuteczność rażenia przeciwnika.

Samolot F-16 Block 52+ napędzany jest przez modułowy silnik firmy Pratt & Whitney F100-PW-229 osiągający ciąg 79,13 kN, a z dopalaniem 128,91 kN. Przedstawiono go na rysunku 1.



Rys. 1. Silnik Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin)

Samolot myśliwski MiG-29 przeznaczony jest do zwalczania samolotów przeciwnika w walkach powietrznych, utrzymywania przewagi w powietrzu, osłony wojsk własnych przed uderzeniami lotnictwa przeciwnika oraz do zwalczania jego samolotów rozpoznawczych [10]. Dodatkowo samolot może również zwalczać cele naziemne i nawodne oraz prowadzić rozpoznanie powietrzne. Wyposażenie samolotu umożliwia wykonywanie zadań praktycznie w dowolnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy oraz wykonywanie zająścia do lądowania na zakresie automatycznym i dyrektywnym. Samolot pod względem aerodynamicznym zbudowany jest według integralnego układu z kadłubem nośnym oraz skrzydłem trapezowym, ze średnim kątem skosu. W skład zespołu napędowego wchodzi dwa silniki RD-33 [1,2,10]. Ciąg stoiskowy każdego silnika wynosi:

- 8300 kG (81,38 kN) – na zakresie pełnego dopalania,
- 5600 kG (54,91 kN) – na zakresie minimalnego dopalania,
- 5040 kG (49,42 kN) – na zakresie maksymalnym,
- 180 kG (1,7 kN) – na zakresie minimalnym.

Silniki RD-33 są rozsunięte względem płaszczyzny symetrii samolotu. Prostokątne dyfuzory wlotowe znajdują się pod napływami kadłuba. Oprócz dyfuzorów wlotowych samolot wyposażony jest w górne wloty powietrza wykorzystywane do kołowania, rozbiegu do prędkości 108 kts oraz dobiegu po zmniejszeniu się prędkości do 108 kts. Górne wloty powietrza zapobiegają uszkodzeniom silników przez ciała obce (FOD – Foreign Object Damage). Wysokie położenie

nie kabiny bezpośrednio za przednią częścią samolotu (odchylona w dół od osi podłużnej samolotu) zapewnia dobrą widoczność, niezbędną w czasie manewrowej walki powietrznej oraz przy zejściu do lądowania. Samolot wyposażony jest w podwójne usterzenie pionowe, różnicowo wychylany statecznik poziomy, podwozie o trzech goleniach oraz hamulce aerodynamiczne typu pływającego. Układ aerodynamiczny samolotu oraz wychylane w czasie wykonywania manewrów kłapy przednie w połączeniu z dużym ciągiem zespołu napędowego zapewniają wysokie charakterystyki manewrowe w szerokim zakresie kątów natarcia, prędkości i wysokości lotu. Automatyka zastosowana w układzie sterowania samolotem (SOS, układ tłumienia, ARU, APUS itp.) umożliwi wykorzystywanie możliwości manewrowych samolotu, zapobiegając wejściu na zakres przeciągnięcia. Zbiorniki paliwa znajdują się w kadłubie samolotu i w skrzydłach. Do większości misji wykorzystywany jest również zbiornik dodatkowy, który jest podwieszany między gondolami silników. Do podwieszania uzbrojenia wykorzystuje się sześć podskrzydłowych węzłów podwieszeń, a działko pokładowe znajduje się w lewym napływie skrzydła. Samolot wyposażony jest w system automatycznego (półautomatycznego) sterowania SAU-451-03, który umożliwia automatyczne i dyrektywne sterowanie samolotem oraz utrzymanie nakazanych warunków lotu (szczególnie przy dużych kątach natarcia). Automatyka kontrola działania instalacji i agregatów podczas lotu oraz informowanie pilota o uszkodzeniu (niesprawności) kontrolowanych urządzeń i agregatów zapewniona jest przez układ kontroli i uprzedzania o uszkodzeniach „EKRA”. Samolot wyposażony jest w informator głosowy, który informuje pilota i naziemne stanowiska kontroli ruchu lotniczego o awaryjnych sytuacjach w czasie lotu.

## 1. Parametry techniczne samolotów wielozadaniowych eksploatowanych w Polskich Siłach Zbrojnych

Dane taktyczno-techniczne samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ dla dwóch wersji używanych w Siłach Powietrznych RP zestawiono w tabeli 1, a dla samolotu MiG-29 2 tabeli 2. Ponadto na rysunkach 2 i 3 przedstawiono zdjęcia analizowanych samolotów w trakcie realizowanych misji na terenie kraju i poza jego granicami.



Rys. 2. Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ w wersji C i D [9]

Tab. 1. Dane taktyczno-techniczne samolotu F-16 [9]

Oznaczenie	Wersja C	Wersja D
Wymiary		
Rozpiętość	9,45 m / 31 ft	
Rozpiętość statecznika poziomego	5,58 m / 18,3 ft	
Długość	15,01 m / 49,3 ft	
Wysokość	5,01 m / 16,7 ft	
Skrzydło		
Powierzchnia nośna skrzydeł	27,9 m <sup>2</sup> / 300 sqft	
Powierzchnia nośna kłap przednich	3,41 m <sup>2</sup> / 36,71 sqft	
Powierzchnia nośna kłap tylnych	2,91 m <sup>2</sup> / 31,32 sqft	
Kąt wzniosu płata skrzydła	0°	
Max kąt pochylenia kłap przednich	40°	

Statecznik poziomy		
Powierzchnia nośna statecznika	5,92 m <sup>2</sup> / 63,70 sqft	
Kąt wzniosu płata statecznika	-10°	
Skos statecznika	40°	
Statecznik pionowy		
Powierzchnia statecznika	5,1 m <sup>2</sup> / 54,75 sqft	
Skos statecznika	47,5°	
Hamulec aerodynamiczny		
Powierzchnia	4 elementy o pow. 0,33 m <sup>2</sup> (3,565 sqft) każdy	
Dane masowe		
Masa własna z silnikiem F-100-PW-229	9060 kg / 20000 lb	9377 kg / 20700 lb
Masa startowa maks.	21744 kg / 48000 lb	
Masa paliwa w zbiornikach wewnętrznych	4648 kg / 10260 lb	4032 kg / 8900 lb
Prędkość maks.	2 440 km/h	
Prędkość min.	300 km/h	
Wznoszenie	300 m/s	
Pułap	15 240 m	
Promień działania	930 km	
Zasięg maks.	3890 km	
Rozbieg	530 m	
Dobieg	800 m	
Przeciążenie	-4,0 ÷ +9,4 G	
Resurs płatowca	8000 h	



Rys. 3. MiG-29 i włoskie Eurofighters (Air Policing nad Litwą) [10]

Tab. 2. Dane taktyczno-techniczne samolotu MiG-29 [10]

Podstawowe dane geometryczne	
Długość samolotu z wysięgnikiem OCP	17,32 m
Wysokość samolotu bez ugiętych amortyzatorów	4,73 m
Rozstaw kół	3,10 m
Podłużna baza podwozia	3,645 m
Skrzydło	
Powierzchnia	38,056 m <sup>2</sup>
Rozpiętość	11,36 m
Średnia cięciwa aerodynamiczna	3,768 m
Wydłużenie	3,39
Przewężenie	4,15
Kąt wzniosu	30
Kąt skosu	420
Powierzchnia napływu	4,71 m <sup>2</sup>
Kąt skosu napływu	73° 30'
Kłapy przednie	
Powierzchnia	2,35 m <sup>2</sup>
Cięciwa	12%
Kąt wychylenia w dół	200
Kłapy zaskrzydłowe	
Powierzchnia	2,84 m <sup>2</sup>
Rozpiętość	1,93 m
Kąt wychylenia	250
Lotki	
Powierzchnia	1,45 m <sup>2</sup>
Maksymalny kąt wychylenia od położenia neutralnego	200
Neutralne położenie lotek	50(do góry)
Statecznik poziomy	
Powierzchnia	7,05 m <sup>2</sup>

Rozpiętość	7,78 m
Kąt wzniosu	3,50
Stateczniki pionowe	
Powierzchnia	10,1 m <sup>2</sup>
Wydlużenie	1,44
Przewężenie	5,0
Powierzchnia sterów kierunku	1,25 m <sup>2</sup>
Kąt skosu krawędzi natarcia	47,50
Maksymalny kąt wychylenia sterów kierunku	±250
Kadłub	
Długość bez wysięgnika OCP	14,875 m
Powierzchnia hamulców aerodynamicznych	
górnego	0,75 m <sup>2</sup>
dolnego	0,55 m <sup>2</sup>
Maksymalny kąt wychylenia hamulców aerodynamicznych	
górnego	560
dolnego	600
Podstawowe dane masowe	
Masa samolotu bez paliwa, oleju i innych płynów	10 900 kg
Masa samolotu do startu bez podwieszonych z nabojami do działka	14 375 kg
Obliczeniowa masa samolotu do lądowania	12 900 kg
Normalna masa samolotu do lądowania	14 200 kg
Zapas paliwa (przy gęstości 0,786 kg/l)	
W zbiornikach wewnętrznych	3300 kg
W zbiorniku podwieszanym	1175 kg
Podstawowe dane aerodynamiczne	
Ciąg przypadający na jednostkę masy samolotu	1,14
Maksymalna prędkość lotu	810 KIAS
Maksymalna liczba Ma	2,35
Pułap praktyczny	56 000 ft
Maksymalne przeciążenie użytkowe	9,0

Dane zestawione w tabelach pozwalają na porównanie danych technicznych, geometrycznych oraz parametrach silników w celu identyfikacji różnic mogących wpłynąć na stosowaną w diagnostyce aparaturę kontrolno-pomiarową stosowaną w monitorowaniu pracy płatowca oraz jego zespołu napędowego.

## 2. Systemy rejestracji danych z samolotu MiG-29

Rejestracja parametrów lotu na pokładzie samolotu MiG-29 prowadzona jest przy użyciu następujących rejestratorów: TESTER U3Ł, ATM – QR6D, S2-3a/MiG-29 (stopniowo wdrażany do eksploatacji).

Rejestrator TESTER U3Ł przeznaczony jest do zapisu na taśmie magnetycznej ciągłych i jednorazowych parametrów zespołu napędowego, przyrządów pokładowych, wyposażenia elektrycznego, wyposażenia radiotechnicznego, uzbrojenia i układu sterowania. Jest wykorzystywany do zapisu informacji kodowo-impulsowej podczas lotu w celu późniejszego jej przetworzenia w warunkach naziemnych oraz do przechowywania zapisanych informacji zarejestrowanych w normalnych i awaryjnych sytuacjach podczas lotu. W rejestratorze TESTER do zapisu parametrów (wysokości, prędkości, przeciążeń liniowych, przemieszczeń statecznika poziomego i lotek, ruchu pedałów i drążka sterowego, ruchu trzonu steru kierunku i DSS) w układach samolotu służą nadajniki dostarczające odpowiednich sygnałów za pośrednictwem bloku elektroniki i bloku wzmacniaczy zapisu, odtwarzania i samokontroli do bloku rejestracji magnetycznej. System deszyfracji parametrów lotu TETYS IV jest oprogramowaniem komputerowym przeznaczonym do: analizy lotu statku powietrznego, analizy parametrów ruchu obiektu, analogowej prezentacji parametrów lotu, badania zależności, między parametrami, animacji ruchu obiektu, zobrazowania trasy lotu obiektu, zobrazowania organów sterowania, wydruku wybranych parametrów lotu, wydruku komunikatów.

Rejestrator S2-3a/MiG-29 przeznaczony jest do rejestracji w czasie lotu i na ziemi parametrów głównych układów samolotu i jego wyposażenia, bieżącego czasu lotu i parametrów (danych) wejścio-

wych oraz do zabezpieczenia zarejestrowanych informacji w czasie wypadku lotniczego. Zastąpi urządzenie kontroli i rejestracji lotu „TESTER-U3Ł” oraz ATM-QR6D. Sygnały pomiarowe są bezpośrednio podłączone do wejść układów formowania i przetwarzania analogowo-cyfrowego (blok akwizycji S3-1a-2/MiG-29 oraz blok BPNK-1), a następnie w postaci danych cyfrowych są rejestrowane w pamięciach kasyety eksploatacyjnej S3-1a-2K/M (rys. 4).



Rys. 4. Kaseeta eksploatacyjna S3-1a-2K/M [11]

Do transmisji danych w systemie rejestracji S2-3a/MiG-29 wykorzystano standard CAN (Controller Area Network). Dodatkową zaletą zmodernizowanego systemu rejestracji parametrów lotu samolotu MiG-29 jest podniesienie poziomu cyfryzacji przetwarzanych sygnałów pomiarowych. Obok wymienionych kaset zapisu danych w skład rejestratora wchodzi blok akwizycji i przetwarzania analogowo-cyfrowego S3-1a-2/MiG-29, który poprzez moduły pomiarowe do przetwarzania danych analogowych (przetwarzanie analogowych sygnałów napięciowych), danych binarnych (przetwarzanie binarnych sygnałów napięciowych) oraz sygnałów specjalnych (przetwarzanie sygnałów napięciowych o złożonej strukturze np. sygnały z bloku komend granicznych BPK-88), zapewnia samokontrolę i rejestrację wspomnianych grup sygnałów oraz daje możliwość wprowadzenia do rejestracji i kontroli nowych parametrów pochodzących z układów: nawigacji, automatyki uruchamiania silników RD-33, sterowania układami wykonawczymi.



Rys. 5. Blok akwizycji S3-1a-2/MiG-29 [11]



Rys. 6. Blok BPNK-1 [11]

W modułach pomiarowych wykorzystano mikroprocesory sterujące przetwarzaniem analogowo-cyfrowym sygnałów analogowych, binarnych i specjalnych oraz transmisją danych po szynie danych typu CAN. Transmitowane dane w określonym formacie poprzez szynę danych CAN są przesyłane do systemu nadrzędnego i reje-



strowane w kasetach ochronnej i eksploatacyjnej (odpowiednio w kasecie S2-3a-K oraz S3-1a-2K/M rys. 5).

Kolejnym blokiem przetwarzania danych w postaci napięcie-kod jest blok BPNK-1 (rys. 6) o zasadzie działania podobnej jak wspomniany blok akwizycji i przetwarzania analogowo-cyfrowego S3-1a-2/MiG-29 (rys. 26). Do wejść modułów pomiarowych bloku BPNK-1 podłączone są sygnały: sterujące układu uruchamiania silników RD-33, sterujące pracą zaworów spadochronu hamującego, poziomu napięcia prądu stałego obwodów zasilania silnika elektrycznego (ST-115W) i pompy olejowej zabudowanych na skrzynce napędów agregatów typu KSA-2. System zapewnia rejestrację poszczególnych parametrów w ilości: parametry analogowe (58 parametrów), parametry jednorazowe (36 parametrów), parametry nowoprowadzone z układu uruchamiania silników i spadochronu hamującego (31 parametrów), parametry nowoprowadzone z komputera misji Mission and Display Processor (30 parametrów). Uniwersalny system deszyfracji parametrów lotu "Obiektywna Analiza Zapisów" (OAZ) jest systemem działającym w środowisku operacyjnym WINDOWS (WIN 98, WIN 2000, WIN XP) i przeznaczony jest do deszyfracji parametrów lotu zapisywanych przez pokładowy system rejestracji S2-3a. Dotychczasowy system deszyfracji THETYS oparty jest na systemie operacyjnym MS-DOS, coraz trudniej dostępny na rynku oprogramowania a wymagania sprzętowe komputera (płyta główna ze złączeni ISA, które nie jest montowane we współczesnych płytach głównych) determinują konieczność zmiany oprogramowania, które będzie bazować na ogólnie dostępnych środowiskach operacyjnych WINDOWS. Program OAZ umożliwia: transmisję danych zarejestrowanych w czasie lotu z pamięci kasety eksploatacyjnej (lub ochronnej) do pamięci komputera z systemem OAZ, archiwizację danych, odczyt danych archiwalnych z baz danych, zobrazowanie graficzne przebiegów wybranych parametrów, zobrazowanie i analizę danych: analogowych, obliczeniowych i dwustanowych (komend jednorazowych). Zapis parametrów lotu odczytany z kasety eksploatacyjnej (lub ochronnej) można podzielić na dowolne odcinki czasowe, w których wykrywać można stany awaryjne, przekroczenia eksploatacyjne. Struktura programu umożliwia wyświetlanie okna głównego, okien zobrazowania, okien edycji poszczególnych danych typu: filtry (określanie reguł pobierania danych z archiwum), rejestrator (wybór cykli pomiarowych rejestratora S2-3a, odpowiadających typom statków powietrznych), statki (definiowanie typów i numerów bocznych statków powietrznych), piloci (definiowanie identyfikatorów pilotów), zapisy (transmisja danych z pamięci kasety do pamięci komputera, archiwizacja danych w bazie danych, definiowanie zapisów do zobrazowania), loty (definiowanie wybranego lotu), wykres (zobrazowanie przebiegów parametrów zapisu zdefiniowanego), trasa (zobrazowanie trasy lotu statku powietrznego z pokładowym systemem GPS na tle mapy cyfrowej), parametry (lista parametrów pomiarowych wybranego typu statku powietrznego), parametry obliczeniowe (lista parametrów obliczanych z wartości kodowych wraz z odpowiednimi definicjami procedur obliczeniowych), grupy parametrów (edycja grup parametrów zapisu zdefiniowanego), grafiki skalowania parametrów (zobrazowanie i edycja grafik skalowania analogowych parametrów lotu statków powietrznych), przekroczenia (definiowanie przekroczeń zakresów wartości parametrów analogowych, obliczeniowych i dwustanowych), archiwa (otwieranie i tworzenie nowych archiwów oraz przetwarzanie zbiorów archiwalnych), opis (opis programu).

### 3. Systemy rejestracji danych z samolotu F-16

Przy obecnym zaawansowaniu technologicznym branży lotniczej, ważnym elementem wszystkich samolotów są systemy rejestracji danych. Pozwalają one na odczyt i zapis najważniejszych parametrów lotu, a połączone z cyfrowymi układami sterowania i

bezpieczeństwa pozwalają na przeciwdziałanie sytuacjom niebezpiecznym, które zwłaszcza w przypadku samolotów wojskowych takich jak np. F-16 mogą zdarzać się często, ze względu na ich bojowe przeznaczenie. Ilość danych dostarczanych przez czujniki analogowe i cyfrowe jest tak duża, że wymaga ona podzielenia parametrów i zastosowania kilku podstawowych rejestratorów. Każdy z rejestratorów ma określone zadanie tj. przetwarzanie lub zapis danych, i przetwarza określone parametry, np. Engine Monitoring System odpowiada za dane otrzymane z turbinowego silnika odrzutowego. Sercem całego układu jest jednostka nazywana DAU, czyli Data Acquisition Unit, która rejestruje najważniejsze parametry lotu, takie jak czas lotu, prędkość obrotowa silnika czy wysokość lotu. System rejestracji danych samolotu, składa się głównie z dwóch jednostek zapisujących dane [4]: DAU (ang. Data Acquisition Unit) pokazany na rysunku 6 oraz rejestratora katastroficznego (ang. Enhanced Crash Survivable Memory Unit).



Rys. 7. Data Acquisition Unit [3]

Obie jednostki wchodzące w skład DAS, wyposażone zostały w dyski półprzewodnikowe z pamięcią trwałą, do rejestracji parametrów system wykorzystuje następujące elementy [3]: czujniki analogowe i dyskretne podłączone do DAU, MIL-STD-1553B, czyli multiplexer (MUX) awioniczny, dwa kanały danych z systemu DFLCC (ang. Digital Flight Control Computer) czyli systemu sterowania lotem, jeden kanał komunikacyjny RS-422 z jednostki elektronicznego sterowania silnikiem DEEC (ang. Digital Electronic Engine Control), jeden kanał audio podłączony do systemu komunikacyjnego samolotu.

DAU to urządzenie, które rejestruje kilka typów danych tj. dane typu 2 i 3, 4 dla systemów monitorujących zużycie i dane silnika, oraz typ 5 dla diagnozowania awioniki w płatowcu. W DAU rejestrowane jest 30 ostatnich godzin danych typu 3 i 4, oraz odpowiednio 20h danych typu 5. Jednostka ta nie jest zabezpieczona przed katastrofą. Dane typu 2 zawierają informacje o locie płatowca, przyśpieszeniu, wadze startowej, liczbie opuszczania i podnoszenia podwozia, liczbie lotów, całkowitym czasie lotu oraz o liczbie lotów ze zbiornikami konforemnymi. Dane te nie są na ogół używane w przypadku wystąpienia katastrofy. Typ 3 danych zawiera dane parametrów mierzonych w sposób ciągły: prędkość obrotowa silnika, siła przyłożona do drążka sterowego, pozycja klap krawędzi natarcia. Typ 3 danych to również parametry dyskretne, parametry pochodzące z multiplexera i parametry obliczane przez komputer, m.in.: błąd wysunięcia podwozia (parametr dyskretny), błąd użycia uzbrojenia (parametr dyskretny), obciążenie goleni podwozia (parametr dyskretny), liczba macha (multiplexer), waga samolotu (multiplexer), ciśnienie dynamiczne (obliczane). W pierwszej kolejności są one wykorzystywane do zbierania danych na temat obciążeń. W przypadku otrzymania z multiplexera informacji o błędach w przeciwieństwie do danych typu 1, używana zostaje w celu poprawności działania systemu ostatnia poprawna wartość danych typu 3, aż do momentu pojawienia się prawidłowych danych. Dane

te są zapisywane na podstawie pików i spadków poszukiwanych przez określone logarytmy lub w przypadku wystąpienia szczególnych zdarzeń takich jak: start, lądowanie, pik lub spadek przyspieszenia, opuszczenie podwozia. Ostatnie 30 sekund to parametry rejestrowane po zetknięciu samolotu z ziemią, są one zapisywane w oddzielnym bloku. Parametry jakie urządzenie zapisuje przy lądowaniu to np.: położenie dźwigni przepustnicy, przyspieszenie normalne, wysokość radarowa. Typ 4 danych to przede wszystkim parametry mierzone analogowo i parametry obliczane, które są ważne dla użytkownika silnika. Parametrami tymi są, np.: położenie dźwigni przepustnicy, przepływ paliwa, liczba macha, kąt natarcia. Dane typu 5 to kopia danych typu 1, zapisanych bezpośrednio w DAU. Są to tylko dane parametryczne, zapis audio nie jest prowadzony podczas zapisu danych typu 5. Wszystkie dane typu 1 spełniające warunki danych parametrycznych są kopiowane jako dane typu 5. Do odczytu wszystkich typów danych na płatowcu F-16 wymagane jest specjalistyczne oprogramowanie pozwalające na odczyt, zapis i wymazanie danych z systemu DAS.

Jednostka ECSMU, pokazana na rysunku 8, przechowuje w swojej pamięci trwałej dane, nazywane danymi „Typu 1”. Dane te zawierają informacje o zmianie parametrów analogowych i dyskretnych, oraz zapis audio, w celu dochodzenia w przypadku incydentu lub katastrofy. Jednostka rozpoczyna rejestrację danych w momencie uruchomienia głównego generatora po rozruchu silnika. Koniec rejestracji danych następuje po wyłączeniu silnika, pamięć urządzenia pozwala na nagranie trzydziestu godzin danych parametrycznych oraz sześciu godzin dźwięku.



Rys. 8. Enhanced Crash Survivable Memory Unit [3]

DAS nie jest w stanie zapisać parametrów w przypadku nagłej utraty zasilania lub nagłego uderzenia, w takim przypadku około 0,5 sekundy nagrania podlegającego przetwarzaniu będzie niedostępne. W przypadku danych rejestrowanych przez ECSMU, istnieją tzw. „dane chronione”. Najwyższy priorytet mają dane nagrywane 30 sekund od startu, czyli tzw. „punktu odniesienia”. Inne ważne zdarzenia podczas lotu, są identyfikowane po markerach danych, tylko „punkt odniesienia” jest chroniony przed nadpisaniem, najczęściej, w urządzeniu mieści się zapis z pięciu ostatnich startów (lotów), najstarszy zapis, zostaje nadpisany przez najpóźniejszy. Zależnie od rodzaju danych, tj. czy są to dane ciągle czy dyskretnie, zależy ich próbkowanie. W przypadku danych ciągłych, które mogą zmieniać się nagle, np. przyspieszenie w kierunku pionowym lub kąt natarcia, dane są zapisywane z większą częstotliwością, niż np. zużycie paliwa. Sygnały dyskretnie w „typie 1”, są rejestrowane z częstotliwością 16 [Hz]. Sygnał musi zmienić swój stan przynajmniej na okres przesłania dwóch próbek do systemu, nim system uzna zmianę jego stanu. Jedynie sygnał zresetowania systemu drążka sterowego oraz błąd uruchomienia uzbrojenia zapisywane są bezwzględnie w ECSMU. Dane z systemu MIL-STD-1553B (MUX) wraz z szynami danych (AMUX) wyświetlane są również w kontroli naziemnej. EDU (ang. Engine Diagnostic Unit) czyli układ diagno-

styczny silnika wraz z DFLCC, czyli systemem sterowania lotem rejestrują dane w „typie 1”. Zapisy z DFLCC rozpoczynają się po odciążeniu głównego podwozia, czyli po starcie i trwają 7 sekund po wylądowaniu samolotu na obu gołeniach podwozia głównego, zapis dokonywany jest co 15 sekund. DFLCC dokonuje również zapisu, poza normalnym czasem próbkowania w przypadku wystąpienia zdarzeń niepożądanych (tzw. zdarzenia specjalne) takich jak np. błąd systemu otwierania/zamykania podwozia.

W systemie rejestracji danych znajduje się również aktywna lista błędów wymagających przeglądu (MLF, czyli Maintenance Fault List). DAS zapisuje 16 ostatnich list, które są tworzone na podstawie danych przesłanych przez modułarny komputer misji (MMC – Modular Mission Computer), z próbkowaniem wynoszącym 2 [Hz] i zapisem co każde 10 minut. Zapis audio dokonywany jest tylko w jednostce ECSMU, tylko w „typie 1” danych. Zapis ten zawiera komunikaty radiowe, wewnętrzne oraz tony i dźwięki wydawane przez systemy płatowca. Ważnym elementem całego systemu jest podwodny lokalizator znajdujący się w ECSMU, który zostaje uruchomiony automatycznie po wykryciu zanurzenia. Kiedy zostaje aktywowany, wydaje dźwięk o częstotliwości 37,5 [kHz] i natężeniu 160,5 [db], przez minimum 30 dni. Urządzenie jest zasilane baterią litową.

System zapisu wideo umożliwia rejestrowanie jednej ścieżki dźwiękowej oraz zapisu wideo z trzech źródeł obrazu, przez multiplexer do RMM (ang. Removable Memory Module), czyli do dysku twardego półprzewodnikowego. System DVR w samolocie F-16 pozwala pilotowi na zapis wideo z obu wyświetlaczy wielofunkcyjnych (MFDs, ang. Multifunction Displays) oraz z HUD (ang. Head Up Display) lub wizjera zamontowanego na hełmie (HMD, ang. Helmet Mounted Display). System DVR nagrywa również dane pochodzące z MMC, oraz wszystkie komunikaty dźwiękowe z wnętrza samolotu. Informacje pochodzące z tego systemu mogą być wykorzystane do rozwiązywania problemów, analizowania misji, czy do treningu.

System EMS (Engine Monitoring System) zbudowany jest z kilku współpracujących urządzeń [3]: DEEC (ang. Digital Electronic Engine Control) moduł sterowania silnikiem, EDU tj. jednostka diagnostyczna silnika, wyposażenie pomocnicze systemu monitorującego dane silnika EMMS (ang. Engine Monitoring and Management System tj. system monitorowania i zarządzania silnikiem oraz EMATS (ang. Engine Monitoring and Tracking System) tj. system monitorowania i namierzania silnika. W przypadku EDU, zapis danych pochodzących z silnika oraz niektórych czujników zabudowanych na płatowcu następuje w sześciu głównych kategoriach [5,6]: dane ewidencyjne, dane zużycia silnika (np. czas pracy z maksymalną prędkością lotu, czy czas pracy na dopalaczu), kody błędów, dane dodatkowe, zapisywane podczas wykrycia zdarzeń/błędów powodujących zaburzenia w pracy silnika (np. uruchomienie instalacji przeciwbłędzeniowej, maksymalna prędkość obrotowa wentylatora, ciśnienie całkowite na wlocie do wentylatora), kod błędu, czas od momentu zasilenia EDU do wystąpienia błędu, parametry krytyczne, dane zapisywane podczas startu i lądowania (np. ciśnienie za dopalaczem, średnia temperatura wlotu), dane zapisywane są co 8 [s] przed i 2 [s] po wystąpieniu zdarzenia, lub na żądanie pilota.

## Podsumowanie

Porównanie analizowanych układów rejestracji parametrów lotu stosowanych w obu samolotach wskazuje na występowanie bardzo dużych różnic. Rejestratory F-16 cechują się bardzo dużą uniwersalnością i pozwalają, nie tylko na bieżącą diagnostykę podczas lotu, ale również na symulacje zdarzeń. Rejestratory stosowane w MiG-29 są starszego typu i z całą pewnością nie ulegały tak dużej ewolucji jak eksploatowane w F-16. Polskie lotnictwo wojskowe

posiada jedno z najnowocześniejszych samolotów bojowych, które swoją konstrukcją przewyższają zdecydowaną większość samolotów bojowych na świecie. W związku z ich wykorzystaniem oczywistym stało się stosowanie coraz bardziej niezawodnych systemów monitorowania bezpieczeństwa. W przypadku samolotów bojowych takich jak F-16 które mogą przenosić uzbrojenie, ważnym jest, aby nie doszło do zdarzeń niepożądanych, które mogą prowadzić do katastrofy i strat. Szczególnie niebezpieczne sytuacje, którym zapobiegają systemy rejestracji danych są: zablokowanie uzbrojenia, zbyt mały przepływ paliwa lub jego brak lub uruchomienie instalacji zasilania awaryjnego napędzanej hydrazyną. To ostatnie zdarzenie niesie ze sobą szereg poważnych niebezpieczeństw dla ludności cywilnej, gdyby do takiej awarii doszło nad terenem zabudowanym lub na lotnisku, szczególnie cywilnym [5,6,7,8].

### Bibliografia:

1. Bartoszewicz J., Rojewski A., Urbaniak R., Protection systems of multirole jet aircraft system, Chemical Engineering Transactions, 2018, vol. 70, p. 2017-2022.
2. Bartoszewicz J., Rojewski A., Analysis and diagnostics of turbine jet engine RD-33 damage, Air Traffic Engineering International Scientific Conference, Warszawa, 2018.
3. GE Aviation, GE Aviation's Data Acquisition System: the next generation data and recording system, Grand Rapids.
4. Instrukcja Obsługowa 31 BLT Poznań-Krzesiny, Rejestratory zabudowane na samolocie F-16.
5. Janeba-Bartoszewicz E., Kiciński M., Rojewski A., Risk of hydrazine usage at civil airports, Journal of Mechanical and Transport Engineering, 2017, vol. 69, no. 2, p. 13-22.
6. Janeba-Bartoszewicz E., Kiciński M., Potencjalne zagrożenie stosowania hydrazyny w systemie awaryjnego zasilania samolotów F-16, Autobusy. Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe, 2017, nr 6, s. 230-235.
7. Janeba-Bartoszewicz E., Idaszewska N., Zadencki R., Bieńczak K., Analiza porównawcza właściwości fizykochemicznych paliw ciekłych stosowanych w lotnictwie, Konferencja Naukowo-Techniczna „Nasze stulecie. Nauka dla obronności”, Poznań, s. 253-262.
8. Janeba-Bartoszewicz E., Rojewski A., Analysis of hazards occurring during the use of hydrazine, Air Traffic Engineering International Scientific Conference, Warszawa, 2018.
9. Satkowski W., Gospodarka materiałami niebezpiecznymi w bazach lotnictwa wojskowego w zmiennych warunkach działania, PhD Thesis, Poznań 2016.
10. Trelka M., Monitorowanie uszkodzeń zespołu napędowego w zmiennych warunkach działania samolotu MiG-29, PhD Thesis, Poznań 2016.

---

### The flight recorders of modern multi-role aircraft operated in the Polish Armed Forces

In the operation of multi-purpose aircraft used in the Polish Armed Forces, various flight parameter registration systems are used, which results from the diversification of supplies of aircraft used in the Polish Army. The first technologies, imported from the east, were gradually enriched with Spanish solutions, up to the American ones mounted on F-16 airplanes. The indigenous research and scientific activity is also very important. It has found application in Polish airframe structures and modifications of older types of structures used in the Polish Armed Forces over the last decades. The article lists the systems for recording aircraft F-16 and MiG-29.

**Keywords:** flight parameter recorders, multi-purpose aircraft, flight safety.

### Autorzy:

dr **Edyta Janeba-Bartoszewicz** – Politechnika Poznańska, Wydział Inżynierii Transportu, Instytut Maszyn Roboczych i Pojazdów Samochodowych, pl. M. Skłodowska-Curie 5, 60-965 Poznań, edyta.janeba-bartoszewicz@put.poznan.pl.

mgr inż. **Rafał Zadencki** – 31. Baza Lotnictwa Taktycznego w Krzesinach

dr inż. **Wojciech Misztal** – 31. Baza Lotnictwa Taktycznego w Krzesinach