POLITECHNIKA POZNAŃSKA

WYDZIAŁ INŻYNIERII LĄDOWEJ
I TRANSPORTU

mgr inż. Rafał ZADENCKI

Analiza uszkodzeń samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ podczas ich eksploatacji

Promotor: dr hab. inż. Jarosław Bartoszewicz, prof. uczelni
Promotor pomocniczy: dr inż. Wojciech Misztal

SPIS TREŚCI

Wykaz ważniejszych skrótów i oznaczeń **4**

Streszczenie **5**

Summary **6**

1. Wprowadzenie **7**

2. Bezpieczeństwo lotów a uszkodzenia statków powietrznych **17**

2.1 Istota bezpieczeństwa lotów 17

2.2 Uszkodzenia statków powietrznych a teorie bezpieczeństwa lotów 29

3. Geneza, cel pracy oraz zadania szczegółowe **36**

4. Charakterystyka i budowa samolotu F-16 Block 52+ **38**

4.1 Rola samolotu F-16 Block 52+ w strukturze Sił Zbrojnych RP 38

4.2 Charakterystyka i budowa samolotu F-16 Block 52+ 40

4.3 Główne systemy samolotu F-16 Block 52+ 49

4.3.1 Zespół napędowy i jego podstawowe parametry techniczne 49

4.3.2 Awionika 55

4.3.3 System sterowania lotem 58

4.3.4 System paliwowy 59

4.3.5 System elektryczny 61

4.3.6 System hydrauliczny 63

4.4 Pokładowe systemy diagnostyczne i system akwizycji danych samolotu F-16 Block 52+ 65

4.5 Wypadki samolotów F-16 70

5. Założenia badawcze **76**

5.1 Metoda badawcza 76

5.2 Dobór obiektów badań, założenia i charakterystyka danych 79

5.3 Klasyfikacja potencjalnych uszkodzeń podczas eksploatacji 80

6. Analiza uszkodzeń samolotu F-16 Block 52+ **84**

6.1 Informacje podstawowe dot. warunków klimatycznych eksploatacji samolotów F-16 84

6.2 Wyniki przeprowadzonych analiz 87

6.2.1 Analiza ogólna 87

6.2.2 Zdatność do lotów samolotów F-16 oraz resursy techniczne 95

6.2.3 Przeglądy kontrolne samolotów F-16 96

6.2.4 Czas występowania niesprawności 97

6.2.5 Okoliczności i specjalności wykrycia niesprawności 100

6.2.6 Wykryte niesprawności, w ujęciu modelu 5M 102

6.3 Modele danych uszkodzeń samolotów F-16 103

6.3.1 Metodyka tworzenia modelu liczby uszkodzeń w danym miesiącu 103

6.3.2 Metodyka tworzenia modelu przebiegu wskaźnika wielkości miesięcznego resursu na niesprawność 105

6.3.3 Eksperymenty obliczeniowe i wyniki obliczeń 106

7. Podsumowanie **114**

8. Wnioski końcowe **117**

9. Kierunki dalszych badań **120**

Literatura **121**

Spis rysunków **128**

Spis tabel **131**

Załączniki **132**

Załącznik nr 1 133
Załącznik nr 2 134
Załącznik nr 3 136
Załącznik nr 4 137

WYKAZ WAŻNIEJSZYCH SKRÓTÓW I OZNACZEŃ

BLT	–	Baza Lotnictwa Taktycznego
EPU	–	System awaryjnego zasilania samolotów
F-16	–	Samolot wielozadaniowy produkcji amerykańskiej
F-34	–	Oznaczenie NATO podstawowego paliwa lotniczego
MiG-29	–	Samolot myśliwski produkcji rosyjskiej
NATO	–	Organizacja Traktatu Północnoatlantyckiego
SZRP	–	Siły Zbrojne Rzeczypospolitej Polskiej
IWsp SZ	–	Inspektorat Wsparcia Sił Zbrojnych
JW	–	jednostka wojskowa
LW	–	logistyka wojskowa
RSZ	–	Rodzaje Sił Zbrojnych
SP	–	Siły Powietrzne
SZ	–	Siły Zbrojne

STRESZCZENIE

Rejestrowanie i analizowanie uszkodzeń nowoczesnych samolotów wielozadaniowych traktowane było dotychczas wyłącznie w celach diagnostycznych. Obecnie okazuje się to dalece niewystarczające w kontekście zaawansowanej technologii monitorowania danych. Zasadnym uznaje się zatem zmianę na podejście prewencyjne, poprzez podejmowanie działań w czasie rzeczywistym w odniesieniu do zaistniałych uszkodzeń.

Niniejsza dysertacja jest syntetyczną próbą określenia możliwości zastosowania dostępnych systemów monitorowania, umożliwiających prowadzenie analizy powstających niesprawności floty samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ stacjonujących w jednej z polskich baz lotnictwa taktycznego. Rozwiązanie to ma bezpośredni wpływ na zapewnienie dostępności statków powietrznych w celu realizacji misji, tj. szkolenia lotniczego oraz wykonywania zadań bojowych zarówno w kraju, jak i poza jego granicami.

Przeprowadzona wielopłaszczyznowa analiza danych dotycząca uszkodzeń wykazała szereg zależności, które mogą być podstawą profilaktyki zdarzeń krytycznych, skutkujących wyłączeniem środka bojowego z eksploatacji.

Złożoność i wieloaspektowość zaprezentowanej problematyki wymusiły przedstawienie analizowanych zagadnień w odniesieniu do poszczególnych systemów statku powietrznego takich jak: hydraulicznego, paliwowego, awioniki, sterowania lotem, rejestracji oraz diagnostyki wewnętrznej i zespołu napędowego. Doprowadziło to do opracowania modeli danych uszkodzeń, które zostały zweryfikowane metodą obliczeń eksperymentalnych.

Przeprowadzony proces analityczno-badawczy pozwolił wypracować wnioski końcowe oraz określić kierunki dalszych badań w odniesieniu do prezentowanej problematyki.

SUMMARY

Recording and analysis of damage to modern multi-role aircrafts, so far treated only for diagnostic purposes, is currently far from sufficient in the context of advanced data monitoring technology. It is therefore considered appropriate to change to a preventive approach, by taking real-time action on the damage that has occurred.

This dissertation is a synthetic attempt to determine the possibility of using available monitoring systems to analyse the occurring malfunctions of the fleet of F-16 Block52+ multi-role aircraft stationed at one of the Polish tactical air bases. This solution has a direct impact on ensuring the availability of aircraft to carry out the mission, i.e. flight training and combat tasks both at home and abroad.

Multidimensional analysis of damage data has shown a number of relationships that can be the basis for critical event prevention, resulting in deactivation of the fighter.

The complexity and multi-facetednes of the presented issues forced the presentation of the analyzed issues in relation to particular aircraft systems i.e. avionics, flight control, hydraulics, fuel control, recording and internal diagnostics and power unit. This led to the development of damage data models, which were verified by experimental calculations.

The conducted analytic-research process allowed to work out the final conclusions and define the directions of further research in relation to the presented issues.

1. WPROWADZENIE

Transport w dziejach ludzkości zawsze odgrywał istotne znaczenie. Początkowo był on związany z potrzebą poszukiwania pożywienia na dalszych obszarach, co skutkowało koniecznością pokonywania coraz to większych odległości. Słowo „transport" (z łac. *transportare*) oznacza dosłownie przenosić [32]. Mając na uwadze powyższe, istotą transportu jest przemieszczanie się (pokonywanie drogi) osób lub też ładunków. Nie mniej jednak jak podkreśla wielu badaczy [105][107] w literaturze przedmiotu występuje szereg różnych definicji transportu. Przykładowo M. Madejski [86] w aspekcie przedmiotowym transport określa jako „technicznie, organizacyjnie i ekonomicznie wydzielone z innych czynności, celowe przemieszczanie wszelkich ładunków i osób". Tę „celowość świadomego przemieszczania" podkreślał już 10 lat wcześniej J.T. Hołowiński [42].

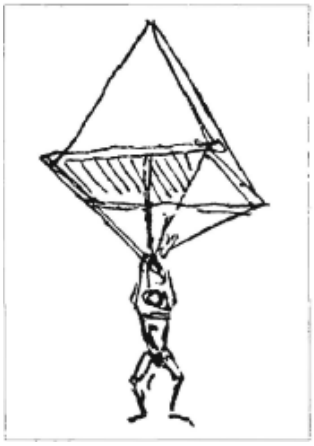
Transport można klasyfikować z uwzględnieniem wielu kryteriów [32][74][107]. Przykładowo klasyfikacja ze względu na rodzaj drogi transportowej, jak również i środków transportu, uwzględnia transport:

1. samochodowy;
2. szynowy: kolejowy, tramwajowy;
3. lotniczy (powietrzny);
4. wodny: śródlądowy, morski;
5. rurociągowy (hydrauliczny, pneumatyczny i próżniowy);

Bez względu na rodzaj transportu, formę własności, rodzaj środka transportu, przedmiot przewozu, zasięg geograficzny itd. większość badaczy uważa, że obecnie transport istotnie wpływa na rozwój ekonomiczny danej społeczności (danego kraju czy regionu) [105][107]. Rozważania w niniejszej dysertacji dotyczą transportu lotniczego.

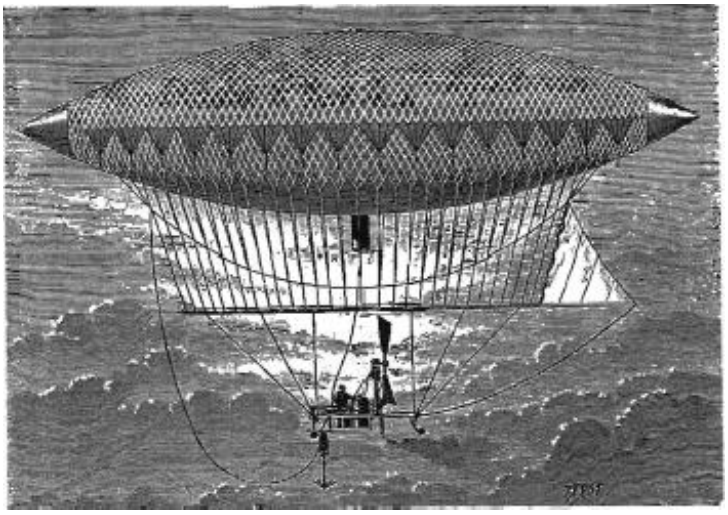
Historia początków latania człowieka wiąże się najczęściej z Leonardem da Vinci [87], który w okresie renesansu zajmował się rozwiązywaniem dylematów związanych z ptasim lotem. Wyciągnięte z obserwacji wnioski wykorzystał do projektowania maszyn, których celem było unoszenie człowieka w powietrzu. Mimo, że do chwili śmierci nie udało się Jemu osiągnąć sukcesu, to jednak dorobek w postaci szeregu szkiców (przykład rys. 1.1) był dla wielu inspiracją do działań [87]. Jednym z nich był żyjący na przełomie XVIII i XIX w. brytyjski inżynier George Cayley, nazywany „Ojcem Awiacji", który zaprojektował pierwszy szybowiec unoszący człowieka. Jego najważniejsze odkrycia obejmowały [17]:

zagadnienia stabilności wzdłużnej i bocznej statków powietrznych, konstrukcji skrzydeł (w tym także dwu- i wielopłatowych) oraz zastosowania sterów.



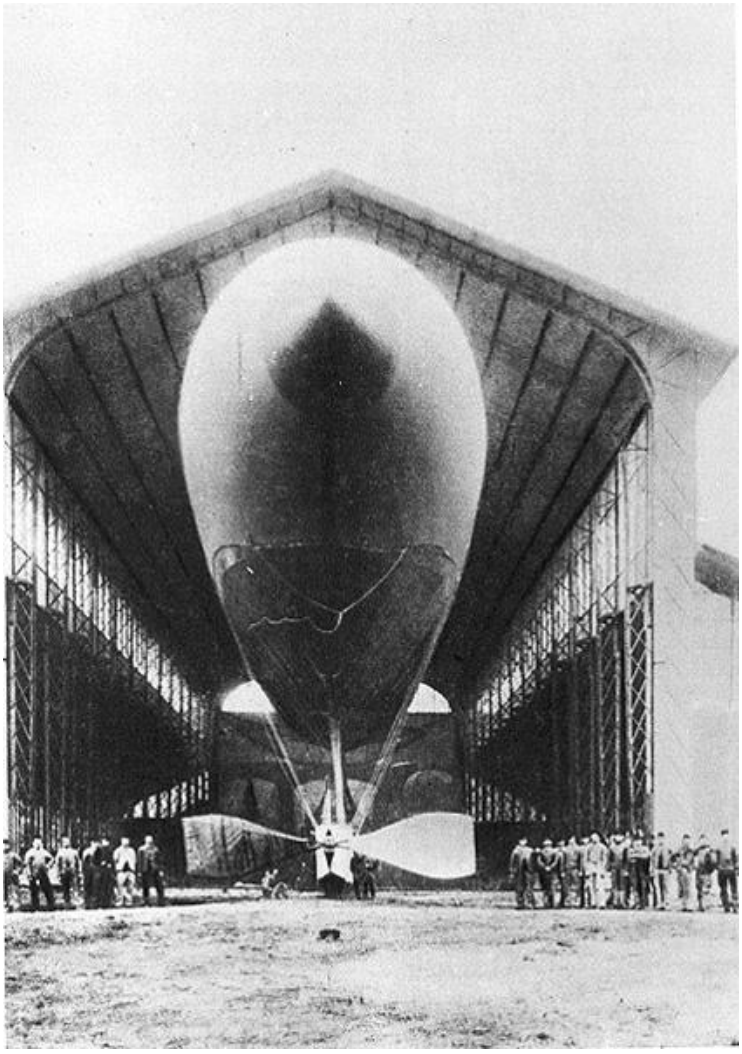
Rys. 1.1 Piramida spadochronowa Leonardo (ok. 1485 r.) [99]

Oprócz G. Cayley'a prace nad statkami powietrznymi prowadzili także bracia Montgolfier, którzy w 1783 r. wypuścili pierwszy balon na gorące powietrze [113], który nazwano sterowcem (z fran. *diriger* – kierować, prowadzić). W tamtym czasie głównym problemem z którym nie można było sobie poradzić to sterowanie takim środkiem transportu. Przez kolejne dziesiątki lat pojawiały się kolejne, ulepszane konstrukcje. Dopiero w 1850 r. francuski inżynier i wynalazca Jules Henri Giffard zbudował pełnowymiarowy sterowiec w kształcie cygara o długości 44 m i pojemności 3200 m^3, który napędzany był silnikiem parowym o mocy 3 KM. Pierwszy lot sterowca parowego odbył się 24. września 1852 r. (patrz rys. 1.2). Wówczas długość podróży od toru wyścigowego w Paryżu do Elancourt wyniosła prawie 17 mil (27 km) przy prędkości ok. 6 mil/h (10 km/h) [113]. Mimo szeregu trudności Giffard udowodnił, że możliwe jest kontrolowanie lotu sterowca.



Rys. 1.2 Sterowiec parowy Julesa Henriego Giffarda z 1852 r. (Zdjęcie: 2001 National Air and Space Museum, Smithsonian Institution (SI Neg. Nr 73-05535) [99])

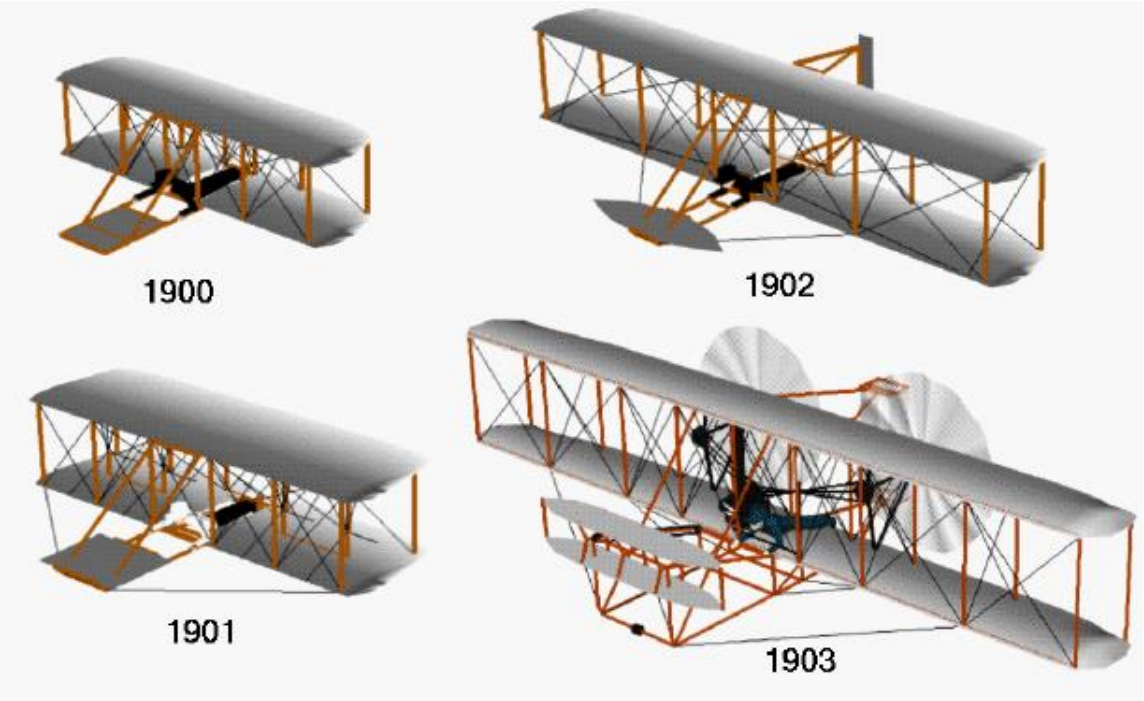
Kilka lat później odnotowano kolejny francuski sukces w budowie sterowców. Otóż, Charles Renard i Arthur C. Krebs , wynalazcy i oficerowie wojskowi francuskiego korpusu inżynierów, swoim balonem „La France" napędzanym silnikiem elektrycznym [85] wykonali w 1984 r. lot, startując i lądując w tym samym miejscu [113]. To oznaczało, że jeden z kluczowych celów projektowych został osiągnięty, jednak aby powszechniej wykorzystać ten rodzaj środka transportu nadal prowadzono prace. Obejmowały one kwestie konstrukcyjne (sztywny kadłub), jak i zwiększenie ich ładowności oraz poprawę efektywności sterowania.



Rys. 1.3 Sterowiec La France podczas próby lotu w 1884 r. [52]

Początek XX w. to lata gwałtownego zainteresowania transportem lotniczym, nie tylko z uwagi na liczne udane próby ze sterowcami, ale przede wszystkim ze względu na sukces braci Wright. Ich konstrukcja – samolot projektowany przez kilka lat, o nazwie „Wright Flyer" (patrz rys. 1.4) 17 grudnia 1903 r. odbył dwunastosekundowy lot. Kamień milowy – statek powietrzny cięższy od powietrza z własnym napędem, został osiągnięty. W następnych latach dynamika rozwoju była bardzo duża, bowiem statki powietrzne pozwalały na realizację

nowych celów. Wykorzystanie ich w transporcie niosło za sobą konieczność tworzenia i testowania nowych rozwiązań. Pojawienie się statków powietrznych w celach transportowych pozwoliło na zupełnie nowe warunki podróżowania, prowadzenia działalności zarobkowej, jak i polityki. Zarówno sterowce, jak i samoloty zaczęto wykorzystywać w działaniach wojennych [131].



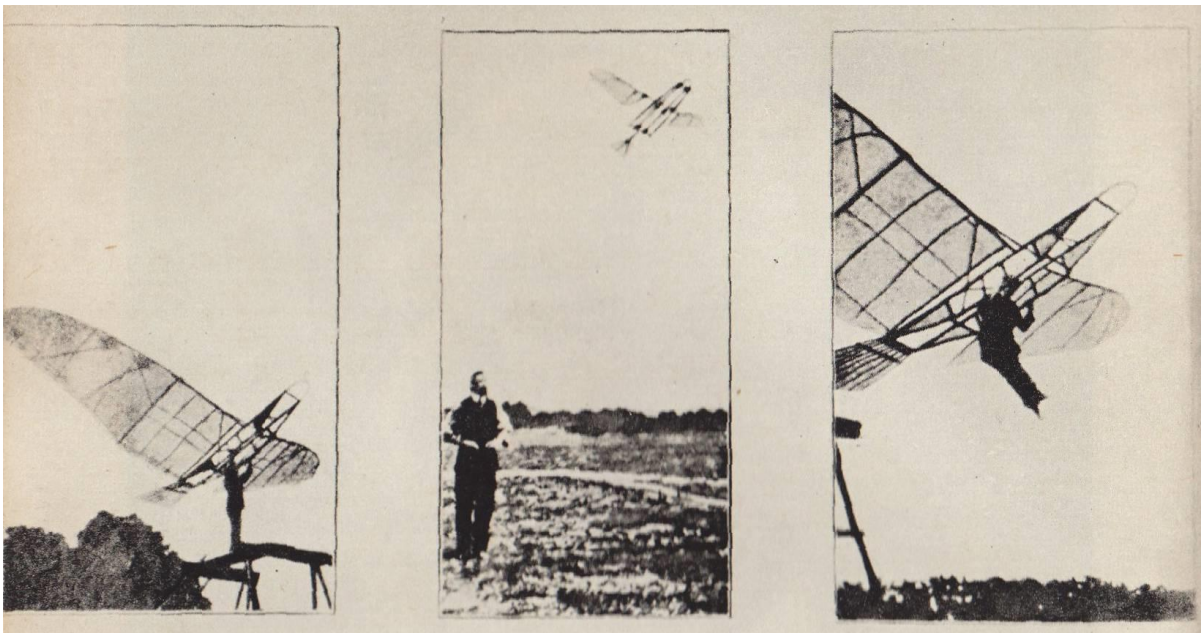
Rys. 1.4 Ewolucja projektu samolotu braci Wright, który w 1903 odbył pierwszy lot [61].

Należy jednak podkreślić, że swój udział w rozwój transportu lotniczego mieli również i Polacy. Przykładem może być polski wynalazca włoskiego pochodzenia Tytus Liwiusz Burattini, który ok. 1637 r. wydał tzw. traktat pt. „Latanie nie jest niemożliwe, tak jak to dotychczas powszechnie sądzono". W dokumencie tym, Polak zaproponował wypełnianie balonów gazem lżejszym od powietrza. W ciągu kolejnych lat podejmowano szereg prób lotniczych [88]. Pod koniec XVIII w. Krakowie wzleciał napełniony wodorem, mały balon Jana Śniadeckiego, Jana Jaśkiewicza, Jana Szastera oraz Franciszka Scheidta. Dwa miesiące później „*balon Stanisława Okraszewskiego przeleciał już ponad 20 km* [88]". Liczne próby lotów wiązały się ściśle z podejmowaniem dużego ryzyka przez człowieka, co nie odstraszało konstruktorów od dalszych działań w kierunku rozwoju środków transportu lotniczego. Wśród wymienianych osób, które uniknęły śmierci podczas lotu balonem widnieje nazwisko polskiego pioniera awiacji Jordaki Kuparentko. Polak ten w 1806 r. jako pierwszy człowiek na świecie wykorzystując spadochron uniknął śmierci wyskakując z płonącego balonu.

Ponad 100 lat później, tj. w 1914 r. w Lionie podczas oblotu samolotu zginęli pierwsi Polacy: Gabriel i Piotr Wróblewscy [39].

Jeszcze w II połowie XIX w. oraz na początku XX w. pojawiły się liczne, polskie publikacje nt. rozwiązań konstrukcyjnych statków powietrznych. Przykładem mogą być prace inżyniera Stefana Drzewieckiego [122] „Lot ślizgowy" czy „Lotnictwo dnia jutrzejszego" [84][88]. Ten wynalazca w 1920 r. za rozprawę pt. „Ogólna teoria śmigła" (fran. „Theorie generale de l'helice") został uhonorowany przez Francuską Akademię Nauk, która uznała, że opracowanie Polaka jest fundamentalnym dziełem rozwoju współczesnych śmigieł [122].

Za jednego z prekursorów polskiego lotnictwa uważa się również Czesława Tańskiego – artystę malarza i jednocześnie konstruktora szeregu modeli latających, zarówno szybowców, samolotów, jak i śmigłowców [88]. Zdjęcia podczas przeprowadzania prób szybowcowych z końca XIX w. przedstawiono na rys. 1.5.



Rys. 1.5 Czesław Tański w trakcie przeprowadzania doświadczeń ze swym szybowcem w latach 1896-1897 [116].

Wzrost znaczenia transportu lotniczego spowodował wprowadzenie licencji lotniczych. W 1908 r. kiedy jeszcze Polska była pod zaborami, pierwsi Polacy hrabia Michał Scipio del Campo we Francji i Rudolf Warchałowski w Austrii uzyskali uprawnienia lotnicze [39].

Jeśli chodzi o polskie lotnictwo wojskowe, to jest ono ściśle związane z odzyskaniem przez Polskę niepodległości w 1918 r.. Pierwszy lot bojowy polskiego samolotu odbył się 5 listopada 1918 r. [63], a 14 listopada rozpoczęła swoją działalność Sekcja Samodzielnej Żeglugi Napowietrznej w Departamencie Spraw Wojskowych, która była pierwszym organem rodzącego się lotnictwa Państwa Polskiego. Na czele tej instytucji postawiono aeronautę

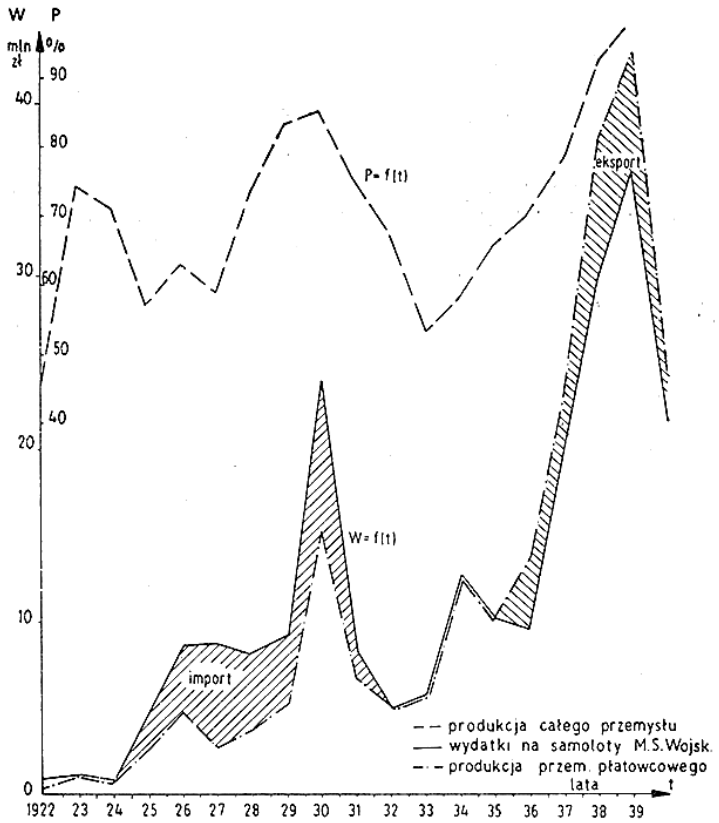
ppłk. pil. Hipolita Łossowskiego. *Pierwotnie władza sekcji ograniczała się wyłącznie do lotniska mokotowskiego w Warszawie, 21 listopada oficjalnie podporządkowano jej lotnisko Rakowice pod Krakowem. Sekcja Żeglugi Napowietrznej odpowiadała za wszystkie kwestie związane z organizacją lotnictwa* [96]. Na początku 1920 r. sekcja ta została zlikwidowana a jej kompetencje przejęła komórka Departamentu III Żeglugi Powietrznej Ministerstwa Spraw Wojskowych [92].

W tym samym czasie utworzono pierwszą organizację lotnictwa wojskowego - Dowództwo Wojsk Lotniczych. W początkach Państwa Polskiego wg A. Morgała [93] lotnictwo bazowało na maszynach zdobycznych „przypominających wraki". Z tego względu w początkowym okresie niepodległości „[…] *zapotrzebowanie na samoloty zaspokajano nie przez uruchomienie własnej produkcji, lecz drogą zakupów dokonywanych za granicą. Przemysł lotniczy wówczas w Polsce nie istniał, a w innych pokrewnych gałęziach można było zaobserwować niechęć do podejmowania produkcji płatowców i angażowania prywatnych kapitałów w nie znane bliżej przedsięwzięcie* […]" Jednocześnie należy zwrócić uwagę, że przyjęta w tamtym czasie doktryna użycia lotnictwa wojskowego przewidywała zastosowanie tego rodzaju sprzętu głównie do celów wywiadu powietrznego. Związane to było z ówczesnym podejściem do działań wojennych, gdzie w przeważającej części główną „bronią" były: piechota, artyleria oraz kawaleria. Oznaczało to, że samoloty pełniły wówczas jedynie funkcje pomocnicze. Już podczas I wojny światowej zaczęto wykorzystywać lotnictwo myśliwskie do zwalczania samolotów czy balonów obserwacyjnych przeciwnika. Na rozwój polskiego lotnictwa wojskowego w okresie międzywojennym miały również wpływ subiektywne czynniki natury emocjonalnej. Spowodowane to było m.in. pierwszym w Polsce wypadkiem lotniczym podczas pokazów w sierpniu 1919 r. w obecności Naczelnika Państwa – Marszałka Józefa Piłsudskiego.

Nie mniej jednak, mimo niesprzyjających warunków w kolejnych latach następował rozwój lotnictwa polskiego. Jednocześnie zawrócono uwagę na większą potrzebę kształcenia kadr. W efekcie tego, Wyższa Szkoła Lotnicza utworzyła w Ławicy k. Poznania ośrodek szkoleniowy dla przyszłych pilotów wojskowych. Od ok. 1922 r. zaczęły wzrastać nakłady finansowe przeznaczane na produkcję samolotów wojskowych. W 1939 r. wzrosły prawie 35 - krotnie w porównaniu z rokiem 1922, osiągając pułap ok. 35 mln. zł (patrz rys. 1.6).

W okresie międzywojennym zauważyć można dwa charakterystyczne, skokowe wzrosty produkcji samolotów, tj. w latach 1929-1930 oraz 1937-1939. W 1928 r. polskie lotnictwo wojskowe składało się z 6 pułków lotniczych [101][102], a liczba samolotów pierwszej linii wynosiła w zależności od źródła ok. 295 [138] lub 500 szt. [121]. Wzrost produkcji

samolotów w drugiej połowie lat 30. związany były z sytuacją polityczną i militarną Polski [115], a dokładniej regionu Europy Środkowo – Wschodniej w związku m.in. z przejęciem władzy w Niemczech w 1933 r. Adolfa Hitlera [2]. W efekcie poczynionych nakładów finansowych struktura oraz liczebność wyposażenia w ciągu niecałych 4 lat (1936-1939) znacząco się polepszyła, co przedstawiono w tab. 1.1. Jak można zauważyć w 1939 r. największą grupę statków powietrznych stanowiły samoloty myśliwskie.



Rys. 1.6 Porównanie produkcji samolotów wojskowych z produkcją przemysłową w Polsce w latach 1922-1939 [93][1]

Niestety wybuch II wojny światowej zatrzymał proces modernizacji Wojska Polskiego [115], który przewidywał, że w ciągu 6 lat, do 1942 r. stan ilościowy maszyn będzie wynosić [93]:

- lotnictwo pościgowe – 10 eskadr: 110 samolotów;
- lotnictwo myśliwskie – 15 eskadr: 165 samolotów;

[1] Na rysunku uwzględniono tylko produkcję przemysłu płatowcowego. Wartość obejmuje koszt budowy płatowca i zabudowanego zespołu śmigło-silnikowego bez rezerwowego silnika. Do produkcji zaliczono wartość seryjnych i prototypów wytwórni PI&L, WWS „Samolot", CWL, PWS, PZL, LWS. Nie ujęto produkcji DWL, WBS, WWS Kraków, a ponadto wartości części zamiennych remontu samolotów i produkcji poza lotniczej. Dane za 1939 r. obejmuję produkcję do miesiąca września [93].

- lotnictwo bombowe – 21 eskadr: 147 samolotów;
- lotnictwo liniowe – 14 eskadr: 140 samolotów;
- lotnictwo towarzyszące: 18 eskadr: 126 samolotów.

Tab. 1.1 Liczbowe zestawienie samolotów w latach 1936 – 1939.

Rodzaj statku powietrznego	1936 r.	Sierpień 1939 r.
Samoloty bombowe	18	44*
Samoloty myśliwskie	130	300**
Samoloty towarzyszące (rozpoznawcze i łącznikowe)	99	292***
Samoloty liniowe	170	188****
Wodnopłatowce (różne)	25	17*****
Objaśnienia: (*) – samoloty „Łoś”, (**) – samoloty PZL P-7, P-11, z tego 142 sztuki w gotowości bojowej, (***) – samoloty R XIII i RWD-14, z czego tylko ok. 90 sztuk o pewnej wartości bojowej, (****) – samoloty ”Karaś”, z czego tylko 131 w gotowości bojowej, (******) – bez wartości bojowej.		

Dane na podstawie opracowania [115]

Na rys. 1.7 przedstawiono jeden z samolotów bombowych będących na stanie Wojska Polskiego w 1939 r.



Rys. 1.7 Samoloty PZL-37 „Łoś” przed startem z 210 Dywizjonu Bombowego [139].

W momencie wybuchu wojny przewaga Niemiec była znacząca. We wrześniu 1939 r. III Rzesza dysponowała ok. 2000 samolotów w przeważającej części nowej konstrukcji.

Wśród nich było m.in. [115]:

- ok. 200 szt. Messerschmitt Me-109B/E/D;
- ok. 400 szt. Messerschmitt Me-110C;
- ok. 324 szt. Junkers Ju-87B Stuka;
- ok. 800 szt. Heinkel He-111B-H, J, P;
- ok. 500 szt. Dornier Do-17E/M/Z.

Okres II wojny światowej, to przede wszystkim czas, kiedy Polacy walczyli w brytyjskich dywizjonach lotniczych. Polskie Siły Powietrzne systematycznie rozwijały się i w docelowej strukturze liczyły 15 dywizjonów. W ich skład wchodziła również Eskadra Balonowa oraz działający w Afryce Polski Zespół Myśliwski. Dywizjony Polskich Sił Powietrznych brały udział we wszystkich ważniejszych operacjach.

Po wojnie w Polsce rozwinięto na dużą skalę szczególnie przemysł lotniczy. Należy w tym miejscu wymienić zakłady lotnicze, które zlokalizowane były:

- w Warszawie,
- w Mielcu,
- w Świdniku.

Dodatkowo powstały również zakłady produkujące silniki w Rzeszowie i Kaliszu.

Jeśli chodzi o zakłady lotnicze w Mielcu, to w latach 50. uruchomiono produkcję licencyjną radzieckich samolotów myśliwskich MiG-15 i MiG-17 pod oznaczeniami: Lim-1, Lim-2 i Lim-5. Kolejno pojawiały się samoloty wielozadaniowe An-2, które stały się najliczniej produkowanymi płatowcami w Polsce. Z kolei w Świdniku uruchomiono m.in. produkcję śmigłowców. Najpierw były to rozwiązania na radzieckiej licencji Mi-1 oznaczone jako SM-2. Potem (w latach 60.) były już Mi-2, które charakteryzowały się napędem turbinowym. Oprócz tego pojawiły się rodzime konstrukcje. Spośród nich najbardziej znane i udane płatowce to:

- TS-8 Bies (samolot szkolno-treningowy);
- TS-11 Iskra (samolot szkolno-treningowy);
- PZL-104 Wilga (samolot wielozadaniowy);
- PZL M18 Dromader (samolot rolniczy).

Oprócz tego w Polsce produkowano śmigłowiec PZL Sokół oraz podjęto produkcję szybowców w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych w Bielsku – Białej.

Lata pięćdziesiąte to pojawienie się w Polskich Siłach Powietrznych pierwszych samolotów z napędem odrzutowym (Jak-23, Mig-15). W kolejnej dekadzie MiG-29 [33],

MiG-21 oraz Su-7. W okresie przezbrajania (lata 80.) Polska posiadała na stanie samoloty MiG-23, MiG-29 oraz użytkowane do dnia dzisiejszego Su-22. Należy podkreślić, że proces zachodzących zmian w wyposażenia Sił Powietrznych RP[2] związany był zarówno z wymianą statków powietrznych jak i z całą obsługą naziemną (w tym zapleczem technicznym).

Przystąpienie pod koniec XX w. Polski do struktur Organizacji Traktatu Północnoatlantyckiego (NATO) skutkowało także koniecznością dostosowania formacji wojskowych do pojawiających się potrzeb, związanych z obronnością nie tylko Polski, ale także państw sojuszniczych. Wymagało to uwzględnienia różnych warunków eksploatacji posiadanego wyposażenia w tym środków transportu lądowego oraz powietrznego [95].

Należy zwrócić uwagę, że złożoność tematyki analizy uszkodzeń statków powietrznych w okresie ich eksploatacji (użytkowania i obsługiwania) jest ważna na każdym etapie rozwoju danej konstrukcji i powinna być monitorowana oraz analizowana w różnych płaszczyznach. Mimo doskonalenia strategii i metod obsługiwania [18][83] m.in. bieżącego, okresowego, czy też wykonywania remontów oraz przeglądów wynikających z wprowadzanych biuletynów eksploatacyjnych zarówno w lotnictwie cywilnym, jak i wojskowym niemożliwe jest sprowadzenie występujących uszkodzeń środków transportu do poziomu zerowego. W efekcie tego zarządzanie transportem lotniczym [11] wymaga uwzględnienia niesprawności statków powietrznych.

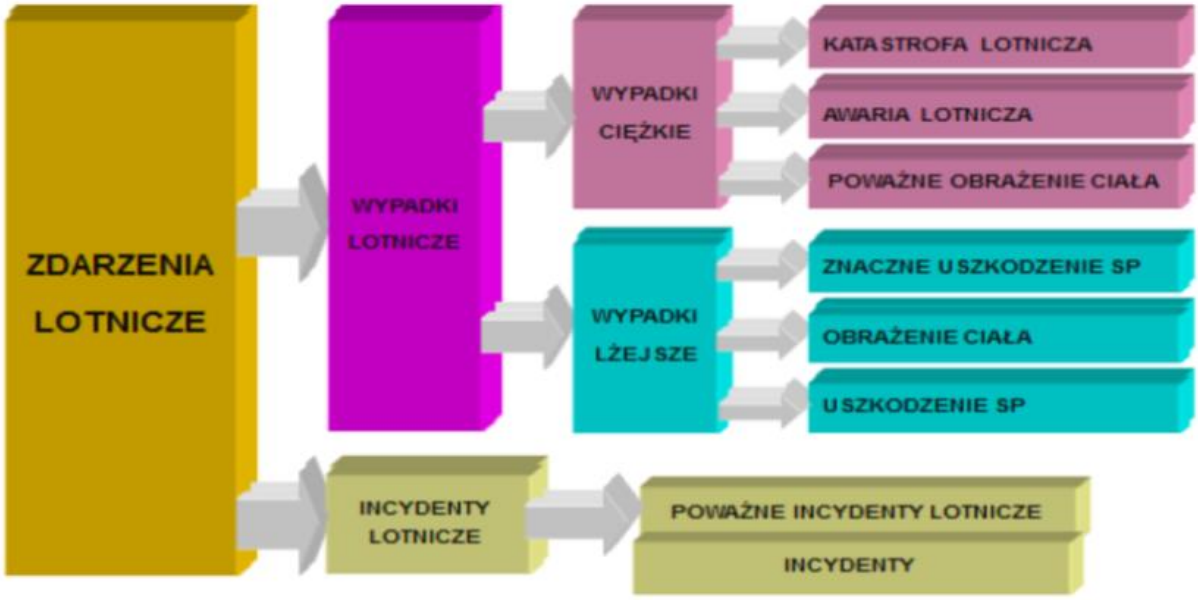
Mając na uwadze powyższe, w przypadku samolotów F-16 zaobserwować można rozwój metod naukowo – badawczych związanych z utrzymaniem tych statków powietrznych w określonej zdatności [67]. Jak zaznacza wielu badaczy [9][41], dotychczasowe doświadczenia z płatowcami Lockheed Martin F-16 Falcon silnie oddziaływują na prace projektowe związane z modyfikacjami tych samolotów czy konstrukcję samolotów myśliwskich nowszej generacji, takich jak: F-22, czy też F-35.

[2] Do 30. czerwca 2003 Wojska Lotnicze Obrony Powietrznej.

2. BEZPIECZEŃSTWO LOTÓW A USZKODZENIA STATKÓW POWIETRZNYCH

2.1 Istota bezpieczeństwa lotów

Mimo ciągłego wprowadzania profilaktyki w bezpieczeństwie lotów i udoskonalania kultury eksploatacji, wciąż zdarzają się sytuacje, w których przekraczany jest akceptowalny poziom ryzyka zagrożeń [77]. Każde zdarzenie lotnicze, podobnie jak w przypadku innej gałęzi transportu np. kolejowego (patrz Ustawa o transporcie kolejowym [132][3]), można zakwalifikować do jednej z dwóch grup, tj. incydentów lotniczych lub wypadków lotniczych. Zarówno w transporcie lotniczym, jak i kolejowym, przy klasyfikacji bierze się pod uwagę szkody na ludziach, jak i na obiektach technicznych. Należy podkreślić, że z uwagi na specyfikę transportu lotniczego klasyfikacja szczegółowa (rys. 2.1) jest nieco odmienna.



Rys. 2.1 Podział zdarzeń lotniczych [25]

Przez wypadek lotniczy rozumie się zdarzenie:

- związane z eksploatacją statku powietrznego;
- które zaistniało od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do momentu, gdy wszystkie osoby znajdujące się na pokładzie opuściły ten statek powietrzny;

[3] Ze względu na to, że tematyka niniejszej dysertacji obejmuje zagadnienia transportu lotniczego kwestie bezpieczeństwa w transporcie kolejowym nie będą uwzględnianie. Nie mniej należy podkreślić, że w transporcie kolejowym ewentualne skutki niebezpiecznych zdarzeń mogą pociągać za sobą, podobnie jak w transporcie lotniczym, również duże straty zarówno w ludziach, jak i obiektach technicznych.

– podczas którego jakakolwiek osoba doznała obrażeń ze skutkiem śmiertelnym lub poważnego obrażenia ciała w rezultacie znajdowania się na pokładzie danego statku powietrznego lub bezpośredniego zetknięcia się z jakąkolwiek częścią statku powietrznego, w tym częścią, która oddzieliła się od danego statku powietrznego, lub bezpośredniego oddziaływania strumienia gazów albo powietrza, wywołanego przez statek powietrzny.

Zgodnie z powyższym wypadek lotniczy może zostać zakwalifikowany w trzech przypadkach:

1. Kiedy osoba poniosła śmierć lub doznała poważnych urazów w następstwie przebywania na pokładzie statku powietrznego, bezpośredniego kontaktu z jakąkolwiek częścią statku powietrznego, lub bezpośredniego działania podmuchu silnika.
2. Związany z uszkodzeniem statku powietrznego lub zniszczenia strukturalnego, które niekorzystnie wpływa na wytrzymałość konstrukcyjną, osiągi lub charakterystyki lotne oraz, które zwykle wymagałoby remontu głównego lub wymiany uszkodzonego elementu; w tym rodzaju wyłączone są awarie lub uszkodzenia silnika ograniczone do jednego silnika, śmigieł, anten, sond, opon, łopatek, końcówek skrzydeł, kół, hamulców, zaślepek, owiewek, osłon podwozia, wiatrochronów, poszycia (punktowe przebicia lub niewielkie wgniecenia), lub nieznacznych uszkodzeń łopat wirnika głównego, łopat śmigła ogonowego, uszkodzeniami podwozia, uszkodzeniami w wyniku gradu lub zderzenia z ptakami.
3. Zaginięcie statku powietrznego lub gdy dostęp do niego jest całkowicie niemożliwy.

Incydentem lotniczym jest zdarzenie inne niż wypadek lotniczy, związane z eksploatacją statku powietrznego, które ma wpływ lub mogłoby mieć wpływ na bezpieczeństwo. Szczególnym rodzajem incydentu jest „poważny incydent”. Obejmuje on okoliczności, które wskazują na duże prawdopodobieństwo zaistnienia wypadku. Przykładem poważnego incydentu mogą być:

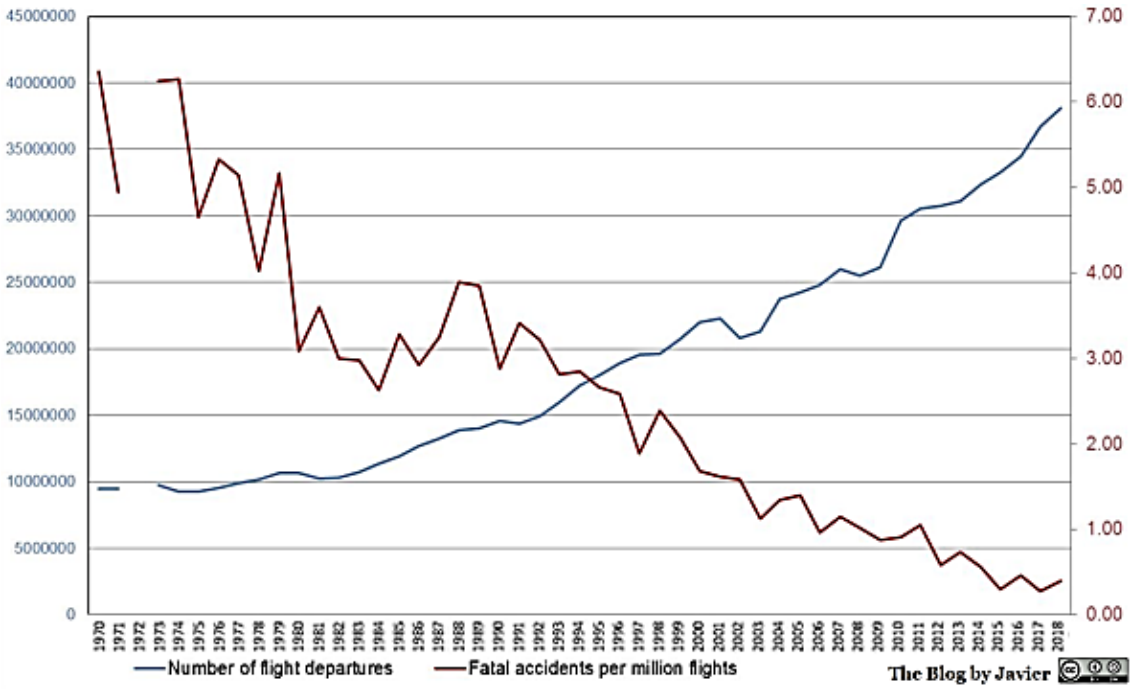
– sytuacja bliska zderzeniu wymagająca manewru unikowego;
– minimalne uniknięcie zderzenia z naturalnymi przeszkodami;
– pożar i dym w kokpicie lub przedziale;
– awaria konstrukcji.

Na rys. 2.2 przedstawiono wypadek lotniczy linii Asiana Airlines, który miał miejsce 6 lipca 2013 r. Na skutek błędu pilotów i zbyt niskiego zejścia podczas lądowania, płatowiec uderzył o ziemię tylną częścią kadłuba. W katastrofie lotniczej zginęły 3 osoby.



Rys. 2.2 Wypadek lotniczy lotu 214 linii lotniczej Asiana Airlines, San Francisco [57]

Mimo stałego, dużego wzrostu pasażerów oraz wykonywanych lotów od lat 40. XX w. liczba wypadków w stosunku do wykonywanych lotów wciąż zmniejsza się. Potwierdzają to dane statystyczne Flight Safety Foundation dotyczące liczby wykonywanych lotów od 1970 r., co zostało przedstawione na rys. 2.3 [53]. Z przedstawionego okresu można odczytać, że stosunek śmiertelnych wypadków na milion lotów zmniejszył się ponad 16-krotnie z poziomu 6,35 wypadków na milion lotów w 1970 r. do 0,39 w 2018 r. Spadek ten jest tym bardziej znaczący, gdy odniesie się go do prawie 4-krotnego wzrostu liczby wykonywanych lotów.

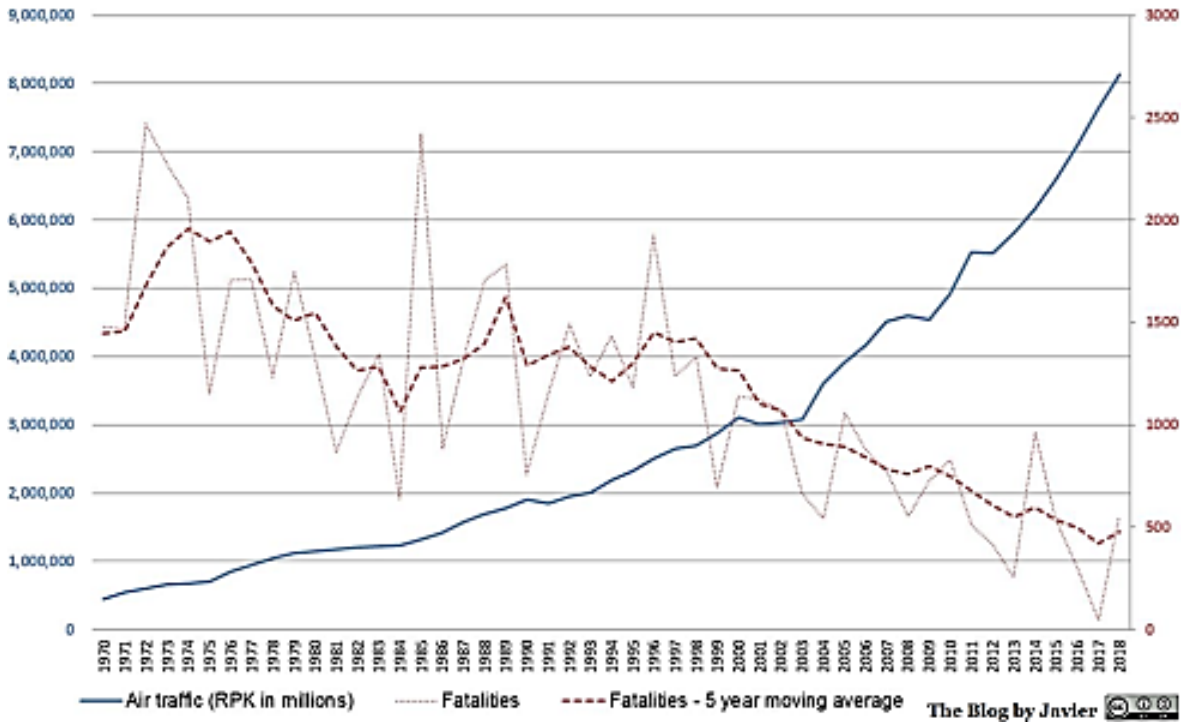


Rys. 2.3 Liczba wypadków lotniczych w stosunku do liczby lotów [55]

Kolejnym wskaźnikiem stosowanym w transporcie, nie tylko lotniczym jest pasażerokilometr (ang. *Revenue Passenger Kilometre*) na rok. Jednostka pasażerokilometrów jest to jednostka miary pracy przewozowej wykonanej przez środki transportu pasażerskiego. Przykładowo jeden kurs środka transportu na odległości 50 km przy 50 pasażerach daje 2500 pasażerokilometrów. Jednostka ta jest szczególnie użyteczna, gdy porównywany jest wzrost liczby pasażerów w danej gałęzi transportu. Uwzględniając liczbę ofiar wypadków lotniczych w stosunku do tego wskaźnika można również przedstawić zmianę w bezpieczeństwie lotniczym na przestrzeni lat.

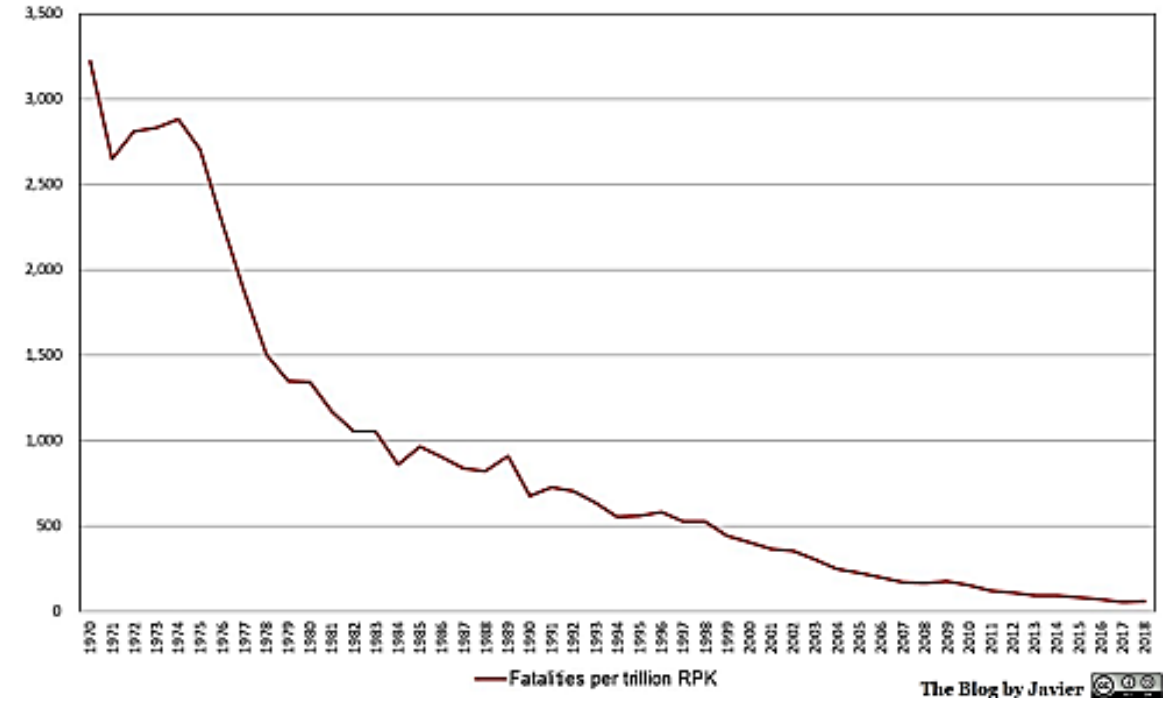
Na podstawie rys. 2.4 można stwierdzić 16-krotny wzrost pasażerokilometrów w ruchu lotniczym, przy jednoczesnym 4-krotnym rocznym spadku ofiar (wg 5 letniej średniej). Na podstawie tych danych można również przedstawić liczbę ofiar na bilion pasażerokilometrów.

Wszystkie te zestawienia (zaprezentowane odpowiednio na rys. 2.3, rys. 2.4 oraz rys. 2.5) jasno pokazują znaczącą poprawę bezpieczeństwa lotów na przestrzeni lat.



Rys. 2.4 Liczba ofiar wypadków lotniczych w stosunku do globalnego ruchu lotniczego [55]

Jak pokazano na rys. 2.5 wraz ze wzrostem liczby pasażerów i dystansu przez nich pokonywanego oraz spadkiem liczby ofiar wypadków lotniczych, można odczytać, że liczba ofiar na bilion pasażerokilometrów zmalała 54-krotnie z 3218 w 1970 r. do 59 w 2018 r.



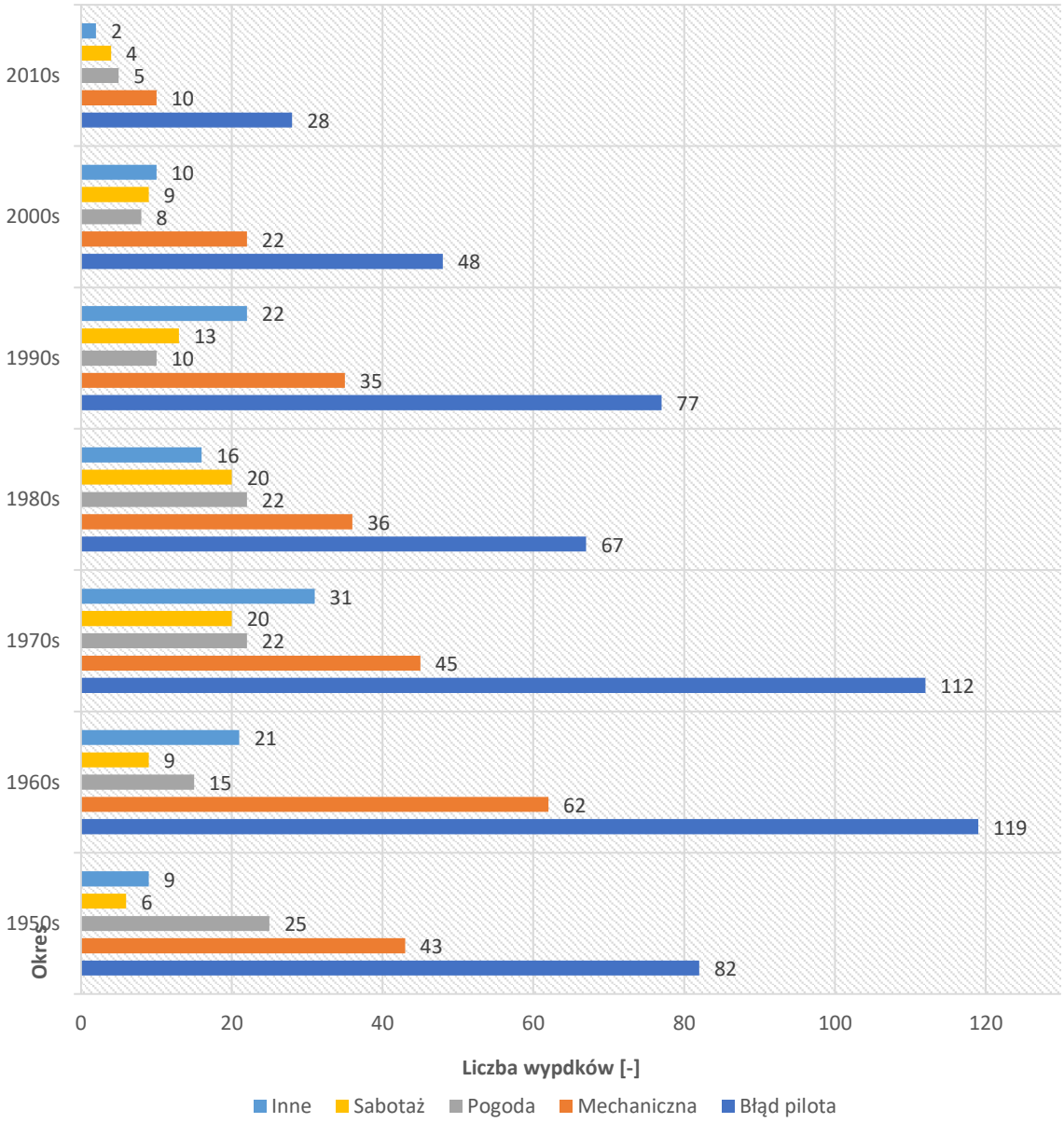
Rys. 2.5 Ofiary wypadków lotniczych na bilion pasażerokilometrów [55]

Wśród przyczyn wypadków lotniczych wymienia się wiele zagrożeń. Część z nich związana jest z czynnikiem ludzkim (np. poziomem obciążenia psychofizycznego pilota, wzrastający w przypadku problemów sprzętowych [80][81]). Występują również takie, które obejmują kwestie warunków pogody, czy też nieprawidłowe działanie maszyny, jaką jest statek powietrzny. Podział przyczyn wypadków lotniczych, które zostały sklasyfikowane na podstawie bazy danych planecrash.info przedstawiono w tab. 2.1. Jak można zauważyć najwięcej przyczyn dotyczy błędów człowieka, zarówno pilotującego, kontrolującego statek powietrzny (pilota, kontrolera lotów), jak i przygotowującej obsługi naziemnej (obsługa techniczna).

Tab. 2.1 Podział przyczyn wypadków lotniczych, opracowano na bazie danych planecrash.info [51]

L.p.	Przyczyna	Źródła zagrożenia
1	Błąd pilota	Niewłaściwa procedura Lot VFR w warunkach IFR* Kontrolowany lot do przeszkody/terenu Zniżanie poniżej minimum Dezorientacja przestrzenna Przedwczesne obniżenie lotu Nadmierna prędkość lądowania Minięcie pasa startowego Brak paliwa Błąd nawigacyjny Zły wybór pasa do startu/lądowania Kolizja w powietrzu spowodowana przez pilota głównego
2	Mechaniczna	Awaria silnika Awaria wyposażenia Uszkodzenie struktury Błąd konstrukcyjny
3	Pogoda	Ciężkie turbulencje Uskok wiatru Fala górska Słaba widoczność Ciężki deszcz Silne wiatry Oblodzenie Burze Uderzenie pioruna
4	Sabotaż	Porwanie Zestrzelenie Materiały wybuchowe na pokładzie Samobójstwo pilota
5	Inne	Błąd kontroli lotów Błąd załogi naziemnej Przeciążenie Nieprawidłowo załadowany ładunek Uderzenie ptaka Zanieczyszczenie paliwa Niedyspozycja pilota Przeszkoda na pasie startowym Kolizja w powietrzu spowodowana przez inny samolot Pożar/dym w locie (kabina, kokpit, przedział ładunkowy) Błąd obsługi

Zgodnie z klasyfikacją zawartą w tab. 2.1 sporządzono zestawienie wypadków statków powietrznych, do których przyjęto klasyfikację: statki powietrzne powyżej 19 pasażerów, co najmniej 2 ofiary śmiertelne. Zestawienie przedstawione na rys. 2.6 obejmuje okres od 01.01.1950 r. do 30.06.2019 r. Jak można zauważyć szczyt liczby śmiertelnych wypadków lotniczych wystąpił w latach 70. Związane to było z gwałtownym wzrostem liczby lotów w tamtych latach. Mimo wciąż wykładniczo rosnącej liczby wykonywanych lotów, liczba śmiertelnych wypadków od lat 80. zaczyna spadać.



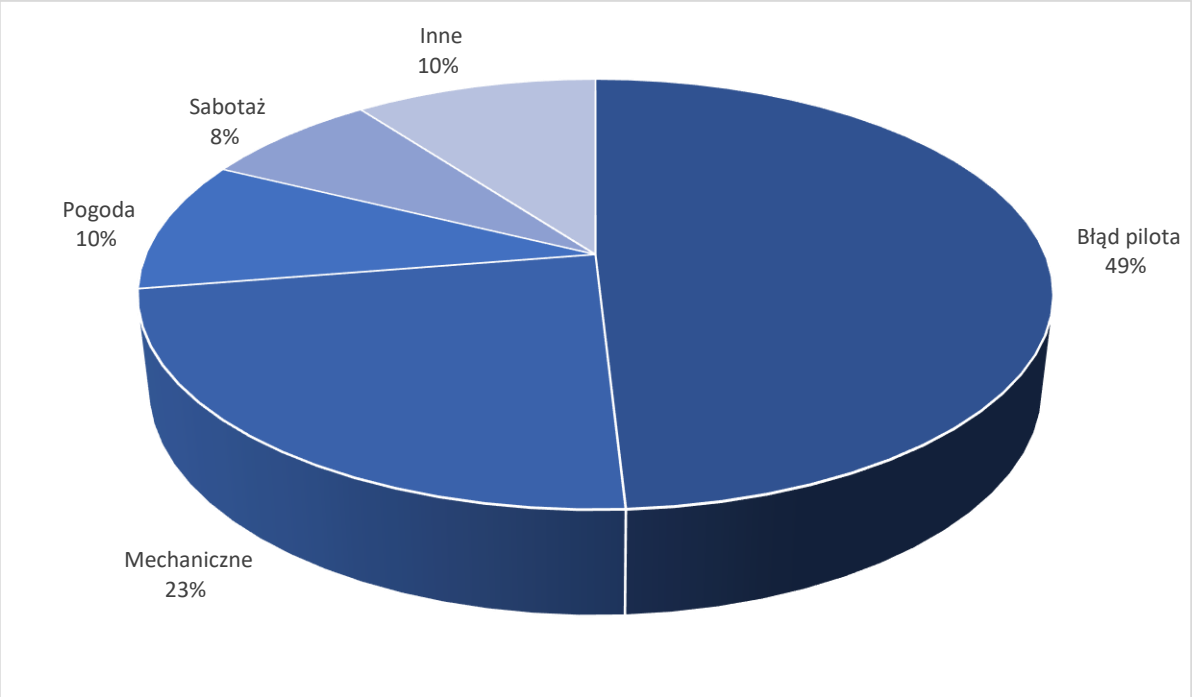
Rys. 2.6 Liczba wypadków lotniczych w latach 1950-2019 (opracowanie własne na podstawie [51])

Dodatkowo można również zauważyć oddziaływanie zmian technologicznych i proceduralnych na wzrost bezpieczeństwa w lotnictwie. W latach 80. znaczący wpływ na spadek katastrof miała automatyzacja części czynności wykonywanych przez pilotów. Dzięki temu piloci mogą skupić uwagę na samym sterowaniu statkiem powietrznym, co obniża poziom ryzyka związany z dekoncentracją pilota. Znaczący spadek katastrof wynikających z przyczyn mechanicznych można zanotować również od lat 90. Związane jest to z wprowadzaniem nowych modeli statków lotniczych, zaostrzeniem reżimu obsługi lotniskowej i serwisowej oraz wycofaniem z linii lotniczych starych egzemplarzy płatowców.

Na spadek zdarzeń wywołanych przez pogodę wpływ ma m.in. wcześniej wspomniana automatyzacja na pokładzie statku powietrznego, rozwój lotnisk poprzez ich wyposażenie w systemy nawigacji radiowej ILS (z ang. *Instrument Landing System*). System ten wspomaga lądowanie przy ograniczonej widoczności spowodowanej złą pogodą. W zależności od kategorii, system ILS może pozwalać na precyzyjne prowadzenie samolotu do pewnego punktu na ścieżce podejścia lub do momentu przyziemienia. Dodatkowym elementem mającym wpływ na zmniejszenie liczby zdarzeń lotniczych jest rozwój radarów pogodowych instalowanych na statkach powietrznych.

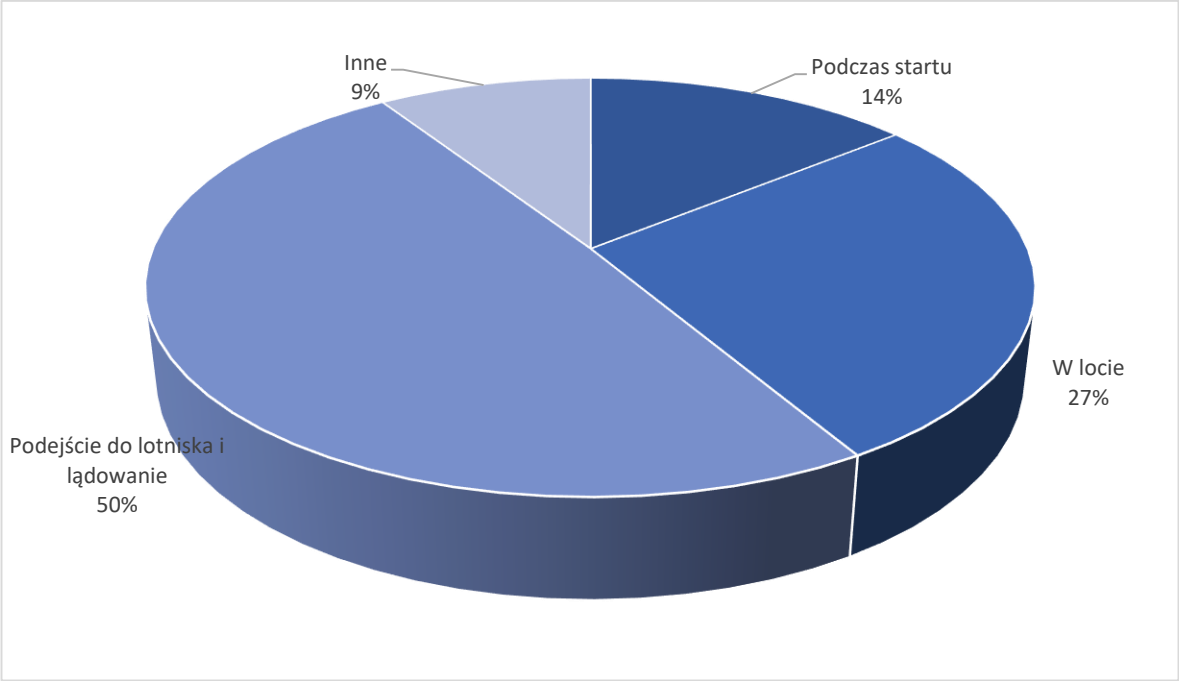
Analizując przedstawione w rys. 2.6 dane statystyczne, wywnioskować można, że pomiędzy zbiorami danych dwóch różnych przyczyn wypadków lotniczych występuje bardzo silna korelacja liniowa. Dotyczy to grupy „błąd pilota” oraz „mechaniczna”. W przypadku tylko tych zbiorów współczynnik korelacji wyniósł blisko 1 (dokładnie 0,96). Oznacza to, że wzrost wypadków spowodowanych błędami pilotów pociąga za sobą także wzrost wypadków zakwalifikowanych jako „mechaniczne”. Bardzo wysoką korelację (0,89) uzyskano także porównując zbiór „błąd pilota” ze zbiorem „inne”.

Należy podkreślić, że w analizowanym przedziale czasowym największą grupę przyczyn wypadków lotniczych zakwalifikowano do błędów pilotów. Wg przedstawionego na rys. 2.7 wykresu kołowego stanowiło to blisko połowę przyczyn (49%) wypadków lotniczych w latach 1950-1990. Wynika z tego, że czynnik ludzki w systemie bezpieczeństwa lotniczego jest najbardziej wrażliwym punktem, stąd też często jest on obiektem zainteresowania wielu badaczy [22][28][35][73][90][97][106][108][109][110][111][126][128][129][130].



Rys. 2.7 Udział poszczególnych przyczyn wypadków lotniczych – okres 1950-2019 (opracowanie własne na podstawie [51])

W transporcie lotniczym, wypadki lotnicze analizuje się także pod kątem fazy lotu w jakich one wystąpiły. Pozwala to przede wszystkim na zrozumienie tego, w jaki sposób dochodzi do szeregu wypadków i podjąć stosowane działania naprawcze, przeciwdziałające lub ograniczające występowanie podobnych zdarzeń w przyszłości. Stąd też na wykresie – rys. 2.8 przedstawiono przykładowo udział procentowy wypadków lotniczych z podziałem na fazy loty w jakich one wystąpiły. Jak można zauważyć największe zagrożenie wypadkami istnieje podczas lądowania. Dane te dowodzą, że 73% wypadków lotniczych w okresie 2008-2017 zdarzyło się w rejonie lotniska. Podczas operacji startu jest to 14%, a podczas lądowania 50%. Etapy te trwają odpowiednio 2% i 4% czasu operacji lotniczej podczas 1,5 godzinnego lotu, natomiast podczas trwającego 94% czasu lotu od wznoszenia do zakończenia zniżania wypadów tych jest tylko 27%. Wynika to z faktu, że w tych etapach lotu piloci narażeni są na największą liczbę czynników stwarzających ryzyko, gdyż zmuszeni są do jednoczesnego wykonywania większej liczby czynności [75].



Rys. 2.8 Udział procentowy śmiertelnych wypadków lotniczych ze względu na fazę lotu w latach 2008-2017 (opracowanie na podstawie [120])

W kontekście istoty problemów zdarzeń lotniczych, niezwykle ważne są działania zmierzające do ich identyfikacji. W teorii bezpieczeństwa lotów wyróżnia się liczne metody identyfikacji zdarzeń lotniczych. Do najważniejszych zaliczyć można metody statystyczne, metody probabilistyczne oraz oparte na działaniu sztucznych sieci neuronowych. Dodatkowo metody probabilistyczne można podzielić na metodę drzew, modele probabilistyczne oraz metody symulacyjne [142].

Przy wykorzystaniu metody statystycznej proces badawczy polega na określeniu wskaźników czasowych, które w formie względnej lub bezwzględnej opisują dane wydarzenia. Według Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego – ICAO (ang. *International Civil Aircraft Organisation*) podstawowymi wskaźnikami statystycznymi bezpieczeństwa lotów są wskaźniki K_T, K_N i K_L, opierające się na liczbie wypadków lotniczych przypadających na 100 000 godzin lotu lub 100 mln kilometrów nalotu. W przypadku wojskowych statków powietrznych wykorzystuje się również wskaźnik odnoszący liczbę wypadków do ogólnej liczby misji. Porównanie odpowiednich wskaźników i ich zestawienie w szukaniu przyczyny pozwala na określenie akceptowalnego poziomu ryzyka zagrożeń danego systemu lotniczego, jednak pozwala uzyskać wyniki i oceny jedynie dla zaistniałych zdarzeń.

Drugim obszarem zapobiegania wypadkom lotniczym jest szacowanie prawdopodobieństwa niepożądanego zdarzenia. W tym celu stosuje się metody

probabilistyczne. Na podstawie równań, wskaźników i warunków brzegowych można ocenić, z jakim prawdopodobieństwem w danym czasie będą miały miejsce niepożądane zdarzenia. Aby to uczynić należy traktować układ środowisko-człowiek-maszyna jako zbiór zdarzeń losowych, których pewna kumulacja doprowadza do powstania zdarzenia niepożądanego, krytycznego lub katastrofy [117].

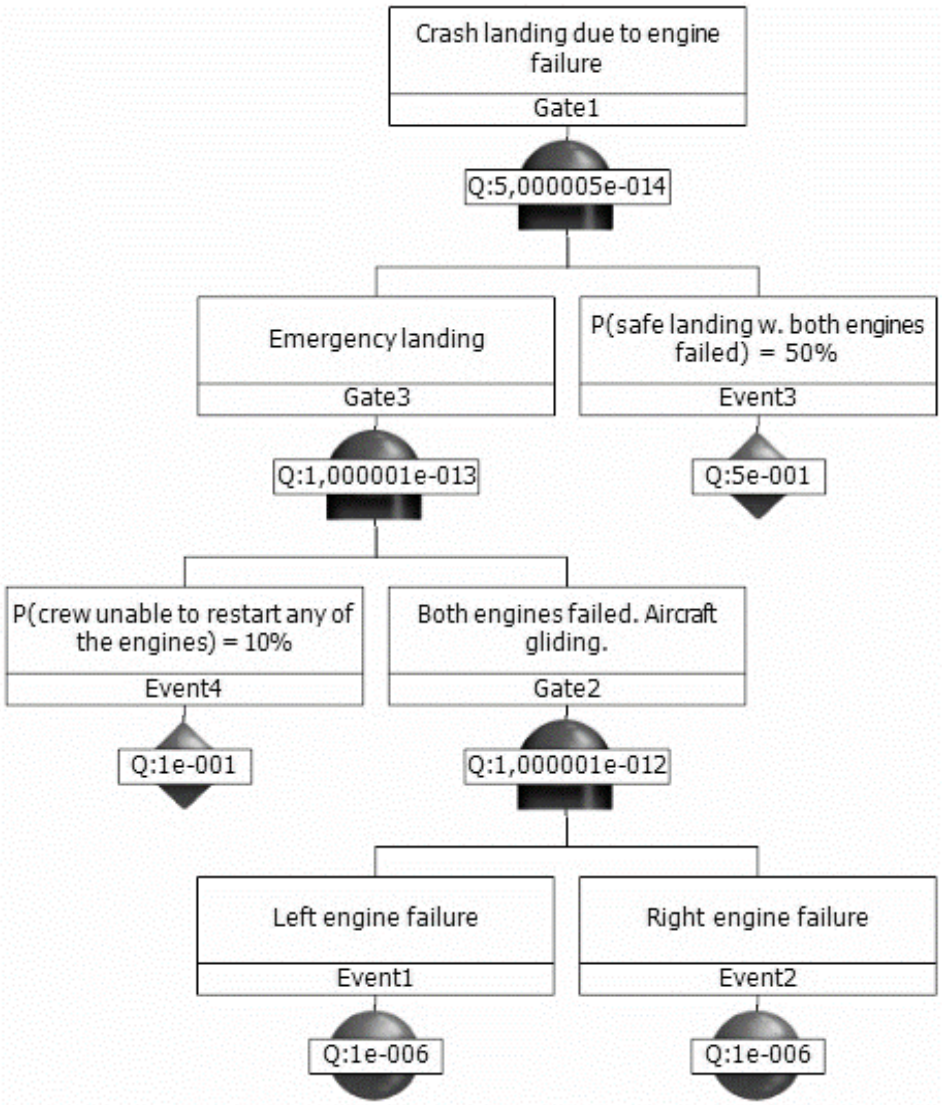
Kolejną metodą jest analiza drzewa uszkodzeń (ang. *Failure Tree Analysis* – FTA) [20][21]. Polega ona na rozkładzie zdarzenia na elementy łańcucha przyczynowo-skutkowego. W tym przypadku wierzchołkiem drzewa jest zdarzenie końcowe (np. wypadek lotniczy), a u podstawy znajdują się zdarzenia elementarne, które mogą prowadzić do wierzchołka drzewa. Stosunki pomiędzy tymi zdarzeniami opisane są za pomocą operatów logicznych. Aby doprowadzić do wierzchołka musi być nieprzerwany ciąg logiczny pomiędzy odpowiednimi zdarzeniami. Przykładowy schemat drzewa pokazano na rys. 2.9, który przedstawia drzewo zdarzeń, jakie muszą nastąpić od wyłączenia się obu silników do rozbicia statku powietrznego. Na blokach schematu oznaczono również prawdopodobieństwo każdego zdarzenia, co pozwala na określenie poziomu ryzyka związanego z każdym z nich. Na dole drzewa, w miejscu, gdzie zaznacza się zdarzenia inicjujące, wskazano dwa zdarzenia: uszkodzenie silnika lewego i uszkodzenie silnika prawego, z odpowiadającym im prawdopodobieństwem. Operator „i" oznacza, że do kolejnego stopnia następstwa zdarzeń potrzebne jest wystąpienie ich obu jednocześnie. Gdy załodze nie uda się uruchomić ponownie któregoś z silników następuje kolejny krok – lądowanie awaryjne. Jeśli na tym etapie nie wystąpi zdarzenie „bezpieczne lądowanie awaryjne" następuje ostatnie, wierzchołkowe zdarzenie – lądowanie z rozbiciem.

Użycie drzewa zdarzeń pomaga przede wszystkim zrozumieć istotę zdarzenia niepożądanego, przeprowadzić analizę najbardziej krytycznych elementów oraz monitorować i diagnozować wydajność bezpieczeństwa skomplikowanych systemów.

Na potrzeby przewidywania przebiegu zdarzeń wykorzystuje się metody symulacyjne. Symulacja jest przybliżoną imitacją działania procesu lub systemu. Działanie symulacji wymaga w pierwszej kolejności opracowania modelu, który jest dobrze zdefiniowanym opisem symulowanego podmiotu i reprezentuje jego kluczowe cechy, takie jak zachowanie, funkcje oraz abstrakcyjne lub fizyczne właściwości. Model reprezentuje sam system, podczas gdy symulacja przedstawia jego działanie w czasie [6].

Łącząc poprzednie metody dzięki odpowiednim algorytmom, można tworzyć modele symulacyjne do oceniania poziomu bezpieczeństwa. Metoda ta polega na badaniu modeli

systemów, dzięki uzyskaniu danych z wielokrotnie przeprowadzonych na nich prób symulacyjnych.



Rys. 2.9 Przykładowy schemat drzewa zdarzeń [48]

Metody symulacyjne można podzielić na deterministyczne, stochastyczne i hybrydowe. Pierwsze z nich opierają się na znanych wartościach (np. moduły wytrzymałości materiału, z którego badany element jest stworzony). Modele te, w przypadku analiz bezpieczeństwa, nie są sprawdzalne ze względu na dość dużą liczbę niewiadomych.

Modele stochastyczne natomiast opierają się na rozkładzie wartości wybranych własności i prawdopodobieństw występowania zdarzeń. Symulacje na takich modelach są trudniejsze do zrealizowania, aczkolwiek posiadają większy potencjał na znalezienie rzeczywistych rozwiązań.

Połączeniem metod symulacyjnych oraz stochastycznych są metody hybrydowe [66].

2.2 Uszkodzenia statków powietrznych a teorie bezpieczeństwa lotów

Z uwagi na zmieniające się kryteria w zakresie budowy obiektów technicznych, w tym statków powietrznych, coraz większą uwagę zwraca się aspekty związane z szeroko rozumianym bezpieczeństwem [5][34][73][75][77][83][103][133][135][136][140][141]. W przypadku transportu lotniczego ten element odgrywa kluczową rolę. Przez bezpieczeństwo (ang. *safety*) należy rozumieć stan, w którym ryzyka związane z różnymi rodzajami działalności lotniczej, związanymi lub stanowiącymi bezpośrednie wsparcie operacji statku powietrznego są obniżone do akceptowalnego poziomu i kontrolowane [3].

Istnieje szereg teorii bezpieczeństwa lotów. We wszystkich uwzględnia się czynniki związane z człowiekiem, gdzie wypadki, także w czasie pokazów lotniczych są zazwyczaj skutkiem zaistnienia kilku sprzyjających czynników. Przy czym należy podkreślić, że każdy z nich jest konieczny, ale jeden, wydzielony czynnik jest w większości zdarzeń niewystarczający do naruszenia systemowych barier (procedur) ochronnych. Wśród najczęściej wymienianych i stosowanych teorii – modeli bezpieczeństwa lotów wymienia się [24][37][80] [104] podejścia:

- C.O. Millera „model 4m" oraz 5M,
- SHEL – E. Edwardsa,
- J. Reasona,
- SHELL – Franka H. Hawkinsa.

Teoria C.O. Millera z 1966 r., określana mianem tzw. modelu 4M uwzględnia 4 główne człony: w którym poszczególne człony oznaczają:

- M – (man) – człowiek lub członkowie załogi lotniczej, personelu inżynieryjno--lotniczego obsługującego i przygotowującego do lotu dany statek powietrzny oraz personel zabezpieczający i ubezpieczający lot, ich wiedza, doświadczenie, umiejętności zawodowe, zdolność i umiejętność współdziałania, solidność, staranność, orientacja, podzielność uwagi itp.
- M – (machine) – statek powietrzny, jego stan techniczny, stopień i sprawność wyposażenia, przystosowanie do danych warunków lotu, podatność na usterki, poziom trudności pilotowania itp.
- M – (mission/management) – zadanie/zarządzanie, gdzie uwzględnia się:
    - zadanie – określenie zakresu i stopnia trudności wykonania, forma i sposób jego przekazania wykonawcom, prawdopodobne zagrożenia związane z jego wykonaniem itd.,

- zarządzanie – pojmowane jako wieloszczeblowe kierowanie organizacją lotniczą. Przestrzeganie zbioru odpowiednich regulaminów oraz procedur przy podejmowaniu decyzji, a także nadzoru nad wykonaniem zaleceń. Selekcja wykonawców i metod realizacji zadania. Określenie warunków niezbędnych do wykonania zadania. Rozpoznanie zagrożeń itd.

– M – (media) – środowisko zarówno naturalne, jak i sztuczne, w których realizowane jest dane zadanie, w tym czynniki geograficzne i atmosferyczne. Położenie terenu wzdłuż trasy oraz wokół obiektu docelowego. Lotniska zapasowe, warunki startu i lądowania, stan dróg startowych – długość, jakość, śliskość, środki ubezpieczenia lotów itp.

W przypadku drugiej z teorii – 5M, źródłem danych był przeprowadzony w latach 60. dwudziestego wieku w USA bilans całego okresu burzliwego rozwoju lotnictwa pod względem zdarzeń i wypadków. Zbadanie przyczyn, okoliczności i skutków znacznej liczby zdarzeń lotniczych pozwoliło na sformułowanie następujących tez:

– Po pierwsze – każdy lot odbywa się w systemie zintegrowanych układów, a zagrożenia wynikają z interakcji różnych czynników między układami systemu lub wewnątrz jednego z nich;
– Po drugie – zagrożenia biorą się głównie z błędów występujących w danym układzie i mają wpływ na funkcjonowanie całego systemu;
– Po trzecie – określono źródła zagrożeń bezpieczeństwa w lotnictwie. W wyniku tego pojawiła się teoria interakcyjnego wpływu różnych czynników, współuczestniczących w wykonaniu misji lotniczej.

Z teorii Millera 4M zaczerpnięto element Mission/Management i podzielono na dwa oddzielnie traktowane czynniki odpowiednio je wzbogacając [35][97]:

– M – MAN – człowiek,
– M – MACHINE – technika,
– M – MANAGEMENT – przepisy i procedury zarządzania,
– M – MEDIA – środowisko,
– M – MISSION – zadanie.

Teorię określono mianem „Zagrożenia 5M”, ponieważ w każdym z poszczególnych elementów mogą ujawnić się błędy niosące zagrożenie. Zastosowano ją między innymi w Metodyce Zarządzania Ryzykiem w Lotnictwie Sił Zbrojnych RP [35].

Z kolei w teorii Elwyna Edwardsa z 1972 r, tj. modelu SHEL systemowo rozpatruje się bezpieczeństwo lotów w odniesieniu do [35][79]:

- S – (software) – procedur, niematerialnych elementów systemu; zwrócenie uwagi na właściwe stosowanie przepisów, procedur oraz określonych, niejednokrotnie specyficznych dla określonego zadania reguł postępowania;
- H – (hardware) – maszyny tj. statku powietrznego; uwzględnienie walorów technicznych statku powietrznego, specyfiki urządzeń pokładowych i systemów, automatyki i jej rozumienia przez załogę, wypadków szczególnych itp.;
- E – (environment) – środowiska; istota współpracy ze służbami zabezpieczenia technicznego i ruchu lotniczego, właściwego przeciwdziałania zjawiskom niebezpiecznym występującym w środowisku naturalnym itp.;
- L – (liveware) – czynnika ludzkiego; doboru personelu, nawyków, treningu, stanu zdrowia psychofizycznego, walki ze stresem, współpracy w załodze, relacji w organizacji itp.

Istotną w tej teorii jest fakt, że wszystkie elementy systemu rozpatrywane są poprzez pryzmat udziału człowieka w wypadkach lotniczych. Myśląc o udziale człowieka ma na myśli błędy i naruszania popełniane przez niego.

Jednym ze sposobów opisujących naturalną zdolność człowieka do popełniania błędów jest często używany przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO) model, dzięki któremu można ocenić skomplikowane oddziaływania pomiędzy człowiekiem i maszyną.

Z kolei model SHEL został zmodyfikowany w 1984 r. przez Franka Hawkinsa poprzez przyłączenie do systemu dodatkowego elementu „liveware to liveware" oznaczającego związki poszczególnych osób biorących udział bezpośrednio lub pośrednio w wykonywaniu operacji lotniczych. Model SHEL odgrywa bardzo istotną rolę w procesie wizualizacji współdziałania między poszczególnymi elementami systemu lotniczego. Skuteczne oddziaływanie na czynnik ludzki nie należy do łatwych zadań, bowiem posiadanie obszernej wiedzy teoretycznej i ambicji nie jest wystarczające. Aby skutecznie zapobiegać wpływom szeroko pojętego czynnika ludzkiego, konieczna jest wyobraźnia oraz wieloletnie doświadczenie [35].

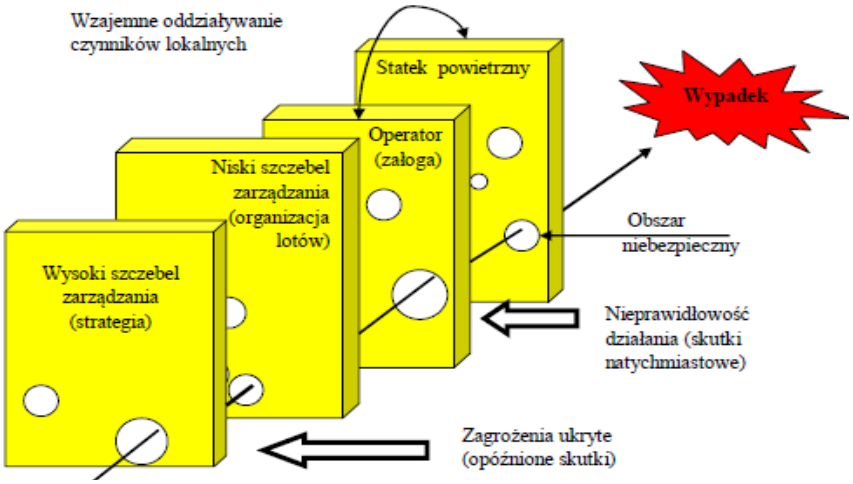
Bardzo często w teorii bezpieczeństwa bazuje się na zaproponowanym w 1990 r. modelu Jamesa Reasona [104]. W modelu tym założono, że przyczyny wypadku to nie tylko przyczyny bezpośrednie, ale również przyczyny pośrednie, utajone, które znajdują się często

z dala (w czasie i przestrzeni) od samego wypadku. Przyczyny te, często znajdują się w już w samym przygotowaniu do lotu, podejmowaniu decyzji, kompetencjach i kwalifikacjach ludzi na wielu szczeblach struktur organizacji, w tym także na szczeblu najwyższym. Interpretacje modelu J. Reasona, przedstawiono graficznie na rys. 2.10. Przedstawia on szereg barier, które zabezpieczają przed zaistnieniem wypadku lotniczego. Żadne z zabezpieczeń nie jest całkowicie szczelne, wobec czego przy niekorzystnym zbiegu okoliczność, gdy nieszczelności ustawią się w linii prostej, dochodzi do wypadku. J. Reason przedstawił powstawanie wypadku lotniczego jako efekt nałożenia się błędów (tzw. nieszczelności).

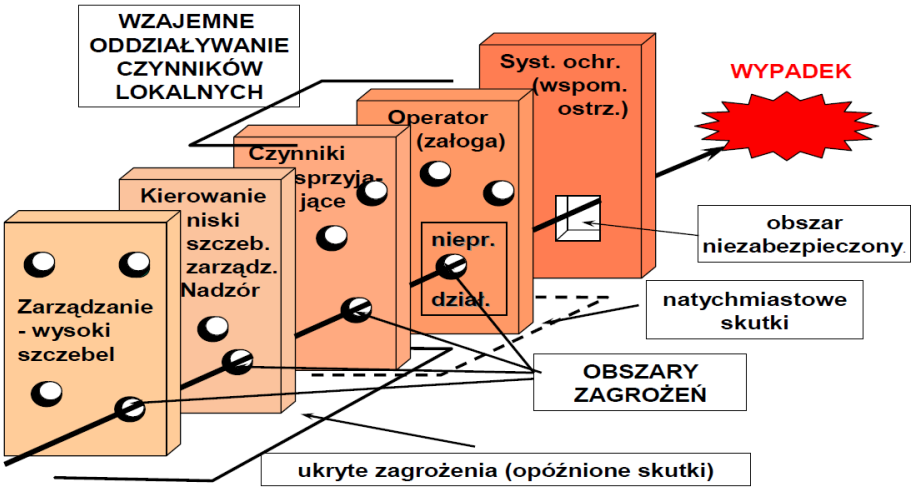
Koncepcja Reasona ujmuje czynnik ludzki na czterech poziomach błędu:

– niebezpieczne działanie (czynnik aktywny);
– warunki sprzyjające niebezpiecznemu działaniu (czynnik ukryty);
– niewłaściwy nadzór (czynnik ukryty);
– czynniki organizacyjne (czynnik ukryty).

a)



b)



Rys. 2.10 Model teorii bezpieczeństwa Jamesa Reasona: a) opracowanie wg J. Dzik [23] na podstawie [104], b) opracowanie E. Klich [76] na podstawie [104]

Według teorii J. Reasona za bezpieczeństwo lotów oprócz personelu lotniczego, który w niekorzystnych warunkach działa nieadekwatnie do zaistniałej sytuacji odpowiada cały system zarządzania i organizacji lotniczej. Bezpieczeństwo w każdym systemie działalności zależy od następujących czynników:

- strategii działania na wysokim szczeblu zarządzania;
- działań na niskim szczeblu zarządzania;
- czynników sprzyjających do popełnienia błędu przez załogi;
- działania załogi;
- systemów ochronnych wspomagających załogę.

Do wypadku dochodzi wtedy, gdy na wszystkich wyżej wymienionych szczeblach wystąpią czynniki zagrażające bezpieczeństwu, a które nie zostaną w porę usunięte. W powyższym modelu na wszystkich etapach działania mogą występować obszary zagrożeń ukrytych (przedstawione jako otwory), które ujawniają się tylko w określonych okolicznościach, np. decyzje na wysokim szczeblu zarządzania o obniżeniu kryteriów zdrowotnych, określonych predyspozycji lub też oszczędności w szkoleniu załóg. Mogą one ujawnić się w sposób drastyczny, w postaci znacznego zagrożenia bezpieczeństwa lotu, dopiero w czasie wystąpienia niekorzystnych warunków działania danej załogi, kiedy obciążenie przekroczy jej możliwości lub poziom wyszkolenia będzie zbyt niski by podołać wymaganiom w danym etapie lotu. Zagrożenie istnieje cały czas, a jego skutki objawiają się jedynie w szczególnie niekorzystnych dla operatora okolicznościach działania. Natomiast nieprawidłowe działanie załóg i brak odpowiednich systemów zabezpieczających może, ale nie musi, dać natychmiastowe skutki negatywne objawiające się wypadkiem lotniczym. Również niekorzystne warunki działania załogi (środowiskowe, inne) tylko w niektórych sytuacjach skutkują powstaniem zdarzenia lotniczego [35].

Ostatni z przedstawianych w ramach niniejszej dysertacji teorii Hawkinsa tzw. model SHELL został określony poprzez poszerzenie modelu Edwardsa o L – Liweare. Służyło to podkreśleniu wpływu personelu lotniczego, nie zaliczanego do załogi lotniczej, na zaistnienie wypadku lotniczego. Ponadto, różnica pomiędzy modelem SHEL i SHELL polega na tym, że Hawkins umieścił drugi człon L w środku modelu podkreślając w ten sposób interakcje pomiędzy poszczególnymi jego elementami, w tym tego odnoszącego się do personelu zabezpieczającego operacje powietrzne. Dlatego też, mówiąc o urządzeniach treningowych powinno się wziąć pod uwagę wszystkie elementy doskonalone prze pilota, opisane w modelu

Edwardsa przy uwzględnieniu interakcji występujących miedzy nimi np. H – wypadki szczególne / L – współpraca w załodze itd. [79].

Przedstawione modele, mimo szeregu różnic, posiadają wiele cech wspólnych. Przede wszystkim należy podkreślić, że w działalności lotniczej zagadnienia bezpieczeństwa należy rozpatrywać systemowo , bowiem prawdopodobieństwo wystąpienia szkody dotyczy osób (np. załogi statku powietrznego, personelu obsługującego i utrzymującego statek powietrzny w stanie zdatności, osób korzystających z usług transportowych) i mienia (np. statku powietrznego, naziemnych środków sterowania i nawigacji lotniczej oraz kierowania ruchem lotniczym) winno być zminimalizowane i jednocześnie utrzymywane na dopuszczalnym poziomie lub poniżej tego poziomu. Stąd też prowadzony obecnie właściwe ciągły proces identyfikacji wszelkiego rodzaju zagrożeń i zarządzania ryzykiem bezpieczeństwa winien uwzględniać pojawiające się nowe rozwiązania i technologie w transporcie lotniczym.

Jak wskazuje A. Baron [7] największe korzyści w zakresie badań i innowacji w dziedzinie transportu lotniczego powinny obejmować wspólne działania m.in. w obszarach:

- Technologii mających zwiększać bezpieczeństwo i ochronę transportu,
- Zintegrowanych systemów zarządzania transportem i informacji ułatwiających stosowanie inteligentnych usług w zakresie mobilności,
- Systemów informacyjnych w czasie rzeczywistym,
- Inteligentnej infrastruktury zapewniającej maksymalne monitorowanie i interoperacyjność różnych form transportu i komunikacji między infrastrukturą a pojazdami.

Mając na uwadze powyższe, w kontekście w kontekście zapisów J. Lewitowicza [83] we współczesnym projektowaniu obiektów lotniskowych należy uwzględnić szereg czynników związanych z bezpieczeństwem, tj. miedzy innymi [127]:

1. służbami ochrony i obsługi lotniska, np.:
    - zapewnienie dostępu dróg i parkingów dla pojazdów służb zabezpieczających,
    - zapewnienie dostępu dla straży pożarnej i służb reagowania kryzysowego,
    - przestrzeganiem procedur bezpieczeństwa;
2. operacjami wykonywanymi w różnych częściach lotniska, w tym: na płycie postojowej samolotów (ang. *airport apron*): np.
    - tankowanie samolotów z wykorzystaniem samochodów cystern lub systemu hydrantowego (ang. *hydrant fueling system*),
    - obsługa bagażu (wyładunek i załadunek),

- obsługa przesyłek cargo,
- zapewnienie zasilenia samolotu podczas postoju,
- obsługa cateringowa.

Oczywiście, w przypadku wojskowych statków powietrznych, z uwagi na ich specyfikę występujące operacje częściowo się różnią. Obejmować one mogą takie operacje, które nie występują w cywilnym transporcie lotniczym jak np. związane z uzbrajaniem statku powietrznego.

Raportowanie o najmniejszych odstępstwach jest konieczne, ponieważ dzięki temu można prowadzić działalność profilaktyczną, a brak baz danych o zdarzeniach lotniczych nie pozwala na wyeliminowanie uchybień. Badania wskazują, że wypadek musi być poprzedzony większą liczbą błędów oraz naruszeń, które pomimo chwilowego zakłócenia lotu, nie powoduje poważnych konsekwencji. Zdarzenia lotnicze są jedynie wierzchołkiem góry lodowej, pod którym kryje się szereg błędów, naruszeń i niewielkich naruszeń. Ważne jest aby wypadki oraz incydenty były badane szczegółowo, a na podstawie wniosków wprowadzać działania zapobiegawcze. W profilaktyce konieczne są działania już na etapie błędów i naruszeń.

Z punktu widzenia podnoszenia poziomu bezpieczeństwa lotów najważniejsze są zalecenia profilaktyczne, opierające się głównie na wnioskach wyciągniętych z analizy raportowanych zdarzeń lotniczych i wszystkich nieprawidłowości, które mogły się do tego przyczynić. Wyciąganie wniosków „post factum” ze zdarzeń lotniczych jest bardzo istotne, lecz przede wszystkim kluczowym zadaniem obszarów bezpieczeństwa lotów jest monitorowanie działalności podmiotów lotniczych i opierając się na analizach ryzyka odpowiednie reagowanie na zidentyfikowane zagrożenia tak, aby zapobiegać przede wszystkim tym, które nie przerodziły się jeszcze w wypadki [35].

3. GENEZA, CEL PRACY ORAZ ZADANIA SZCZEGÓŁOWE

Inspiracją do opracowania niniejszej rozprawy jest bieżąca działalność zawodowa autora. Z jednej strony jest on pilotem wielozadaniowego samolotu bojowego F-16, z drugiej dowodził jednostkami wojskowymi (bazami lotniczymi), w których eksploatuje się wzmiankowane samoloty. Z racji zajmowanego stanowiska ponosi odpowiedzialność za utrzymywanie eksploatowanej floty samolotów na najwyższym możliwym do osiągnięcia poziomie sprawności, gwarantującej bieżącą zdatności do lotów, czyli gotowości do wykonywania zadań. Będąc pilotem samolotu F-16 ma okazję w codziennej działalności doświadczać działania samolotu w zmiennych warunkach przy wykonywaniu zadań o zróżnicowanym charakterze w różnych warunkach geograficznych. Jako osoba współodpowiedzialna za dostępność aktywnych środków bojowych, ma na co dzień do czynienia z problematyką występowania niesprawności w eksploatowanych statkach powietrznych. Jednym z pierwszoplanowych zadań dowódcy bazy lotniczej jest minimalizowanie negatywnych skutków uszkodzeń zespołu napędowego, co pozwoliło na opracowanie niniejszej rozprawy, która stanowi zwarty opis działań naukowo-badawczych. Celem dysertacji było znalezienie odpowiedzi na pytanie:

Czy system monitorowania uszkodzeń, w zmiennych warunkach działania samolotu F-16 Block 52+, jest w pełni wykorzystywany do profilaktycznego zapobiegania zdarzeniom krytycznym prowadzącym do wyłączenia środka bojowego z eksploatacji ?

Zespół napędowy eksploatowanych współcześnie samolotów wielozadaniowych to niezwykle złożona konstrukcja, pracująca w zmiennych warunkach środowiskowych. Dotyczy to szczególnie samolotów bojowych o napędzie turboodrzutowym. Tego typu statki powietrzne to konstrukcje bardzo kosztowne w eksploatacji i wymaga się od nich ciągłej zdatności do wykonywania zadań w powietrzu. Poszukiwanie sposobu przewidywania powstawania możliwych niesprawności zmniejszyło by znacznie koszty eksploatacyjne, zwiększając ilość środków bojowych przeznaczonych do szkoleń i realizacji zadań bojowych. Wielowątkowa analiza przyczyn awarii oraz klasyfikacja rodzajów uszkodzeń zespołu napędowego samolotu F-16 Block 52+, w zmiennych warunkach działania, na podstawie dostępnych danych eksploatacyjnych może doprowadzić do ograniczenia kosztów eksploatacyjnych, względnie zwiększyć potencjał operacyjny baz lotniczych. Osiągnięcie celu rozprawy będzie możliwe przez realizację zadań szczegółowych, obejmujących:

1. Ogólną charakterystykę samolotu F-16 Block 52+, którym dysponują Siły Zbrojne RP.
2. Charakterystykę układu napędowego samolotu F-16 Block 52+ eksploatowanego w Siłach Powietrznych RP.
3. Analizę pokładowych systemów rejestracyjnych, diagnostycznych oraz przegląd strategii eksploatacji samolotu.
4. Charakterystykę zagrożeń występujących podczas eksploatacji samolotu F-16 Block 52+ w zmiennych warunkach eksploatacji.
5. Realizacja powyższych zadań szczegółowych ma pozwolić na dowiedzenie stawianej tezy rozprawy oraz potwierdzić słuszność analizowanych celów dysertacji.

4. CHARAKTERYSTYKA I BUDOWA SAMOLOTU F-16 BLOCK 52+

4.1 Rola samolotu F-16 Block 52+ w strukturze Sił Zbrojnych RP

Historia samolotów F-16 Block 52+ w polskich barwach nierozerwalnie łączy się z programem modernizacji Sił Zbrojnych, rozpoczętym jeszcze w ubiegłym wieku w ramach „Planu modernizacji Sił Zbrojnych na lata 1998-2012", zgodnie z którym w 1997 r. planowano ogłoszenie przetargu na nowoczesne samoloty wielozadaniowe, mające wejść do służby w 2001 r. Wówczas myślano o zastąpieniu wszystkich ówcześnie eksploatowanych samolotów bojowych (MiG-21,MiG-29 i Su-22) przez łącznie 160 maszyn wielozadaniowych kupowanych w dwóch etapach, po 80 sztuk do 2007 i 2012 r.

Przystąpienie Polski do NATO 12 marca 1999 r. sprawiło, że Siły Zbrojne RP mogły zostać po raz kolejny zredukowane, a jednocześnie wyspecjalizowane w ramach sojuszniczego systemu według określonych potrzeb i możliwości obronnych. Bezpieczeństwo kraju oparte zostało na możliwości powstrzymania agresora w pierwszej fazie konfliktu, aby dalsze działania obronne prowadzić już wspólnie z sojuszniczymi siłami wzmocnienia. W tej sytuacji kluczową sprawą stało się utrzymanie przewagi powietrznej nad obszarem Polski, aby dać państwom sojuszniczym uzasadnienie do ewentualnego skierowania swoich sił zbrojnych na kontrolowany obszar.

W konsekwencji w czerwcu 2001 r. dostosowując potrzeby do możliwości finansowych kraju, Sejm RP uchwalił ustawę „Wyposażenie Sił Zbrojnych RP w samoloty wielozadaniowe". Pierwotnie ustawa zakładała nabycie 60 samolotów, z terminem dostawy do końca 2006 r., z czego 44 fabrycznie nowych i 16 używanych. Kolejną redukcja nastąpiła po otrzymaniu w 2001 r. od władz niemieckich 23 wycofanych z eksploatacji myśliwców MiG-29. W dniu 20.03.2002 r. sprecyzowano planowaną ilość maszyn na 48 nowych samolotów z terminem dostawy do końca 2008 r. W dniu 27.12.2002 r. została podana oficjalna informacja o wyborze samolotu Lockheed Martin F-16C/D Block 52+ (Advanced) "Fighting Falcon". Do konkursu na wielozadaniowy samolot bojowy dla Polski zgłosiły się również amerykańska firma McDonnell Douglas proponując F-18 "Hornet", francuski Dassault-Breguet oferujący "Mirage 2000" oraz szwedzki SAAB JAS-39 "Gripen".

W dniach 10-24.09.2004 r. w bazie lotniczej w Łasku odbyły się polsko-amerykańskie ćwiczenia lotnicze Sentry White Falcon, w których wzięły udział samoloty F-16C/D z 149 Fighter Wing ze Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej. Na samolotach Lockheed Martin F-16C/D Block 40/42 wykonywali loty polscy piloci, którzy zostali przeszkoleni

w USA po którym zasiedli za sterami samolotu wielozadaniowego F-16C/D Block 52+ z polską szachownicą.

Pierwsze samoloty wielozadaniowe F-16C Block 52+ (Advanced) dla Polski, zostały „oblatane" w dniu 14.03.2006 r. w Forth Worth w Teksasie (USA), które następnie w dniu 8.11.2006 r. przyleciały na lotnisko Poznań-Krzesiny. W sumie w 2006 roku dostarczono 8 samolotów, w 2007 r. - 25, natomiast w 2008 r. ostatnich 15 egzemplarzy. Samoloty F-16C Block 52+ (Advanced) otrzymały w Polsce nazwę "Jastrząb". W pierwszej kolejności samoloty przekazywane były do 3. i 6. Eskadry Lotnictwa Taktycznego w Poznaniu – Krzesinach, a ostatnia partia 16 samolotów trafiła do 10. Eskadry Lotnictwa Taktycznego w Łasku.

Wielozadaniowe samoloty stanowią trzon lotnictwa bojowego Sił Powietrznych i są przeznaczone do wykonywania zadań w F-16 Block 52+ ramach uzyskania przewagi powietrznej, do wsparcia innych rodzajów sił zbrojnych oraz do prowadzenia rozpoznania. Trzy polskie eskadry lotnictwa taktycznego wyposażone w samoloty F-16 Block 52+ są w pełni kompatybilne z sojuszniczymi jednostkami lotniczymi. Ułatwia to współdziałanie, a także pozwala na łatwiejsze przyjęcie, w razie konieczności, sojuszniczych sił wzmocnienia. Wszystkie eskadry lotnictwa taktycznego, po ocenie Dowództwa Operacyjnego Rodzajów Sił Zbrojnych według procedur NATO, otrzymały certyfikat uprawniający do działania w ramach sojuszniczego systemu obrony powietrznej NATINADS. Ponadto w 2011 r. wydzielony komponent z 31. Bazy Lotnictwa Taktycznego złożony z czterech samolotów F-16 Block 52+, ośmiu pilotów i niezbędnych elementów zabezpieczenia, przeszedł sprawdzian taktyczny TACEVAL. Był on przeprowadzony przez dwudziestu inspektorów z różnych państw NATO i stanowił podstawę do nadania certyfikatu uprawniającego do działań ekspedycyjnych sojuszu w ramach bojowych operacji sił połączonych. Równocześnie w ramach reorganizacji systemu obrony powietrznej Polski stworzono efektywny system radiolokacyjnej kontroli przestrzeni powietrznej, w tym zbudowano cześć radiolokacyjnych posterunków z radarami dalekiego zasięgu (projekt częściowo finansowany przez NATO) oraz podpisano umowę o przystąpieniu Polski do programu NAEW (NATO Airborne Early Warning System). Pozwala to na wykorzystanie samolotów wczesnego ostrzegania i dowodzenia E-3 AWACS w razie zagrożenia wojennego.

Rozbudowa i utrzymanie efektywnego systemu obrony powietrznej państwa nabrało zupełnie nowego znaczenia dla zapewniania bezpieczeństwa militarnego Polski. Dzięki temu, że system obrony powietrznej Polski jest funkcjonalnie związany ze zintegrowanym systemem obrony powietrznej NATO. Obecnie Siły Powietrzne RP utrzymują stałą gotowość

do przeciwdziałania naruszeniom przestrzeni powietrznej, odparcia agresji przeciwnika powietrznego i osłabienia jego potencjału. W okresie kryzysu i wojny, obok zadań osłonowych, zapewniają wsparcie Wojskom Lądowym i Marynarce Wojennej. Jednocześnie wsparcie Wojsk Lądowych stwarza im korzystne warunki do wykonywania zadań w działaniach lądowych i potęguje ich możliwości bojowe. Dzięki efektywnemu wsparciu z powietrza, radykalnie wzrastają możliwości ogniowe Wojsk Lądowych, a dzięki ich osłonie z powietrza oraz dzięki taktycznemu transportowi lotniczemu, rosną ich możliwości manewrowe.

4.2 Charakterystyka i budowa samolotu F-16 Block 52+

Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ „ Jastrząb" jest samolotem nadal nowoczesnym i jednocześnie stale ewoluującym. Jego rewolucyjny charakter wynika z faktu, iż zastosowano w nim wiele nowatorskich rozwiązań wprowadzonych po raz pierwszy w samolotach bojowych. Zwiększono jego możliwości w stosunku do myśliwców wcześniejszych generacji, dzięki czemu maszynie tej udało się utrzymać pozycję samolotu o najwyższych parametrach mimo, iż znajduje się w służbie już od ponad trzech dekad. Samolot podlegał w tym okresie stałej modernizacji, polegającej na stosowaniu coraz nowocześniejszych technologii, w wyniku czego stale poszerzał się zakres jego przeznaczenia kształtując znaczenie terminu „samolot wielozadaniowy".

Historia F-16 „Fighting Falcon" rozpoczęła się w latach 60. XX wieku. Wtedy wprowadzono doktrynę elastycznego reagowania, której zamiarem było najpierw atakować bronią konwencjonalną, a następnie taktyczną bronią jądrową. W tym celu lotnictwo USA potrzebowało samolotów zdolnych wywalczyć przewagę powietrzną i zaatakować cele naziemne w każdych warunkach atmosferycznych. Już przed wojną wietnamską rozpoczęły się badania nad nowoczesnym samolotem myśliwskim, zdolnym zastąpić F-4 Phantom (program FX – Fighter eXperimental – Myśliwiec Eksperymentalny). Zaowocowało to powstaniem F-15 „Eagle",który był bardzo innowacyjną jak na owe czasy maszyną, jednak koszty produkcji stanowiły przeszkodę nawet dla USA. W zadaniach szturmowych miał być uzupełniany przez F-4 i F-111 (pierwsze wersje F-15 miały bardzo ograniczone możliwości atakowania celów naziemnych). US Navy także zażądało następcy Phantoma, a był nim F-14 „Tomcat" równie kosztowny co F-15. Wtedy powstał projekt lekkiego, prostego i taniego myśliwca ADF (Advanced Day Fighter – Zaawansowany Myśliwiec Dzienny). Nie miał być on przeznaczony do walk poza zasięgiem widzialności (BVR), lecz do walki powietrznej na krótkim zasięgu.

Samolot nie musiał być bardzo szybki. Uwzględniano głównie typową prędkość walki manewrowej (Ma = 0,6 do Ma = 1,2) z uwzględnieniem fazy pościgu (Ma = 1,6). Nie była wymagana zdolność przenoszenia ciężkich ładunków bojowych, a jedynie kilku pocisków „powietrze–powietrze" krótkiego zasięgu. Masa startowa miała mieścić się w granicach 25 000 funtów (11 349 kg). Program ADF przedstawiano jako alternatywę FX, jednak pojawienie się samolotów MiG–25 spowodowało zawieszenie prac nad lekkim myśliwcem na rzecz cięższej maszyny o większych możliwościach.

Pierwszy F-16A został oblatany 8 grudnia 1976 r. Mógł on przenosić rakiety klasy „powietrze – powietrze" krótkiego zasięgu AIM-9 Sidewinder, niekierowane bomby i rakiety „powietrze – ziemia" i pociski AGM-65A. Przeprowadzano próby niekierowanych odpaleń pocisków AIM-7 Sparrow, lecz weszły one do użytku o wiele później. Maszyna nie była wyposażona w środki obrony lub walki radioelektronicznej, gdyż została zaprojektowana do operowania nad własnym terytorium.

Samolot był później konsekwentnie udoskonalany. Równolegle z F-16A\C produkowano dwumiejscowe szkolno-bojowe F-16B\D, które miały identyczne możliwości bojowe oprócz nieznacznie zmniejszonego zapasu paliwa.

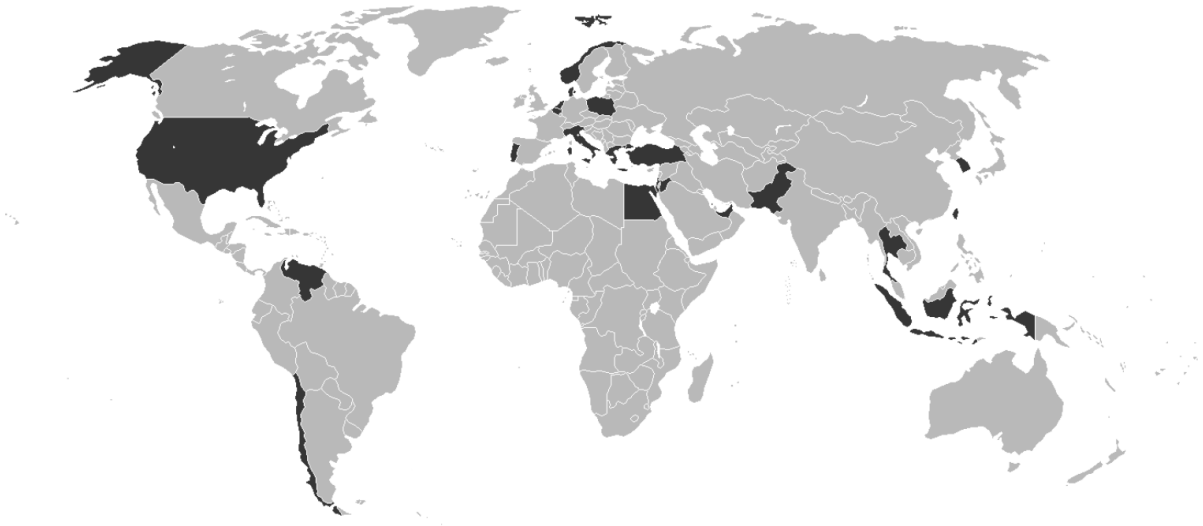
Począwszy od 1978 r. samolot F-16 doczekał się wielu modernizacji zwiększających jego możliwości zastosowania bojowego. Na przestrzeni kilkudziesięciu lat pojawiały się kolejne seryjne wersje samolotu F-16 (tab. 4.1). Jego ciągłe i stopniowe udoskonalanie miało charakter międzynarodowy i związane było z zarządzaniem i oceną ryzyka [12].

Tab. 4.1 Zestawienie seryjnych wersji samolotu F-16

Wersja samolotu	Rok rozpoczęcia produkcji
F-16A i F-16B Block 1	1978
F-16A Block 5	1979
F-16A Block 10	1980
F-16A Block 15	1982
F-16C Block 25	1984
F-16C Block 30	1986
F-16C Block 32	1987
F-16C Block 40	1988
F-16C Block 42	1989
F-16C Block 50/52+	1991
F-16E/F Block 60	2004

Wielozadaniowy samolot F-16 to jeden z najbardziej zaawansowanych współcześnie bojowych statków powietrznych. Jest wszechstronnie sprawdzony w szerokim spektrum konfliktów zbrojnych. Użytkowany jest w 26 krajach świata, we wszystkich strefach klimatycznych, co przedstawiono na rys. 4.1. Jednocześnie jest to platforma zdolna do przenoszenia największej ilości lotniczych środków bojowych. F-16 jest myśliwcem najmniej

kosztownym w nabyciu, wykorzystaniu i wsparciu. Ponadto posiada duży potencjał modernizacyjny i podlega ciągłemu unowocześnianiu.



Rys. 4.1 Państwa eksploatujące samoloty F-16

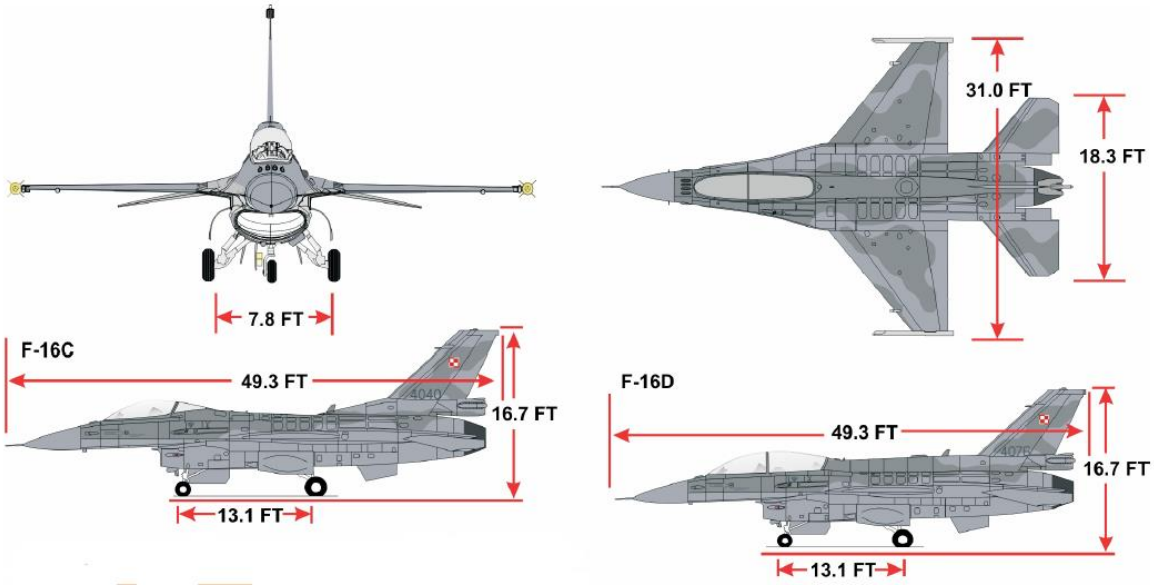
Zakupiony przez Polskę wielozadaniowy samolot F-16 w wersji C/D Block 52+[4] to jeden z najbardziej rozwiniętych technologicznie samolotów tego typu w NATO. Zwiększył on możliwości dotyczące oprogramowania systemu zarządzania lotem, wymiany danych, taktycznego promienia działania i przenoszonych lotniczych środków bojowych (rys. 4.2 oraz rys. 4.3).



Rys. 4.2 Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ w wersji C oraz D

[4] Wersja C to wersja bojowa jednomiejscowa, natomiast wersja D to samolot bojowy dwumiejscowy przeznaczony do szkolenia pilotów.

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". Posiada system namierzania celu z wykorzystaniem zasobnika podczerwieni PANTERA, który pozwala precyzyjnie namierzyć cel i uniknąć dzięki temu niepotrzebnych strat. Dzięki współpracy z zamontowanym w hełmie pilota systemem celowniczym, znacząco zwiększa skuteczność rażenia przeciwnika.



Rys. 4.3 Wymiary samolotu wielozadaniowego F-16 Block 52+ w wersji C oraz D

F – 16 „Jastrząb" umożliwia pełną realizację zadań (myśliwskich, uderzeniowych i rozpoznawczych) przy minimalnej liczbie maszyn i zredukowanym budżecie. Lotnicze środki bojowe wybrane dla polskich „efów" mają większe możliwości (zwiększoną precyzję i zasięg przy skuteczniejszych ładunkach bojowych) w stosunku do środków bojowych poprzedniej generacji.

Block 52+ posiada szereg cech czyniących z niego wysoce efektywny system bojowy. Są to [47]:

- W zakresie zdolności do przetrwania w środowisku przeciwnika:
  - system planowania misji;
  - efektywny i szybki przekaz i odbiór informacji;
  - kompleksowe rozpoznanie sytuacji taktycznej;
  - duża prędkość lotu;
  - niski poziom identyfikacji radarowej;

    - niski poziom identyfikacji w podczerwieni;
    - niski poziom identyfikacji akustycznej;
    - niski poziom identyfikacji wizualnej;
    - zintegrowany, pokładowy system samoobrony;
    - duża manewrowość;
    - dublowane (rezerwowe) systemy pokładowe;
    - specjalne wzmocnienia konstrukcji.
- W zakresie potencjału bojowego:
    - elastyczność misji (zdolność w jednym locie wykonywania zadań ofensywnych i defensywnych);
    - wielozadaniowość;
    - dostosowanie do wykonywania misji bojowych w trudnych warunkach atmosferycznych zarówno w dzień jak i w nocy;
    - integracja uzbrojenia i sensorów obserwacyjno-celowniczych;
    - duży zasięg (taktyczny promień działania, czas patrolowania);
    - precyzyjna nawigacja;
    - pewna lokalizacja i identyfikacja celu;
    - duża celność i gwarantowane zniszczenie celu;
    - uniwersalność punktów podwieszeń i duży udźwig;
    - zdolność do obiektywnej oceny skuteczności działań.
- W zakresie podatności eksploatacyjnej:
    - zgodność z obowiązującymi standardami NATO;
    - duża elastyczność w wyborze lądowisk;
    - duży zasięg przebazowania (możliwość tankowania w powietrzu);
    - minimalne wsparcie logistyczne eksploatacji bieżącej;
    - niezawodność eksploatacyjna i łatwość konserwacji.

Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ jest wyposażony m.in. w:

- wielofunkcyjny radar AN/APG-68(V)9;
- zasobnik celowniczy AN/AAQ-33 SNIPER/PANTERA służący do wykrywania celów naziemnych i naprowadzania na nie uzbrojenia;
- zasobniki rozpoznawcze DB-110 firmy Goodrich;
- hełmy zintegrowane z systemem celowania nahełmowego JHMCS;
- symulator misji, eskadrowe urządzenia treningowe, symulatory procedur naziemnych;

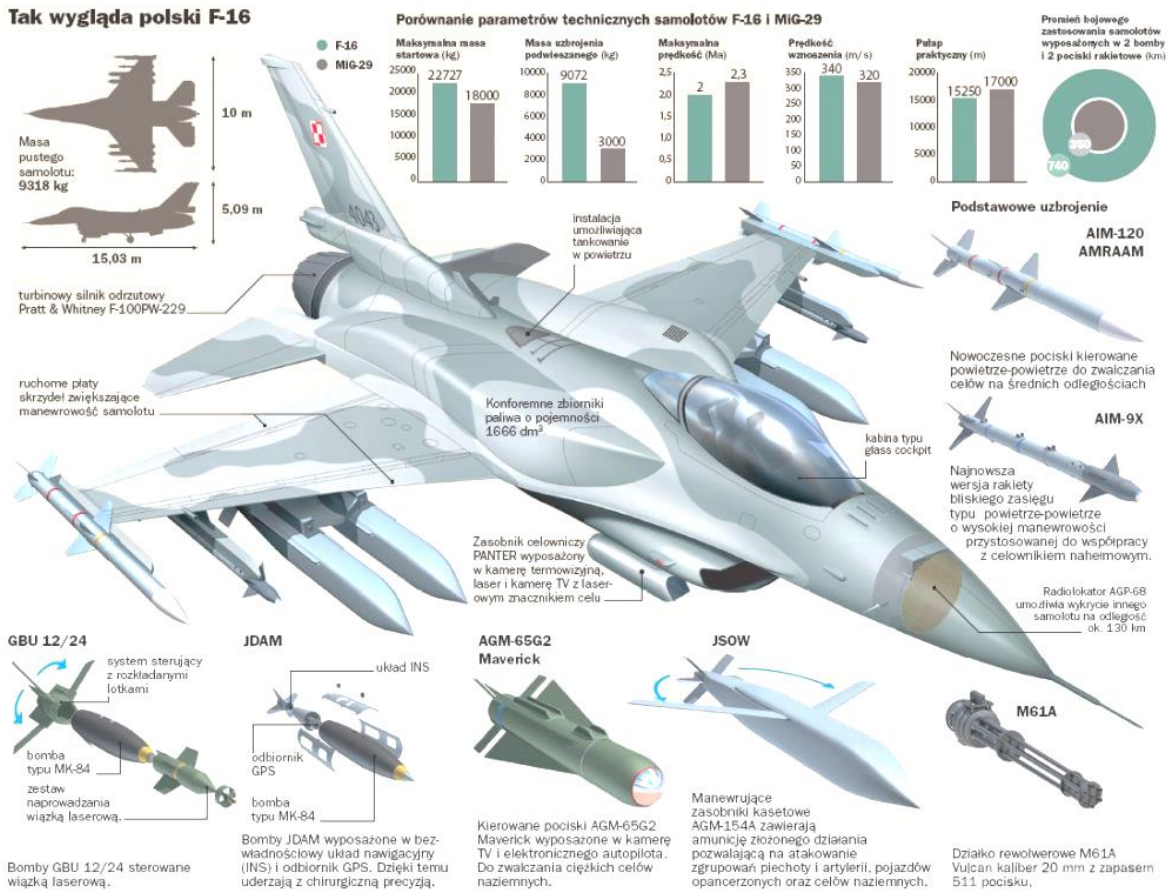
- zbiorniki konforemne (CFT);
- integrowany system walki radioelektronicznej WRE ALQ-211(V)4, którego elementami są urządzenia wykrywające – odbiornik wykrywający opromieniowanie radiolokacyjne, nadfioletowego urządzenie do ostrzegania przed wystrzelonymi pociskami rakietowymi, urządzenia analizujące i przeciwdziałające (nadajnik zakłóceń aktywnych, wyrzutnik flar i dipoli ALE-47, dwa sterowniki holowanych celów pozornych ALE-50).

Ponadto dysponuje następującym uzbrojeniem:

- pociski kierowane do manewrowej walki powietrznej (AIM-9, Magic II, ASRAAM); stosowane na F-16 pociski kierowane do manewrowej walki powietrznej zapewniają zaatakowanie celu pod dowolnym parametrem kątowym (zarówno z tylnej jak i przedniej półsfery,);
- pociski kierowane bliskiego zasięgu o zwiększonej manewrowości klasy „powietrze-powietrze" (AIM-9X, Python IV, AIM-132 ASRAAM) zapewniają zaatakowanie celu przy jego dowolnym położeniu względem samolotu myśliwskiego w zasięgu pola widzenia pilota, w połączeniu z celownikami nahełmowymi; takie uzbrojenie w ogóle eliminuje konieczność podejmowania manewrowej walki powietrznej do zaatakowania celu wystarczy jego wskazanie systemem nahełmowym pilota F-16;
- pociski kierowane "powietrze-powietrze" średniego zasięgu (AIM-7, Sky Flash, AIM-120) zapewniają zaatakowanie celu ze średniej odległości w warunkach braku kontaktu wzrokowego z celem w dowolnych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy; samolot F-16 walczy w myśl koncepcji „pierwszy widzę, pierwszy strzelam, pierwszy trafiam”;
- pociski przeciwokrętowe (AGM-119, AGM-84, AGM-65G) pozwalają na zaatakowanie jednostek morskich spoza zasięgu obrony przeciwlotniczej atakowanego okrętu w dowolnych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy;
- precyzyjne uzbrojenie klasy "powietrze-ziemia" (AGM-65 Maverick, bomby kierowane laserowo Paveway, bomby kierowane elektro – optycznie GBU-12) umożliwia precyzyjne i skuteczne rażenie wybranych celów naziemnych spoza zasięgu obrony przeciwlotniczej atakowanego obiektu;
- kasety bombowe z systemem autokorekcji na torze lotu (CBU-103, -104, -105) pozwalają na skuteczne rażenie grupowych celów powierzchniowych z dużych i średnich wysokości,

– amunicja do atakowania celów spoza zasięgu obrony przeciwlotniczej obiektu w dowolnych warunkach atmosferycznych (GBU-31/32 JDAM, AGM-154 JSOW, AGM-158 JASSM, AGM-142 Popeye II) pozwala na precyzyjne i niezależne od pogody oraz pory doby rażenie celu naziemnego z dużej odległości, dzięki wykorzystaniu systemu kierowania wspomaganego GPS.

Łączna masa uzbrojenia podwieszanego jest ograniczona i może wynosić do 9942 kg. Przykładowe uzbrojenie takiego samolotu przedstawiono na rys. 4.4.



Rys. 4.4 Konfiguracja uzbrojenia samolotu F-16 Block 52+

Należy zaznaczyć, że samolot F-16 został zaprojektowany tak, aby jak najwięcej części było zunifikowane z innymi samolotami (z 432 elementów konstrukcyjnych aż 254 są identyczne jak w F-111, a kolejne 78 wymaga tylko nieznacznych przeróbek). W konstrukcji wciąż dominują materiały klasyczne – 87% stopy aluminium, 4% – stal, 3,7% – stopy tytanu, 5,3% – inne (szkło, guma, kompozyty itp.). W polskiej wersji F-16 zastosowano po raz pierwszy zupełną nowość: układ sztucznej stateczności i aktywnego sterowania, dzięki

któremu samolot ten stał się prekursorem zupełnie nowej jakości w swojej klasie. Konstrukcję samolotu zaprojektowano jako modułową, mając na względzie możliwość produkcji kooperacyjnej i ułatwienie tworzenia nowych wersji przez wymianę modułów. Zastosowanie na szeroką skalę nowoczesnych materiałów i technologii pozwoliło na utrzymanie masy o połowę mniejszą niż F-4 i F-15.

W stosunku do samolotów MiG-21, do niedawna jeszcze będących na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP, F-16 ma o 30% większą masę. W porównaniu do francuskich samolotów Mirage III przewyższa go w tym zakresie jedynie o 12%. Zastosowanie nowoczesnego silnika pozwoliło na uzyskanie wartości stosunku ciągu do wagi (z dopalaniem) w granicach 1:1. Tak wysoka wartość ciągu jednostkowego pozwala na start obciążonego samolotu już przy 80% maksymalnego ciągu. Wznoszenie pod kątem 60° z dodatkowym pochyleniem oparcia fotela pilota o kąt 30° sprawia, że pilot ułożony jest na fotelu w pozycji poziomej. Jednoczesne zastosowanie zaawansowanego systemu stabilizacji lotu odciążającego pilota od kontrolowania wartości kąta ataku i przeciążeń pozwala na zwiększenie możliwości manewrowych samolotu. W odniesieniu do samolotu MiG-21 Bis pozwala to na wykonanie zwrotu w czasie ok. 4s krótszym przy prędkości 0,85Ma na poziomie morza. Na wysokości 6000 m n.p.m. czas ten jest krótszy o ok. 10s. Osiągnięcie takiej samej wysokości oraz dystans pokonany z włączonym dopalaniem jest korzystniejszy dla samolotu F-16.

Porównanie z samolotem F-4 również wypada korzystniej. W czasie, gdy F-16 potrafi wykonać pełny zakręt, samolot F-4 pokonuje zaledwie 240-250°. System kontroli lotu pozwala również na bezpieczny lot samolotu z małą prędkością na niewielkich wysokościach. Aerodynamika F-16 nie pozwala na generowanie zawirowań powietrza, które wytwarzałyby turbulencję zakłócającą lot samolotu. Wykorzystanie możliwości lotnych samolotu w połączeniu z nowoczesnym wyposażeniem awioniki zwiększyło również jego możliwości podczas bombardowania celów nawodnych i naziemnych, dzięki czemu uzyskano dokładność trafień uzbrojenia o wadze 2000 lb (907 kg) w promieniu 9 m. Analogicznie skuteczność ta dla samolotu F-4 wynosi 45m. Połączenie powyższych cech pozwala na bezpieczne lądowanie samolotu na niewielkich kątach natarcia i przy małej prędkości w przypadku awarii silnika.

Dane taktyczno-techniczne F-16 Block 52+ dla dwóch wersji używanych w Siłach Powietrznych RP zestawiono w tab. 4.2.

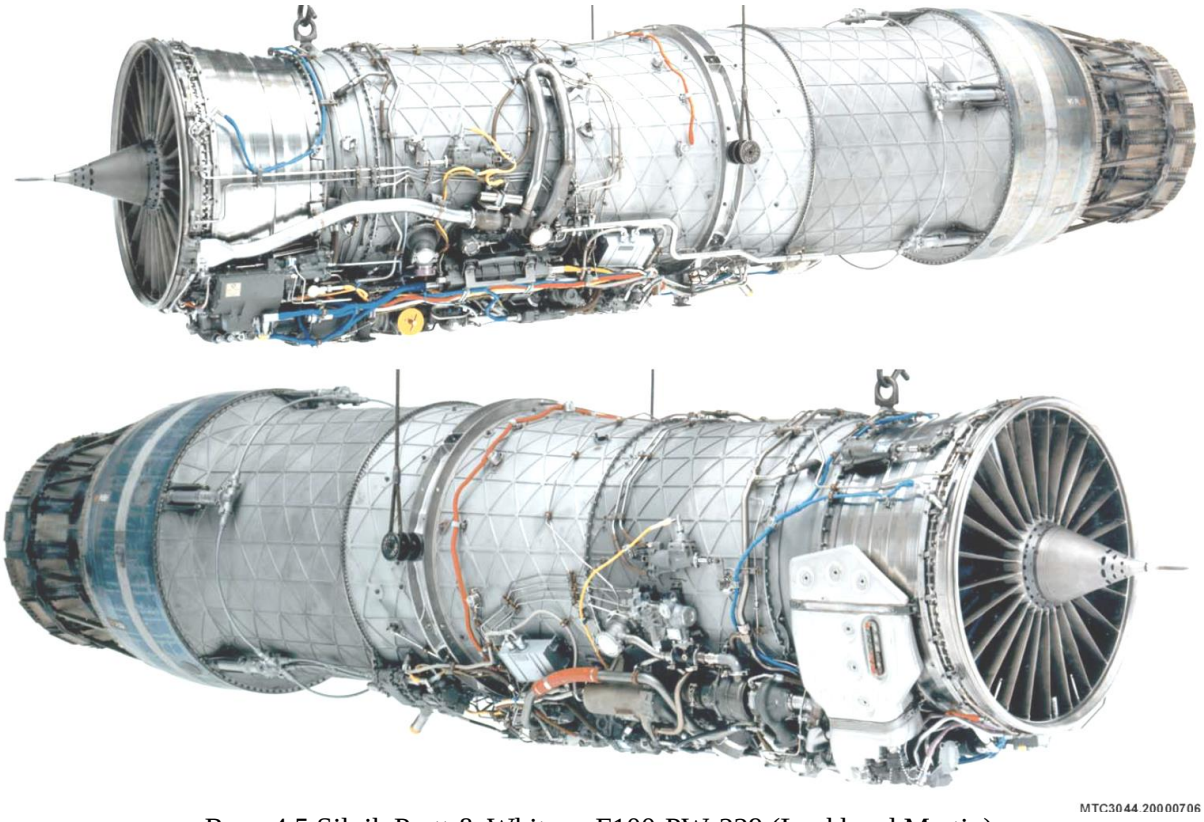
Tab. 4.2 Dane taktyczno-techniczne samolotu F-16 (Lockheed Martin) w wersji C i D

	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 m2 / 300 sqft	
Powierzchnia nośna klap przednich	3,41 m2 / 36,71 sqft	
Powierzchnia nośna klap tylnych	2,91 m2 / 31,32 sqft	
Kąt wzniosu płata skrzydła	0°	
Max kąt pochylenia klap przednich	40°	
STATECZNIK POZIOMY		
Powierzchnia nośna statecznika	5,92 m2 / 63,70 sqft	
Kąt wzniosu płata statecznika	-10°	
Skos statecznika	40°	
STATECZNIK PIONOWY		
Powierzchnia statecznika	5,1 m2 / 54,75 sqft	
Skos statecznika	47,5°	
HAMULEC AERODYNAMICZNY		
Powierzchnia	4 elementy o powierzchni 0,33 m2 (3,565 sqft) każdy	
PODWOZIE		
Rozstaw kół podwozia głównego	2,37m / 7,8 ft	
Rozstaw kół podwozia	4,0 m / 13,1 ft	
Szerokość kół podwozia głównego	2,36 m / 93,0 in	
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	

4.3 Główne systemy samolotu F-16 Block 52+

4.3.1 Zespół napędowy i jego podstawowe parametry techniczne

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 . Widok zewnętrzny wraz z osprzętem przedstawiono na rys. 4.5.



Rys. 4.5 Silnik Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin)

Jest to silnik dwuprzepływowy z dyszą regulowaną hydraulicznie, który posiada dwie wykonane z tytanu sprężarki: trzystopniową niskiego ciśnienia i dziesięciostopniową wysokiego ciśnienia. Komora spalania jest pierścieniowa, turbiny natomiast dwustopniowe. Dzięki zastosowaniu nowych sprężarek i wentylatorów spręż silnika osiągnął poziom 31. To rozwiązanie oraz podniesienie temperatury przed turbiną o dodatkowe 100°C, pozwoliło na zwiększenie jego ciągu [78][94]. W porównaniu do poprzednich wersji zespołu napędowego zużycie paliwa pozostało na niezmienionym poziomie. Zespół napędowy wyposażono w aktywny układ kontroli pracy tzw. FADEC. W celu zminimalizowania oblodzenia wlotu silnika, wyposażono go w instalację przeciwoblodzeniową, w której wykorzystywano powietrze odbierane z zaworu upustu sprężarki. Dane techniczne silnika podano w tab. 4.3.

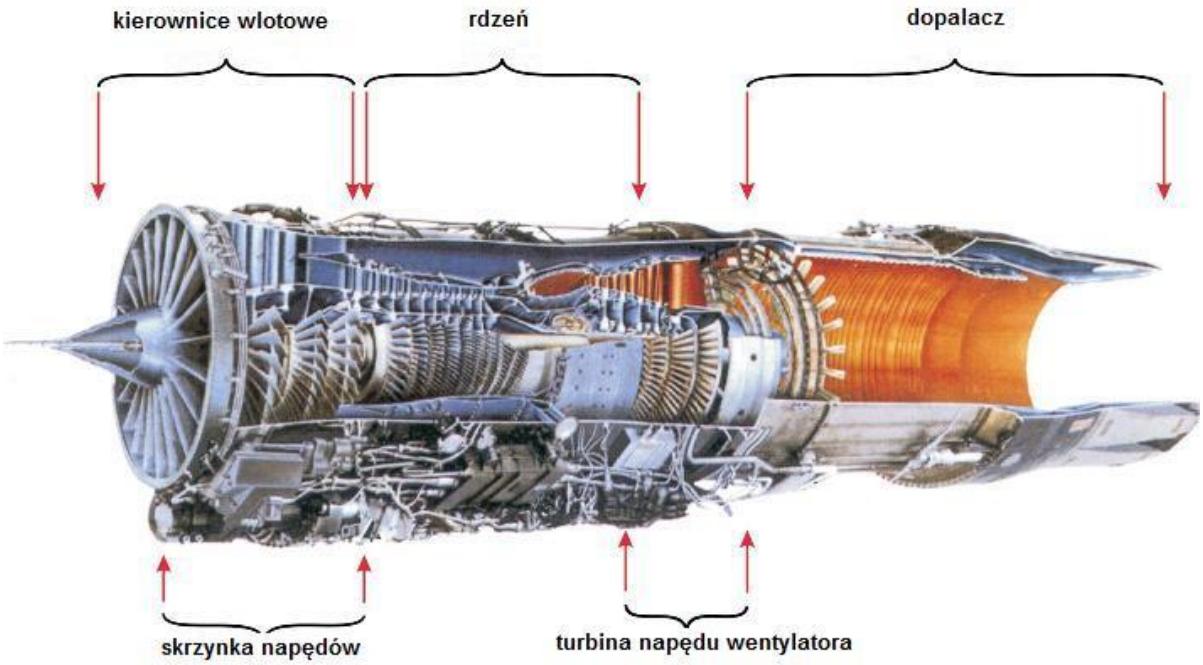
Tab. 4.3 Dane techniczne silnika F100-PW-229

Parametr	Wartość
Ciąg / ciąg z dopalaniem	79,2 / 129,4 kN (17800 lb / 29100 lb)
Masa silnika suchego	1370kg (3020 lb)
Masa całkowita	1696 kg (3740 lb)
Długość	4,85 m (191 in)
Średnica wlotu	0,88 m (34,8 in)
Średnica maksymalna	1,18 m (46,5 in)
Stopień sprężenia	32:1
Jednostkowe zużycie paliwa	0,693 kg/(kG h)
Jednostkowe zużycie paliwa z włączonym dopalaniem	do 2,6 kg/(kG h)

Charakterystyczną cechą silnika F100-PW-229 jest zmienna geometria, która realizowana jest przez [27][30]:

- zmienny kąt ustawienia łopatek pierwszego stopnia wentylatora (sprężarki niskiego ciśnienia) ang. *Compressor Inlet Variable Vane* – CIVV;
- zmienny kąt ustawienia łopatek trzech pierwszych stopni sprężarki wysokiego ciśnienia, ang. *Rear Compressor Variable Vane* – RCVV;
- zmienny przekrój zbieżnej dyszy wylotowej silnika ang. *Convergent Exhaust Nozzle Control* – CENC.

Przekrój silnika F100-PW-229 wraz z opisem jego poszczególnych modułów przedstawiono na rys. 4.6. Koncepcja jego budowy modułowej opiera się na pogrupowaniu elementów powiązanych ze sobą fizycznie, czy też funkcjonalnie, w zespoły zwane modułami. Poszczególne typy modułów są powtarzalne, dzięki czemu podczas remontu można wykorzystać inny moduł tego samego typu. Powoduje to znaczne skrócenie czasu odtwarzania sprawności całego silnika. Jest to bardzo istotne podczas napraw polowych sprzętu wojskowego, przywracających zdolność bojową statków powietrznych.



Rys. 4.6 Przekrój silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin)

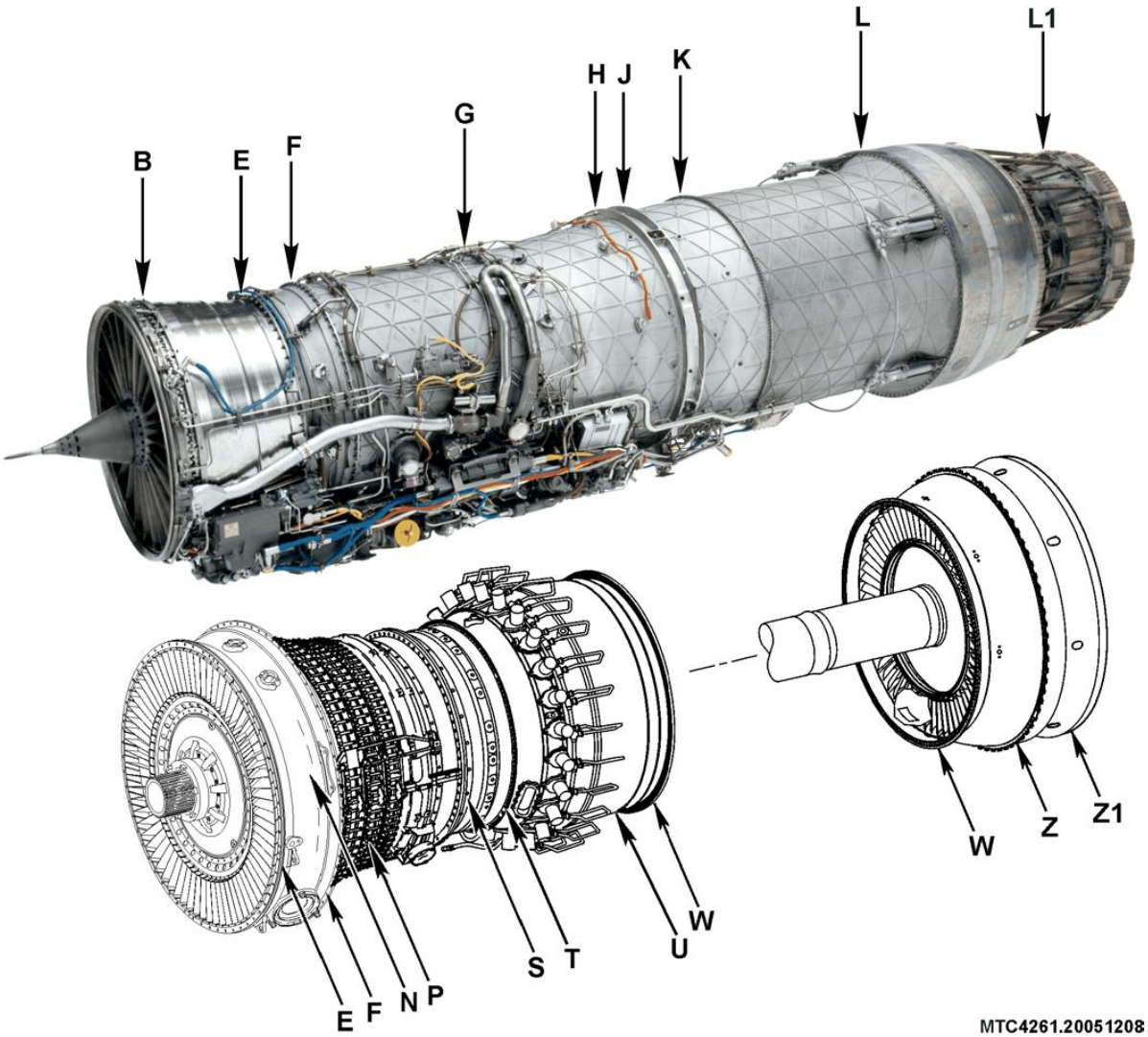
Względem poprzednich wersji silników do samolotów F-16, na uwagę zasługują dokonane udoskonalenia modernizacyjne jak m.in.:

- wprowadzenie barwnego kodu okablowania elektrycznego ułatwiającego szybką identyfikację poszczególnych przewodów,
- wprowadzenie szybko otwieranych połączeń zaciskowych,
- zmniejszenie o 70% liczby drobnych części, demontowanych podczas obsługi,
- wprowadzenie pojedynczego przewodu rurowego układu odladzania i elastycznych przewodów, umożliwiających zredukowanie pracochłonności demontażu i ponownego montażu instalacji.

W rezultacie wymiana modułów silnika podczas obsługi naziemnej może się odbywać o 55% szybciej niż wcześniej. Ułatwieniu obsługi silnika służy także dzielona obudowa sprężarki, która pozwala na wymianę łopatek wirników bez demontażu całego silnika. Wybrane elementy (moduły) silnika F100-PW-229 przedstawiono na rys. 4.7, gdzie użyto następujących oznaczeń:

- B – obudowa wentylatora,
- N-P – 4 stopień sprężarki,
- B-E – obudowa wentylatora,
- E-F – środkowa część sprężarki,

– P-S – tylna część sprężarki pomiędzy 4 a 9 stopniem sprężania,
– F-G – przednia zewnętrzna część wentylatora,
– G-K – tylna część obudowy sprężarki,
– S-T – tylna część sprężarki pomiędzy 10 a 13 stopniem sprężania,
– H-J – kołnierze tylnego mocowania silnika,
– K-L – kanał komory dopalacza,
– T-U – obudowa komory dopalacza,
– L-L1 – dysza dopalacza,
– U-W – obudowa przedniej turbiny,
– N – obudowa sprężarki niskiego ciśnienia,
– W-Z – zespół tylnej części turbiny,
– Z-Z1 – obudowa turbiny.



Rys. 4.7 Elementy silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin)

Przy zastosowaniu budowy modułowej oraz rozwiniętego systemu diagnostycznego silnik F100-PW-229 może być eksploatowany w oparciu o jego bieżący stan techniczny. W takim przypadku producent określa sposób i warunki eksploatacji wraz ze sposobem postępowania po upływie poszczególnych okresów eksploatacji. Czynnikiem decydującym o eksploatacji silnika w tym systemie jest jego resurs wyznaczany przez producenta na podstawie trwałości poszczególnych modułów silnika. Modułowość pozwala różnicować czas pracy konkretnych segmentów, co jest istotną różnicą w porównaniu z silnikami zintegrowanymi, gdzie uszkodzenie jednego zespołu powoduje konieczność remontu całego silnika.

Stopień skomplikowania silnika F100-PW-229 wymusił zastosowanie zaawansowanego systemu sterowania, który składa się z trzech podstawowych części:

- elektroniczny moduł sterowania pracą silnika (z ang. *Digital Engine Electronic Control* – DEEC),
- układ sterowania główną instalacją paliwową silnika samolotu (z ang. *Main Fuel Control* – MFC),
- układ sterowania instalacją paliwową dopalacza (z ang. *Afterburner Fuel Control* – AFC).
- System sterowania silnikiem może pracować w dwóch niezależnych trybach:
    - normalny (ang. Primary Mode – PRI); wykorzystywane są w nim sygnały generowane m.in. przez DEEC i DSS (throttle – dźwignię sterowania silnikiem);
    - awaryjny (ang. Secondary Mode – SEC).

Moduł DEEC montowany jest bezpośrednio na silniku. W celu niedopuszczenia do jego przegrzania zastosowano w nim chłodzenie paliwem.

Podczas pracy w trybie SEC nadzorowanymi przez DEEC funkcjami są:

- ograniczenie maksymalnej prędkości obrotowej sprężarki silnika;
- ograniczenie maksymalnej temperatury na wlocie do turbiny silnika;
- zaplanowany rozchód przepływu paliwa;
- prędkość obrotowa pędni silnika;
- zadany zakres sprężu silnika;
- analiza mająca na celu automatyczne dostarczenie paliwa w trybie SEC w przypadku awarii w trybie PRI;
- minimalny i maksymalny zakres ciśnienia sprężarki;
- analiza i przeciwdziałanie uszkodzeniom systemu kontroli silnika;

- położenie sterowanego aparatu wylotowego;
- położenie łopatek aparatu kierującego układu wlotowego;
- uruchomienie sekwencyjnego działania poszczególnych segmentów dopalacza i zakończenie ich działania.

Ponadto DEEC jako główny komputer sterujący pracą silnika pozwala na ograniczenie wartości minimalnej prędkości obrotowej pędni silnika zgodnie z teoretycznym wykresem obwiedni stabilnej. Podczas lotu na dużej wysokości z małą prędkością, DEEC zabezpiecza silnik przed zgaśnięciem. Podczas lotu z prędkościami około i naddźwiękowymi, zadaniem DEEC jest zabezpieczenie minimalnej prędkości obrotowej pędni w funkcji liczby Macha, co umożliwia właściwy przepływ strumienia powietrza przez silnik.

W celu wyeliminowania możliwości wystąpienia zgaśnięcia silnika podczas lotu samolotu na dużej wysokości z małą prędkością, DEEC uniemożliwia włączenie jedenastego segmentu dopalacza. Dodatkowo podczas lotu na maksymalnej wysokości z małą prędkością, DEEC zapobiega zgaśnięciu silnika poprzez ograniczenie pracy dopalacza do ośmiu jego segmentów.

W przypadku wykrycia możliwości zgaśnięcia, DEEC natychmiast wyłącza dopalanie (o ile DSS jest w położeniu AB) i zwiększa przekrój dyszy wylotowej aż do momentu ustąpienia zjawiska.

Przy wystąpieniu sytuacji przekroczenia maksymalnej wartości prędkości obrotowej pędni oraz przekroczenia maksymalnej dopuszczalnej temperatury spalin w silniku, DEEC automatycznie przełącza silnik na zakres SEC i powoduje zapalenie się lampki ostrzegawczej SEC.

Zasilanie modułu DEEC realizowane jest bezpośrednio z prądnicy znajdującej się na silniku. W przypadku awarii tejże prądnicy bądź awarii skrzynki napędów (przejawia się to gwałtownym spadkiem wskazówki na wskaźniku prędkości obrotowej do zera i zapaleniem się lampki ostrzegawczej ENGINE) moduł DEEC zostaje odłączony.

Uruchomienie silnika samolotu możliwe jest dzięki zastosowaniu odrzutowego silnika rozruchowego (JFS – Jet Fuel Starter). Jest on wykorzystywany zarówno podczas rozruchu silnika na ziemi, jak i w powietrzu. Napęd przekazywany jest poprzez skrzynkę napędów. JFS jest połączony z silnikiem za pomocą sprzęgła również w wypadku podtrzymania właściwej prędkości obrotowej silnika. W przypadku, gdy skrzynka napędów nie ma możliwości przekazywania napędu (np. w przypadku zatarcia lub innego uszkodzenia mechanicznego), JFS zostanie uruchomiony, natomiast sprzęgło rozłączy skrzynkę napędów eliminując ewentualne uszkodzenie układu.

Uruchamianie JFS następuje poprzez dwa akumulatory hydrauliczne, które są automatycznie ładowane przez system hydrauliczny B lub w sposób ręczny za pomocą ręcznej pompki umieszczonej w luku lewego podwozia głównego. Czas niezbędny do naładowania akumulatorów wynosi 40 sekund w ciepłe dni i 60 sekund w chłodniejsze. Akumulatory mogą być wykorzystane pojedynczo bądź razem.

Podczas uruchamiania samolotu na ziemi, silnik JFS jest automatycznie odłączany, po tym jak silnik samolotu osiągnie prędkość obrotową powyżej 50 %.

W przypadku konieczności uruchomienia silnika w powietrzu, akumulatory hydrauliczne zostają ponownie naładowane po osiągnięciu przez JFS min. 70 % wymaganej prędkości obrotowej.

Zasadniczymi elementami systemu uruchomienia silnika są:

- rozrusznik Turbinowy – JFS, będący źródłem napędu sprężarki w procesie uruchomienia silnika samolotu;
- elementy transmisji napędu od rozrusznika turbinowego do skrzynki agregatów silnika takie jak skrzynka napędu agregatów płatowca, wał rozruchowy;
- element odpowiedzialny za autonomiczne uruchomienie rozrusznika turbinowego w pierwszej fazie uruchomienia silnika – rozruchowy silnik hydrauliczny;
- zawór regulacji dopływu paliwa do rozrusznika turbinowego JFS w poszczególnych fazach pracy.

Dzięki zaawansowanej budowie silnik JFS pozwala na rozruch naziemny w temperaturach od - 40°C do +52°C, natomiast w powietrzu na wysokości do 6100 m (20 000 stóp).

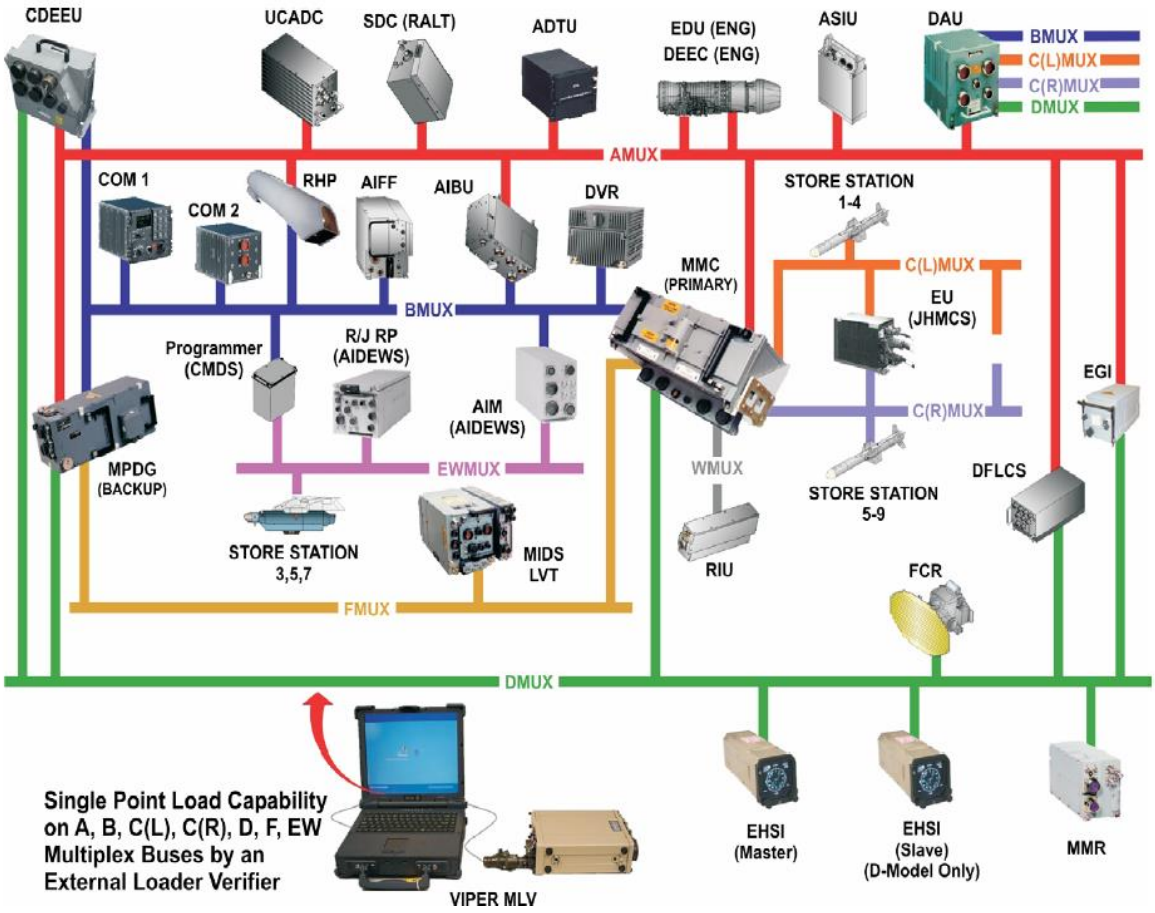
4.3.2 Awionika

W zaawansowanym technologicznie samolocie wielozadaniowym F-16 systemy elektroniczne sprzężone są za pomocą ośmiu cyfrowych szyn danych (rys. 4.8). Urządzenia wymieniają między sobą informacje za pomocą 20 bitowych słów w standardzie MIL STD 1553 kodowanych kodem MANCHESTER II z prędkością 1Mb/s.

Na szczególną uwagę w systemie awionicznym, co wyróżnia go spośród innych samolotów wielozadaniowych, zasługują następujące charakterystyki:

- łącze do transmisji danych - system wymiany informacji taktycznej, pracujący w standardowym NATO protokole Link-16 lub na życzenie odbiorcy – innym protokole. Zapewnia ono skuteczne rozpoznanie sytuacji taktycznej z wykorzystaniem wielu zewnętrznych źródeł informacji w czasie rzeczywistym;

– oświetlenie kabiny i światła pozycyjne dostosowano do współpracy z goglami nocnego widzenia, umożliwiając wykonywanie zadań w nocy i w warunkach ograniczonej widzialności bez żadnych ograniczeń;
– wyświetlacze nahełmowe zapewniają szybkie wskazanie celu powietrznego lub naziemnego systemom kierowania uzbrojeniem w pełnym zakresie pola widzenia pilota, pozwala to na natychmiastowe zaatakowanie dowolnie położonego celu bez konieczności wykonania odpowiedniego manewru. Dodatkowo wyświetlacz nahełmowy zapewnia pilotowi niezbędne informacje bez konieczności odrywania wzroku od przeciwnika (celu);



Rys. 4.8 Schemat systemu awionicznego wraz z szynami danych (Lockheed Martin)

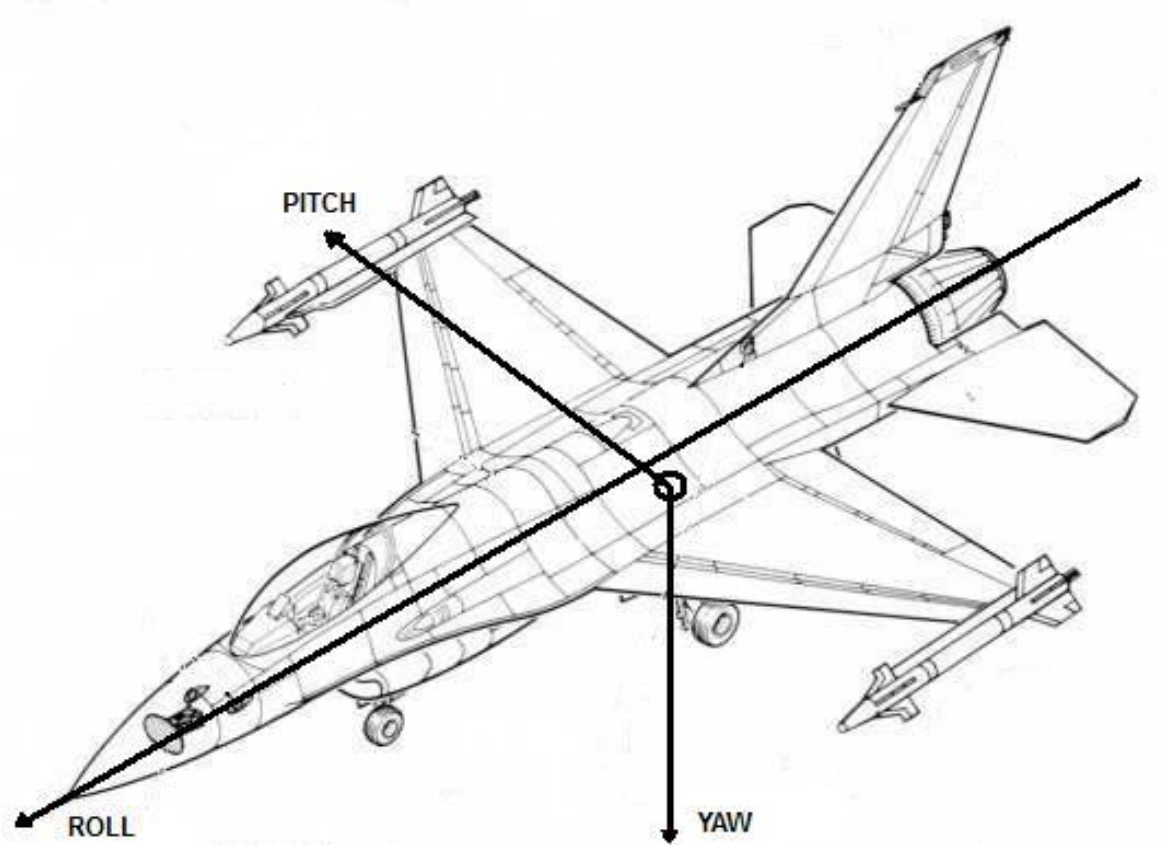
– trzy niezależne kolorowe kamery wideo zapewniają rejestrację parametrów lotu i przebiegu misji przez dwie do sześciu godzin, ułatwiając analizę wykonania zadania przez pilota po lądowaniu;

- system identyfikacji "swój-obcy" (APX-109+/113), który zapewnia pasywną odpowiedź na zapytanie o przynależność (transponder) i wysłanie aktywnego zapytania (interrogator) przy bardzo wysokiej odporności na przeciwdziałanie przeciwnika. Proponowane układy są w pełni kompatybilne ze standardami NATO;
- radiostacja KF (ARC-190/200) zapewnia łączność na bardzo duże odległości;
- dwuzakresowa radiostacja UHF/VHF (ARC-210) wymagana przepisami ICAO i standardami NATO, łączność w sieciach powietrznych jest prowadzona z wykorzystaniem jednej, uniwersalnej (dwuzakresowej) radiostacji;
- zmodernizowany modem wymiany informacji zapewnia szybki, zakodowany transfer danych taktycznych z wykorzystaniem zamontowanych na samolocie radiostacji pokładowych;
- kombinacja precyzyjnego, opartego na laserowych żyroskopach układu nawigacji bezwładnościowej z odbiornikiem globalnego systemu nawigacji satelitarnej GPS, zapewnia niezwykłą dokładność systemu nawigacyjnego w dowolnym punkcie globu, niezależnie od naziemnych pomocy nawigacyjnych przy zapewnieniu wysokiej niezawodności i odporności na naturalne i celowe zakłócenia;
- system wskazania celów ASQ-213 dla pocisków przeciwradiolokacyjnych AGM-88 HARM, zapewnia skuteczne prowadzenie działań w ramach przełamywania systemu obrony powietrznej przeciwnika spoza zasięgu rażenia środków przeciwlotniczych;
- podwieszane zasobniki rozpoznawcze zintegrowane z samolotem F-16 zawierają dzienną i nocną aparaturę rozpoznawczą pracującą w technice cyfrowej;
- wbudowany termowizyjny i laserowy system obserwacyjny (FLIR) w nosowej części samolotu zmniejsza masę wyposażenia, ogranicza dodatkowe opory aerodynamiczne, a także zwiększa pole widzenia wymienionych urządzeń w stosunku do odpowiednich zasobników podwieszanych, urządzenia te mają takie same możliwości w zakresie poszukiwania, wykrywania, identyfikacji i automatycznego śledzenia celów, jak aparatura zamontowana w zasobnikach, na zewnętrznej powierzchni samolotu montowane są jedynie niewielkie czujniki, podczas gdy pozostała aparatura mieści się wewnątrz płatowca.

Ze względu na wysoki stopień skomplikowania rozwiązań technologicznych omówienie wszystkich podsystemów składających się na system awioniki, wymagałoby opracowania szerszej publikacji.

4.3.3 System sterowania lotem

System sterowania lotem samolotu wielozadaniowego F-16 w wersji Block 52+ (ang. *Digital Flight Control System* – cyfrowy system sterowania lotem) odpowiada za sterowanie samolotem w trzech płaszczyznach: poprzecznej (pitch), podłużnej (roll) oraz pionowej (yaw), co przedstawiono na rys. 4.9.



Rys. 4.9 Osie obrotu samolotu F-16 względem środka ciężkości [91]

System Flight Control złożony jest z szeregu urządzeń połączonych ze sobą. Ma to na celu wypracowanie sygnałów wejściowych i wyjściowych służących pilotowi do sprawnego i bezpiecznego poruszania się w przestrzeni.

Głównymi elementami składającymi się na system sterowania lotem są:

- Digital Flight Control Computer (DFLCC) – cyfrowy komputer sterowania lotem;
- Side Stick Controller – drążek sterowy;
- Integrated Servo Actuators (ISA) – zintegrowane siłowniki hydrauliczne;
- Rate Gyro Assemblies – żyroskopy;
- Accelerometer Assembly – przyspieszeniomierz wzdłużny i boczny;

- Leading Edge Flaps (LEF) – płaszczyzny o zmiennej geometrii znajdujące się na krawędziach natarcia skrzydeł;
- Angle of Attack Transmiter (AOA) – nadajnik kątów natarcia;
- Pneumatic Sensor Assembly (PSA) – urządzenie do przetwarzania danych areometrycznych;
- Upgraded Central Air Data Computer (UCADC) – centralny komputer danych areometrycznych;
- Seat Data Recorder – rejestrator parametrów lotu umieszczony w fotelu.

Najistotniejszym elementem w całym systemie Flight Control jest Digital Flight Control Computer (DFLCC). Wszystkie sygnały, komendy oraz dane areometryczne uzyskane z przetworników przesyłane są do DFLCC w celu dalszej obróbki, analizy oraz wypracowania odpowiednich komend do elementów wykonawczych całego sytemu. Sygnały z niektórych urządzeń, w celu zwiększenia niezawodności systemu są przesyłane czterema różnymi kanałami (gałęziami). Komputer sterowania lotem posiada własny system diagnozowania. Pamięć nieulotna (ang. *nonvolatile memory* – NVM) zdolna jest do zapisywania w systemie wszystkich niesprawności występujących w diagnozowanych systemach. Zapis rozpoczyna się z chwilą oderwania się statku powietrznego od ziemi i trwa do momentu lądowania. W przypadku gdy czas lotu przekracza pojemność pamięci dane są nadpisywane na najstarsze z nich. W przypadku pamięci ulotnej (ang. *volatile memory* – VM) dane z jej pamięci dostępne są jedynie w czasie lotu i mogą być odczytywane przez pilota bezpośrednio z paneli wielofunkcyjnych (ang. *Multifunctional Display* – MFD) znajdujących się w centralnej części pulpitu. Dane z systemu diagnostycznego, z pamięci NVM, mogą zostać zgrane przez personel techniczny i poddany szczegółowej analizie w celu wykrycia potencjalnych niesprawności systemu.

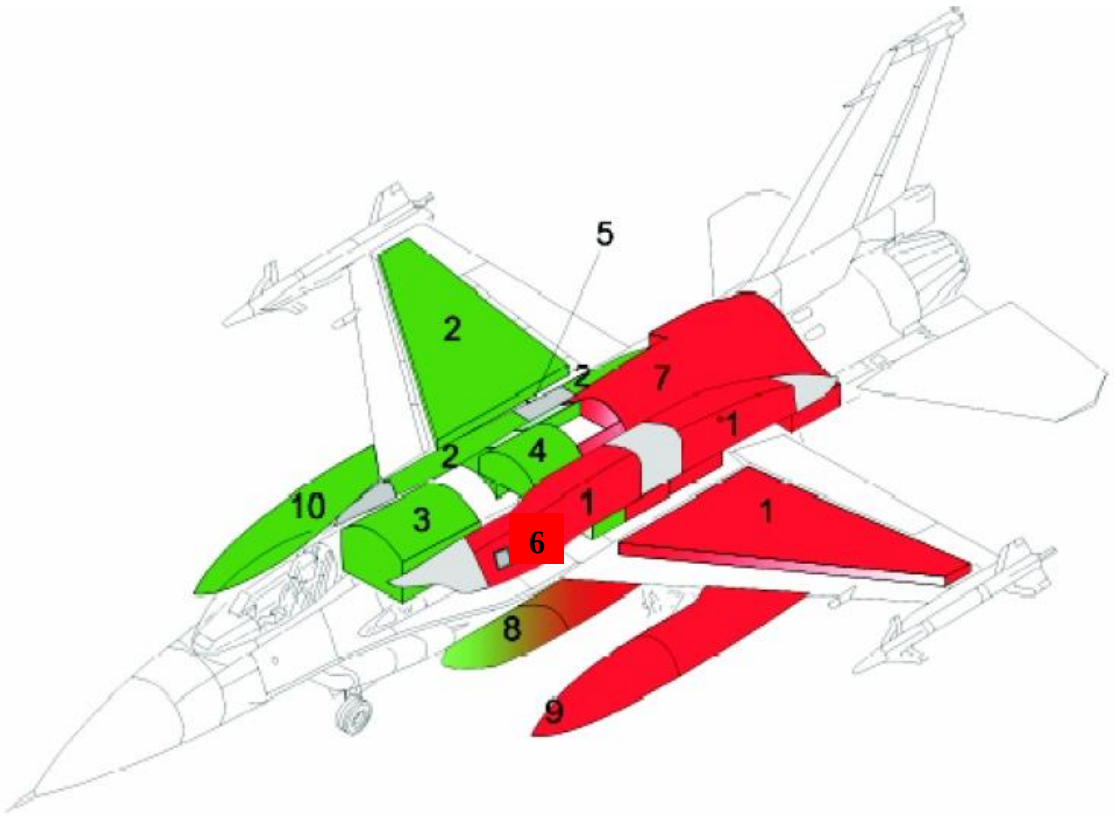
Podsumowując, zastosowanie systemu sterowania lotem fly-by-wire (sterowanie za pomocą impulsów elektrycznych) pozwoliło zoptymalizować układ aerodynamiczny samolotu oraz jego funkcjonowanie podczas lotu, co istotnie zwiększyło jego manewrowość. Ze względu na skomplikowane algorytmy oraz pewnego rodzaju ograniczenia wprowadzone do systemu sterowania samolotem, zmniejszyły one podatność samolotu na ewentualne błędy pilotażowe. Wobec powyższego pilot samolotu może więcej uwagi poświęcić wykonywaniu zadania bojowego.

4.3.4 System paliwowy

W skład instalacji paliwowej samolotu F-16 wchodzą następujące układy:

– magazynowania paliwa,
– przemieszczania (przepływu) paliwa,
– odpowietrzania i nadciśnienia zbiorników,
– zasilania silnika,
– kontroli ilości paliwa,
– tłumienia wybuchu,
– napełniania i zlewania paliwa.

Układ magazynowania składa się z siedmiu integralnych, dwóch konforemnych (razem cztery zbiorniki) i trzech podwieszanych zbiorników paliwa. W miejscu przedniego zbiornika F1, w samolocie F-16D, znajduje się tylna kabina instruktora. Paliwo jest przechowywane w pięciu integralnych zbiornikach. Paliwo z dwóch pozostałych integralnych zbiorników przeznaczone jest do bezpośredniego zasilania silnika. Są to tzw. zbiorniki rozchodowe oznaczone na rys. 4.10 jako nr 5. Przemieszczanie paliwa wewnątrz instalacji odbywa się dwoma niezależnymi sposobami: grawitacyjnym i za pomocą pomp przepompowujących. Instalacja, w celu zwiększenia jej niezawodności, została podzielona na dwie części: przednią prawą (oznaczoną na rys. 4.10 kolorem zielonym) i tylną lewą (oznaczoną na rys. 4.10 kolorem czerwonym).



1,2 - zbiorniki skrzydłowe wraz z 2 zbiornikami konforemnymi

3,4 - zbiorniki kadłubowe przednie nr F1 i F2
5 - zbiornik rozchodowy przedni
6 - zbiornik rozchodowy tylny
7 - zbiornik kadłubowy tylny A1
8,9,10 - zbiorniki podwieszane
8 - zbiornik podkadłubowy (Centerline Fuel Tank) o pojemności 300 galonów
9,10 - zbiorniki podskrzydłowe (External Left/Right Wing Tank) o pojemności 370 galonów każdy

Rys. 4.10 Rozmieszczenie zbiorników paliwowych w samolocie F-16 (Lockheed Martin)

W przedniej części znajdują się: zbiorniki F-1 (tylko wersja C) i F-2 (nr 3 i 4), zbiornik prawego skrzydła, prawy zbiornik konforemny, prawy zbiornik podwieszany i przedni zbiornik główny. W tylnej części znajdują się: zbiornik A-1, zbiornik lewego skrzydła, lewy zbiornik konforemny, lewy zbiornik podwieszany i tylny zbiornik główny. Paliwo ze zbiornika podkadłubowego (ang. *Centerline Fuel Tank*) tłoczone jest do przedniej i tylnej części instalacji. Paliwo ze zbiorników podskrzydłowych podwieszanych (ang. *External Left/Right Wing Tank*) przepływa do zbiorników kadłubowych, odpowiednio z prawego do F-2 i z lewego do A-1, pod wpływem nadciśnienia powietrza pobieranego pośrednio z instalacji klimatyzacji kabiny samolotu. W celu utrzymania właściwego położenia środka ciężkości samolotu, paliwo może być automatycznie przepompowywane z przedniej części instalacji do tylnej i na odwrót.

4.3.5 System elektryczny

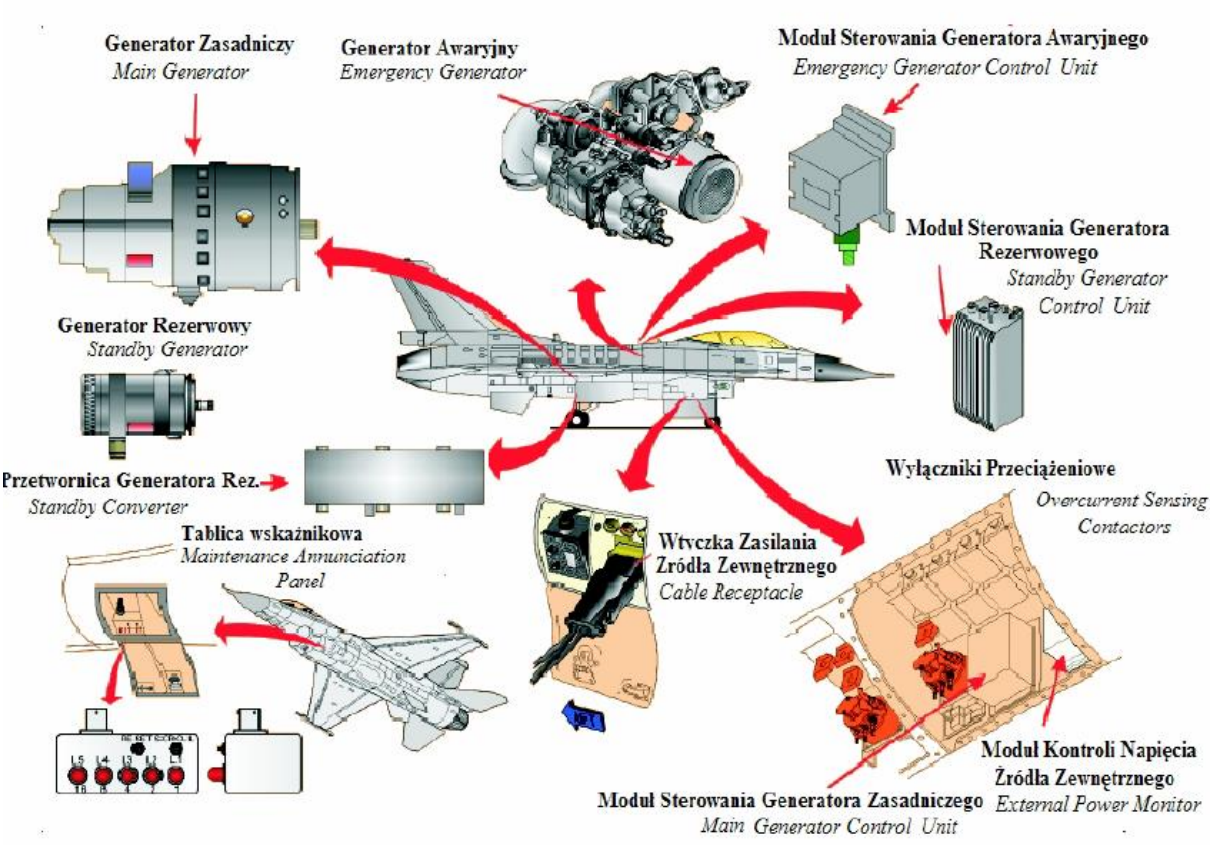
System elektryczny samolotu F-16 Block 52+ składa się z pokładowych elementów generujących energię elektryczną, konwerterów i elementów dystrybucyjnych tej energii.

Można wyróżnić następujące pokładowe systemy zasilania energią elektryczną (rys. 4.11):

- zasadniczy system zasilania prądem przemiennym (ang. *main AC power system*);
- rezerwowy system zasilania prądem przemiennym (ang. *standby AC power system*);
- awaryjny system zasilania prądem przemiennym (ang. *emergency AC power system*);
- system zasilania prądem stałym (ang. *DC power system*);
- system zasilania systemu sterowania lotem (ang. *Flight Control System supply power*);
- gniazda i moduły zabezpieczające dla zasilania z zewnętrznych źródeł prądu przemiennego (ang. *provisions for external AC power*).

Zasadniczym pokładowym źródłem zasilania jest Generator Zasadniczy o mocy 60 kVA napędzany z skrzyni napędu agregatów (ang. *Accessory Drive Gearbox* – ADG) i na niej umieszczony. Trójfazowe napięcie z tego generatora o wartości 115V i częstotliwości 400Hz

poprzez wyłączniki przeciwprzeciążeniowe jest podawane na podstawowe (ang. *nonessential*), zasadnicze (ang. *essential*) i awaryjne (ang. *emergency*) szyny zasilania prądem przemiennym 400Hz. Generator Rezerwowy (ang. *Standby Generator*) podaje napięcie na zasadnicze i awaryjne szyny (ang. *buses*) zasilania prądu przemiennego w przypadku niesprawności generatora zasadniczego. Generator Rezerwowy jest umieszczony na skrzynce napędu agregatów i z niej napędzany. W bloku Generatora Rezerwowego znajduje się integralny synchroniczny generator wzbudzający, będący jednocześnie źródłem zasilania dla systemu sterowania lotem (ang. *Flight Control System Permanent Magnet Generator* – FLCS PMG).



Rys. 4.11 Elementy składowe systemu elektrycznego samolotu F-16 (Lockheed Martin)

W przypadku awarii Zasadniczego i Rezerwowego Generatora prądu przemiennego napięcie przemienne (~115/200V 400Hz) jest podawane na szynę awaryjną prądu przemiennego z generatora zabudowanego w Bloku Zasilania Awaryjnego (ang. *Emergency Power Unit*) i napędzanego ze skrzyni napędu tego bloku. Moc tego generatora wynosi 7kVA i ma on integralny synchroniczny generator (ang. *Permanent Magnet Generator* – PMG),

który oprócz prądu wzbudzenia dla generatora jest źródłem zasilania prądu stałego (generowane napięcie przemienne jest prostowane) dla systemu kierowania lotem.

Napięcie stałe (wartość 28 V) jest uzyskiwanie poprzez prostowanie generowanego przez pokładowe źródła zasilania napięcia przemiennego bądź z akumulatora pokładowego (24V). Ze względu na sprawność pokładowych źródeł zasilania prądu przemiennego (generatorów) można wyróżnić następujące przypadki zasilania prądem stałym:

- przy sprawnym Generatorze Zasadniczym, poprzez prostowniki zasilane są następujące szyny prądu stałego: szyna awaryjna nr 1 (ang. *emergency dc bus N.1*), szyna akumulatora pokładowego nr 1 (ang. *battery bus N.1*), szyna podstawowa (ang. *nonessential dc bus*), szyna awaryjna nr 2, szyna akumulatora pokładowego nr 2;
- w przypadku awarii generatora zasadniczego, przy pracującym generatorze rezerwowym poprzez prostowniki zasilane są następujące szyny prądu stałego: szyna awaryjna nr 1 i nr 2, szyna akumulatora pokładowego nr 1 i nr 2, szyna podstawowa (ang. *essential dc bus*);
- w przypadku awarii obu generatorów: zasadniczego i awaryjnego oraz sprawnym generatorze bloku zasilania awaryjnego (Emergency Power Unit) poprzez prostowniki zasilane są następujące szyny prądu stałego: szyna awaryjna nr 1 i nr 2, szyna akumulatora pokładowego nr 1 i nr 2.

System zasilania awaryjnego (EPU) jest autonomicznym systemem, który jednocześnie dostarcza awaryjne zasilanie hydrauliczne systemu hydraulicznego A oraz zasilanie elektryczne awaryjnych szyn prądu przemiennego.

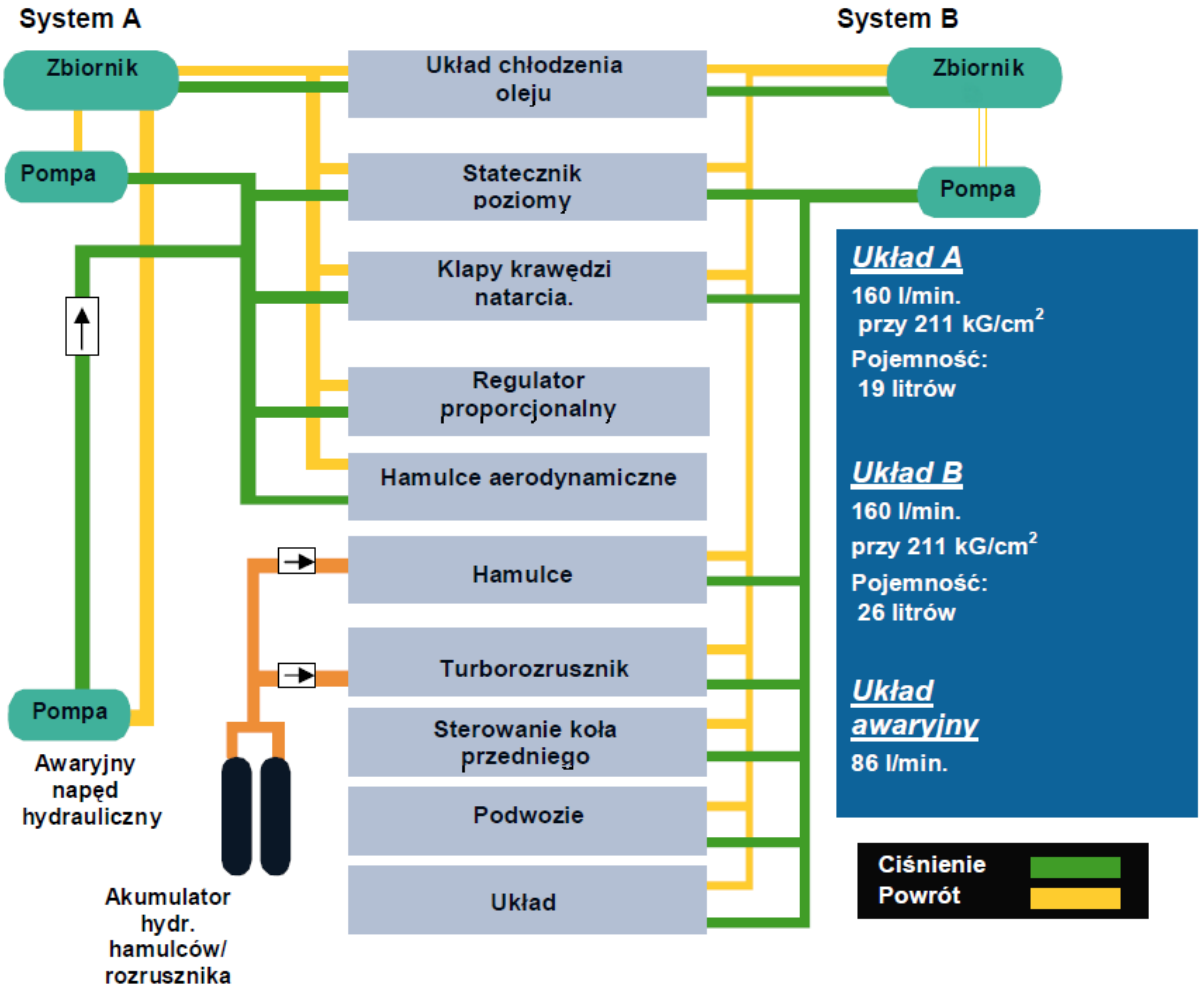
Zasadniczym elementem Systemu zasilania awaryjnego jest Blok Zasilania Awaryjnego (ang. *Emergency Power Unit*). Blok Zasilania Awaryjnego jest automatycznie uruchamiany w przypadku spadku ciśnienia w obu instalacjach hydraulicznych A i B poniżej 68 kG/cm2 (1000 psi) bądź w przypadku odłączenia Generatora Rezerwowego (ang. *Standby Generator*) od szyn zasilania elektrycznego. Praca Generatora Rezerwowego jest oznaką niesprawności Generatora Zasadniczego (ang. *Main Generator*), stąd wyjście tego generatora z pracy oznacza brak zasilania prądem przemiennym i konieczność włączenia do pracy Bloku Zasilania Awaryjnego.

4.3.6 System hydrauliczny

Instalacja hydrauliczna samolotu F-16, w której ciśnienie robocze wynosi 300 psi (205 kG/cm^2), składa się z dwóch układów – A i B (rys. 4.12). Każdy z układów zasilany jest pod

ciśnieniem przez odrębną pompę hydrauliczną. Oprócz tego zarówno część A, jak i B ma własny zbiornik płynu hydraulicznego.

Układy A i B instalacji hydraulicznej pracują jednocześnie, zasilają system sterowania samolotem i układ sterowania slotami (ang. *Leading Edge Klaps*). W wypadku uszkodzenia jednego z układów hydraulicznych pracę systemu sterowania samolotem zapewnia układ hydrauliczny działający właściwie.



Rys. 4.12 Schemat działania systemu hydraulicznego samolotu F-16 (Lockheed Martin)

Układ A zasila również hamulce aerodynamiczne i proporcjonalny dozownik instalacji paliwowej samolotu. Układ B zasila działko, pozwala uzupełniać paliwo w locie, chować i wypuszczać podwozie i hamulce kół oraz sterować kołem przedniej goleni podwozia. W przypadku uszkodzenia układu B podwozie wypuszczane jest pneumatycznie. Jakość pracy instalacji hydraulicznej samolotu wskazywana jest przez manometry układów A i B oraz

przez lampkę ostrzegającą – HYD/OIL PRESS, która świeci, gdy ciśnienie w instalacji hydraulicznej czy olejowej silnika spadnie poniżej minimalnej wartości dopuszczalnej.

Jeśli zostaną uszkodzone oba układy – A i B - automatycznie włączy się Blok Zasilania Awaryjnego (ang. *Emergency Power Unit* – EPU), na którym zamontowana jest trzecia pompa hydrauliczna. W czasie potrzebnym do uruchomienia EPU system sterowania samolotu wykorzystuje ciśnienie zmagazynowane w hydroakumulatorach. Hydroakumulatory są wykorzystywane również podczas gwałtownego sterowania samolotem w czasie lotu.

Awaryjne urządzenie zasilające jest niezależnym urządzeniem jednocześnie dostarczającym ciśnienie hydrauliczne do układu A oraz energię elektryczną do instalacji elektrycznej samolotu. EPU automatycznie włączy się wtedy, kiedy w dwóch układach instalacji hydraulicznej (A i B) ciśnienie spadnie poniżej minimalnej wartości dopuszczalnej (68 kG/cm2,1000 psi), lub gdy dwa generatory, główny i rezerwowy, zostaną uszkodzone, albo gdy w czasie lotu wyłączy się silnik. EPU może też być włączane ręcznie. Do napędu EPU wykorzystywana jest energia powietrza pochodzącego zza sprężarki wysokiego ciśnienia. Gdy ta energia okaże się zbyt mała lub gdy nastąpi wyłączenie silnika, automatycznie włączy się zasilanie hydrazyną. Hydrazyna jako paliwo lotnicze wykorzystywane jest w postaci roztworu wodnego zawierającego odpowiednio 70% hydrazyny oraz 30% wody. Taka ciecz (H-70) jest bardzo dobrym utleniaczem i reaguje z CO_2 i O_2 zawartym w powietrzu atmosferycznym. Ze względu na swoje własności [13][72] wymaga określonych procedur postępowania także w sytuacjach awaryjnych [14].

Czas pracy EPU zasilanego wyłącznie hydrazyną wynosi 10 minut przy normalnym obciążeniu. Podczas spalania hydrazyny temperatura gazów wylotowych może osiągnąć 920^{o}C (1600 F).

4.4 Pokładowe systemy diagnostyczne i system akwizycji danych samolotu F-16 Block 52+

Od dziesięcioleci zarówno lotnictwo cywilne, jaki i wojskowe wykorzystuje urządzenia, których zadaniem jest zapis stanu urządzeń pokładowych i samego przebiegu lotu oraz przedstawienie problematyki wykorzystania rejestratorów lotu w systemach wsparcia samolotów wielozadaniowych na postawie eksploatowanych systemów wsparcia samolotu F-16. Pokładowe systemy diagnostyczne funkcjonują w oparciu o wytyczne i zalecenia zawarte m.in. w „Instrukcji funkcjonowania systemu obiektywnej kontroli lotów w lotnictwie Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej”. Jest to główny dokument definiujący schemat formalny przeprowadzenia procesu analizy w całym lotnictwie wojskowym.

Jej uszczegółowienie znalazło miejsce w Stałych Procedurach Operacyjnych (SOP) „Wykorzystania materiałów Obiektywnej Kontroli Lotów oraz Działalności Laboratorium Kontroli Lotów" wraz z załącznikami, dokumentacji bezpieczeństwa: „ST DB", „ST MP" oraz dokumentacji technicznej statku powietrznego. Ujęcie to traktuje o tzw. bezpośrednim wykorzystaniu rejestratorów zabudowanych lub instalowanych na statku powietrznym z aparaturą analityczną zabudowaną w MSD – tj. miejscem ich stacjonowania jak również poza MSD z wykorzystaniem aparatury sojuszniczej czy własnej mobilnej. Dodatkowo definiuje częstotliwość, formę, a także zakres przeprowadzonej analizy, wskazuje osoby funkcyjne odpowiedzialne za jej przeprowadzenie zakres ich odpowiedzialności, a także określa zasady postępowania z materiałem analitycznym (między innymi zasady, czas, warunki przechowywania).

Problematyka, zwłaszcza w technice wojskowej, daleko wykracza poza zakres czystej interpretacji informacji. Często jest silnie sformalizowana już na poziomie dokumentacji dyktującej o eksploatacji statku powietrznego i wymaga zabiegów zabezpieczenia informacji jednostki organizacyjnej użytkującej statki powietrzne z uwagi na klauzule niejawności, jakimi są obwarowane poszczególne elementy, urządzenia, oprogramowanie nawet przed rozpoczęciem przetwarzania. Następstwem jest podział i enkapsulacja poszczególnych obszarów do wyspecjalizowanych grup posiadających dostęp jedynie do ściśle określonych danych, systemów tworzonych do określonych zadań. Wykonanie powyższych zabiegów oraz wykazanie zdolności w zakresie utrzymania bezpieczeństwa technologii i przetwarzanych danych stało się na tyle istotne, iż ich brak skutkuje brakiem możliwości, ograniczeniami zakupu, wstrzymaniem lub cofnięciem zgody na zakup, wsparcie a co za tym idzie możliwości eksploatacji współczesnych technologii nośnikiem, których jest samolot wielozadaniowy. Obszar bezpieczeństwa szeroko rozumianej informacji wpływa też na zdolność jednostki organizacyjnej w czasie prowadzenia misji/operacji lotniczych. Z obserwacji można wysunąć daleko idące wnioski, iż trend ten będzie się pogłębiał.

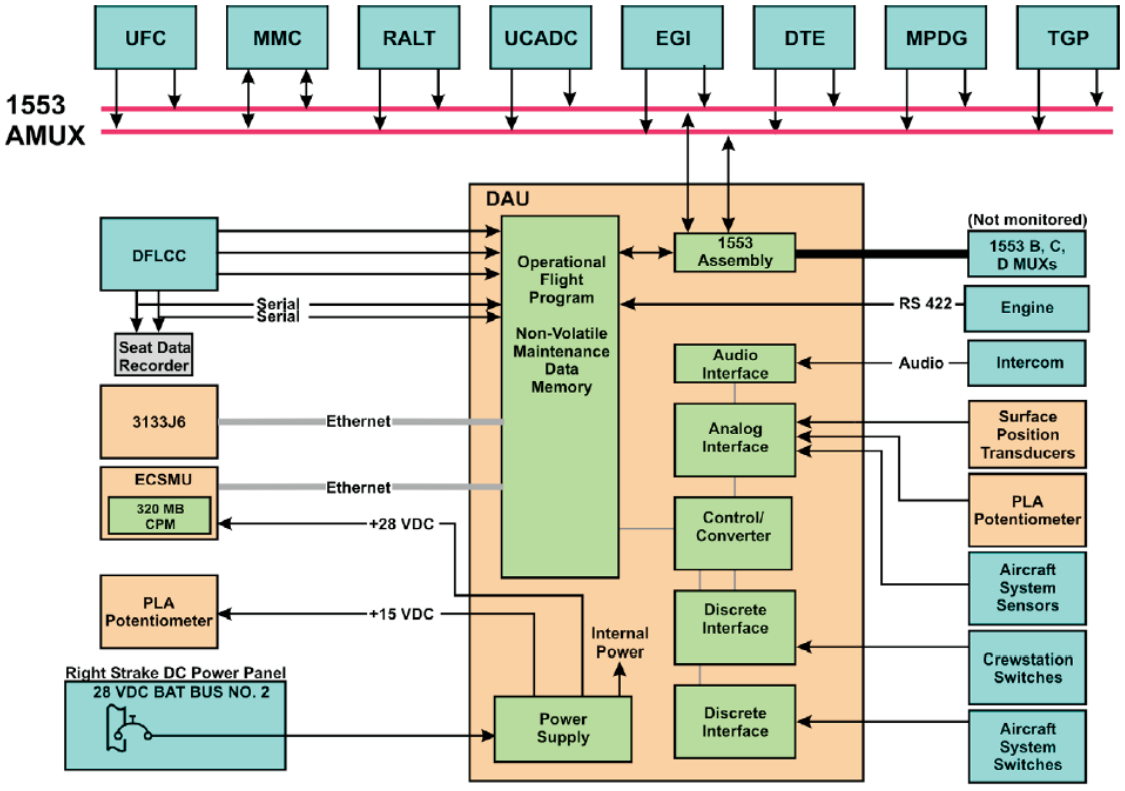
Ponadto należy mieć świadomość, iż sam statek powietrzny a także zabudowane w nim urządzenia stanowią również źródło informacji dla rozległych zewnętrznych systemów rejestrujących, obejmujących swym zasięgiem rejon kraju, a nawet wykraczający poza jego obszar.

System DAS (ang. *Data Acquisition System*) samolotu F-16 składa się z dwóch jednostek, które zawierają półprzewodnikową pamięć nieulotną (ang. *Enhanced Crash Survivable Memory Unit* – ECSMU) i jednostkę gromadzenia danych (ang. *Data Acquisition Unit* – DAU). Z uwagi na liczbę podsystemów, z którymi jest bezpośrednio połączony i ilość

gromadzonej informacji DAS jest podstawowym systemem zbierania informacji z przeprowadzonego lotu. Stanowi zatem źródło danych zarówno dla personelu przeprowadzającego obsługi/analizy jak i komisji w przypadku wystąpienia katastrofy lotniczej lub innego niebezpiecznego zdarzenia. W samolocie F-16 w skład systemu DAS wchodzą następujące rejestratory:

- parametrów lotu (ang. *Flight Data Recorder* – FDR),
- obrazu (ang. *Digital Video Recorder* – DVR),
- dźwięku (ang. *Cockpit Voice Recorder* – CVR),
- specjalne.

DAS jest systemem w pełni automatycznym (nie zależy od ustawień pilota), w którym zapis danych rozpoczyna się z chwilą uruchomienia silnika. Na rys. 4.13 przedstawiono ogólny schemat blokowy systemu wraz z podstawowym schematem połączeń z systemami bezpośrednio zabezpieczającymi go w informacje. W górnej części znajduje się szyna danych MUX z interfejsem pośredniczącym 1553, wpinającym w nią moduł DAU. Z lewej i prawej strony umieszczone są pozostałe źródła informacji z dedykowanymi dla DAU interfejsami. Wpięcie jednostki zbierającej DAS do głównej magistrali danych powoduje, że system ma niemal nieograniczone możliwości komunikacji między pozostałymi systemami wewnętrznymi płatowca.

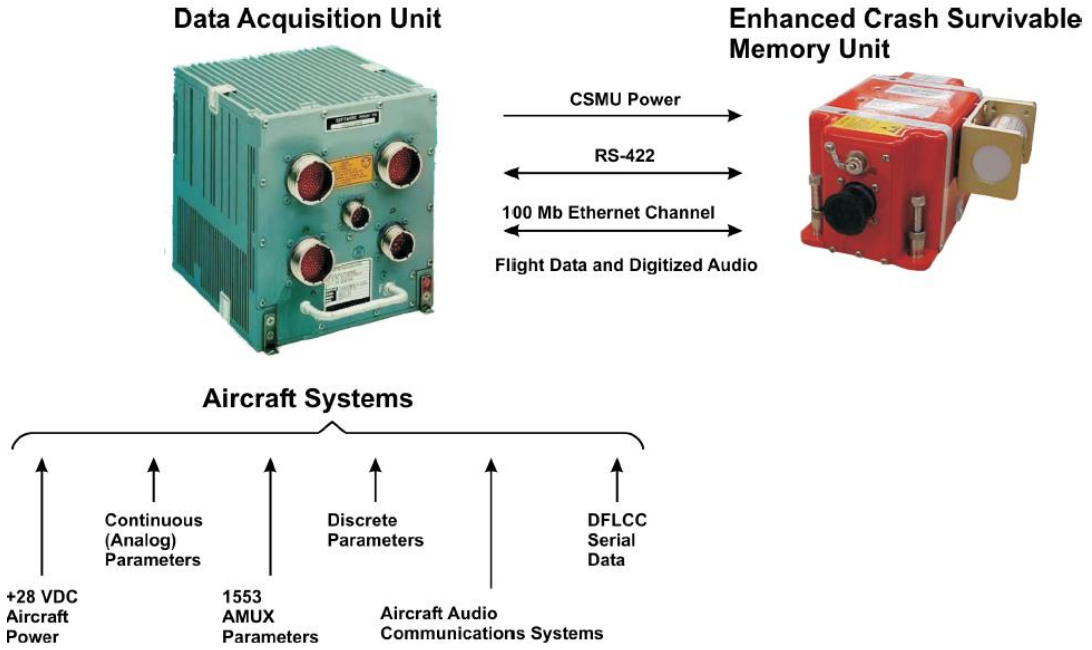


Rys. 4.13 Ogólny schemat blokowy Systemu DAS [19]

Interfejsy DAU, aby uzyskać dane, łączą się z następującymi elementami:

- analogowe i dyskretne czujniki statku powietrznego podłączone do DAU,
- dane z szyn MIL-STD-1553B Avionics Multiplex Bus (AMUX) (BMUX, Left CMUX, Right CMUX i DMUX są podłączone do DAU) – zapewniające informacje z systemów MMC, UFC, CMFDS, ADTE, CARA, UCADC i EGI,
- dwa kanały szeregowe z cyfrowego komputera sterowania lotem (DFLCC),
- jeden kanał komunikacji szeregowej RS-422 z cyfrowego kontrolera sterowania silnikiem (DEEC),
- jeden kanał audio podłączony do systemu komunikacji wewnętrznej samolotu.

Dane te są przetwarzane przez DAU w celu zapisania w jego pamięci lub pamięci ECSMU – proces zilustrowano na rys. 4.14. Krok pierwszy to akumulacja i wstępna obróbka pełnych danych w DAU, a następnie przesłanie wyselekcjonowanych danych do ECSMU.



Rys. 4.14 Funkcjonalny schemat ogólny systemu DAS [19]

Rejestrator katastroficzny ECSMU jest komponentem systemu DAS o przeznaczeniu awaryjnym. Posiada odpowiednią wzmocnioną budowę i mechanizmy umożliwiające jego późniejsze zlokalizowanie. Funkcja, jaką pełni w systemie powoduje, że nie jest on wykorzystywany w typowej pracy bieżącej. ECSMU pokazano na rys. 4.15.

ECSMU mieści pamięć nieulotną, która zawiera dane zwane danymi Typu 1. Dane te składają się z dyskretnych zdarzeń, parametrów analogowych i dźwięku, których głównym celem rejestracji jest zabezpieczenie w podstawowe informacje w przypadku dochodzenia w sprawie wypadku. Nagrywanie rozpoczyna się, gdy główny generator włączy

się po uruchomieniu silnika. Urządzenie zaprzestaje normalną rejestrację w momencie wyłączenia silnika po wylądowaniu. Chroniona przed katastrofą pamięć zdolna jest do zapisu około 30 godzin danych parametrycznych oraz w przybliżeniu do 6 godzin zapisu audio.



Rys. 4.15 ECSMU – zabudowany w bloku samolotu [19]

Ze względu na czas wymagany do transmisji i przetwarzania sygnału, DAS nie może przechowywać dodatkowych danych po zderzeniu lub utracie mocy. Około pół sekundy danych znajduje się w fazie akumulacji i przetwarzania. W chwili wystąpienia ww. sytuacji dostęp do tych danych nie będzie możliwy do uzyskania.

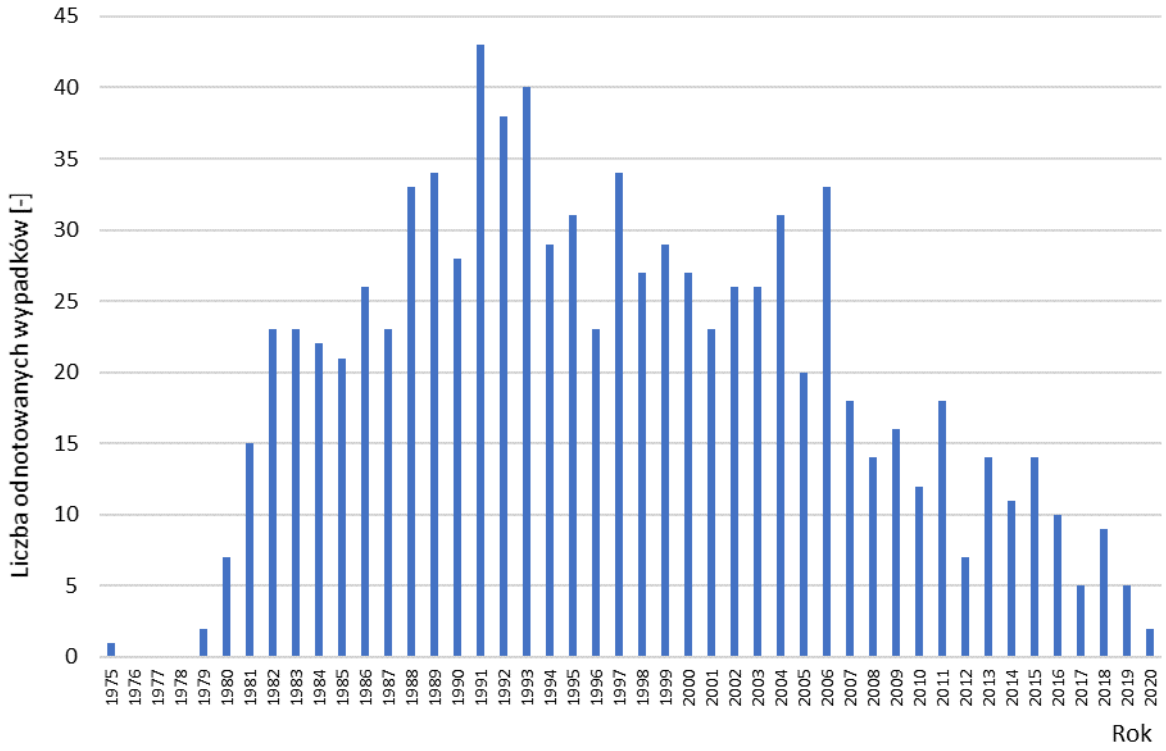
Dane zapisane przez 30 s. po starcie są chronione przed nadpisaniem do momentu, gdy chroniona przestrzeń pamięci jest pełna. Zdarzenie startowe, nazywane „zdarzeniem podstawowym" i inne wybrane zdarzenia, zwane „zdarzeniami specjalnymi", są identyfikowane w danych przez Data Marks (znaczniki danych). Tylko zdarzenia podstawowe są chronione przed nadpisaniem. W chronionej przestrzeni pamięci dostępne jest w przybliżeniu pięć zdarzeń podstawowych (pięć lotów). Najstarsze dane zdarzeń podstawowych będą następnie nadpisane przez dane najnowszych zdarzeń.

DAU pobiera dane do zapisu z określoną prędkością dla każdego parametru. Parametry, które mogą się szybko zmieniać, takie jak przeciążenie (G) lub kąt natarcia (AOA), są rejestrowane z wyższą prędkością niż sygnały, które zazwyczaj nie zmieniają się szybko, takie jak np. ilość paliwa. Zapisana wartość jest obcięta przez rozdzielczość związaną z parametrem. Dla przykładu, parametr Forward Fuel Quantity ma dokładność 100 lbs. Zarejestrowana wartość 800 lbs oznacza, iż ilość paliwa Forward Fuel Quantity wynosiła od 800 do 900 lbs.

Współczesne systemy rejestracji to oręż w rękach sprawnych operatorów. Zabezpieczają zarówno proces szkolenia lotniczego co umożliwia szlifowanie zdolności profesjonalnych pilotów jak również stają się nieocenionym źródłem informacji dla personelu dbającego o zagwarantowanie bezawaryjnego funkcjonowania użytkowanych statków powietrznych.

4.5 Wypadki samolotów F-16

Od momentu wprowadzenia do produkcji seryjnej samolotu F-16 minęło 45 lat. Na przestrzeni lat odnotowano szereg wypadków czy incydentów związanych z udziałem tych płatowców. Pierwszym zdarzeniem było lądowanie prototypowej wersji samolotu YF-16 8 maja 1975 r. w Bazie Carswell Air Force. Wskutek awarii zablokowanego podwozia pilot Neil R. Anderson musiał lądować na „brzuchu" [26]. Od tego czasu łącznie odnotowano blisko 900 niebezpiecznych zdarzeń. Jak można zauważyć na rys. 4.16 ich liczba w kolejnych latach wzrastała do 1991 r. Po tym czasie, poza nielicznymi wyjątkami, liczba odnotowanych incydentów i wypadków systematycznie zaczęła spadać.



Rys. 4.16 Liczba odnotowanych incydentów i wypadków z udziałem samolotów F-16 w latach 1975-2020 (opracowanie własne na podstawie danych [50])

W Siłach Powietrznych RP na stan z września 2019 r. nie doszło do poważnych incydentów lub wypadków, które w znaczący sposób zagroziłyby życiu lub zdrowiu pilotów

[49]. Jednym z poważniejszych incydentów związanych z F-16 w SP RP było zderzenie się samolotu z dronem w pobliżu bazy w Krzesinach[5]. Zaobserwowano uszkodzenie powłoki oraz zbiornika podkadłubowego, jednak katapultowanie nie było wymagane [46]. Jako, że w ciągu całego okresu eksploatacji zbudowano 4604 sztuki samolotu F-16, nieuniknionym było zapobiec wszystkim incydentom podczas eksploatacji i użytkowania samolotu F-16. W wyniku poważnych awarii lub katastrof straconych zostało 615 samolotów od początku ich służby w 1979 r. Najczęściej były to przypadki wczesnych wersji samolotu, które posiadały tzw. problemy wieku dziecięcego w początkowym okresie eksploatacji lub były poważnie wysłużone. Przykładem tego może być jeden z ostatnich wypadków beligijskiego F-16BM (zmodernizowana wczesna wersja dwumiejscowa), gdzie piloci po niepowodzeniu ponownego uruchomienia silnika katapultowali się. Maszyna spadła na tereny mieszkalne, jednak nie powodując żadnych ofiar [56].

Wykorzystując narzędzia analizy danych do wartości przedstawionych na rys. 4.16 i zakładając:

- jako zmienną zależną y – liczbę odnotowanych corocznie nieszczęśliwych zdarzeń z udziałem F-16 wg [50] oraz
- jako zmienną niezależną x – liczbę lat jaka upłynęła od początku służby F-16,

to równanie regresji przyjęło następującą postać:

$$y = -0{,}0576\,x^2 + 2{,}098\,x + 11{,}216. \qquad (1)$$

Dla tak wyznaczanego równania uzyskana wartość dopasowania R^2 (tzw. współczynnik determinacji) wyniosła 0,71. R^2 pozwala na oszacowanie jaki procent zmienności jednej zmiennej niezależnej wpływa na wartość drugiej (zmiennej zależnej). W analizowanym przypadku wartość 0,71 pozwala stwierdzić, że ponad 70% zmienności zmiennej zależnej można wyjaśnić liczbą lat jaka upłynęła od momentu włączenia do służby samolotu F-16, natomiast.

W tab. 4.4 zestawiono zarejestrowane zdarzenia z udziałem samolotów F-16 za okres od roku 2015 do 2020 r.

[5] Ten incydent nie został ujęty w zestawieniu zdarzeń z udziałem samolotów F-16, które przedstawiono na rys. 4.16.

Tab. 4.4 Wykaz incydentów i wypadków z udziałem samolotów F-16 w latach 2015-2020 (opracowanie własne na podstawie [29][50][54][58][59][60][64][65]

L.p.	Data	Miejsce zdarzenia	Przyczyna zdarzenia	Rodzaj lotu	Właściciel samolotu	Ofiary w ludziach
1	2	3	4	5	6	7
1	I.2015	Hiszpania (baza lotnicza w Albacete)	Utrata mocy podczas startu, błąd pilota	Ćwiczenia	Greckie siły powietrzne	10 osób zginęło, a 13 zostało rannych
2	IV.2015	Indonezja (Port lotniczy Halim Perdanakusuma	Przed startem wybuchł pożar w silniku	Ćwiczenia	Indonezyjskie Siły Powietrzne	Brak, jedynie ciężko ranny pilot
3	V.2015	Afganistan (Bagram AB)	Brak danych	Brak danych	U.S. Air Force	Brak
4	V.2015	Jemen (Nushoor)	Brak danych	Misja	Siły Powietrzne Maroka	1 osoba zginęła (pilot)
5	VI.2015	Indonazja (Baza Lotnicza Iswahyudi)	Uszkodzenie podwozia	Brak danych	Indonezyjskie Siły Powietrzne	Brak
6	VI.2015	USA (niedaleko lotniska Douglas, Arizona)	Brak danych	Szkolenie nocne	Irackie Siły Powietrzne	1 osoba zginęła
7	VI.2015	Tajlandia (Baza Lotnicza Korat)	Nagłe uruchomienie silnika	Brak danych	Tajlandzkie Siły Powietrzne RTAF	Brak (ranny pilot)
8	VII.2015	USA (okolice Charleston w Południowej Karolinie)	Zderzenie z samolotem Cesna 150	Ćwiczenia	U.S. Air Force z bazy Shaw w Sumter	4 osoby zginęły
9	VIII.2015	Niemcy (w pobliżu miejscowości Engelmannsreuth)	Prawdopodobne problemy z silnikiem[6]; awaria łożyskowania silnika	Szkolenie	US Air Force z bazy Spangdahlem w Niemczech	Brak danych
10*	VIII.2015	USA (Baza Lotnicza w Nellis)	Błąd pilota przy lądowaniu	Brak danych	Nellis U.S. Air Force	Brak danych
11*	VIII.2015	USA (Baza Lotnicza w Nellis)	Błąd pilota przy lądowaniu	Brak danych	Nellis U.S. Air Force	Brak danych
12	X.2015	Morze Północne (niedaleko wybrzeży Rømø)	Problem z podwoziem	Szkolenie manewrów bojowych	Duńskie Siły Powietrzne	Brak
13	XI.2015	USA (Salinas Peak w Stanie Nowy Meksyk)	Brak danych	Szkolenie	Holloman U.S. Air Force	Brak
(*) – zdarzenie w sierpniu 2015 r. dotyczyło dwóch samolotów F-16						

[6] Wg doniesień świadków

Tab. 4.4 c.d.

1	2	3	4	5	6	7
14	I.2016	Brak danych	Brak danych	Brak danych	Jordańskie Siły Powietrzne	Brak
15	I.2016	USA (w Stanie Arizona)	Brak danych	Szkolenie bojowe	56 Skrzydło Myśliwskie Baza Luke U.S. Air Force	1 osoba zginęła (pilot)
16	III.2016	Afganistan (Baza Lotnicza w Bagram)	Awaria silnika podczas startu	Brak danych	455 Skrzydło U.S. Air Force	Brak
17	VI.2016	USA (Widefield na południe od Colorado Springs)	Brak danych	Po przelocie na ceremonii	U.S. Air Force	Brak
18**	VI.2016	USA (Jefferson w Stanie Georgia)	Brak danych	Ooperacje nocnych lotów	U.S. Air Force	Brak
19**	VI.2016	USA (Jefferson w Stanie Georgia)	Brak danych	Operacje nocnych lotów	U.S. Air Force	Brak
20	X.2016	Baza Sił Powietrznych Ramon w Negawie	Zapalenie się silnika podczas lądowania	Powrót z działań operacyjnych	Izraelskie Siły Powietrzne	1 osoba zginęła (pilot)
21	XI.2016	Brak danych	Awaria układu elektrycznego	Brak danych	U.S. Air Force	Brak danych
22	XI.2016	Gracja (Baza Lotnicza Souda Bay)	Zapalenie się silnika podczas uruchamiania	Brak danych	Greckie Siły Powietrzne	Brak
23	XII.2016	Amman (na wschód od miasta Azraq)	Problemy techniczne	Szkolenie	Jordańskie Siły Powietrzne	1 osoba zginęła (pilot)
24	III.2017	Indonezja (Baza Lotnicza Roesmin Nurjadin)	Awaria układu hamowania	Brak danych	Indonezyjskie Siły Powietrzne	Brak
25	IV.2017	USA (niedaleko bazy Andrews w Maryland)	Niewłaściwy montaż głów-nego sterowni-ka silnika	Szkolenie	113 Skrzydło Gwardii Narodowej U.S. Air Force	Brak
26	VI.2017	USA (Lotnisko Ellington w Houston)	Zapłon silnika podczas startu	Brak danych	138 Skrzydło Myśliwskie Gwardii Oklahomy U.S. Air Force	Brak
27	VI.2017	USA (Dayton, Ohio)	Silny podmuch wiatru podczas lądowania	Lot medialny	U.S. Air Force	Brak
28	IX.2017	USA (na północ od Tucson,)	Brak danych	Szkolenie	Gwradia Narodowa Arizony U.S. Air Force	1 osoba zginęła (pilot)
(**) – zdarzenie w sierpniu 2016 r. dotyczyło dwóch samolotów F-16						

c.d.

1	2	3	4	5	6	7
29	II.2018	Izrael (pobliże Harduf)	Uszkodzenie samolotu przez pociski przeciwlotnicze	Działania bojowe	Izraelskie Siły Powietrzne	Brak
30	II.2018	USA (Tucson, Arizona)	Zahaczenie o linię energetyczną	Ćwiczenia	Holenderskie Siły Powietrzne	Brak
31	III.2018	Turcja (prowincja Nevsehir)	Brak danych	Wieczorny lot treningowy	Tureckie Siły Powietrze	1 osoba zginęła (pilot)
32	IV.2018	USA (Nevada)	Utrata przytomności pilota podczas manewrowania	Szkolenie, demonstracja powietrzna	U.S. Air Force	1 osoba zginęła (pilot)
33	IV.2018	USA (Baza Lotnicza Luke)	Brak danych	Szkolenie	U.S. Air Force	Brak
34	VI.2018	Tajwan (okolice Keelung)	Awaria	Brak danych	Siły Powietrzne Republiki Chińskiej (Tajwan)	1 osoba zginęła (pilot)
35***	X.2018	Belga (Baza Lotnicza Florennes)	Przypadkowy ostrzał samolotu	Obsługa naziemna	Belgijskie Siły Powietrzne	2 osoby ranne
36***	X.2018	Belga (Baza Lotnicza Florennes)	Przypadkowy ostrzał samolotu	Obsługa naziemna	Belgijskie Siły Powietrzne	2 osoby ranne
37	X.2018	Izrael (Baza Lotnicza Ramon)	Zejście z drogi kołowania	Brak danych	Izraelskie Siły Powietrzne	Brak
39	II.2019	Może Żółte	Brak danych	Brak danych	Baza Lotnicza Gunsan Siły Powietrzne Korei	Brak
40	IV.2019	USA (niedaleko Las Vegas)	Brak danych	Ćwiczenia	U.S. Air Force z bazy w Nevadzie	Najprawdopodobniej 1 osoba
41	V.2019	USA (Południowa Kalifornia)	Brak danych	Brak danych	Brak danych	Brak ofiar w ludziach i rannych; pilot zdołał się katapultować
42	IX.2019	Francja (Pluvigner, departament Morbihan)	Brak danych	Ćwiczenia	Belgijskie siły powietrzne we Florennes	Brak ofiar w ludziach, piloci (2 osoby) zdołali się katapultować
43	X.2019	Niemcy (w pobliżu miejscowości Zemmer)	Brak danych	Trening	480. Dywizjon Myśliwskiego 52. Skrzydła Myśliwskiego U.S. Air Force z bazy Spangdahlem w Niemczech	Jedynie obrażenia pilota
(***) – zdarzenie w sierpniu 2018 r. dotyczyło dwóch samolotów F-16						

Tab. 4.4 c.d.

1	2	3	4	5	6	7
44	I.2020	Rejon Gazy Shabanah w pobliżu Rafah	Brak danych	Szkolenie	Egipskie Siły Lotnicze EAF	1 osoba zginęła (pilot)
45	III.2020	Islamabad w pobliżu Shakarparian (Pakistan)	Brak danych	Ćwiczenia przed pokazem lotniczym	Pakistańskie Siły Powietrzne (PAF)	1 osoba zginęła (pilot, który nie zdołał się katapultować)

Podsumowując zebrane informacje przedstawione w tab. 4.4, to można stwierdzić, że liczba incydentów i wypadków lotniczych z udziałem samolotów F-16 znacznie się zmniejszyła. Ze względu na ograniczenia w dostępie do informacji nie jest możliwe szczegółowe przedstawienie analiz statystycznych pod kątem słabych i mocnych stron tego płatowca.

Należy jednak podkreślić, że od momentu wprowadzenia tego samolotu do czynnej służby w siłach powietrznych różnych krajów trwały prace związane z doskonaleniem jego konstrukcji, jak również wprowadzania szeregu modyfikacji, pozwalających na uzyskanie przewagi nad innymi samolotami tej, lub zbliżonej klasy.

5. ZAŁOŻENIA BADAWCZE

5.1 Metoda badawcza

W niniejszej dysertacji w pierwszej kolejności wykorzystano w badaniach metodę statystyczną [82][118][124][137]. W takiej metodzie badania polegają na wyciąganiu wniosków z wyodrębnionych cech zbiorów elementów statystycznych, jakim są informacje nt. zarejestrowanych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16. Należy podkreślić, że statystyczne metody badawcze cechuje:

- Uniwersalność, czyli możliwość wykorzystania ich w niemal wszystkich dyscyplinach naukowych, w tym także w transporcie.
- Jasność przekazu, czyli dokładne, w porównaniu z opisem słownym (werbalnym) przedstawienie różnorodnych zjawisk posiadających cechy mierzalne (ilościowe).

Zdaniem autora dysertacji, biorąc pod uwagę funkcje, jakie spełnia statystyka, tj. [82]:

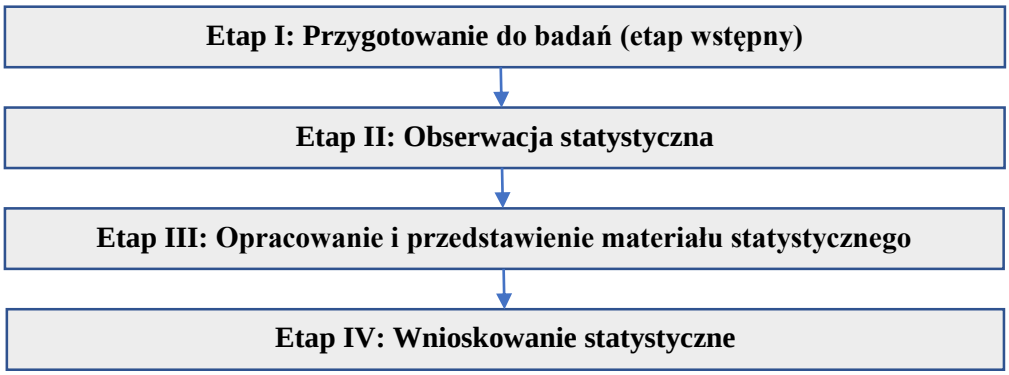
- informacyjną, czyli przekazującą obiektywny i zarazem pełny obraz występujących zjawisk,
- analityczną, czyli pozwalającą na wskazanie czynników, które potencjalnie kształtują występujące zjawiska w procesach czy systemach,
- prognostyczną, czyli umożliwiającą przewidywanie występowania czy rozwoju analizowanych zjawisk w procesach czy systemach często bardzo złożonych.

Wg J. Wątroby [134] statystyczna metoda badawcza jest wskazana w sytuacjach, gdy „*nie ma możliwości objęcia badaniami całej interesującej badacza docelowo populacji obiektów*. […] *Chodzi przede wszystkim o dwie kwestie:*

- *zapewnienie możliwości uogólnienia wyników badania na szerszą niż rzeczywiście poddana badaniom zbiorowość obiektów oraz*
- *określenie liczebności badanych obiektów niezbędnej do realizacji postawionych celów*."

Mając na uwadze powyższe konstatacje, w przypadku samolotów wielozadaniowych F-16 pewnym jest, że nie ograniczona jest liczba obiektów, jaka może zostać objęta badaniami. Nie mniej kryteria brane pod uwagę przy wyborze populacji płatowców powinny być dokładnie określone, gdyż to one wpływają na „*tzw. trafność zewnętrzną badania*" [134], rozumianą jako możliwość uogólnienia wyników danego badania do całej populacji.

Stąd też w niniejszej dysertacji założono realizację badań statystycznych uwzględniając 4 główne etapy przedstawione w zakładanej kolejności wykonywania na rys. 5.1.



Rys. 5.1 Przyjęte etapy metodyki badań statystycznych (opracowanie na podstawie [82])

I tak w ramach pierwszego z etapów (1) niezbędna jest szczegółowa analiza koncepcji realizacji badań statystycznych, która wynika z postawionego calu przeprowadzania badań. Należy zaznaczyć, że ewentualne błędy na etapie wstępnym mogą skutkować nieprawidłowością pozyskiwania danych spowodowaną przykładowo nieprawidłowym doborem urządzenia pomiarowego do wykonywanych badań. W efekcie rozpisane np. w postaci harmonogramu czynności pozwalają na przystąpienie do kolejnego etapu, tj. obserwacji statystycznej (OS). OS polega na ustaleniu w badanej zbiorowości wartości cech ilościowych lub odmian cech jakościowych. W ramach niniejszej dysertacji założono zbieranie informacji w zdefiniowanym przedziale czasowym[7]. Po wykonaniu obserwacji założono opracowanie i przedstawienie materiału statystycznego wykorzystując wybrane w etapie I zależności matematyczne. Po realizacji tego etapu założono wyciagnięcie wniosków statystycznych, które będą podstawą opracowywania modeli matematycznych wybranych wielkości.

W ramach przyjętej kolejnej metody badawczej wykorzystano metodę symulacji komputerowej. Założono opracowanie modeli matematycznych pozwalających na wyznaczenie funkcji przebiegu wybranych wielkości. W ramach tej metody badawczej przewidziano możliwość wykorzystania dwóch podejść, uzależnionych od charakteru modelu:

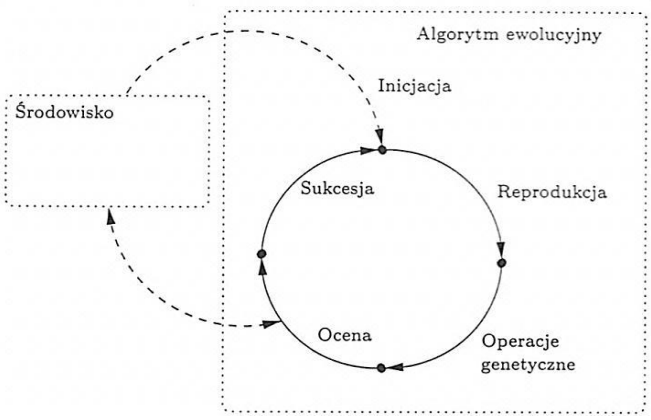
– podejście I – wykorzystanie do wyznaczania współczynników modelu narzędzia optymalizacji liniowej – np. solver MS Excel,

[7] Zbieranie informacji może się również odbywać poprzez bezpośredni pomiar danej wielkości.

– podejście II – wykorzystanie do wyznaczania współczynników modelu narzędzia optymalizacji nieliniowej – np. solver Evolver Firmy Palisade [62].

W przypadku pierwszego podejścia, kiedy model ma charakter liniowy to możliwe jest wykorzystanie opcji metody Simplex [40]. Z kolei w sytuacji bardziej złożonych modeli, w których zależności funkcyjne nie będą liniowe, wówczas konieczne jest zastosowanie innych metod, które w stosunkowo krótkim czasie pozwalają poszukać rozwiązań bliskich optymalnym. Przykładem mogą być algorytmy ewolucyjne wykorzystywane w solwerze Evolver. Algorytmy ewolucyjne AE (ang. *evolutionary algorithms*), nazywane inaczej metodami ewolucyjnymi (ang. *evolutionary methods*) lub obliczeniami ewolucyjnymi (ang. *evolutionary computation*) to algorytmy wykorzystywane do przeszukiwania przestrzeni zbioru alternatywnych rozwiązań, bazujące na teoriach: ewolucji K. Darwina, podstawowych zasad dziedziczenia G. Mendela, teorii mutacji genów H. de Varisa oraz chromosomu W. Suttona i T. Boveri'ego [4][31][36][68][89][112].

Algorytmy ewolucyjne przetwarzają populację osobników, z których każda jest propozycją rozwiązania określonego, zdefiniowanego wcześniej pewnego problemu decyzyjnego (jeden osobnik jest przykładem rozwiązania). Działa on w środowisku, które można zdefiniować na podstawie problemu rozwiązywanego algorytmu. Każdemu osobnikowi (rozwiązaniu) przyporządkowana jest wartość liczbowa, określająca jakość reprezentowanego przez niego rozwiązania. Wartość tą nazywa się przystosowaniem osobnika. Sam algorytm ewolucyjny można opisać jako wykonywanie określonej pętli, którą przedstawiono na rys. 5.2. Proces zakończenia obliczeń kończy się w zależności od tzw. warunku stopu, przy czym może to być np. odnalezienie osobnika (rozwiązania) o określonej wartości funkcji przystosowania (ang. *fitness function*), wykonanie określonej liczby generacji (ang. *generation count*), jak również określony czas obliczeń (ang. *generation time*).



Rys. 5.2 Schemat działania pętli algorytmu ewolucyjnego [4]

5.2 Dobór obiektów badań, założenia i charakterystyka danych

Obiektem badań realizowanych w ramach niniejszej dysertacji są samoloty F-16 Block 52+. Ze względu na liczebność populacji statków powietrznych (łącznie 32[8]) oraz ich dostępność w zakładanym przedziale czasowym przyjęto następujące założenia:

1. Zebrane dane dotyczyć będą tylko samolotów F-16 Block 52+ będących na wyposażeniu Polskich Sił Powietrznych.
2. Dane przyjęte w analizach gromadzone są wg przyjętego w danej jednostce systemu. Przez system autor niniejszej dysertacji rozumie wszelkie zasady, normy i procedury odnoszące się do gromadzenia i przetwarzania danych nt. uszkodzeń statków powietrznych.
3. Reprezentatywność grupy z uwagi na jej liczebność jest pomijana. Oznacza to, że sytuację, w której odniesienie zebranych danych do całości populacji płatowców (samolotów F-16) może być obarczone większym błędem.
4. Zbiór danych powinny pochodzić z jednej bazy lotnictwa. Takie założenie pozwala przyjąć, że statki powietrzne obsługiwane są przez ten sam zespół, wg takich samych procedur i w takich samych warunkach.
5. Stała, niezmienna liczebność statków powietrznych w analizowanym przedziale czasowym.

Mając na uwadze powyższe zebrane i analizowane dane w niniejszej pracy dotyczą samolotów F-16 Block 52+. Podstawą rozważań niniejszej dysertacji były informacje zebrane w 31. Bazie Lotnictwa Taktycznego w Krzesinach, obejmujące dane dotyczące rejestrowanych niesprawności samolotów F-16 będących na jej stanie. W analizowanym przedziale czasowym liczba poddanej analizie rekordów wyniosła blisko 3000. Obejmowały one przedział czasowy od stycznia 2016 do grudnia 2017 r. Fragment analizowanej bazy danych stanowi załącznik nr 1 do niniejszej dysertacji.

W dysertacji część danych została zanonimizowana[9]. Stąd też część przeprowadzonych analiz w ramach niniejszej dysertacji nie można bezpośrednio odnosić do zebranych danych.

Należy zaznaczyć, że zebrane dane dotyczą samolotów stacjonujących w Polsce. Nie mniej część z nich (4 sztuki w każdej z trwających 6 miesięcy zmianie) eksploatowana była także w zdecydowanie innej strefie klimatycznej i stacjonowała w Bazie Lotniczej Ah-mad al-Dżabir w Kuwejcie, realizując zadania w ramach operacji Inherent Resolve. Operacja ta

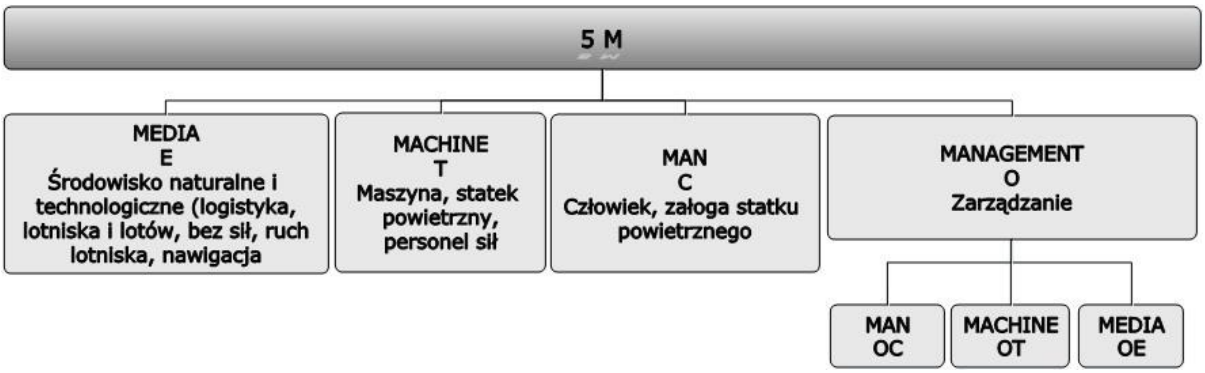
[8] 32 sztuki stanowią 2 eskadry 31 Baza Lotnictwa Taktycznego stacjonującego w Krzesinach koło Poznania.
[9] Ze względu na niejawność informacji.

dotyczyła Połączonej Wspólnej Grupy Zadaniowej ustanowionej 17. października 2014 r. przez Departament Obrony USA (ang. *Combined Joint Task Force – Operation Inherent Resolve* CJTF-OIR) w sformalizowania działań wojskowych związanych z rosnącym zagrożeniem ze strony ISIS w Iraku oraz Syrii [15]. Celem wspominanych działań jest zwiększenie szeroko rozumianej stabilności we wskazanym regionie świata [16]. W operacji Inherent Resolve oprócz samolotów F-16 wykorzystywano także np. Mirage 2000, F-15, Tornado oraz bezzałogowe statki powietrzne [71]. Informacje nt. specyfiki warunków klimatycznych Polski oraz rejonu Bliskiego Wschodu przedstawiono w podrozdziale 6.1. W dalszej części pracy mimo, że nie dysponowano szczegółowymi danymi nt. niesprawności wykrytych w Bazie Lotniczej w Ah-mad al-Dżabir w Kuwejcie, to jednak przedstawiono pewne informacje dotyczące ich występowania w tamtych warunkach eksploatacji.

5.3 Klasyfikacja potencjalnych uszkodzeń podczas eksploatacji

W Siłach Powietrznych RP stosuje kwalifikacje zdarzeń lotniczych na podstawie Instrukcji Bezpieczeństwa Lotów [69], która zaimplementowała system kwalifikacji wg modelu 5M, który częściowo opisano w podrozdziale 2.2. Kody zdarzeń lotniczych nadawane są zgodnie z obszarami, które ten model wyróżnia. Jest łącznie 5 i oznaczają one odpowiednio:

- MEDIA, który oznaczony jest literą E – dotyczy on środowiska naturalnego oraz technicznego;
- MACHINE, który oznaczony jest za pomocą litery T – dotyczy statków powietrznych oraz personelu Służb Inżynieryjnych Lotnictwa;
- MAN oznaczony literą C – dotyczy załogi statku powietrznego;
- MANAGEMENT, oznaczany literą O – dotyczy on zarządzania personelem latającym (kod OC), personelem SIL (OT) oraz personelem związanym ze środowiskiem technologicznym (OE);
- MISSION – jest to zadanie lotnicze i skupia ono wszystkie powyżej wymienione obszary. Schemat nadawania kodów statystycznych na pierwszym etapie został przedstawiony na rys. 5.3.



Rys. 5.3 Schemat pierwszego etapu nadawania kodów zdarzeń lotniczych [69]

Następnie dodaje się kody numeryczne, które oznaczają konkretną przyczynę zdarzenia. Kody te zostaną wyjaśnione przy analizie danych.

W ramach kategoryzacji uszkodzeń statków powietrznych uwzględnia się również okoliczności ich wykrycia. W tym celu również wykorzystuje się specjalnie przygotowane oznaczenia kodowe, które przedstawiono w tab. 5.1. Dla poszczególnych oznaczeń kodowych określono potencjalne miejsce wykrycia uszkodzenia. Jak można zauważyć:

- najwięcej okoliczności wykrycia niezdatności (15 z 20, tj. 75%) przyporządkowano sytuacjom występujących w hangarze;
- 14 z 20 okoliczności wykrycia niezdatności (70%) przyporządkowano sytuacjom występującym na płaszczyźnie postojowej, jeszcze przed lotem;
- 3 z 20 (15%) okoliczności wykrycia niezdatności przyporządkowano sytuacjom występującym na pasie startowym,
- 2 z 20 (10%) okoliczności wykrycia niezdatności przyporządkowano sytuacjom występującym w powietrzu.

Kolejnego podziału można dokonać na podstawie zebranych danych. Jest to klasyfikacja ze względu na układ jakiego dotyczy wykryta niesprawność. W ramach klasyfikacji przedstawionej w tab. 5.2 wyróżniono 19 grup.

Tab. 5.1 Wykaz możliwych okoliczności wykrycia niezdatności na samolotach F-16 – klasyfikacja ze względu na status statku powietrznego

Lp.	Skrót okoliczności wykrycia	Nazwa okoliczności wykrycia stosowane w języku angielskim	Nazwa okoliczności wykrycia stosowana w języku polskim	Miejsce wykrycia			
				W hangarze	Na płaszczyźnie postojowej – przed lotem	Na pasie startowym	W powietrzu
1	AI	Acceptance Inspection	obsługa samolotu po zmianie użytkownika	X	X		
2	BPO	Basic Post-Flight Inspection	obsługa polotowa	X			
3	EI	Event Inspection	obsługa po wystąpieniu zdarzenia lotniczego	X	X		
4	EOR	End-Of-Runway Inspection	obsługa startowa		X		
5	ER	Engine Run	próba silnika		X		
6	FLI	Flight	lot samolotu				X
7	FOM	Follow-On Maintenance	testy po wykonaniu innych czynności	X	X		
8	INNE	Other	inne nie wymienione	X	X	X	X
9	LA	Launch	obsługa przed wykołowaniem samolotu z hangaru	X			
10	OJT	On-Job Training	szkolenie praktyczne	X	X		
11	PH	Phase Inspection	obsługa okresowa	X	X		
12	PR	Preflight Inspection	obsługa przedlotowa	X	X		
13	PR/B	Combined Preflight/Pos flight	połączona obsługa polotowo-przedlotowa	X	X		
14	REC	Recovery	obsługa po wkołowaniu samolotu do hangaru	X			
15	SI	Scheduled Inspection	obsługa planowa	X			
16	TCTO	Time Compliance Technical Order Inspection	obsługa według biuletynu technicznego	X			
17	TH	Thruflight Insepction	obsługa międzylotowa	X	X		
18	TX	Taxing Other Than After Flight	kołowanie samolotu (nie po wylądowaniu)		X	X	
19	TXAF	Taxing After Flight	kołowanie po wylądowaniu		X	X	
20	WAI	Walkaround Before First Flight of Day Inspection	obsługa wzrokowa samolotu przed pierwszym lotem w danym dniu	X	X		

Tab. 5.2 Klasyfikacja specjalności w odniesieniu do wykrycia niezdatności na samolotach F-16

Lp.	Skrót	Nazwa specjalności w języku angielskim	Nazwa specjalności w języku polskim
1	AA	Attack Avionics	Systemy awioniczne samolotu
2	AACMI	Autonomous Air Combat Manoeu-vering Instrumentation	Autonomiczny system do rejestracji lotu bojowego oraz symulowanego użycia uzbrojenia
3	ARM	Armament	Uzbrojenie lotnicze
4	CC	Crew Chief	Technik samolotu
5	CNEW	Communication Navigation and Electronic Warfare	Komunikacja, nawigacja i walka elektroniczna
6	COR	Corrossion Control	Kontrola i naprawa powłok ochronnych
7	DB-110	Tactical Visible and IR DB Sys-tem	Zasobnik rozpoznania obrazowego
8	ECS/OXY	Environmental Control System	Instalacja klimatyzacyjna i tlenowa
9	EGR	Egress	Fotel katapultowy
10	ELC	Electrical	Instalacja elektryczna
11	ENG	Engine	Silnik lotniczy
12	F/H	Fuel and Hydrazine	Instalacja paliwowa i hydrazyny
13	FLCS	Flight Controls	System sterowania lotem
14	LS	Life Suppport	Wyposażenie ratownicze
15	MT	Machine technology	Kontrola i naprawa konstrukcji metalowych
16	NDI	Non-destructive inspections	Badania nieniszczące
17	PNS	Pneudraulics	Instalacja hydrauliczna i pneumatyczna
18	STR	Structure repair	Naprawa struktury samolotu
19	W&T	Wheel and tire	Koła i ogumienie

6. ANALIZA USZKODZEŃ SAMOLOTU F-16 BLOCK 52+

6.1 Informacje podstawowe dot. warunków klimatycznych eksploatacji samolotów F-16

Jak wskazano w rozdziale 5.2 dane zebrano dla przedziałów czasowych z dwóch różnych miejsc. W przypadku zagranicy, obszarem działania Polskich F-16 podczas Operacji Inherent Resolve były rejony południowego Iraku. Operacja ta była „*operacją wojskową prowadzoną w ramach Globalnej Koalicji do walki z tzw. Państwem Islamskim, na podstawie artykułu 51 Karty Narodów Zjednoczonych, jak również na prośbę rządu Republiki Iraku. Zgodnie z rezolucjami Rady Bezpieczeństwa Organizacji Narodów Zjednoczonych […], Rada Bezpieczeństwa ONZ uznała, że tzw. Państwo Islamskie jest grupą terrorystyczną i stanowi zagrożenie dla światowego pokoju i bezpieczeństwa*.” [100] Polskie samoloty stacjonowały w bazie Ah-mad al-Dżabir w Kuwejcie. Warunki naturalne jakie panują w tym rejonie to klimat zwrotnikowy, kontynentalny suchy. Średnie temperatury są na poziomie 12°C dla stycznia i 35°C dla lipca. Zimy obfitują w silne wiatry północne z burzami piaskowymi. Teren tego rejonu to głównie pustynie i półpustynie [38][100].

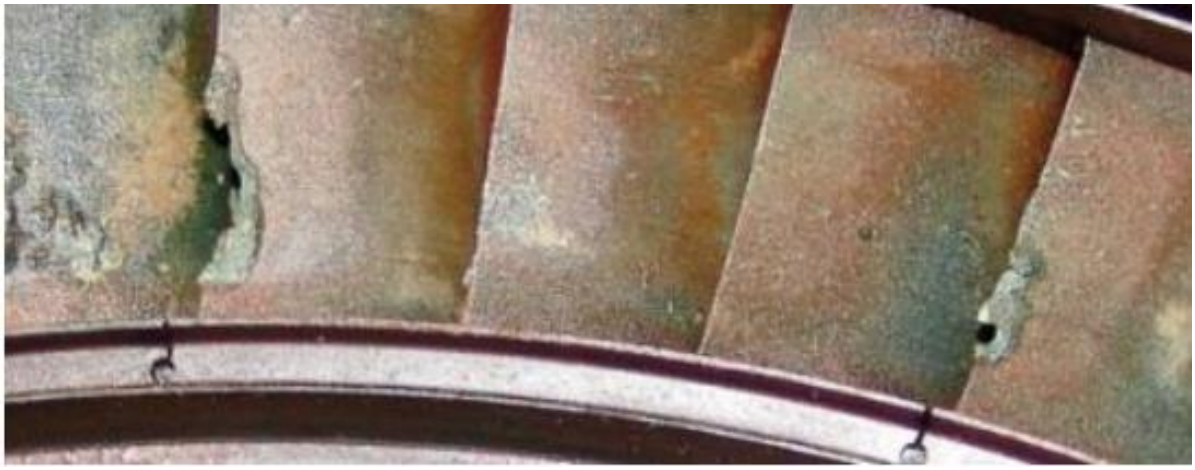
Można wywnioskować z tego, że samoloty podczas użytkowania, szczególnie podczas startów i lądowań oraz stacjonowania w bazie, narażone są na niekorzystne warunki meteorologiczne, szczególnie wysokich temperatur latem i wysokiego zapylenia pyłem pustynnym. Płatowiec i elementy silnika są narażone na niekorzystne działanie piasku. Uderzające drobinki pisaku mogą powodować szybsze zużycie powłok lakierniczych, warstw antykorozyjnych poszycia lub elementów płatowca doprowadzając do powstawania ognisk korozji. Na działanie silnie zapylonych środowisk szczególnie narażone są silniki odrzutowe statków powietrznych. Zasysany z dużą prędkością piasek wraz z powietrzem powoduje niszczenie erozyjne na łopatach wentylatorów, łopatkach sprężarek. Pył pustynny potrafi również osiadać na kanałach wewnątrz silnika – kanałach sprężarki, komorach spalania, czy kanałach turbin. Powoduje to zaburzoną pracę silnika, powstawanie niedokładnego spalanie w komorach oraz uszkodzeń komponentów spowodowanych zaburzonymi profilami przepływów i temperatury. Na rys. 6.1 zostały przestawione uszkodzenia łopatek pierwszego stopnia statora turbiny silnika odrzutowego spowodowane przez użytkowanie w warunkach silnego zapylenia. Działania w Kuwejcie były w warunkach misji, a więc ciągłej gotowości bojowej. Powoduje to, że obsługa techniczna działa pod zwiększoną presją czasu. Może to powodować, że część uszkodzeń kwalifikowanych jako uziemiające statek powietrzny

podczas działania w warunkach pokojowych w kraju, w warunkach misji są kategoryzowane jako pozwalające do dalszych lotów. Wynika to z priorytetu misji nad kosztami eksploatacji płatowca.

a)



b)



Rys. 6.1 Zdemontowany pierwszy stopień statora turbiny. Widok na: a – krawędzie napływu, b – krawędzie spływu [123]

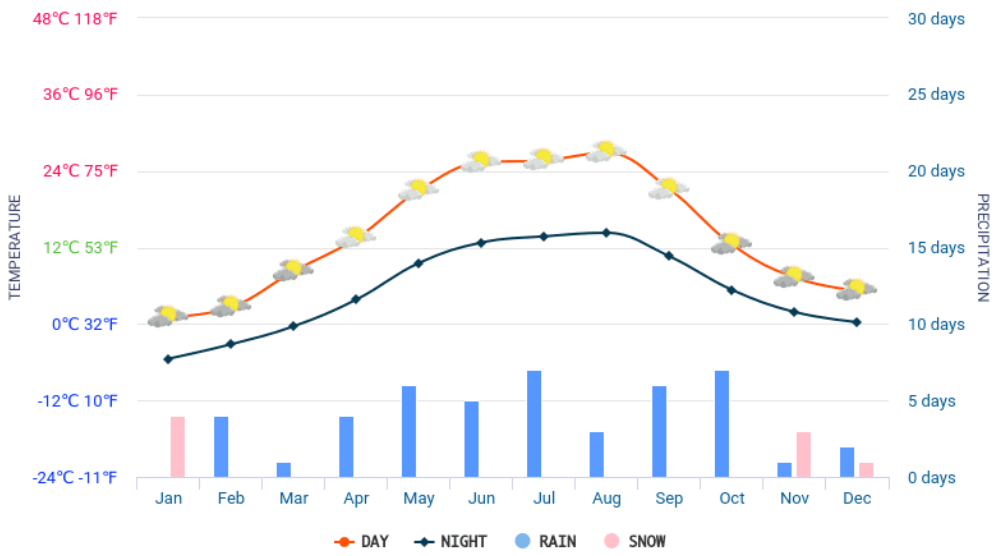
W przypadku zadań realizowanych z bazy zlokalizowanej w Polsce (strefa klimatu umiarkowanego) warunki eksploatacji znacząco różnią się od tych w południowym Iraku, gdzie występuje klimat zwrotnikowy suchy lub też bardzo suchy. Analizując wykresy przedstawione na rys. 6.2 stwierdzić można że:

Porównując warunki klimatyczne w Polsce:

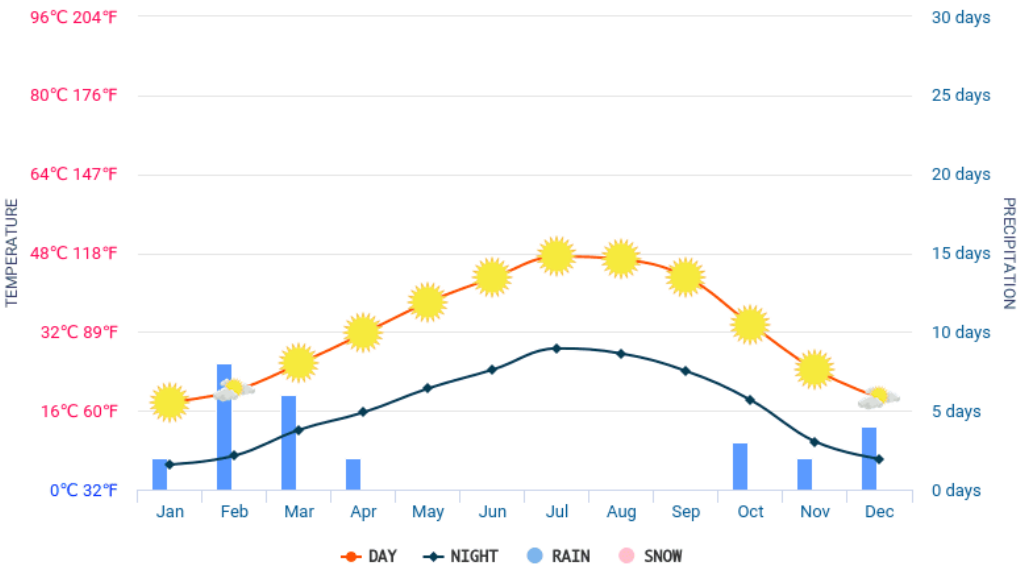
– zdecydowanie niższa jest średnia miesięczna temperatura zarówno w ciągu dnia, jak i w nocy (przykładowo w przedziale od lipca do sierpnia różnica przekracza 20^0C),

– znacznie bardziej równomierny w ciągu roku rozkład opadów atmosferycznych;

a)



b)



Rys. 6.2 Wykresy średnich miesięcznych temperatur (ang. *temperature*) w dzień (ang. *day*), w nocy (ang. *night*) oraz opadów deszczu (ang. *rain*) i śniegu (ang. *snow*) w: a) Polsce [45], b) Iraku [44]

Porównując bardziej szczegółowo dane dla stolic: Polski i Iraku, przedstawione w tab. 6.1, to różnice zaobserwować można także w średniej liczbie godzin słonecznych czy też średniorocznej temperaturze. Należy jednak zaznaczyć, że podobnie jak w Polsce, także w Iraku mierzone wskaźniki klimatu różnią się w zależności od regionu [114].

Podsumowując, warunki eksploatacji samolotów wielozadaniowych F-16 w Polsce oraz podczas Operacji Inherent Resolve były zdecydowanie różne.

Tab. 6.1 Zestawienie porównawcze wybranych wielkości klimatycznych Warszawy oraz Bagdadu (opracowanie własne na podstawie danych [43])

Lp.	Opis	Jednostka	Warszawa	Bagdad
1	Typ klimatu	-	Wilgotny klimat kontynentalny z zimami, bez pory suchej o silnej sezonowości*	Podzwrotnikowy klimat pustynny gorący i suchy*
2	Klasyfikacja bioklimatyczna – strefy życia Holdridge	-	Chłodny biom stepowy	Subtropikalny biom pustynny
2	Średnioroczna temperatura	^{0}C	7,8	22,8
3	Średnie miesięczne zmiany temperatury	^{0}C	21,3	24,5
4	Średnie roczne opady	[mm]	515	156
5	Średnia liczba godzin słonecznych	[h]	1676	3244
(*) wg klasyfikacji: Köppena-Geigera				

6.2 Wyniki przeprowadzonych analiz

6.2.1 Analiza ogólna

Analizy przedstawione w niniejszej dysertacji, jak wspomniano wcześniej, oparto na zebranych danych z okresu od 1 stycznia 2016 r do 31 grudnia 2017 r., czyli łącznie 731 dni. 32 samoloty wielozadaniowe F-16 Block 52+ wykonały blisko ponad 4000 samolotolotów. Przez samolotolot określa się sumaryczną liczbę wylotów wykonanych lub przewidzianych do wykonania przez jeden lub grupę samolotów. Samolotoloty stanowią jednostkę kalkulacyjną

w planowaniu i realizacji sił powietrznych. Pojęcie to jest odpowiednikiem anglojęzycznego sformułowania *sorties* [119]. Dla porównania w wg informacji AirForceTimes z marca 2016 r. w operacji w Iraku oraz Syrii siły powietrzne wykonały ponad dziesięciokrotnie więcej samolotolotów (ponad 40 tys.) [98].

W rozpatrywanym przedziale czasowym zarejestrowano łącznie 2883 niesprawności, przez, którą rozumie się każdą „*niezgodność parametrów układu (agregatu) lub elementu (zespołu) statku powietrznego z wymaganiami technicznymi zawartymi w dokumentacji eksploatacyjnej*” [70]. Oznacza to średnio 3,94 zgłoszone niesprawności w ciągu jednego dnia. Nie mniej rzeczywista liczba niesprawności waha się od 0 do 21, co można zauważyć na wykresie zamieszczonym na rys. 6.3. Największą wartość zarejestrowano 23 marca 2016 r. W celu przedstawienia skali występujących niesprawności w

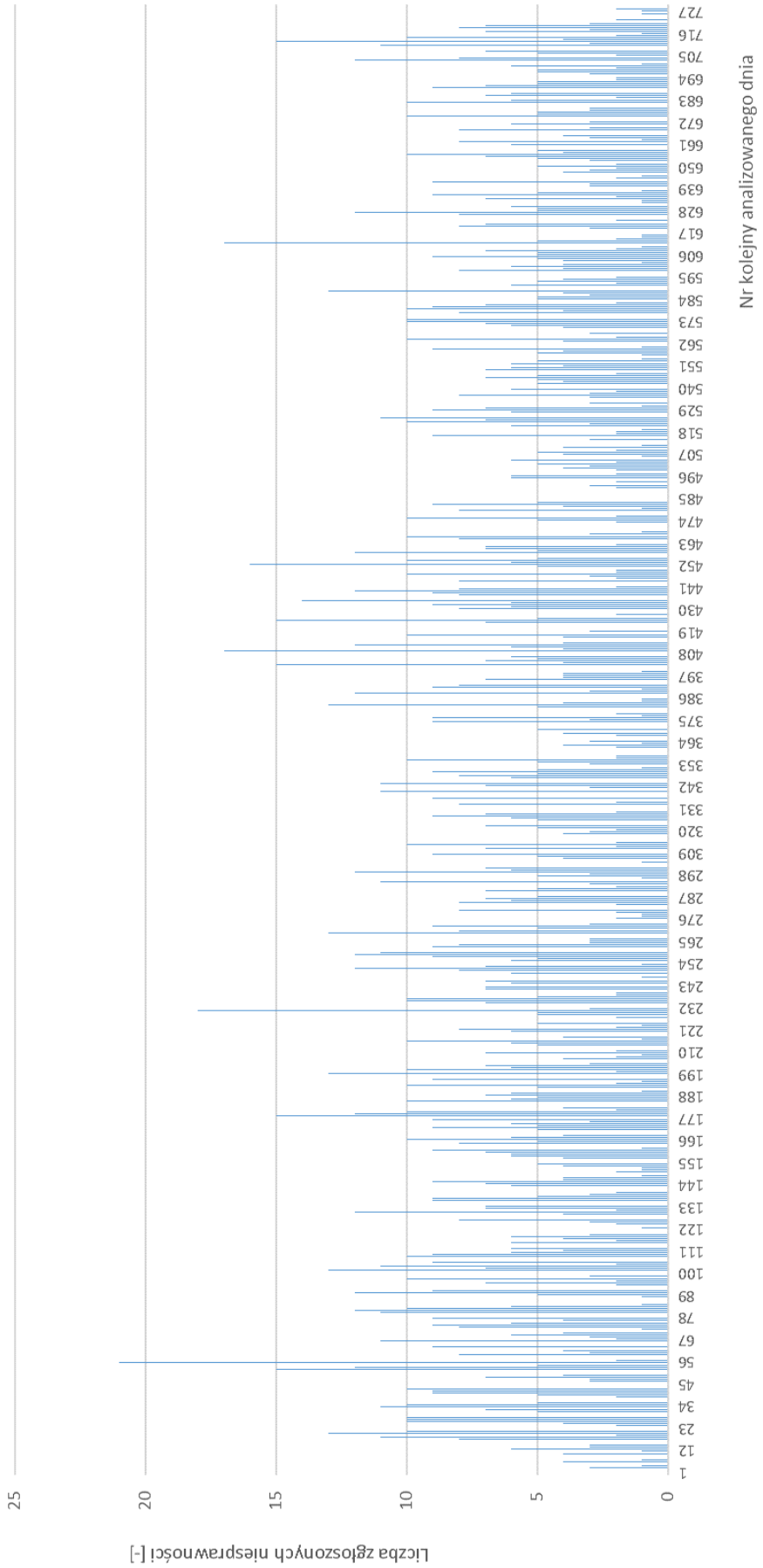
tab. 6.2 zestawiono wybrane podstawowe wskaźniki statystyczne z oraz bez uwzględniania dni, w których nie zgłoszono niesprawności. Podsumowując, średnio co 3-4

dni w bazie nie notowano jakiejkolwiek niesprawności samolotu wielozadaniowego F-16 Block 52+.

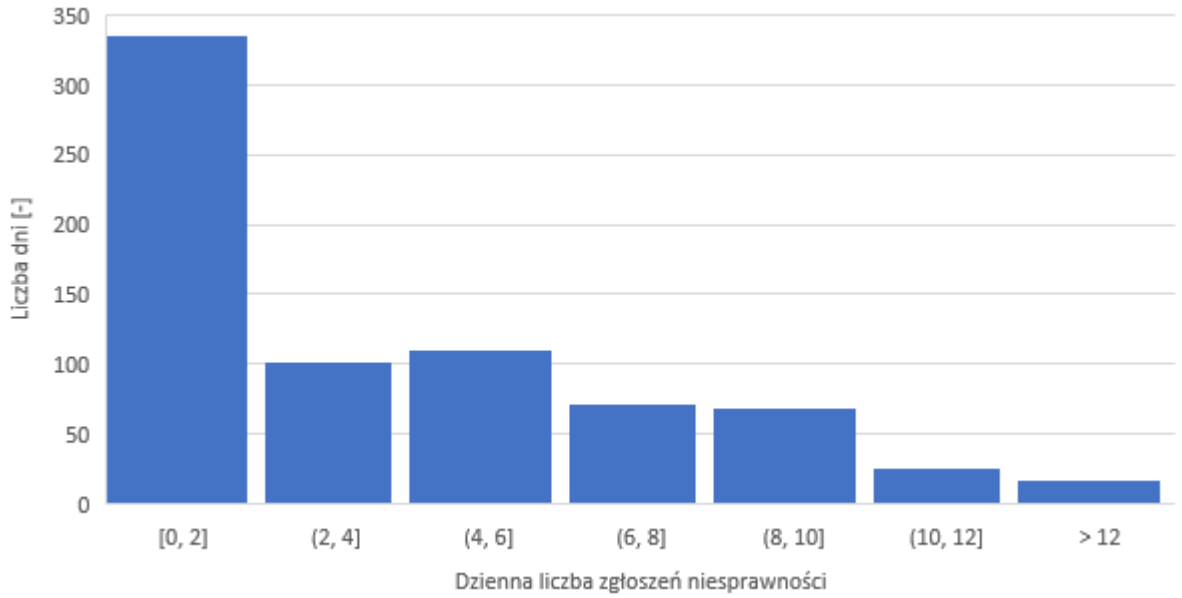
Tab. 6.2 Wybrane podstawowe wskaźniki statystyczne dla zebranych danych na temat zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie danych)

Lp.	Opis	Z uwzględnieniem dni, w których nie było zgłoszeń niesprawności	Bez uwzględnienia dni, w których nie było zgłoszeń niesprawności
1	Liczba dni [-]	731	519
2	Średnia liczba zgłoszeń w ciągu dnia [-]	3,94	5,55
2	Odchylenie standardowe [-]	4,57	3,49
3	Dominanta [-]	0	2
4	Liczba dni dla dominanty [-]	212	73
5	Średnia liczba uszkodzeń na 1 samolot na dzień [-]	0,1232	0,1736

Analizując histogram dziennej liczby zgłoszonych niesprawności (rys. 6.4), to w uwzględniając wszystkie dni rozpatrywanego przedziału, najwięcej blisko 46% dni liczba zgłoszonych niesprawności w ciągu dnia nie przekraczała 2. Bardzo zbliżona zarejestrowana liczba dni była w przypadku zgłoszeń niesprawności od 3 do 6 oraz od 7 do 10.

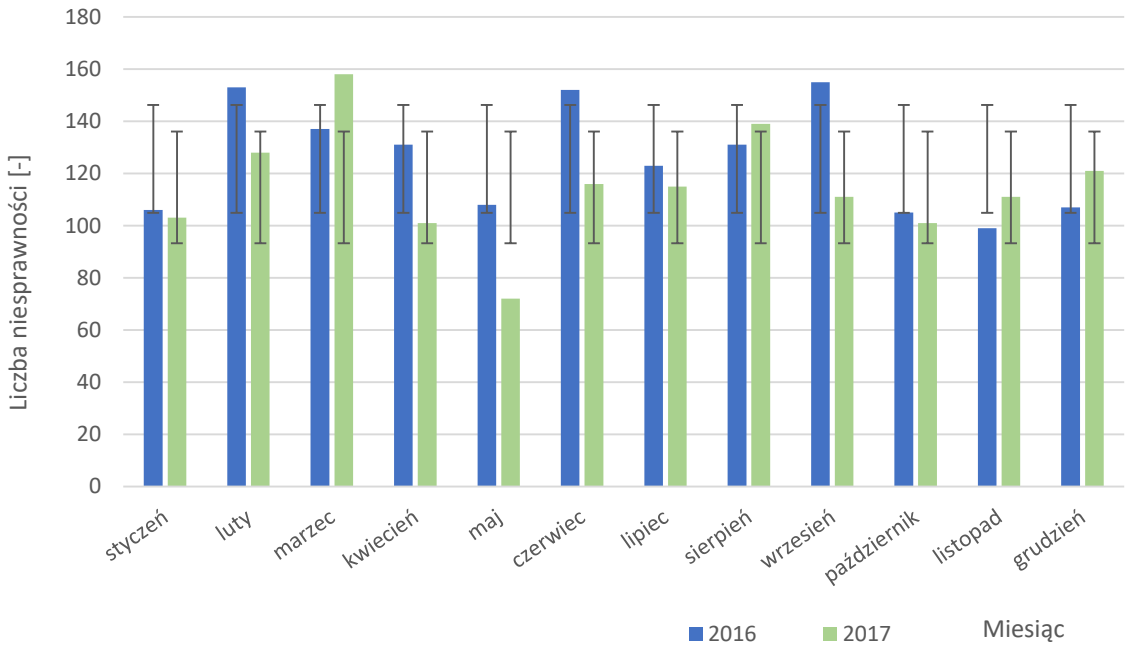


Rys. 6.3 Dzienna liczba zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 przedziale czasowym od 1 stycznia 2016 do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)



Rys. 6.4 Histogram liczby zgłoszeń niesprawności w ciągu dnia dla danych zebranych od 1. stycznia 2016 r do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych).

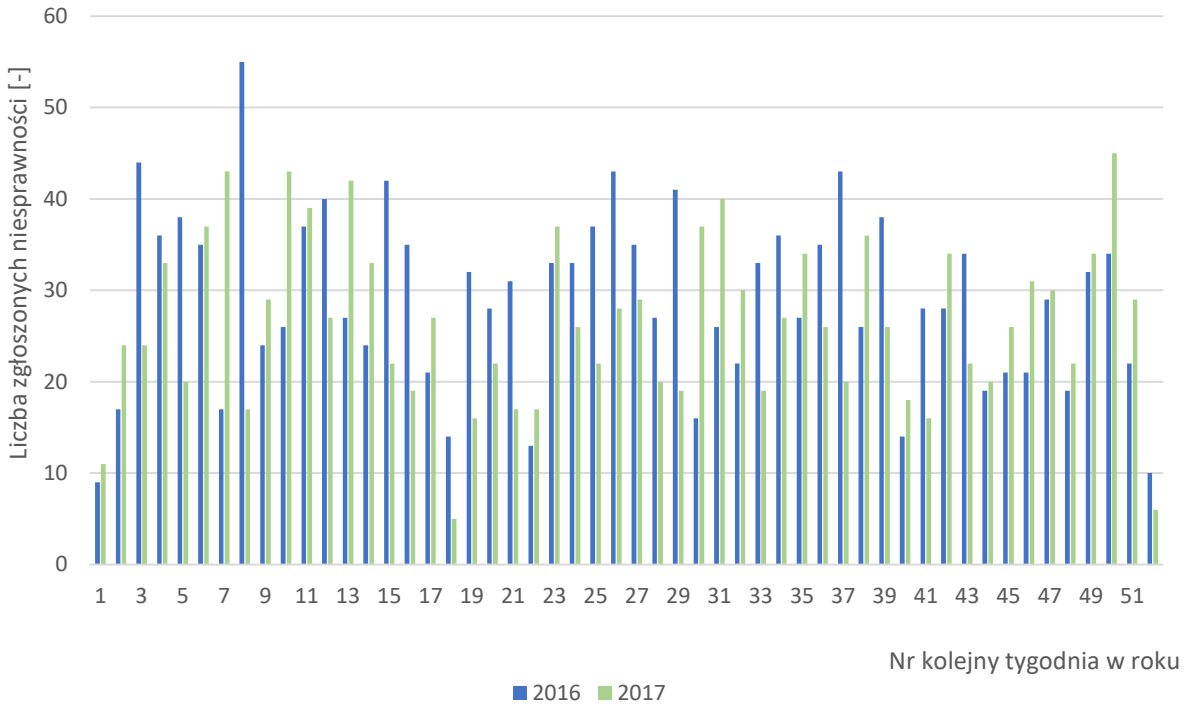
Zdaniem autora z uwagi na analizowanie danych z dwóch pełnych lat szczególnie interesujące jest porównanie zgłoszeń niesprawności w danym miesiącu (rys. 6.5), kolejnym tygodniu w roku (rys. 6.6) oraz w danym dniu tygodnia (rys. 6.7).



Rys. 6.5 Porównanie miesięcznych liczb wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017: (opracowanie własne na podstawie zebranych danych).

I tak w przypadku porównania wartości miesięcznych niesprawności, to w 2016 r. odnotowano średnio 125,6 niesprawności (z odchyleniem standardowym 19,75), a rok później w tym samym przedziale czasowym wskaźnik ten spadł o blisko 10% do wartości 114,67 (z odchyleniem standardowym 20,51). Widoczne to jest na rys. 6.5 w postaci słupków błędów.

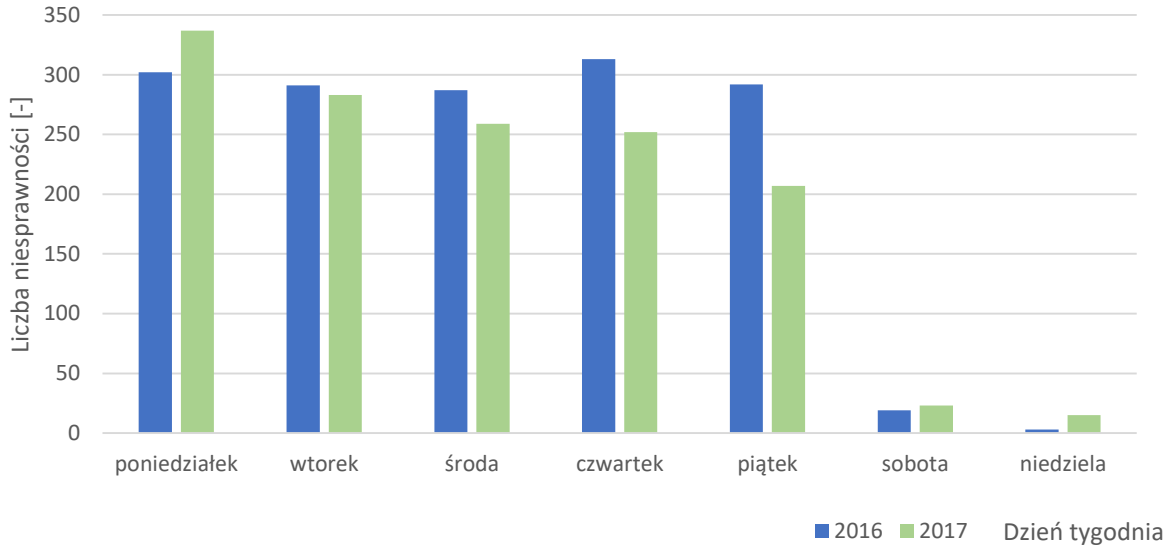
Porównując z kolei liczbę niesprawności wykrytych w danym tygodniu w roku (rys. 6.9), to dla przeprowadzenia analiz wykrytych niesprawności, część danych celowo pominięto. Dotyczy to tych tygodni, gdzie liczba łączna dni w danym tygodniu była mniejsza od 7 (na początku lub końcu roku). W takim zestawieniu średnia tygodniowa liczba zgłoszeń niesprawności wyniosła w 2016 i 2017 r. odpowiednio: 28,99 oraz 26,46 przy odchyleniu standardowym wynoszącym 9,69 i 9,14.



Rys. 6.6 Porównanie tygodniowych liczb wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017: (opracowanie własne na podstawie zebranych danych).

Z kolei wykres przedstawiony na rys. 6.7 wyraźnie wskazuje występujący podział tygodnia na dwa różne przedziały:

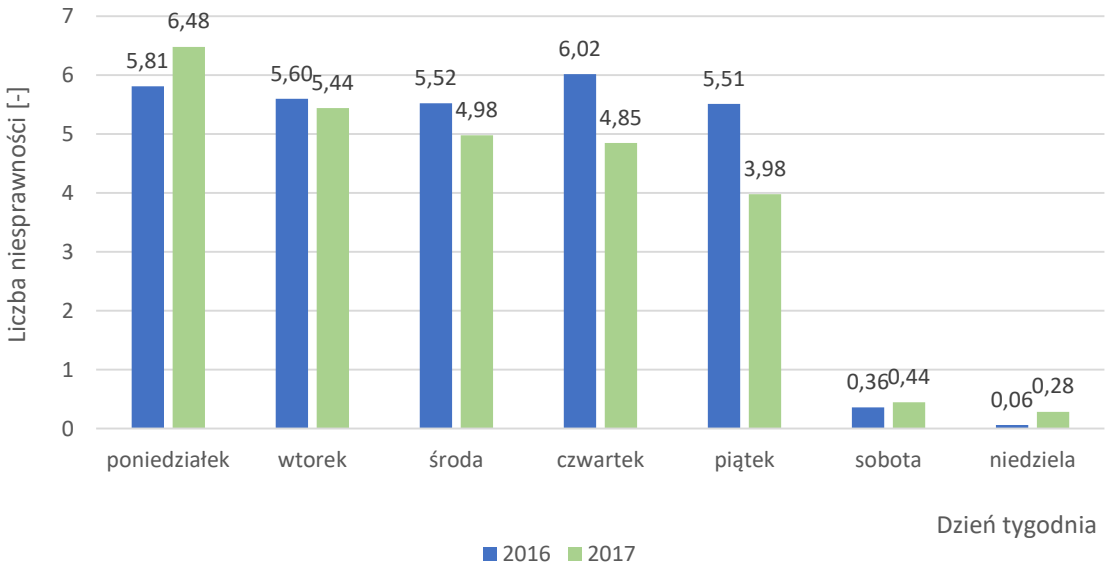
- I przedział: od poniedziałku do piątku, w których wykryto łącznie w 2016 i 2017 r. odpowiedni: 99% i 97% wszystkich uszkodzeń samolotów wielozadaniowych F-16.
- II przedział: od soboty do niedzieli, w których wykryto zaledwie: 1% niesprawności w 2016 r. i 3% w 2017 r.



Rys. 6.7 Porównanie łącznej liczby wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017 zgłoszonych w określone dni tygodnia (opracowanie własne na podstawie zebranych danych).

Naturalną kontynuacją wykonywanych analiz jest porównanie wartości średnich liczby wykrytych niesprawności w poszczególnych dni tygodnia. Zestawienie wyników zobrazowano na rys. 6.8. Jak można zauważyć średnia liczba zgłaszanych niesprawności:

– w 2016 r. od poniedziałku do piątku wahała się od 5,52 w środy do 6,02 w czwartki oraz od 0,06 do 0,36 w weekendy;
– w 2017 r. od poniedziałku do piątku wahała się od 3,98 w środy do 6,48 w czwartki oraz od 0,28 do 0,44 w weekendy.

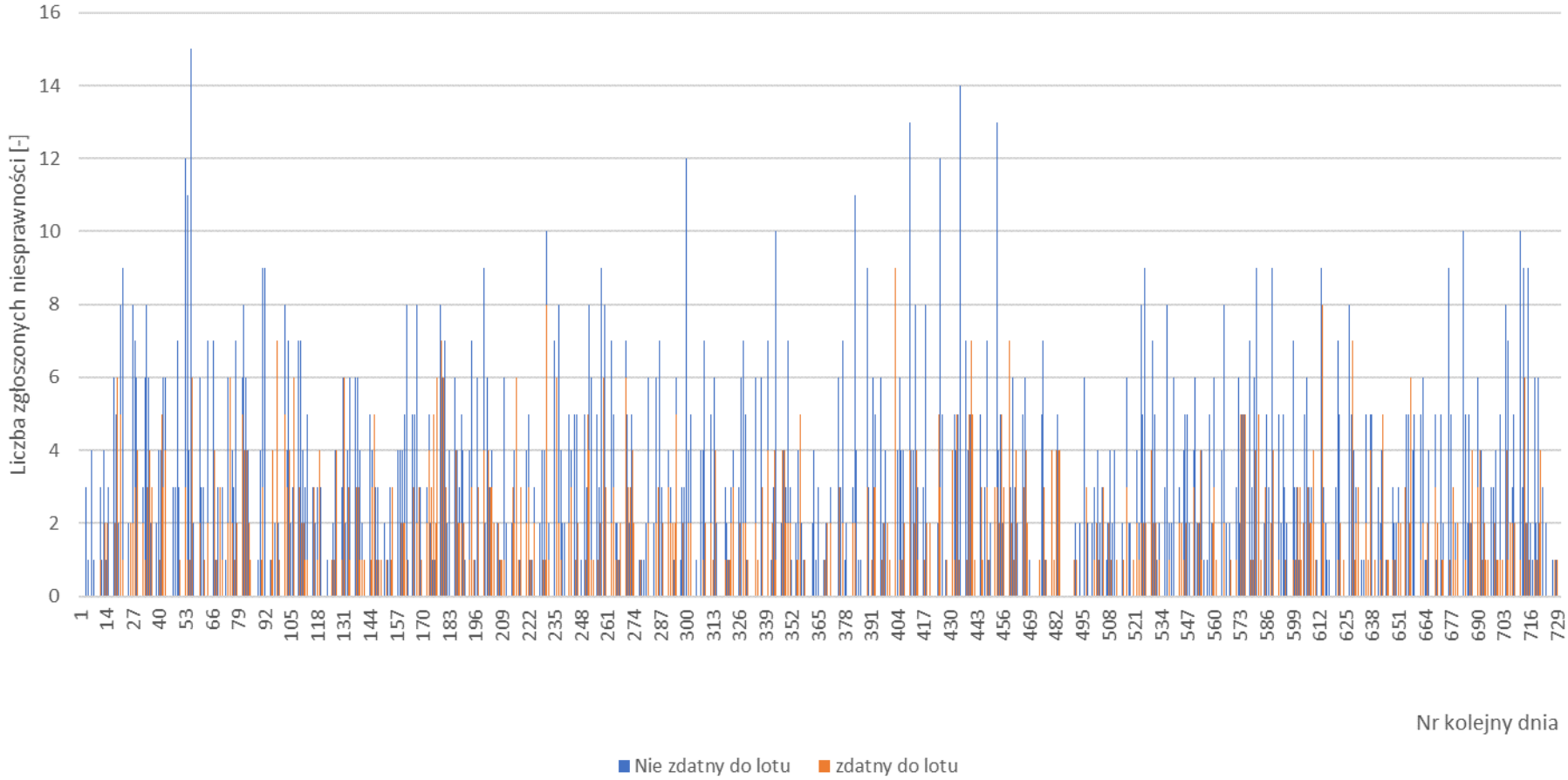


Rys. 6.8 Porównanie średniej liczby wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017 zgłoszonych w określone dni tygodnia (opracowanie własne na podstawie zebranych danych).

Z punktu widzenia Sił Powietrznych RP ważne jest czy dany statek powietrzny mimo występującej niezdatności może być wykorzystywany do realizacji danej misji nawet w ograniczony sposób np. tylko do lotów w ciągu dnia. Wynika to z obowiązujących przepisów [70], według których statek powietrzny może być zakwalifikowany do następujących stanów eksploatacyjnych:

- Zdatny do lotu bez ograniczeń jest to statek powietrzny w pełni ukompletowany, posiadający zapas resursu, na którym można wykonywać loty (misje) z możliwością wykorzystania wszystkich systemów i podsystemów wyposażenia pokładowego po przygotowaniu przedstartowym;
- Zdatny do lotu z ograniczeniami jest to statek powietrzny, na którym wykryto niesprawność (niesprawności) instalacji, systemu, podsystemu, agregatu, która nie ma wpływu na wykonanie określonego lotu (misji) oraz nie wpływa negatywnie na poziom bezpieczeństwa lotu;
- Niezdatny do lotu, czyli sytuacja, w której nie są spełnione warunki zdatności do lotów lub też zdatności do lotów z ograniczeniami.

Mając na uwadze powyższe w ramach niniejszej dysertacji podjęto próbę holistycznej (całościowej) oceny występujących zdarzeń pod tym kątem. W analizowanym przedziale czasowym 68% zgłoszonych niesprawności skutkowała czasowym wyłączeniem części płatowców z użytkowania. Przy czym jak można zauważyć na rys. 6.9 w poszczególnych dniach dwuletniego przedziału czasowego występowały duże wahania tych wielkości. W przypadku jednego z dni w I połowie 2016 r. zgłoszono 15 niesprawności nie pozwalających na prowadzenie misji samolotami F-16. Analiza korelacji liniowej wykazała, że występuje pewna zależność pomiędzy liczbą wykrytych niesprawności pozwalających na użytkowanie płatowców, a tymi, które nie pozwalają. Wartość współczynnika korelacji wyniosła 0,51.

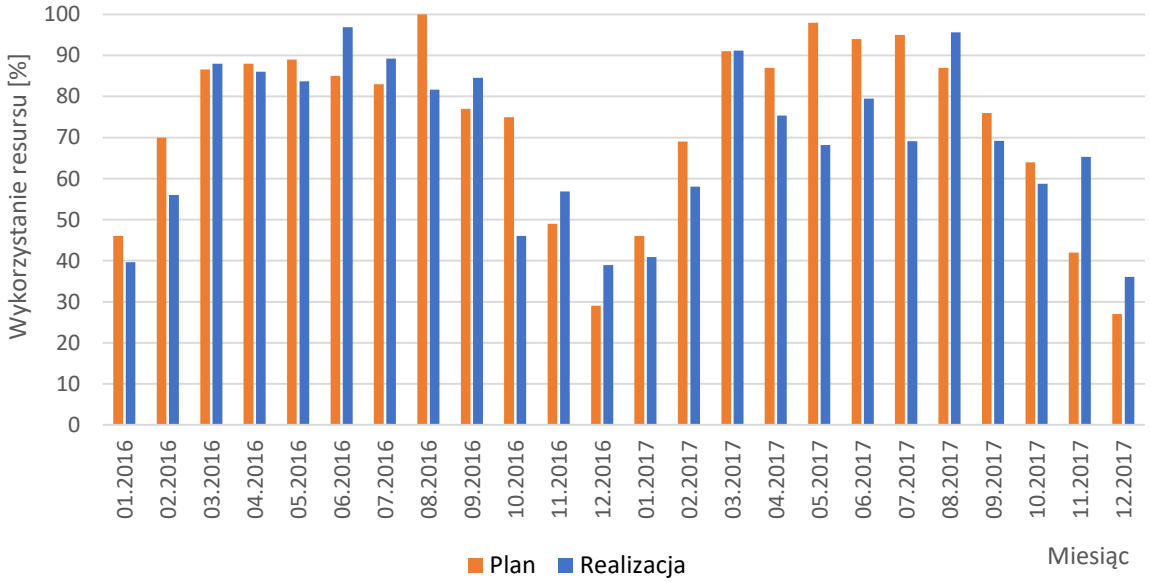


Rys. 6.9 Dzienna liczba zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 z uwzględnieniem zdatności lub jej brak do lotów w przedziale czasowym od 1 stycznia 2016 do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

6.2.2 Zdatność do lotów samolotów F-16 oraz resursy techniczne

Zdatność do lotu statku powietrznego, zgodnie z przyjętą w Siłach Powietrznych RP definicją „*oznacza wszelkie procesy zapewniające, że w dowolnej chwili okresu eksploatacji statek powietrzny spełnia obowiązujące wymagania techniczne i znajduje się w stanie zapewniającym bezpieczną eksploatację*” [70].

Eksploatacja obiektów technicznych, jakim są statki powietrzne, tj. samoloty F-16 wymaga bieżącej analizy wykorzystania resursów[10]. Stąd też na podstawie zebranych danych sporządzono wykresy przedstawione na rys. 6.10 oraz rys. 6.11. Ze względu na niejawność pewnych informacji w niniejszej pracy skupiono się przedstawieniu przebiegu zmienności wyznaczonych wskaźników, a nie na ich wartościach bezwzględnych. Poza tym zdaniem autora niniejszej dysertacji właśnie przebieg zmienności jest cennym źródłem informacji i pozwala na zaobserwowanie pewnych charakterystycznych zależności.



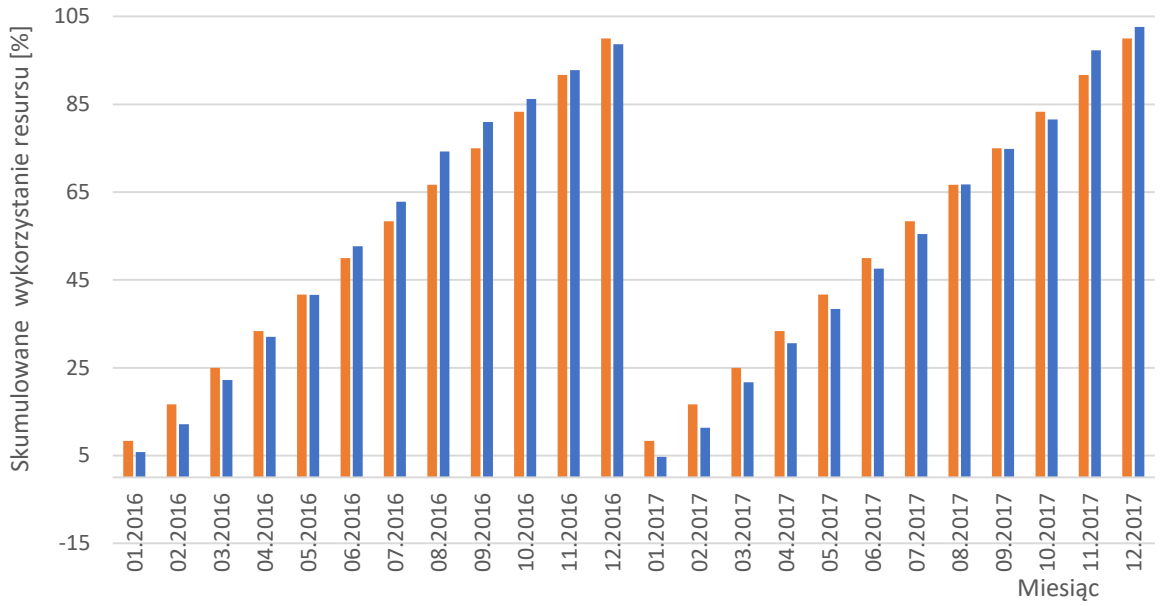
Rys. 6.10 Zaplanowane i zrealizowane miesięczne wykorzystanie resursu samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16)

Na rys. 6.10 przedstawiono miesięczne planowane oraz zrealizowane wykorzystanie resursu statków powietrznych. Jako wartość 100% przyjęto największą zarejestrowaną wartość miesięczną spośród zarówno zaplanowanego, jak i zrealizowanego resursu. Jak można zauważyć dane wykazują pewną sezonowość, w której wielkość resursu na początku i na końcu roku jest mniejsza, natomiast w miesiącach marzec – wrzesień jest wyraźnie większa. Przyczyn takiego przebiegu wartości wykorzystania resursu jest związana z:

[10] W Siłach Powietrznych RP wyznacza się tzw. sumaryczny wykorzystany resurs techniczny (ang. *airframe time*) wszystkich statków powietrznych. W niniejszej pracy przedstawiono analizę jedynie do samolotów F-16.

– mniejszą realizacją szkoleń, a więc i lotów;
– gorszymi warunkami pogodowymi w okresie jesienno-zimowym w strefie klimatycznej, w której położona jest Polska (patrz podrozdział 6.1).

Z kolei na rys. 6.11 można zauważyć, że skumulowane wykorzystanie resursów samolotów w danym roku w niewielkim stopniu odbiega od zakładanego.



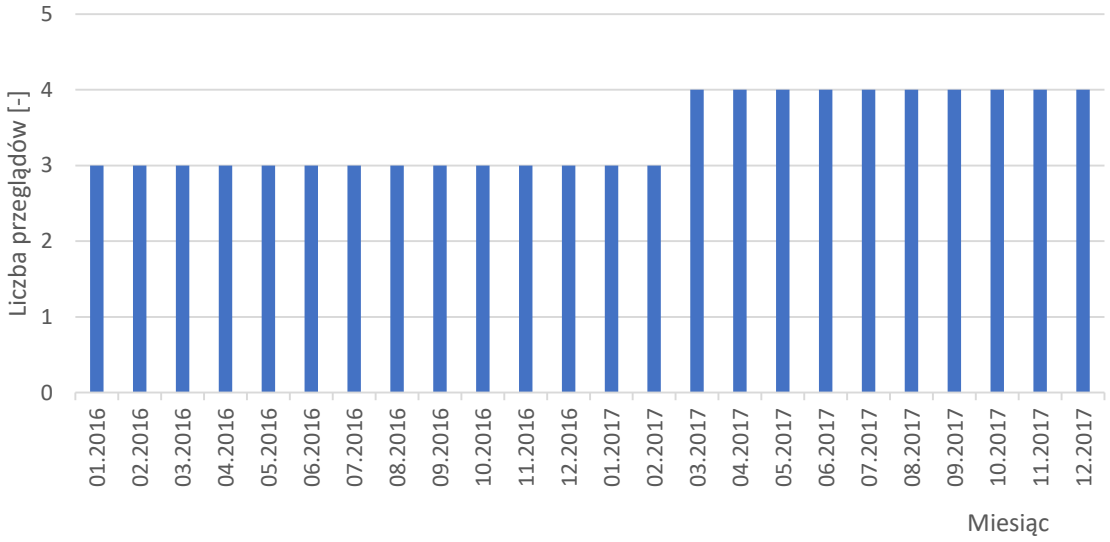
Rys. 6.11 Skumulowane zaplanowane i zrealizowane miesięczne wykorzystanie resursu samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16)

6.2.3 Przeglądy kontrolne samolotów F-16

Przegląd kontrolny ma na celu określenie stanu technicznego sprzętu lotniczego, w tym także samolotów F-16. Realizuje się go we wszystkich specjalnościach (patrz tab. 5.2) w tym samym dniu. W trakcie takiego przeglądu kontrolnego sprawdza się również wiedzę techniczną personelu obsługującego statki powietrzne. Rozróżnia się trzy zakresy przeglądów kontrolnych obejmujących odpowiednio:

– Kontrolę stanu technicznego – przegląd sprzętu lotniczego w zakresie obsługi bieżącej, wyposażenia dodatkowego, jak również sprawdzenie dokumentacji.
– Kontrolę działania sprzętu lotniczego lub jego urządzeń.
– Kontrolę stanu technicznego sprzętu lotniczego w zakresie ustalonym przez kontrolującego (tzw. przegląd inspektorski).

W ramach przeprowadzanych analiz skupiono się jedynie na przeglądach odnoszących się do samolotów F-16. Jak można zauważyć na rys. 6.12 średnia miesięczna liczba przeglądów kontrolnych była zbliżona i wahała się od 3 do 4.



Rys. 6.12 Miesięczna liczba przeglądów kontrolnych samolotów wielozadaniowych F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16)

Jeżeli wziąć pod uwagę stałą liczbę samolotów w 2016 i 2017 r., to możliwe jest zaproponowanie wskaźnika określającego liczbę przeglądów kontrolnych w odniesieniu do liczebności floty płatowców, co można zapisać:

$$n'_{PK} = \frac{n_{PK}}{n_{ST}} \left[\frac{\text{przeglądów kontrolnych}}{\text{na 1 samolot}}\right], \tag{1}$$

gdzie:

- n_{PK} – średnia liczba przeglądów kontrolnych w analizowanym przedziale czasowym (np. miesiąc, rok),
- n_{ST} – liczba statków powietrznych w analizowanym przedziale czasowym (np. miesiąc, rok).

Dla tak przyjętego wyznaczania wskaźnika n'_{PK} jego wartość dla 32 samolotów F-16 wyniosła:

- w 2016 r. 0,094 $\left[\frac{\text{przeglądów kontrolnych}}{\text{na 1 samolot}}\right]$,
- w 2017 r. 0,120 $\left[\frac{\text{przeglądów kontrolnych}}{\text{na 1 samolot}}\right]$.

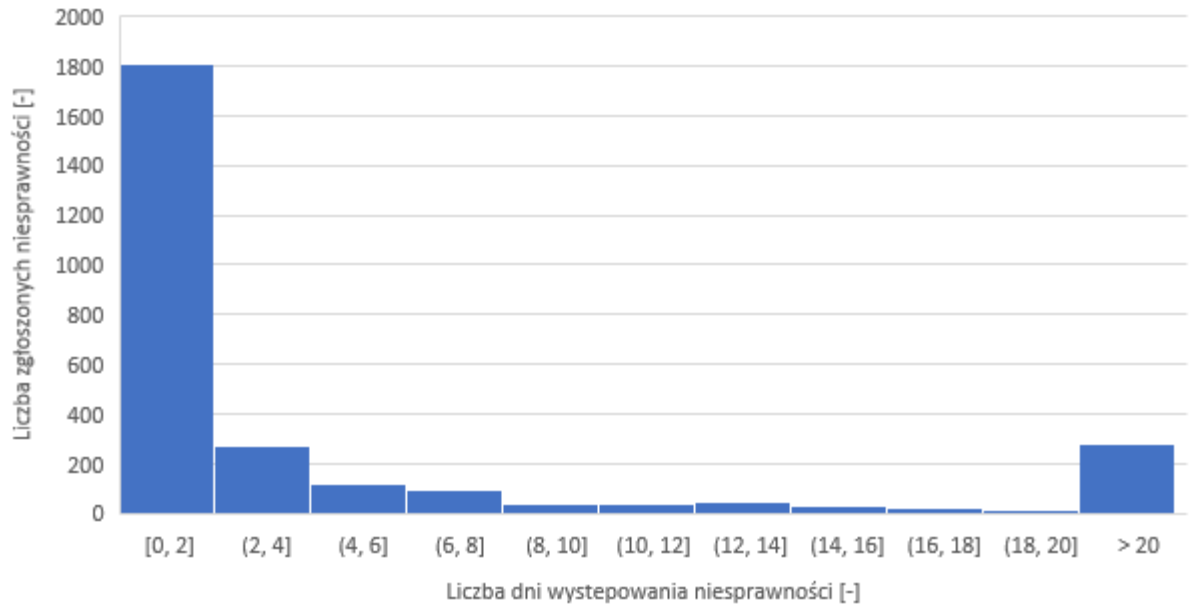
6.2.4 Czas występowania niesprawności

Jednym z istotnych elementów istotnych w każdym systemie eksploatacji środków transportu jest czas występowania niesprawności. W niniejszej dysertacji element ten wyznaczono w oparciu o dwie informacje, tj.:

- dnia zgłoszenia niesprawności;

– dnia końca zakłócenia.

Spośród wszystkich zgłoszonych niesprawności floty 32 sztuk samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ w 4% zdarzeń nie było możliwości wskazania czasu zakończenia realizacji, bowiem najczęściej odnosił się on poza analizowany przedział czasowy tj. lata 2016 i 2017. Jak można zauważyć na rys. 6.13 zdecydowana większość niesprawności występowała nie więcej niż 2 dni (przedział od 0 do 2 dni), co stanowiło blisko 63% ogółu. W rozważanym przedziale (tj. do dni) 57% stanowiły niesprawności, które usuwano w danym dniu. W przypadku szystkich 32 samolotów szczególną uwagę należy zwrócić na sytuację, gdy liczba dni występowania niesprawności ogranicza możliwości wykonywania misji. Stąd warto zwrócić uwagę na niesprawności, które trwały powyżej 20 dni. W analizowanym okresie było ich łącznie blisko 10%, a średni czas występowania wynosił blisko 88 dni.



Rys. 6.13 Histogram czasu występowania wszystkich niesprawności samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

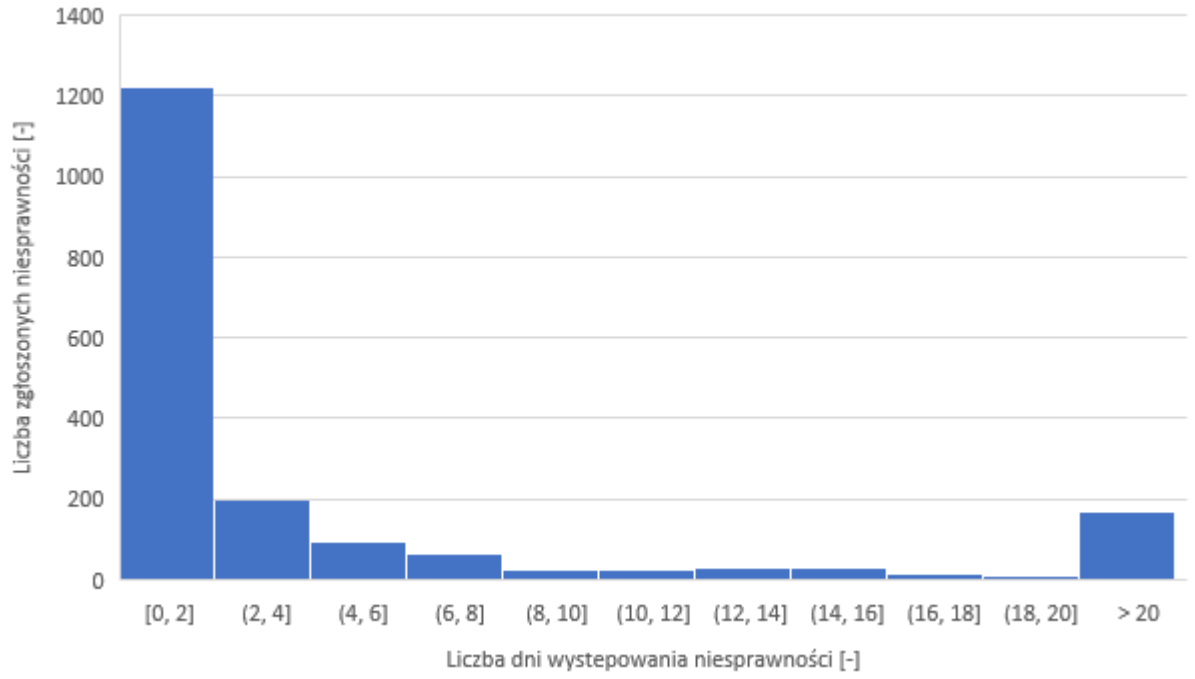
Należy jednak pokreślić, że w transporcie lotniczym, ze względu na dostępność np. części zamiennych stosuje się takie rozwiązanie, których nie spotyka się w innych gałęziach transportu. Przykładem mogą może być pozyskiwanie dobrych części z innego czasowo niesprawnego statku powietrznego, które nazywane jest kanibalizmem [10]. W ten sposób możliwe w przypadku różnych niesprawności dwóch samolotów, doprowadzenie do zdatności do lotów jednego z nich. W przypadku analizowanej floty F-16 przykładowe kanibalizmy dotyczyły m.in.:

– falowodów,

– bloków kontroli zasilania,
– nadajników temperatury i ciśnień,
– zespołu zaworów przeciwoblodzeniowych silnika,
– bloków systemu GPS,
– osłony anteny i in.

Biorąc pod uwagę, że znaczna część niesprawności pozwala na korzystanie z płatowca, ale w ograniczonym zakresie, to jednak kształt histogramu ma dla niesprawności uziemiających samoloty jest podobny, co przedstawiono na rys. 6.14. Podobnie jak na histogramie pokazanym na rys. 6.13:

– najwięcej niesprawności jest w przedziale od 0 do 2 dni;
– występuje proporcjonalnie duża liczba niesprawności z przedziału pow. 20 dni, a więc tych, które wykluczają możliwość wykorzystania statków powietrznych w większym przedziale czasowym.

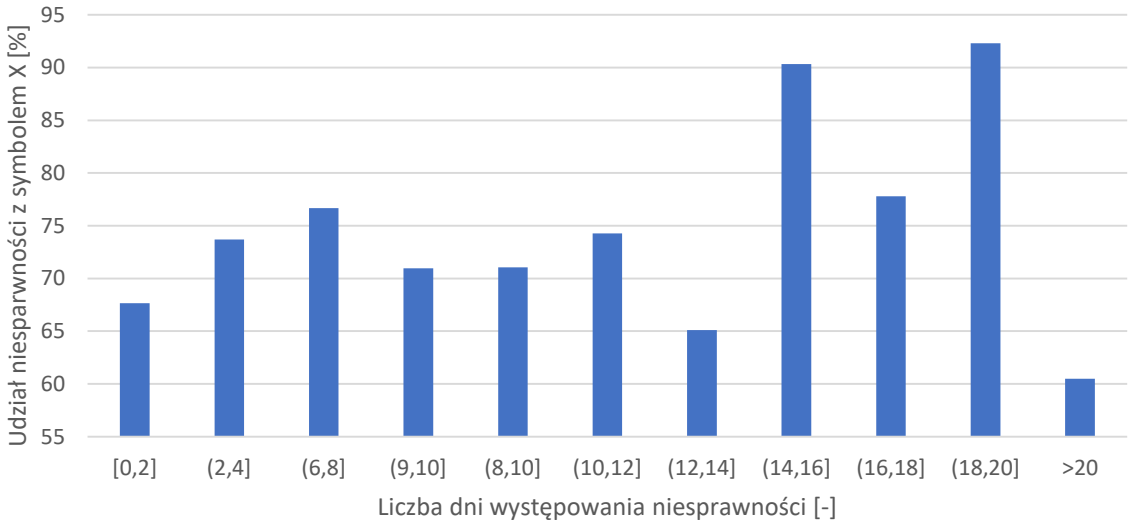


Rys. 6.14 Histogram czasu występowania niesprawności symbolu X samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

Zestawiając niesprawności najwyższej kategorii to jest RED X[11] w stosunku do wszystkich zgłoszonych, to ich udział w poszczególnych przedziałach czasu trwania waha się od ok. 60% (niesprawności powyżej 20 dni) do ponad 90% (niesprawności powyżej 18 dni,

[11] Statek powietrzny jest niezdatny do lotów – jego użytkowanie zagraża bezpieczeństwu.

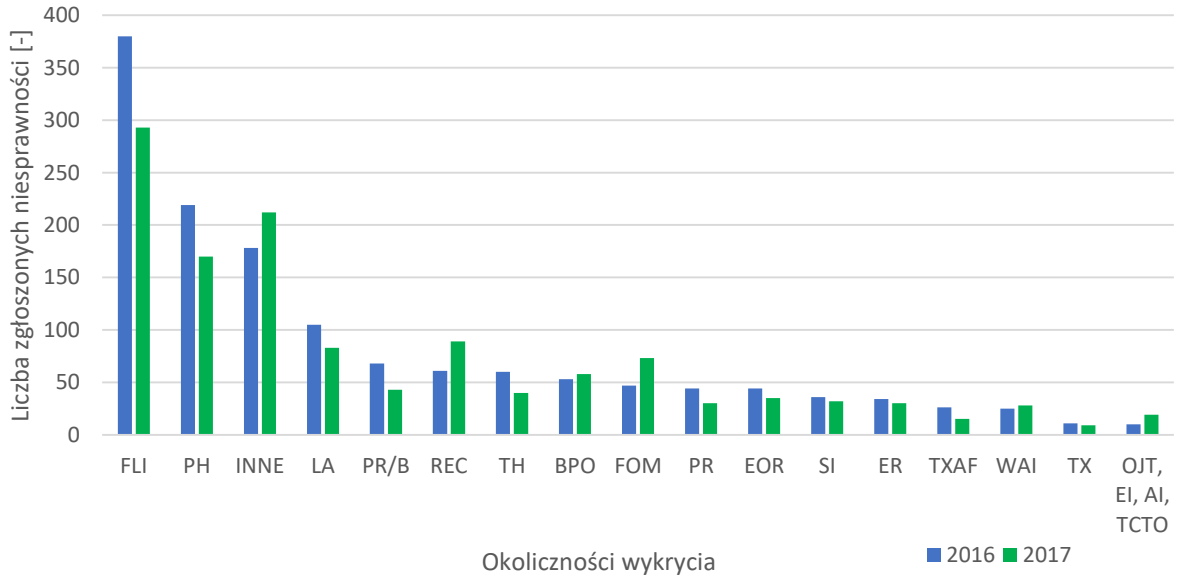
ale nie więcej niż 20), co przedstawiono na rys. 6.15. Jak można zaważyć udział niesprawności powyżej 20 dni jest najmniejszy.



Rys. 6.15 Udział liczby niesprawności z symbolem RED X w ogólnej liczbie zgłoszeń dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

6.2.5 Okoliczności i specjalności wykrycia niesprawności

Zgodnie z klasyfikacjami przedstawionymi w tab. 5.2 oraz tab. 5.1 przeprowadzono kolejną analizę, porównując 2016 z 2017 rokiem. I tak na rys. 6.16 przedstawiono zestawienie przedstawiające podział zgłoszonych niesprawności ze względu na okoliczności ich wykrycia. Można zaobserwować bardzo zbliżone wykresy dla analizowanych lat. Potwierdzeniem tego jest wyznaczony współczynnik korelacji wynoszący 0,96.



Rys. 6.16 Wykres liczby miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na okoliczności ich wykrycia dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

Najwięcej zgłaszanych niesprawności było podczas lotu (FLI). W obu latach było to ok. 25% niesprawności. Na drugiej pozycji, pod względem liczebności zgłoszeń niesprawności dotyczyło obsługi okresowej (PH) – łącznie w 2016 i 2017 r. 15%. Dużą grupę stanowią sytuacje inne, których udział w latach 2016-2017 wyniósł 15%.

Analizując pierwsze trzy okoliczności wykrycia niesprawności w poszczególnych latach, to:

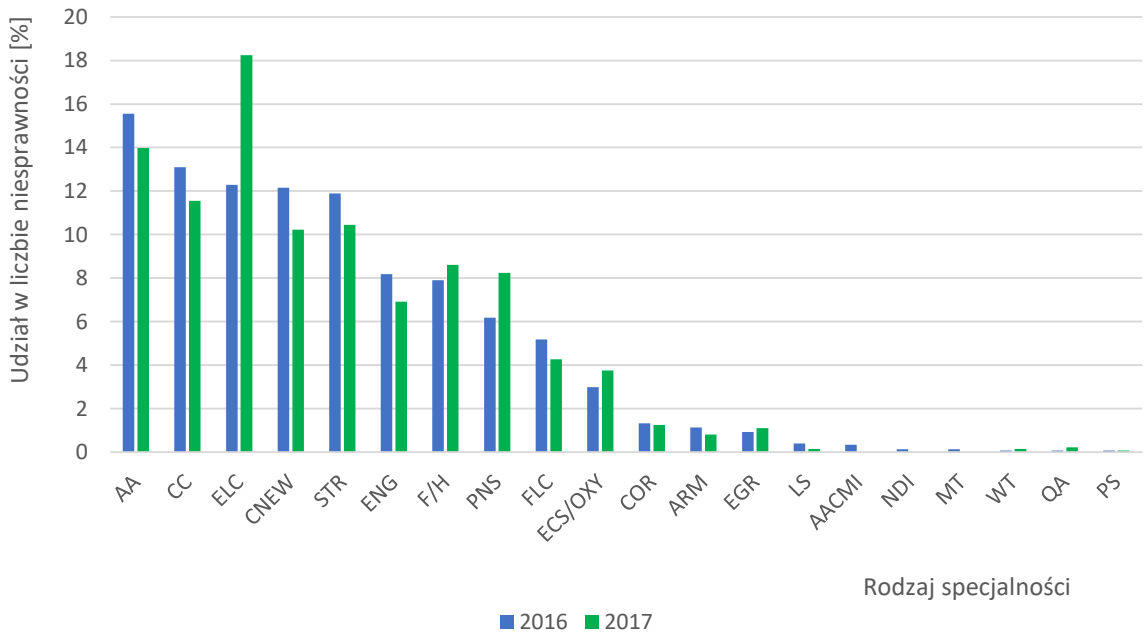
– w 2016 r. FU > PH > Inne,

– 2 2017 r. FU > Inne > PH.

Z kolei w przypadku danych klasyfikowanych pod kątem specjalności wykrycia niesprawności, to:

– W 2016 r. najwięcej, bo prawie 16% niesprawności związanych było z systemami awionicznymi statków powietrznych (niebieski słupek AA na rys. 6.17), a najmniej z WT (koła i ogumienie), QA (Sekcją Kontroli Technicznej) oraz ST (strukturą samolotu).

– W 2017 najwięcej, bo ponad 18% niesprawności związanych było z systemami elektrycznymi (zielony słupek ELC na rys. 6.17), a najmniej z autonomicznym system do rejestracji lotu bojowego oraz symulowanego użycia uzbrojenia (AACM), badaniami nieniszczącymi (NDI) oraz kontrolą i naprawą konstrukcji metalowych (MT).

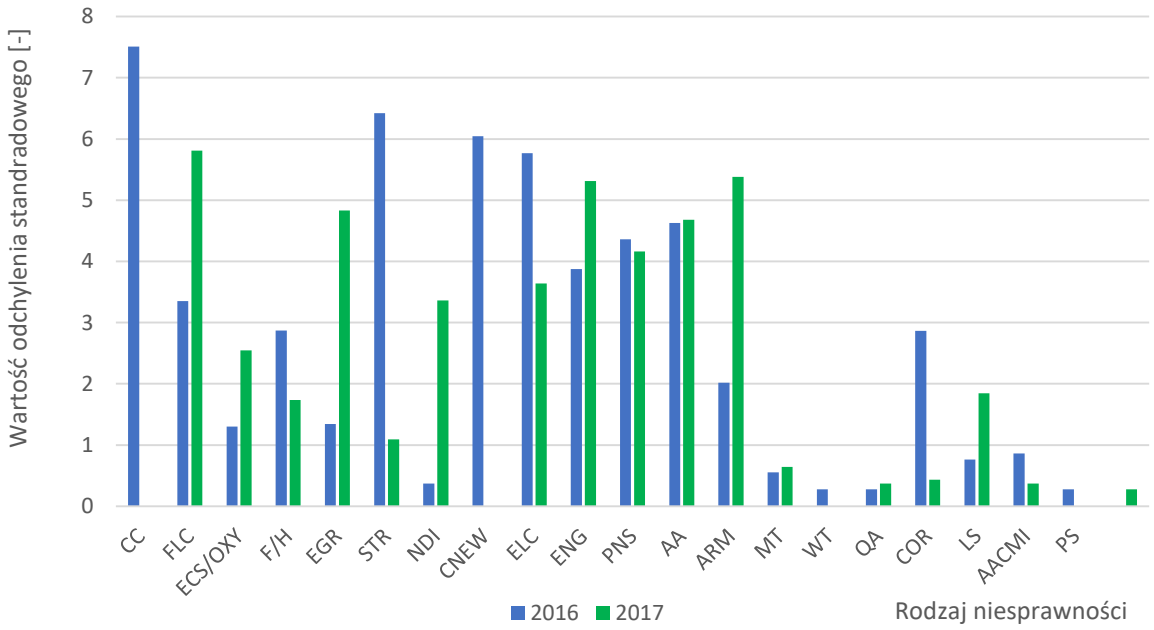


Rys. 6.17 Wykres liczby miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na specjalności dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

Należy podkreślić, że również w tym przypadku wystąpiła silna korelacja liniowa pomiędzy danymi z 2016 i 2017 r. wynosząca 0,95.

Analizując powyższą klasyfikację, pod kątem przebiegu zmian liczby niesprawności, to największą zmiennością w 2016 r. cechowała się specjalność CC, natomiast w 2017 r. FLC (rys. 6.18). Z przedstawionego wykresu wynika także, że część specjalności w latach 2016 i 2017 charakteryzowały się:

- podobnymi odchyleniami standardowymi, np. PNS, AA, MT.
- znacznymi dysproporcjami w odchyleniu standardowym, np. CC, EGR, NDI, COR.

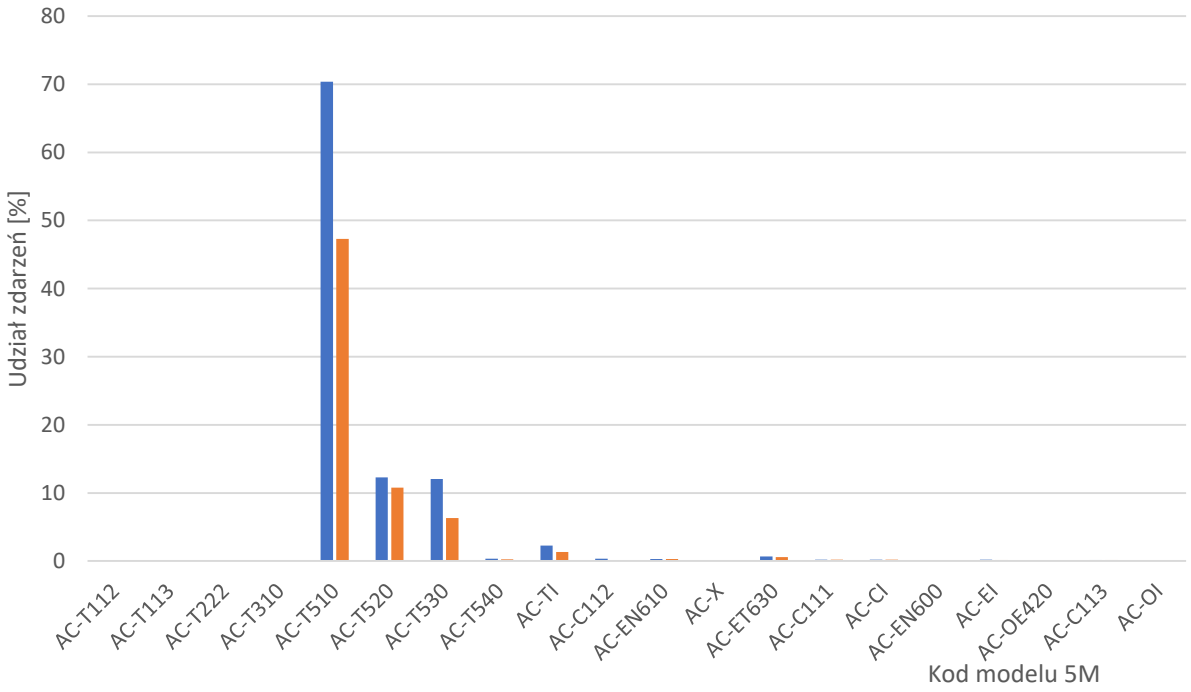


Rys. 6.18 Wykres odchylenia standardowego miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na specjalności dla samolotów F-16 dla 2016 i 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

6.2.6 Wykryte niesprawności, w ujęciu modelu 5M

Biorąc pod uwagę klasyfikację zgodnie z modelem 5M, którego kodowanie przedstawiono na rys. 5.3 to dla prawie 92% niesprawności taką informację zakodowano. Blisko 90% ze zgłoszonych niesprawności zostało zakwalifikowanych do kategorii T, gdzie źródłem zagrożenia była maszyna lub personel obsługi. Najwięcej, bo ok. 70% zostało zakwalifikowanych do kategorii T-510 (rys. 6.19). Oznacza to, że niezdatność wynika z technicznego zużycia komponentu, kiedy jego zużycie powoduje konieczność wcześniejszej niż zaplanowano wymiany w rozważanym statku powietrznym, tj. samolocie F-16. Elementy każdego obiektu technicznego, także samolotu F-16 ulegają zużyciu technicznemu. Jednakże,

system utrzymania powinien uwzględnić to zjawisko. Dodatkowo, program utrzymania samolotu powinien być tak dostosowany, aby zużycie komponentów wykrywać na poziomie wykonywania obsług profilaktycznych. Tak duży udział przedwczesnego i niewykrytego zużycia elementów może być również objawem systemowego przedłużania wymiany komponentów, ze względu np. na braki części zamiennych. Jak można zauważyć blisko większość (bo aż 70%) zdarzeń zakodowanych wg modelu 5M unieruchamiało statek powietrzny ze względu na niezdatność przekraczającą akceptowalny poziom ryzyka zagrożeń.



Rys. 6.19 Udział zdarzeń lotniczych zakwalifikowanych wg modelu 5M w latach 2016-2017 dla samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

6.3 Modele danych uszkodzeń samolotów F-16 Block 52+

6.3.1 Metodyka tworzenia modelu liczby uszkodzeń w danym miesiącu

W podrozdziale 4.5 zdarzenia lotnicze z udziałem samolotów F-16 aproksymowano równaniem regresji nieliniowej (1). Przez aproksymację (ang. *curve fitting*) rozumie się dopasowanie krzywej do punktów (np. wyników pomiaru), przy czym należy podkreślić, że krzywa nie musi przechodzić przez te punkty. Takie podejście pozwala na odzwierciedlenie ogólnego trendu w danych. Aproksymacja danych (np. doświadczalnych) krzywymi często nazywa się regresją. Jeżeli układ danych można dopasować prostą, wówczas mowa jest

o regresji liniowej. Z kolei, jeżeli liczba zmiennych niezależnych jest więcej niż 1, wówczas nazywa się to regresją wielokrotną lub wieloraką.

Podsumowując, cel aproksymacji można sprowadzić do poszukiwania modelu matematycznego, który będzie reprezentatywny dla badanego zbioru danych.

W ramach poszukiwania funkcji pozwalającej odzwierciedlić liczbę niesprawności n zgłaszanych w danym miesiącu roku kalendarzowego (rys. 6.5) analizowano możliwość aproksymacji równaniami różnego stopnia. W tym celu w pierwszej kolejności wyznaczano tzw. linię trendu, której dopasowanie weryfikowano wyznaczając współczynnik determinacji R-kwadrat (R^2) określony wzorem [8]:

$$R^2 = \frac{S^M}{S^T} = \frac{\sum_{i=1}^{n}(\widehat{x_i} - \bar{x})^2}{\sum_{i=1}^{n}(x_i - \bar{x})^2}, \tag{2}$$

gdzie:

- S^M– suma kwadratów dla modelu,
- S^T – suma kwadratów całkowita,
- x_i – rzeczywista wartość zmiennej zależnej,
- $\widehat{x_i}$ – przewidywana (na podstawie modelu) wartość zmiennej zależnej,
- $\bar{x}$ – średnia wartość rzeczywistej zmiennej zależnej.

Współczynnik determinacji wskazuje jaki procent zmienności zmiennej zależnej (objaśnianej) jest wyjaśniany za pomocą zmiennej niezależnej. Przyjmuje on wartości z przedziału $\langle 0, 1\rangle$, przy czym im większa jest jego wartość, tym wyjaśniona modelem zmienność zmiennej objaśnianej jest trafniejsza, przy czym wartość [1]:

- powyżej 0,9 można uważać za bardzo dobrą,
- powyżej 0,8 do 0,9 można uważać za dobrą,
- powyżej 0,6 do 0,8 – można uważać za zadowalającą.

Jeżeli R^2 przyjmuje wartości poniżej 0,5 to regresja wyjaśnia tylko mniej niż 50% zmienności. W takich sytuacjach należy liczyć się ze stosunkowo dużymi błędami prognozy.

Na podstawie przeprowadzonej wstępnej analizy stwierdzono, że najlepsze dopasowanie występuje w przypadku wielomianu 6 stopnia, co zapisano:

$$n = a_1 \cdot x_i + a_2 \cdot x_i^2 + a_3 \cdot x_i^3 + a_4 \cdot x_i^4 + a_5 \cdot x_i^5 + a_6 \cdot x_i^6 + b, \tag{3}$$

gdzie:

- x_i – numer kolejny miesiąca w roku,
- $a_1, \ldots, a_i \ldots, a_6$ – współczynniki kierunkowe wielomianu.

6.3.2 Metodyka tworzenia modelu przebiegu wskaźnika wielkości miesięcznego resursu na niesprawność

Kolejny model dotyczy propozycji wskaźnika, który opiera się na liczbie zarejestrowanych w bazie niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ oraz miesięcznego, wykorzystanego resursu w/w płatowców. W przypadku zrealizowanych miesięcznych resursów, to zestawienie dla analizowanych lat przedstawiono na rys. 6.10, natomiast liczbę zgłoszeń w poszczególnych dniach na rys. 6.9.

Mając na uwadze powyższe wskaźnik miesięcznego wykorzystanego resursu na jedną niesprawność W^{nr1} zapisać można następująco:

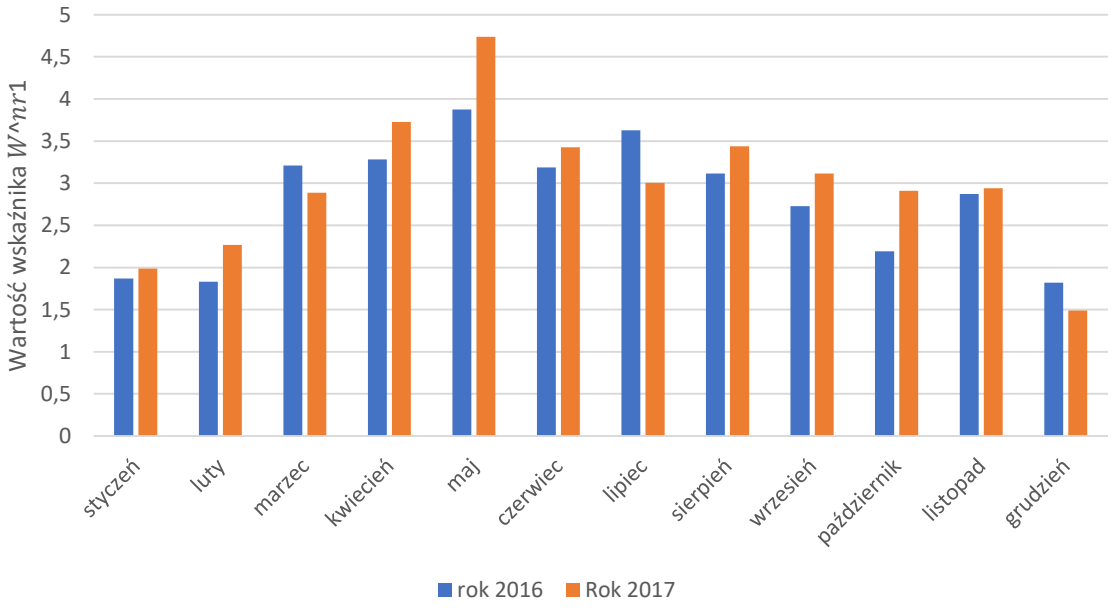
$$W^{nr1} = \frac{RM_i}{n_k}, \tag{4}$$

gdzie:

- RM_i – wykorzystanie resursu statków powietrznych w miesiącu *i* [np. % lub godz.],
- n_i – liczba zgłoszonych niesprawności w i-tym miesiącu danego roku [-].

Na podstawie wzoru (4) dla poszczególnych miesięcy 2016 i 2017 r. wyznaczono wartość tego wskaźnika. Uzyskane wyniki przedstawiono zbiorczo na rys. 6.20. Jak można zauważyć wartości tego wskaźnika dla tych lat maja zbliżony przebieg, tzn.:

- w początkowych miesiącach danego roku oraz na końcu wartości są najniższe,
- w okolicach połowy roku 2016 i 2017 wskaźnik przyjmuje wartości maksymalne.



Rys. 6.20 Wykres przebiegu wskaźnika W^{nr1} dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)

Po przeprowadzeniu analiz funkcji, które pozwoliłby na odzwierciedlenie przebiegu wartości tego wskaźnika w ciągu roku założono, że dane dot. W^{nr1} można przedstawić w postaci wielomianu drugiego stopnia następującej postaci:

$$W^{nr1} = c_1 \cdot x_i + c_2 \cdot x_i^2 + d, \tag{5}$$

gdzie:

- x_i – numer kolejny miesiąca w roku,
- c_1, c_2 – współczynniki kierunkowe wielomianu.

6.3.3 Eksperymenty obliczeniowe i wyniki obliczeń

W niniejszej dysertacji w celu wyznaczenia równania współczynników kierunkowych a_i wielomianu (3), z uwagi na nieliniowość tak zdefiniowanego modelu wykorzystano narzędzie optymalizacji jednokryterialnej Evolver 7.6 firmy Palisade [62], zaimplementowane w MS Excel 2016. Evolver pozwala na rozwiązywanie zamodelowanych nieliniowych matematycznie złożonych problemów decyzyjnych, gdzie niemożliwe jest wykorzystanie metod programowania liniowego. W przypadku tego programu producent zaimplementował algorytmy ewolucyjne, które syntetycznie opisano w podrozdziale 5.1 niniejszej dysertacji. Do celów porównawczych wykorzystano także silnik OptQest[12].

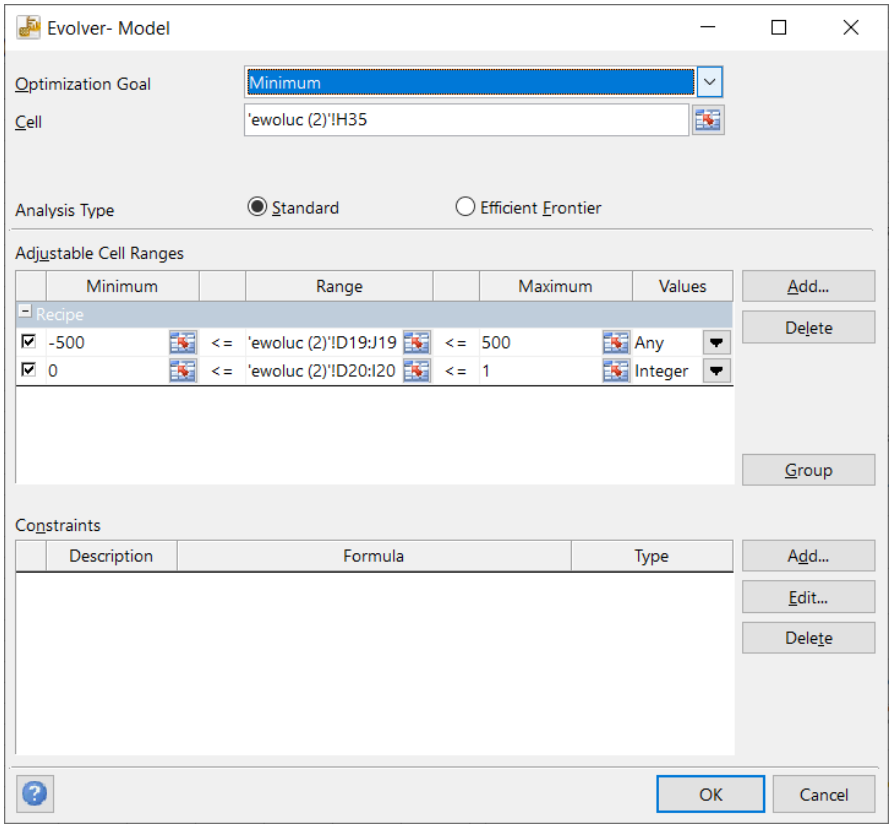
Zarówno w przypadku modelu liczby uszkodzeń w danym miesiącu, jak i wartości wskaźnika W^{nr1} jako funkcję przystosowania FP przyjęto sumę kwadratów odchyleń wartości szacowanej od wartości rzeczywistej. Oznaczało to, że poszukiwano odwzorowań funkcji, w których najmniejszych suma kwadratów błędów była jak najmniejsza, co zapisano:

$$\min FP = \sum_{i=1}^{n} (\widehat{x_i} - x_i)^2 , \tag{6}$$

gdzie:

- x_i – rzeczywista wartość zmiennej zależnej,
- $\widehat{x_i}$ – przewidywana (na podstawie modelu) wartość zmiennej zależnej.

[12] Silnik OptQuest łączy wyszukiwanie Tabu, wyszukiwanie rozproszone, programowanie liczb całkowitych i sieci neuronowe w jednym złożonym algorytmie wyszukiwania

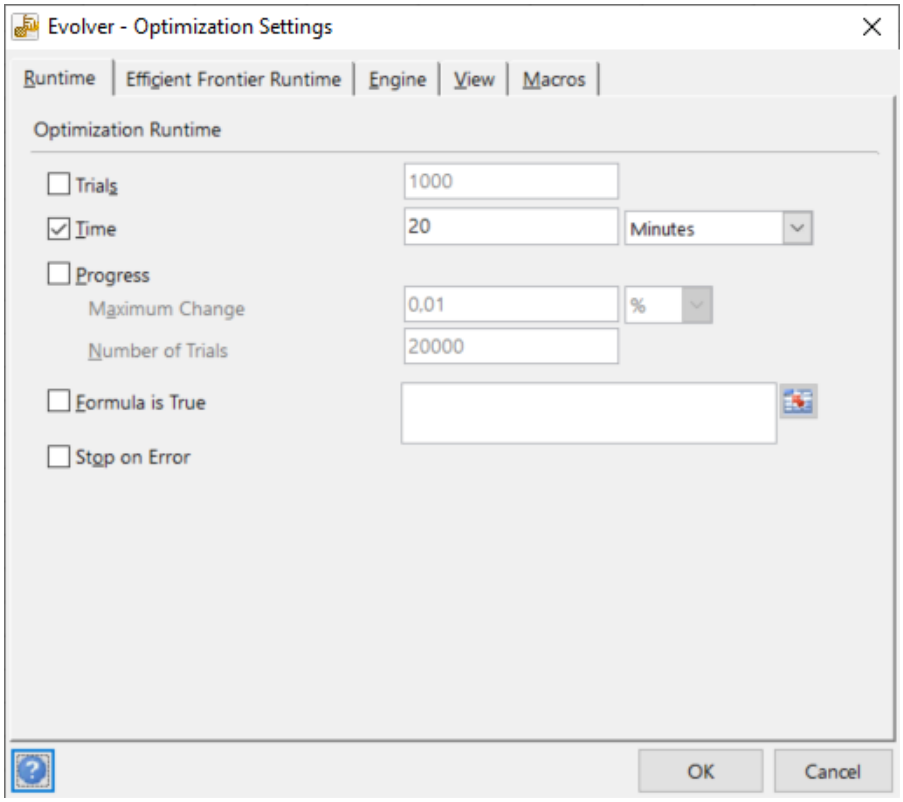


Rys. 6.21 Okno programu pozwalające na połączenie przygotowanego modelu w Microsoft Excel 2016 z silnikiem programu Evolver (opracowanie własne)

Eksperymenty obliczeniowe przeprowadzono z wykorzystaniem komputera klasy PC z procesorem i7-7600 z 8 GB pamięci RAM. Jako warunek stopu przyjęto:

- Dla algorytmu ewolucyjnego (AE)
  - wygenerowana liczba rozwiązań: 10000, 20000,
  - czas generowania rozwiązań: 10 min, 30 min,
- Dla silnika OptQest:
  - wygenerowana liczba rozwiązań: 2000, 4000
  - czas generowania rozwiązań: 10 min, 30 min.

Wymienione parametry ustawia się w zakładce *Runtime* okna *Evolver – Optimization Settings*, które przedstawiono na rys. 6.22.

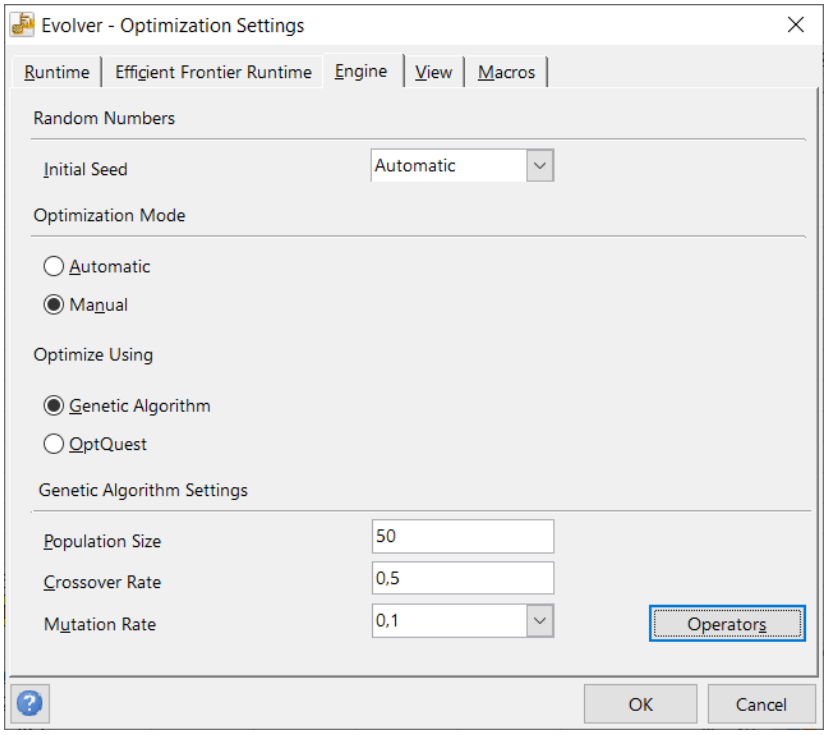


Rys. 6.22 Okno konfiguracji programu Evolver – ustawienie warunku zatrzymania algorytmów (opracowanie własne)

Z kolei pozostałe parametry AE (ustawiane w zakładce *Engine*) ustawiono odpowiednio na:

- wielkość populacji (ang. *population size*): 50,
- współczynnik krzyżowania (ang. *crossover rate*): 0,5,
- współczynnik mutacji (ang. *mutation rate*) : 0,1 oraz 0,05.

Wskazane parametry ustawia się w oknie konfiguracji programu Evolver, po zaprojektowaniu w arkuszu MS Excel ogólnego modelu matematycznego. Przykładowy widok konfiguracji programu przedstawiono na rys. 6.21. Jak można zauważyć, na rysunku widać, w którym miejscu ustawia się m.in. parametry algorytmu ewolucyjnego.



Rys. 6.23 Okno konfiguracji programu Evolver – ustawienie parametrów algorytmu ewolucyjnego. (opracowanie własne)

Oprócz tego, z uwagi na nieliniowość modelu konieczne było przeprowadzenie eksperymentów obliczeniowych przy różnych warunkach początkowych. Jest to związane z tym, iż w procedurze rozwiązywania problemów z wykorzystaniem algorytmów ewolucyjnych czy silnika OptQuest nie można wykluczyć, że słabe rozwiązanie początkowe pozwoli na uzyskanie zadowalającego wyniku końcowego i odwrotnie.

Podczas procedury poszukiwania najlepszych współczynników wielomianów na bieżąco monitorować można przebieg poprawy funkcji przystosowania. Przykładowe okna dla przedstawiono na rys. 6.21, przy czym:

- rys. 6.21a – dotyczy eksperymentów z wykorzystaniem silnika OptQuest;
- rys. 6.21b – dotyczy eksperymentów z wykorzystaniem algorytmów ewolucyjnych.

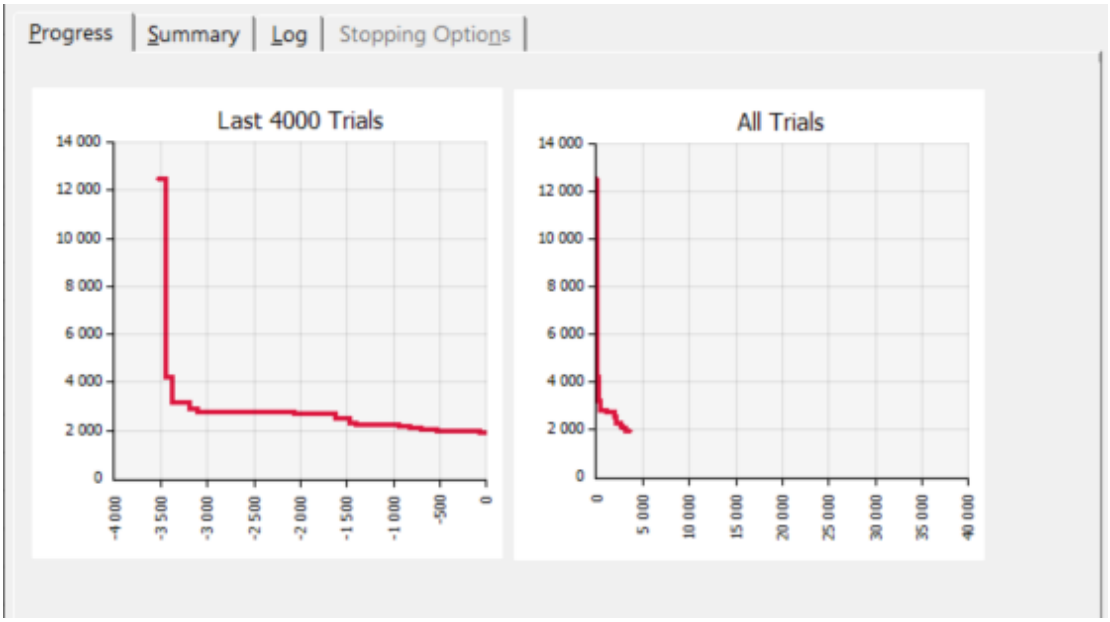
W każdej ze wymienionych opcji program sposób ciągły przedstawia 2 wykresy:

- po lewej stronie ostatnich 4 000 (rys. 6.21a) lub 500 (rys. 6.21b) wygenerowanych rozwiązań;
- po prawej stronie wykresy wszystkich wygenerowanych rozwiązań w danym eksperymencie obliczeniowym (rys. 6.21a i b).

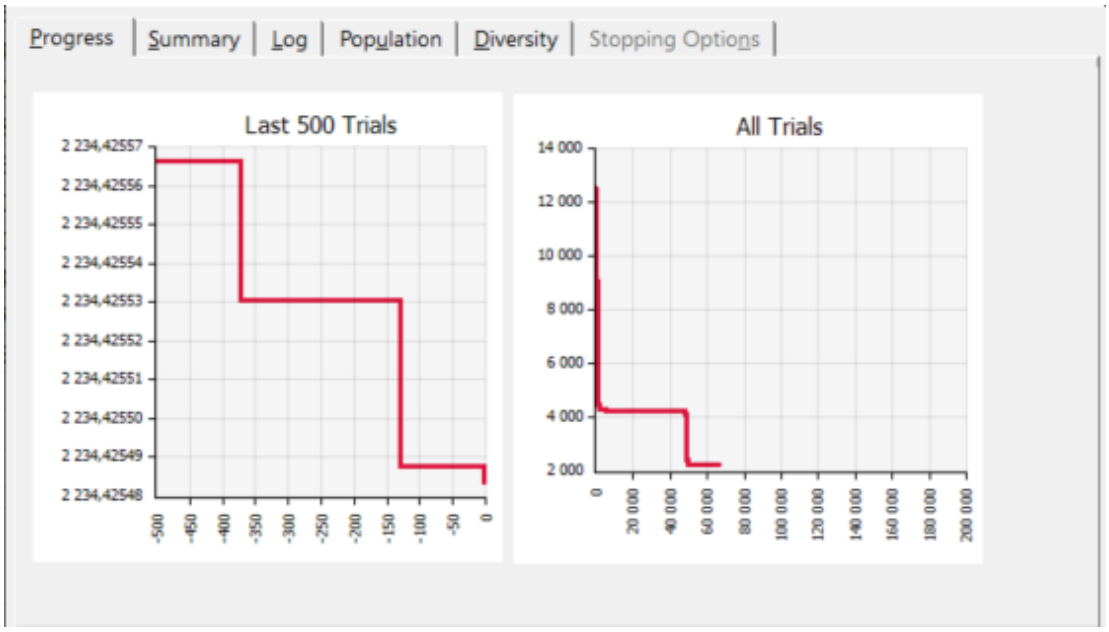
Po każdym z zakończonych eksperymentów możliwe jest wygenerowanie raportu końcowego. Przykładowe elementy tego raportu, dla jednej z przeprowadzonych procedur poszukiwania współczynników wielomianów stanowią odpowiednio:

– załącznik nr 2 – widok podsumowania optymalizacji podczas generowania rozwiązań;
– załącznik nr 3 – widok raportu wszystkich wygenerowanych rozwiązań;
– załącznik nr 4 – widok raportu zmian wygenerowanych rozwiązań w poszczególnych etapach.

a)



b)



Rys. 6.24 Przykładowy przebieg wartości minimalizowanej funkcji celu (funkcji przystosowania) podczas eksperymentu obliczeniowego poszukiwania współczynników wielomianu: a) dla eksperymentu obliczeniowego w wykorzystaniem silnika OptQuest, b) dla eksperymentu obliczeniowego z wykorzystaniem algorytmów ewolucyjnych (opracowanie własne)

Na podstawie serii 40 eksperymentów wyznaczono następujące najbardziej dopasowane współczynniki wielomianu 6-go stopnia dla liczby zgłoszonych nieprawidłowości. Poszczególne modele maja postać:

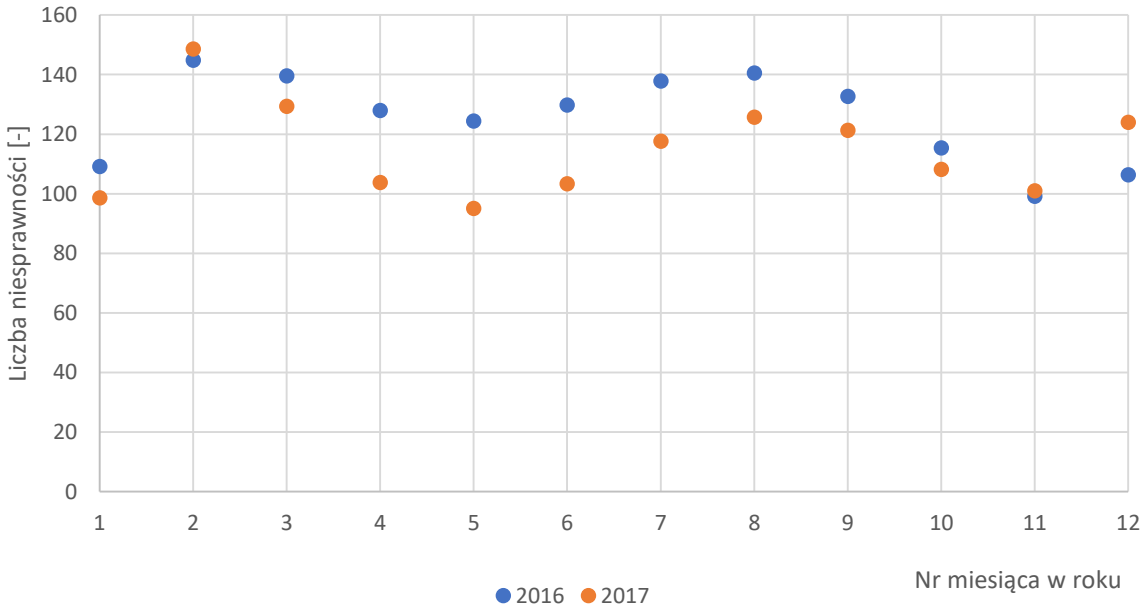
– dla 2016 r:

$$n_i = 221{,}3798x_i - 99{,}9031x_i^2 + 20{,}0663x_i^3 - 1{,}9226x_i^4 + \\ +0{,}0821x_i^5 - 0{,}0011x_i^6 - 30{,}6548; \tag{7}$$

– dla 2017 r.:

$$n_i = 392{,}2996x_i - 189{,}797x_i^2 + 40{,}67x_i^3 - 4{,}27x_i^4 + \\ +2{,}2132x_i^5 - 0{,}0040x_i^6 - 140{,}509. \tag{8}$$

Na rys. 6.25 zamieszczono wykresy liczby zgłaszanych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 opracowane z wykorzystaniem modelowych funkcji.



Rys. 6.25 Porównanie modeli funkcji aproksymujących liczbę zgłaszanych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w 2016 i 2017 r. (opracowanie własne)

Informacje dot. wykonanych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu 6-go stopnia dla miesięcznej liczby zgłoszonych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 Block 52+ zamieszczono w tab. 6.3.

Tab. 6.3 Wyznaczone Zestawienie zbiorcze przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu dla miesięcznej liczby zgłoszonych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-1 z 2016 i 2017 r. (opracowanie własne)

Lp.	Opis	Dla danych z 2016 r.	Dla danych z 2017 r.
1	Liczba przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych	20	20
2	Łączny czas eksperymentów obliczeniowych [godz.]	Łącznie ok. 7 h (od ok. 2 do 30 min jeden eksperyment obliczeniowy)	
3	Wartość funkcji dopasowania: - minimalna - maksymalna	 1772 12506	 2411 3617

Jeśli chodzi o wskaźnik W^{nr1}, to poszukiwane modele wielomianów przedstawiają się następująco dla poszczególnych lat:

– dla 2016 r:

$$W_i^{nr1} = 0{,}6963x_i - 0{,}0543x_i^2 + 1{,}2182; \quad (9)$$

– dla 2017 r.:

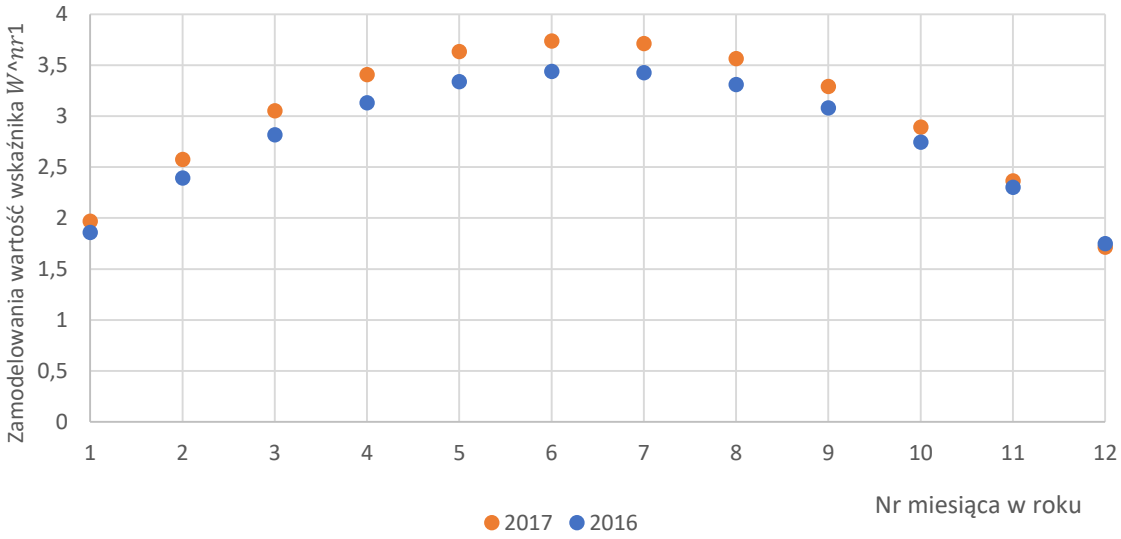
$$W_i^{nr1} = 0{,}7931x_i - 0{,}0628x_i^2 + 1{,}2404; \quad (10)$$

Z kolei informacje dot. wykonanych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu 2-go stopnia dla wskaźnika W^{nr1} zamieszczono w tab. 6.4.

Tab. 6.4 Zestawienie zbiorcze przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu dla wskaźnika W^{nr1} samolotów wielozadaniowych F-1 z 2016 i 2017 r. (opracowanie własne)

Lp.	Opis	Dla danych z 2016 r.	Dla danych z 2017 r.
1	Liczba przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych	10	10
2	Łączny czas eksperymentów obliczeniowych [godz.]	Łącznie ok. 3,5 h (od ok. 1,5 do 30 min jeden eksperyment obliczeniowy)	
3	Wartość funkcji dopasowania: - minimalna - maksymalna	 1,6855 1,6943	 2,4720 2,4654

Na rys. 6.25 zamieszczono wykresy liczby zgłaszanych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 opracowane z wykorzystaniem modelowych funkcji.



Rys. 6.26 Porównanie modeli funkcji aproksymujących wskaźnik W^{nr1} samolotów wielozadaniowych F-16 w 2016 i 2017 r. (opracowanie własne)

Przedstawione dane mają podobny przebieg jakościowy, co je wysoce uwiarygadnia. Wnioski ilościowe wskazują natomiast, że w okresie letnim, w okresie zwiększonej liczby szkoleń i ćwiczeń zwiększa się liczba zdarzeń.

7. PODSUMOWANIE

Jednym z podstawowych, newralgicznych i najważniejszych systemów samolotu jest zespół napędowy. Obserwowany aktualnie rozwój techniki lotniczej wyraźnie wskazuje na miejsce i rolę zespołów napędowych. Turbinowe silniki lotnicze są konstrukcjami o bardzo złożonej budowie. Od nich zależą osiągi samolotów bojowych oraz bezpieczeństwo ich eksploatacji. Analizy statystyczne wskazują na różne źródła uszkodzeń tych napędów. Głównie spowodowane są ciałami obcymi. Uszkodzenia powstałe w wyniku zassania ciał obcych do silników turbinowych można określić mianem największego niebezpieczeństwa dla współczesnych statków powietrznych. Przyczyny są bardzo złożone. Wynikają one z zastosowania: najnowszych technologii wytwarzania części i podzespołów, wykorzystania wyników badań pozwalających projektować coraz doskonalsze kształty łopatek, stosowania nowych materiałów konstrukcyjnych w ich budowie. Nie powoduje to jednak sytuacji, że turbinowe silniki lotnicze pozbawione są całkowicie wad i nie ulegają uszkodzeniom. Analiza niezawodności samolotów wielozadaniowych F-16 eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP w odniesieniu do pierwszych dziesięciu lat ich eksploatacji, pozwala stwierdzić, że prawie 10% zdarzeń lotniczych wywołanych było uszkodzeniami sytemu napędowego, co sprawia, że należy je traktować jako realne zagrożenie.

Badania i analizy zmierzające do ich ograniczenia są kluczowe z punktu widzenia eksploatacji statków powietrznych. Pamiętać należy, że uszkodzenie napędu samolotu bojowego wiąże się z katastrofalnymi skutkami dla pilota, ale co istotne również dla otoczenia. Jednym z ważniejszych problemów eksploatacji turbinowych silników odrzutowych w lotnictwie wojskowym lub cywilnym jest zasysanie ciał obcych. Spowodowane jest to po pierwsze budową silnika, a także usytuowaniem kanałów wlotowych do silnika. Zdarzenia te można podzielić na dwie grupy: uszkodzenie silnika turbinowego poprzez elementy, cząstki i przedmioty luźno znajdujące się na płaszczyznach podczas przemieszczania się lub postoju samolotu oraz uszkodzenie silnika turbinowego w wyniku zderzenia z ptakiem. O ile w przypadku pierwszego typu przyczyn można wprowadzać procedury zabezpieczające, to w drugiej działania są ograniczone. Pojawienie się ciała obcego w silniku (np. ceramiki, kamieni, lodu, śniegu czy elementów konstrukcyjnych „pozostałych" z samolotów wcześniej startujących lub pojazdów obsługi i nadzoru) może zdarzyć się podczas kołowania, rozbiegu, dobiegu a nawet postoju samolotu. W przypadku kolizji z ptakami najczęściej dochodzi wiosną oraz podczas migracji ptaków. Do zdarzeń tych

dochodzi najczęściej na wysokości do 15 m. W całej konstrukcji silnika odrzutowego newralgiczny jest zespół wirujący, a w szczególności łopatki. W całym przekroju jako pierwsze występują łopatki sprężarki, typowe dla silników samolotów wielozadaniowych. Ponieważ samolot F-16 ma wlot powietrza umieszczony pod kadłubem blisko ziemi, może powodować zasysanie ciał obcych do silnika. Na dzień dzisiejszy najlepszym zabezpieczeniem jest dbanie o właściwy stan płyt lotniska. Ich czystość jest gwarancją uniknięcia szeregu niepożądanych zdarzeń.

Kolejnym niebezpieczeństwem jest uszkodzenie turbiny wysokiego ciśnienia. Przyczyną tego typu uszkodzeń są zmienne obciążenia cieplne silnika w części, w której występują najwyższe gradienty temperatury. Najczęściej występujące uszkodzenia silnika dotyczą pęknięć na krawędzi natarcia łopatek, uszkodzenia warstwy wierzchniej łopatek turbiny wysokiego ciśnienia i wypalenia często prowadzące do pęknięć. Jedną z przyczyn awarii systemów napędowych oraz całego płatowca jest przekraczanie ograniczeń eksploatacyjnych. O ile przekroczeń eksploatacyjnych można w prosty sposób uniknąć poprzez szkolenia personelu latającego oraz personelu obsługi, o tyle zdarzeń losowych już nie. Jedynym skutecznym sposobem ich ograniczania jest analiza zdarzeń (jaka ma miejsce w tej pracy), wskazanie przyczyn i opracowanie procedur zabezpieczających przed ich wystąpieniem.

W trakcie wielu lat eksploatacji samolotu F-16 wypracowano szereg procedur eliminujących zdarzenia losowe. Ich całkowite uniknięcie nie jest możliwe. W efekcie należy uznać, że proces analizy uszkodzeń musi być procesem ciągłym, a niniejsza rozprawa może stanowić podstawę do opracowania kolejnych usprawnień. Reasumując, problem uszkodzeń silników turbinowych jest bardzo złożony, lecz na podstawie dostępnych danych można poszukiwać skutecznych sposobów profilaktycznych.

Monitorowanie i analiza uszkodzeń zespołu napędowego samolotu F-16 działającego w zmiennych warunkach to bardzo złożona problematyka, którą należy postrzegać przez pryzmat wieloaspektowej analizy procesu eksploatacji samolotów. Z jednej strony wydawać się może, że problem tkwi jedynie w zaopatrywaniu floty w poszczególne podzespoły. To może skupić uwagę na relacjach biznesowych między stronami: sprzedającym i kupującym. Sytuacja polityczna Polski, jej uwarunkowania, tradycja i priorytety są czynnikiem kształtującym wcześniej wspomniane relacje biznesowe. Pamiętać należy, że część samolotów jeszcze eksploatowanych w Polsce (Mig-29, Su-22) pochodzi z państw byłego Związku Radzieckiego. Współdziałanie wszystkich rodzajów lotnictwa a w tym samolotów bojowych może doprowadzić do zwiększenia obronności Polski. Ujednolicenie procedur zwiększya efektywność i niezawodność całego sytemu obronnego. W tym ujęciu relacje

pomiędzy kontrahentami stawiają kolejne wyzwania, które powinny być brane pod uwagę podczas podejmowania decyzji o rozszerzeniu potencjału obronnego kraju.

8. WNIOSKI KOŃCOWE

Przeprowadzone w niniejszej rozprawie badania i analizy doprowadziły autora do następujących wniosków szczegółowych:

1. Krzywa aproksymująca miesięczne wykorzystanie resursu na jedną zgłoszoną niesprawność, bez względu na to, czy samolot F-16 jest zdatny lub nie, ma bardzo zbliżony przebieg w poszczególnych miesiącach. Zakładając, że przebieg funkcji ma postać wielomianu drugiego stopnia, to uzyskana wartość współczynnika korelacji liniowej dla tego wskaźnika w 2016 i 2017 r. wyniosła 0.8.
2. Wskaźnik miesięcznego wykorzystanego resursu na jedną niesprawność wykazuje sezonowość, tzn. w okresach jesienno – zimowych przyjmuje wartości niższe, a w okresach wiosenno - letnich wyższe. Przebieg tego wskaźnika można aproksymować wielomianem 2 stopnia.
3. Liczba zgłaszanych niesprawności w ciągu danego miesiąca charakteryzuje się dużą zmiennością. W wyniku procedury poszukiwania funkcji aproksymującej wykazano, że najlepiej odzwierciedla zjawisko wielomian 6 stopnia.
4. Występuje bardzo silna korelacja pomiędzy liczbą zgłaszanych niesprawności, ze względu na okoliczności wykrycia oraz specjalność. W wymienionych przypadkach korelacja pomiędzy danymi z 2016 i 2017 r. oscyluje wokół wartości 0.95.
5. Blisko 65% niesprawności dotyczy techniki samolotu a między innymi: awioniki, instalacji elektrycznej, urządzeń komunikacji radiowej, nawigacji i walki elektronicznej oraz struktury samolotu.
6. Najwięcej, bo aż 25% niesprawności zgłaszanych jest podczas lotu.
7. Im mniej niesprawności podczas lotu tym mniej niesprawności wykrytych podczas okresowej obsługi.

Powyższe konkluzje doprowadziły do wypracowania odpowiedzi na pytanie o możliwości wykorzystywania systemu monitorowania zagrożeń w zmiennych warunkach działania samolotu F-16 do profilaktycznego zapobiegania zdarzeniom krytycznym prowadzącym do wyłączenia środka bojowego z eksploatacji a w końcowym efekcie jego utratę. Odpowiedzi te pozwoliły na zestawienie następujących rekomendacji:

1. Identyfikacja i ocena zagrożeń podczas użytkowania systemu F-16 jest niezbędna w celu podniesienia świadomości dotyczącej ich występowania w konsekwencji eksploatacji samolotów w różnych uwarunkowaniach opisywanych w systemie 5M.

2. Metodyka zarządzania ryzykiem zawiera obszary zagrożeń, ale nie pozwala precyzyjnie określić wielkości zagrożenia związanego z użyciem środka bojowego. Wielkość tego zagrożenia można określić statystycznie, metodą porównawczą wynikającą z doświadczeń i badań zgromadzonych przez lata eksploatacji i użytkowania danego systemu.
3. Poziom przewidywanego ryzyka powinien stanowić podstawę do podejmowania decyzji przez zarządzających systemem o jego użyciu lub rezygnacji w stosunku do zagrożeń płynących z nieużycia tegoż systemu. Decyzje podejmowane przez zarządzających muszą przybierać postać zmienną wynikającą z okoliczności użycia uzbrojenia. Zbierane doświadczenia służące do uzupełnienia bazy danych statystycznych wraz z metodami zarządzania ryzykiem powinny zwiększać prawdopodobieństwo określenia ryzyka użycia uzbrojenia, co w końcowym efekcie określi zasadność, skuteczność i efektywność środka bojowego jakim jest platforma F-16.
4. Aktualnie na podstawie modelu 5M, najczęściej stosowanej metody określania zagrożeń w lotnictwie wojskowym, skutecznie identyfikuje się źródła zagrożeń związane z czynnikiem ludzkim i organizacyjnym. Według autora zagrożenia w obszarze „MACHINE" identyfikuje się niewystarczająco w odniesieniu do uszkodzeń i awarii, będących konsekwencją starzenia się elementów statku powietrznego, które kwalifikowane są do podkategorii zużycie techniczne (T 510). Przeglądy kontrolne mają na celu określenie stanu technicznego sprzętu lotniczego, w tym także samolotów F-16 w systemie binarnym określając, czy jest on zdatny do lotu czy nie. Z wyników analiz pracy wynika, że około 70% awarii spowodowane jest zużyciem technicznym, co oznacza, że w niedostatecznym stopniu podczas szacowania ryzyka uwzględnia się stopień zużycia elementów płatowca i silnika.
5. Analizę ryzyka powinno przeprowadzać się na każdym stopniu dowodzenia i powinna być ona nadzorowana przez każdy poziom uczestniczący w przygotowaniu i realizacji lotów. Obecnie w systemie bezpieczeństwa lotów analizy związane z identyfikacją źródeł ryzyka nie prowadzi się w wystarczającym i wymaganym stopniu wnikliwości co w konsekwencji przedkłada się na poziom bezpieczeństwa wykonywanych zadań.
6. Stopień zagrożenia związanego z realizacją misji lotniczych określony wielkością zidentyfikowaną na etapie przygotowań należy zmniejszać stosując metody zapobiegawcze. Decyzję o wykonaniu zadania, w zależności od stopnia zidentyfikowanego ryzyka, podejmują przełożeni wyższych szczebli dowodzenia. Brak jest systemu, który bezwzględnie odpowiadałby na pytanie, czy misję (zadanie lotnicze)

można wykonać porównując potrzebę (konieczność), koszt, efekt, a w rezultacie zasadność realizacji wszystkich czynności związanych z przygotowaniem i egzekucją zadania.

7. Oprócz identyfikowania ryzyka polityka bezpieczeństwa oparta jest na tezach powstających z elementów statystycznych i zaleceniach profilaktycznych formowanych w procesie badania zdarzeń lotniczych przeznaczonych dla użytkowników systemów uzbrojenia. Nie prowadzi się analizy trafności wysuwanych tez oraz oceny efektywności wprowadzanych zaleceń. Koniecznym jest również wdrożenie procedur dokumentowania ryzyka i stworzenie metody porównawczej określającej trafność wykrytych zagrożeń a realnie występujących przesłanek do zdarzeń lotniczych. Koniecznym jest stworzenie biblioteki z katalogiem ryzyka wykorzystanym jako materiał do narzędzia służącego do oceny trafności wysuniętych zagrożeń na etapie ich określenia.
8. Wyniki oceny procesu identyfikowania zagrożeń powinny mieć większy wpływ na przydatność i skuteczność procesu zarządzania ryzykiem, a doprowadzenie do wysokiego prawdopodobieństwa zaistnienia zdarzenia lotniczego może uprościć podejmowanie decyzji zarządzającego.

Konkludując, analiza ryzyka w monitorowaniu zagrożeń jest jedną z najważniejszych części systemu eksploatacji statków powietrznych. Ciągłe badanie środowiska i ulepszanie metod badawczych prowadzić będzie do podwyższania poziomu bezpieczeństwa, a w konsekwencji do **zapobiegania zdarzeniom krytycznym prowadzącym do wyłączenia środka bojowego z eksploatacji.**

9. KIERUNKI DALSZYCH BADAŃ

Zaprezentowane we wcześniejszych rozdziałach informacje oraz analizy pozwalają na określenie dalszych, potencjalnych kierunków prowadzenia badań:

- Doskonalenie systemu gromadzenia oraz bieżącej analizy danych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16, w celu określenia wpływu ich wzajemnego oddziaływania.
- Wyznaczenie zależności funkcyjnej pomiędzy liczbą niesprawności podczas lotu, a liczbą niesprawności wykrytych podczas obsługi okresowej, w celu opracowania modelu pozwalającego na optymalizację działań służb odpowiedzialnych za utrzymanie statków powietrznych.
- Przeprowadzenie podobnych analiz dla pozostałych baz, w których stacjonują samoloty wielozadaniowe F-16, w celu określenia różnic w niesprawnościach w zależności od miejsca stacjonowania statków powietrznych. Tego rodzaju porównanie pozwoliłoby na ocenę służb odpowiedzialnych za utrzymanie statków powietrznych w gotowości do szkolenia lotniczego oraz działań bojowych
- Szczegółowa analiza danych grupy niesprawności zakwalifikowanych jako INNE, w celu określenia przyczyn występowania dużych zmienności ich występowania.

LITERATURA

[1] Aczel A. D., Sounderpandian J.: Statystyka w zarządzaniu Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2018.

[2] Albert A. (Roszkowski W.): Najnowsza historia Polski 1918 – 1980, Londyn 1989.

[3] Anex 19 International Civil Aviation Organization – ICAO. Safety Management System, 2013.

[4] Arbas J.: Wykłady z algorytmów ewolucyjnych. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 2004.

[5] Ashford N.J., Stanton H.P.M., Moore C.A., Coutu P., Beasley J.R: Airport Operations. McGrawHill Companies, Inc. 2013.

[6] Banks J., Carson J., Nelson B., Nicol D.: Discrete-Event System Simulation, Prentice Hall, 2001.

[7] Baron A.: Międzyregionalny transport lotniczy. Wprowadzenie do problematyki. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa nr 38, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2015.

[8] Borkowski B., Dudek H., Szczesny W.: Ekonometria. Wybrane zagadnienia Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2007.

[9] Braden P.F.: F-16 Wing Structure Lifecycle. Structural Integrity Procedia 1/2016, s.106-109.

[10] Bryzek A.: Metody dostarczania części zamiennych dla statków powietrznych. Materiały: XIII International PhD Workshop OWD 2011, 22-25 October 2011, s. 65-70.

[11] Budd L., Ison S.: Air Transport Management: An international perspective. Routledge, 2016.

[12] Camm F.: The F-16 Multinational Staged Improvement Program: A Case Study of Risk assessment and Risk Management. N-3619-AF. RAND, 1998.

[13] Christensen W. D., Martone J. A., The F-16 Aircraft and Hydrazine – An Industrial Hygene Perspective, SAE Technical Paper Series 851971, California 1985.

[14] Ciołek Z.J., Demel S., Hydrazyna – procedury jej przechowywania, wykonywania obsług na samolotach F-16 oraz zasady postepowania w sytuacjach awaryjnych. Przegląd Sił Powietrznych, listopad/2008, s. 42-71.

[15] Combined Joint Task Force Operation Inherent Resolve APOAE09306 https://www.inherentresolve.mil/Portals/14/Documents/Mission/HISTORY_17OCT2014-JUL2017.pdf?ver=2017-07-22-095806-793 (2020.02.20)

[16] Combined Joint Task Force Operation Inherent Resolve Fact Sheet https://www.inherentresolve.mil/Portals/14/Documents/Mission/20170717-%20Updated%20Mission%20Statement%20Fact%20Sheet.pdf?ver=2017-07-17-093803-770 (20.02.2020)

[17] Crouch T. D.: Sir George Cayley. British inventor and scientist https://www.britannica.com/biography/Sir-George-Cayley (24.12.2019).

[18] Danielecki S., Tkaczuk S, Eksploatowanie samolotów jako dyscyplina wiedzy po 100 latach doświadczeń, Biuletyn WAT Vol. LXIV, nr 4, 2015.

[19] Data Acquisition System STM 16-882PL vol. 2.

[20] Dhillon B. S.: (1999). Maintainability Tools. Engineering Maintainability, 50–81.

[21] Donohue G.L., Zellweger A.G. (eds.): Air transportation systems engineering. Progress in Astronautics and Aeronautics vol. 193. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. 2001.

[22] Douglas A., Wiegmann, Scott A Shappell: A Human Error Approach to Aviation Accident Analysis – The Human Factors Analysis and Classification System, Burlington 2013.

[23] Dzik M., Bezpieczeństwo lotów w lotnictwie wojskowym – czynniki i okoliczności wpływające na powstawanie wypadków i incydentów lotniczych, Obronność - Zeszyty Naukowe Wydziału Zarządzania i Dowodzenia Akademii Obrony Narodowej nr 1(5), 2013, s. 73-91.

[24] Edwards E.: Man and machine: systems for safety. Proceedings of British Airline Pilots Associations Technical Symposium, Airline Pilots Association, London 1972, s. 21-36.

[25] Ewertowski T., Czynności badawcze ekspertów na miejscu wypadków lotniczych, Wojskowy Przegląd Prawniczy, 2/2015.

[26] F-16 Fighting Falcon News. Legendary F-16 test pilot Neil Anderson dies http://www.f-16.net/f-16-news-article1979.html (09.12.2019)

[27] F-16 Technical Order 00-105 E-9, 2006.

[28] Fellner A., Osowski M.: Uwzględnienie czynnika ludzkiego w analize procesu zarządzania zasobami ludzkimi. Problemy kryminalistyki nr 290(4)/2015, s. 35-45.

[29] Fighter jet crashes in Pakistan capital during parade rehearsal. https://www.the-jakartapost.com/news/2020/03/11/fighter-jet-crashes-in-pakistan-capital-during-parade-rehearsal.html (12.03.2020)

[30] Flight Manual. F-16C/D. Lockheed Martin Corporation. T.O. GR1F-16CJ-1., 2002.

[31] Goldberg E.: Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. Addison-Wesley Professional, 1989.

[32] Gołębska E. (red.): Kompendium wiedzy o logistyce, red. E. Gołębska, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2010.

[33] Gordon Y.: Mikoyan MiG-29. Midland Publishing, 2006.

[34] Graham A.: Managing Airports. An International Perspective. Elsevier 2013.

[35] Grenda B., Turzyńska H., Czynnik ludzki i jego wpływ na bezpieczeństwo lotów, Wydawnictwo Akademii Sztuki Wojennej, Warszawa 2016.

[36] Haupt L. R.: Practical genetic algorithms. John Wiley & Sons, New Jersey, 2004.

[37] Hawkins F.H.: Human Factors in Flight. Ashagate Publishing, 1987.

[38] Henski P.: Operacja „Inherent Resolve”. Lotnictwo nr 2/2015, s. 18-20.

[39] Hetman K.P.: Szkolenie lotnicze w Polsce 1908-1939. https://www.polot.net/pl/szkolenie_lotnicze_w_polsce_1908_1939 (02.11.2019)

[40] Hillier F., Lieberman G.J.: Introduction to Operations Research. McGraw-Hill Education, New York 2014.

[41] Holland D.A, Freeman J.E.: A Ten-Year Overview of USAF F-16 Mishap Attributes from 1980–89. Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting Proceedings 39(1), s. 30-34.

[42] Hołowiński J.T., Ekonomika transportu morskiego, Wydawnictwo Morskie, Gdynia 1961.

[43] http://climatemps.com (28.02.2020)

[44] http://hikersbay.com/climate/iraq (28.02.2020)

[45] http://hikersbay.com/climate/poland (28.02.2020)

[46] http://radiopoznan.fm/informacje/pozostale/uszkodzony-f-16-zderzenie-z-dronem (10.09.2019).

[47] http://www.31blt.wp.mil.pl (dostęp 10.10.2018).

[48] http://www.applied-statistics.org/FTA.html (26.07.2019)

[49] http://www.f-16.net (10.08.2019)

[50] http://www.f-16.net/aircraft-database/F-16/mishaps-and-accidents/ (09.10.2019)

[51] http://www.planecrashinfo.com/cause.htm (25.08.2019).

[52] https://en.wikipedia.org/wiki/La_France_(airship) (23.09.2019).

[53] https://news.aviation-safety.net (25.08.2019)

[54] https://pl.sputniknews.com/swiat/2019051710410294-sputnik-moment-katastrofy-mysliwca-f-16-w-kalifornii-wideo/ (dostęp 20.05.2019).

[55] https://theblogbyjavier.com/2019/01/02/aviation-safety-evolution-2018-update/ (25.08.2019)

[56] https://www.bbc.com/news/world-europe-49751536 (10.07.2019)

[57] https://www.dailyherald.com/article/20130706/news/707069885/ (25.08.2019).

[58] https://www.defence24.pl/amerykanski-f-16-rozbil-sie-w-niemczech (09.10.2019)

[59] https://www.defence24.pl/katastrofa-amerykanskiego-f-16-w-bawarii (05.05.2019)

[60] https://www.fakt.pl/wydarzenia/swiat/mysliwiec-f-16-zderzyl-sie-z-cessna-nad-karolina-poludniowa/96s2ggy?utm_source=www.fakt.pl_viasg_fakt&utm_medium=referal&utm_campaign=leo_automatic&srcc=ucs&utm_v=2 (08.10.2019).

[61] https://www.nasa.gov/ (01.10.2019).

[62] https://www.palisade.com (02.03.2020).

[63] https://www.samoloty.pl/historia-lotnictwa-hobby-245/historia-lotnictwa-polskiego-hobby-259 (17.09.2019).

[64] https://www.upi.com/Top_News/US/2018/04/04/F-16-crashes-at-US-Air-Force-base-in-Nevada/6081522879921/ (10.10.2019).

[65] https://www.wnp.pl/logistyka/hiszpania-10-zabitych-w-wypadku-f-16-w-bazie-lotniczej-w-albacete,243228.html (9.10.2019).

[66] https://www4.stat.ncsu.edu/~gross/BIO560%20webpage/slides/Jan102013.pdf (26.07.2019)

[67] Iakovidis K: comparing f-16 maintenance scheduling philosophies. Thesis, Department of The Air Force Air University, Air Force Institute of Technology, 2005. https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a436130.pdf (05.01.2020)

[68] Ignasiak E. (red.): Badania operacyjne. Polskie Wydawnictwo Ekonomiczne, Warszawa, 2001.

[69] Inspektorat MON ds. bezpieczeństwa lotów, Instrukcja bezpieczeństwa lotów Lotnictwa Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej, Poznań, 2015.

[70] Instrukcja służby inżynieryjno-lotniczej lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Sygn. Logis. 5/2011, Bydgoszcz 2011 (z późniejszymi zmianami).

[71] ISR & The gulf: an Assessment. he International Institute for Strategic Studies. London, 2019

[72] Janeba-Bartoszewicz E., Kiciński M.: Potencjalne zagrożenie stosowania hydrazyny w systemie Awaryjnego zasilania samolotów F-16. Autobusy. Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe Autobusy 6/2017 s. 230-235.

[73] Kałużna E., Fellner E.: Metody uwzględnienia czynnika ludzkiego w zarządzaniu bezpieczeństwem systemu transportu lotniczego. Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej – Transport z 104, s. 99-111.

[74] Karbownik H.: Podstawy infrastruktury transportu. Wydawnictwo Wyższej Szkoły Humanistyczno-Ekonomicznej w Łodzi, Łódź 2009.

[75] Klich E., Bezpieczeństwo lotów, Wydawnictwo Inst. Technologii Eksploatacji, Radom 2011 r.

[76] Klich E.: Using the James Reason theory in air events study. Journal of KONBiN nr 4(7)/2008, s. 19-40.

[77] Kopczewski M., Szwarc E.: Zarządzanie ryzykiem w systemie bezpieczeństwa lotów. Modele Inżynierii Teleinformatyki 2013 (8), Politechnika Koszalińska, s. 107-128.

[78] Kozakiewicz A., Analiza zespołu napędowego samolotu F – 16C, Antiaircraft and air defence systems, OBRSM, Olszanica 2007.

[79] Kozuba J., Czynnik ludzki - rola symulatora lotniczego w szkoleniu lotniczym, Czasopismo Logistyka nr 06/2011, s. 1817-1829.

[80] Lahtien T.: Radio speech communication and workload in military aviation: a human factors perspective. University of Oulu, Oulu 2016.

[81] Lahtinen TMM, Huttunen KH, Kuronen PO, Sorri MJ, Leino TK. Radio speech communication problems reported in a survey of military pilots. Aviat Space Environ Med 81 (12), 2010, s. 1123–1237.

[82] Larsen R. J., Marx M.L.: An Introduction to Mathematical Statistics and Its Applications. Publisher: Pearson, Year: 2018.

[83] Lewitowicz J.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Systemy eksploatacji statków powietrznych. Wydawnictwo Instytutu Wojsk Lotniczych, Warszawa 2006.

[84] Liebfeld A.: Polacy na szlakach techniki. Wydawnictwa Szkolne i Pedagogiczne, Warszawa 1985.

[85] Lumen W., Glenn D.: Minute Epics of Flight. Grosset & Dunlap, New York 1933.

[86] Madeyski M., Lissowska, E., Marzec J.: Wstęp do nauki o transporcie. Wydawnictwo Szkoły Głównej Handlowe, Warszawa 1971.

[87] Marzenia o lataniu. Gdybyśmy mieli skrzydła..., https://www.national-geographic.pl/historia/marzenia-o-lataniu-gdybysmy-mieli-skrzydla (dostęp 10.01.2019).

[88] Michalak P.: Polscy konstruktorzy i polska myśl techniczna w lotnictwie. Wybór osiągnięć z okazji stulecia odzyskania niepodległości. 100-lat lotnictwa w Polsce – Okolicznościowy Biuletyn Urzędu Lotnictwa Cywilnego, nr 5 (6)/2018, s. 10-25.

[89] Michalewicz Z.: Algorytmy genetyczne + struktury danych = program ewolucyjne. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 1996.

[90] Mikutel T.: Wielokryterialna ocena samolotów transportowych dla Sił Powietrznych RP. Rozprawa doktorska. Politechnika Poznańska, Wydział Maszyn Roboczych i Transportu, Poznań 2015

[91] Misztal W.: System sterowania lotem. Czasopismo Przegląd Sił Powietrznych nr 01/2013,

[92] Mordawski H.: Polskie lotnictwo wojskowe 1918-1920. Narodziny i walka, Wrocław 2009.

[93] Morgała A.: Polskie samoloty wojskowe 1918-1939. Wydawnictwo Obrony Narodowej, Warszawa 1972.

[94] Moyes P.J.R.: General Dynamics F-16 Fighting Falcon. Aerodata International No. 16, 1981,

[95] NATO Logistics Handbook. NATO – OTAN, 2012.

[96] Niestarwski M.: Sekcja Żeglugi Napowietrznej Departamentu Technicznego Ministerstwa Spraw Wojskowych (1918-1920), pierwszy centralny organ polskiego lotnictwa wojskowego, https://www.infolotnicze.pl/2013/07/01/sekcja-zeglugi-napowietrznej-departamentu-technicznego-mswojsk/ (10.12.2019).

[97] Nowakowski M., Zieja M., Ewertowski T., Żyluk A.: Badanie udziału czynnika ludzkiego z wykorzystaniem modelu taksonomii przyczyn zdarzeń lotniczych. Autobusy – Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe nr 12/2016, s. 339-347.

[98] Pawlyk O.: Air Force F-16s fly the most sorties against ISIS, B-1s drop most bombs. AirForceTimes. https://www.airforcetimes.com/news/your-air-force/2016/03/24/air-force-f-16s-fly-the-most-sorties-against-isis-b-1s-drop-most-bombs/ (05.08.2019).

[99] Philip Jarrett: Pioneer Aircraft: Early Aviation to 1914. Putnam Aeronautical, 2003.

[100] Polski Kontyngent Wojskowy w Iraku w ramach Operacji Inherent Resolve i NATO Mission-Iraq, https://www.wojsko-polskie.pl/pkw-irak/ (05.11.2019).

[101] Polskie Siły Zbrojne w drugiej wojnie światowej. t. I, Kampania wrześniowa 1939, cz. 1, Polityczne i wojskowe położenie Polski przed wojną, Londyn 1951.

[102] Porównanie liczebności wojsk i uzbrojenia, http://www.1939.pl/uzbrojenie/porownanie.htm (03.01.2020)

[103] Price J.C., Forrest J.S.: Practical Airport Operations, Safety, and Emergency Management. Elsevier, 2016.

[104] Reason J.: Human Error. Cambridge University Press 1990.

[105] Rogalski J. W., Popławski S.: Transport drogowy a rozwój gospodarczy w Polsce w latach 2003-2010. Czasopismo Logistyka nr 2/2013, s. 77-91.

[106] Ruwantissa A.: Megatrends and Air Transport : Legal, Ethical and Economic Issues. Springer International Publishing, 2017.

[107] Rydzkowski W., Wojewódzka-Król K.: Transport. Problemy transportu w rozszerzonej UE. Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2010.

[108] Satkowski W., Bartoszewicz J., Kiciński M., Hydrazyna jako paliwo systemu awaryjnego zasilania wielozadaniowych samolotów F-16, Materiały konferencyjne „Poznań - Lotnictwo dla obronności", Politechnika Poznańska, Poznań 26.08.2016 r.

[109] Satkowski W., Kiciński M., Bartoszewicz J.: Analiza problematyki logistyki w bazach lotnictwa wojskowego – transport i magazynowanie paliw lotniczych. Logistyka – nauka, nr 3, s. 4300-4309, 2015.

[110] Satkowski W.: Gospodarka materiałami niebezpiecznymi w bazach lotnictwa wojskowego w zmiennych warunkach działania. Wydział Maszyn Roboczych i Transportu Politechniki Poznańskiej, Poznań 2016.

[111] Seedhouse E., Brickhouse A., Szathmary K., Williams E.D.: Human Factors in Air Transport: Understanding Behavior and Performance in Aviation. Springer International Publishing, 2020.

[112] Seyedali M.: Evolutionary Algorithms and Neural Networks: Theory and Applications. Series: Studies in Computational Intelligence 780, Springer 2019.

[113] Sharp T.: The First Powered Airship. The Greatest Moments in Flight https://www.space.com/16623-first-powered-airship.html (12.09.2019).

[114] Shubbar, R. M., Salman, H. H., Lee D.-I.: Characteristics of climate variation indices in Iraq using a statistical factor analysis. International Journal of Climatology, 37(2)/2016, s. 918–927.

[115] Sikorski S.: Wojsko Polskie w przededniu wybuchu wojny niemiecko-polskiej 1939 roku. Zarys sytuacji politycznej i wojskowej. https://www.konflikty.pl/historia/1918-1939/wojsko-polskie-w-przededniu-wybuchu-wojny-niemiecko-polskiej-1939-roku-zarys-sytuacji-politycznej-i-wojskowej/ (10.02.2020).

[116] Sławiński K.: Dzieje polskich skrzydeł. Wydawnictwo Interpress, Warszawa 1974.

[117] Smoliński H., Zieja M., Logiczno-probabilistyczna analiza czynników ryzyka wypadków lotniczych, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2009.

[118] Sobczyk M.. Statystyka. Aspekty praktyczne i teoretyczne. Wydawnictwo UMCS w Lublinie, Lublin 2006.

[119] Sołkiewicz H. (red.): operacyjno-taktyczny leksykon morski. Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia 2012.

[120] Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations | 1959 – 2017, Boeing, 2018 r.

[121] Stawecki P.: Wojsko Marszałka Józefa Piłsudskiego 12 V 1926 – 12 V 1935, Warszawa 2004,

[122] Stefan K. Drzewiecki (1844-1938): http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/drzewiecki.html (02.10.2019).

[123] Szczepankowski A, Szymczak J., Przysowa R.: The Effect of a Dusty Environment upon Performance and Operating Parameters of Aircraft Gas Turbine Engines. ITWL, Warszawa, 2017.

[124] Szostek R.: Metodologia badań statystycznych. Zaszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Zarządzanie i Marketing z. 17 (4/10)/2010, s. 1-7.

[125] Szymański G.M., Misztal W.: Analysis of measurement points sensitivity of vibration signals on the stand of jet engine. Combustion Engines. 2017, 171(4), s. 279-282. DOI: 10.19206/CE-2017-448.

[126] Ślusarz G.: Ocena emisji gazowych związków szkodliwych w spalinach silnika turbinowego samolotu wielozadaniowego. Rozprawa doktorska. Wydział Maszyn Roboczych i Transportu Politechniki Poznańskiej, Poznań 2016.

[127] Transportation Research Board: Apron Planning and Design Guidebook. Airport Cooperative Research Program – Report 96, Washington 2013.

[128] Trelka M., Bartoszewicz J., Urbaniak R., Główne problemy eksploatacyjne silników lotniczych związane z zasysaniem ciał obcych na przykładzie silnika RD – 33, Poznań – Lotnictwo Dla Obronności, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej 2016.

[129] Trelka M.: Monitorowanie uszkodzeń zespołu napędowego w zmiennych warunkach działania samolotu MiG-29. Rozprawa doktorska. Politechniki Poznańskiej, Poznań 2016.

[130] Truszyński O., Biernacki M.: Skalowanie udziału czynnika ludzkiego w wypadkach lotniczych. Polski Przegląd Medycyny Lotniczej 201 O, nr 1, tom 16, s. 28.

[131] Turrner P.: 10 Milestone Flights. You wouldn't have wanted to be along on most of them. Air & Space Magazine, No. 3/2003, https://www.airspacemag.com/history-of-flight/10-milestone-flights-4056259/ (dostęp 12.12.2018).

[132] Ustawa z dnia 28 marca 2003 r. o transporcie kolejowym (Dz.U. 2003 Nr 86. Poz. 789).

[133] Valdes R.M.V., Comendador F.G.: Learning from accidents: Updates of the European regulation on the investigation and prevention of accidents and incidents in civil aviation. Transport Policy, Vol. 18, Issue 6, November 2011, s. 786-799, doi:10.1016/j.tranpol.2011.03.009.

[134] Wątroba S.: Zastosowania statystyki w badaniach naukowych – potrzeba czy konieczność? https://media.statsoft.pl/_old_dnn/downloads/zastosowania_statystyki_w_bad_nauk.pdf (2019.03.20)

[135] Wilke S., Majumdar A., Ochieng W.Y.: Airport surface operations: A holistic framework for operations modeling and risk management. Safety Science 63 (2014), p. 18-33, DOI:10.1016/j.ssci.2013.10.015.

[136] Wilke S., Majumdar A.,Ochieng W.O.: The impact of airport characteristics on airport surface accidents and incidents. Journal of Safety Research 53 (2015), p. 63-75, DOI:10.1016/j.jsr.2015.03.006.

[137] Woźniak M.: Statystyka ogólna. Wydawnictwo Akademii Ekonomicznej w Krakowie 1997.

[138] Wyszczelski L.: Wojsko Piłsudskiego. Wojsko Polskie w latach 1926 – 1935, Warszawa 2005.

[139] Załogi samolotów PZL-37 "Łoś" z 210 Dywizjonu Bombowego przy maszynach. Narodowe Archiwum Cyfrowe https://www.szukajwarchiwach.gov.pl/skan/-/skan/821433c4aa36fc50-de9c6341f3f007b31172213960a40342413b5ff09b3c4126 (2020.02.04)

[140] Zieja M., Gołda P.: Wybrane aspekty systemu zarządzania bezpieczeństwem. Logistyka 4/2014, s. 2600-2608.

[141] Zieliński M.: Bezpieczeństwo w porcie lotniczym. Zeszyty Naukowe Marynarki Wojennej 2010, nr 4 (183), s. 157-179.

[142] Żurek J., Wybrane metody oceny bezpieczeństwa w lotnictwie, Problemy Eksploatacji 4-2009, ITWL, Warszawa.

SPIS RYSUNKÓW

Rys. 1.1 Piramida spadochronowa Leonardo (ok. 1485 r.) [99] 8

Rys. 1.2 Sterowiec parowy Julesa Henriego Giffarda z 1852 r. (Zdjęcie: 2001 National Air and Space Museum, Smithsonian Institution (SI Neg. Nr 73-05535) [99]) 8

Rys. 1.3 Sterowiec La France podczas próby lotu w 1884 r. [52] 9

Rys. 1.4 Ewolucja projektu samolotu braci Wright, który w 1903 odbył pierwszy lot [61]. 10

Rys. 1.5 Czesław Tański w trakcie przeprowadzania doświadczeń ze swym szybowcem w latach 1896-1897 [116]. 11

Rys. 1.6 Porównanie produkcji samolotów wojskowych z produkcją przemysłową w Polsce w latach 1922-1939 [93] 13

Rys. 1.7 Samoloty PZL-37 „Łoś" przed startem z 210 Dywizjonu Bombowego [139] 14

Rys. 2.1 Podział zdarzeń lotniczych [25] 17

Rys. 2.2 Wypadek lotniczy lotu 214 linii lotniczej Asiana, San Francisco [57] 19

Rys. 2.3 Liczba wypadków lotniczych w stosunku do liczby lotów [55] 20

Rys. 2.4 Liczba ofiar wypadków lotniczych w stosunku do globalnego ruchu lotniczego [55] 21

Rys. 2.5 Ofiary wypadków lotniczych na bilion pasażerokilometrów [55] 21

Rys. 2.6 Liczba wypadków lotniczych w latach 1950-2019 (opracowanie własne na podstawie [51]) 23

Rys. 2.7 Udział poszczególnych przyczyn wypadków lotniczych – okres 1950-2019 (opracowanie własne na podstawie [51]) 25

Rys. 2.8 Udział procentowy śmiertelnych wypadków lotniczych ze względu na fazę lotu w latach 2008-2017 (opracowanie na podstawie [120]) 26

Rys. 2.9 Przykładowy schemat drzewa zdarzeń [48] 28

Rys. 2.10 Model teorii bezpieczeństwa Jamesa Reasona: a) opracowanie wg J. Dzik [23] na podstawie [104], b) opracowanie E. Klich [76] na podstawie [104] 32

Rys. 4.1 Państwa eksploatujące samoloty F-16 42

Rys. 4.2 Samolot wielozadaniowy F-16 Block 52+ w wersji C oraz D 42

Rys. 4.3 Wymiary samolotu wielozadaniowego F-16 Block 52+ w wersji C oraz D 43

Rys. 4.4 Konfiguracja uzbrojenia samolotu F-16 Block 52+ 46

Rys. 4.5 Silnik Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin) 49

Rys. 4.6 Przekrój silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin) 51

Rys. 4.7 Elementy silnika Pratt & Whitney F100-PW-229 (Lockheed Martin) 52

Rys. 4.8 Schemat systemu awionicznego wraz z szynami danych (Lockheed Martin) 56

Rys. 4.9 Osie obrotu samolotu F-16 względem środka ciężkości [91] 58

Rys. 4.10 Rozmieszczenie zbiorników paliwowych w samolocie F-16 (Lockheed Martin) 61

Rys. 4.11 Elementy składowe systemu elektrycznego samolotu F-16 (Lockheed Martin)..... 62

Rys. 4.12 Schemat działania systemu hydraulicznego samolotu F-16 (Lockheed Martin)..... 64

Rys. 4.13 Ogólny schemat blokowy Systemu DAS [19] 67

Rys. 4.14 Funkcjonalny schemat ogólny systemu DAS [19] 68

Rys. 4.15 ECSMU – zabudowany w bloku samolotu [19]..... 69

Rys. 4.16 Liczba odnotowanych incydentów i wypadków z udziałem samolotów F-16 w latach 1975-2020 (opracowanie własne na podstawie danych [50]) 70

Rys. 5.1 Przyjęte etapy metodyki badań statystycznych (opracowanie na podstawie [82]) 77

Rys. 5.2 Schemat działania pętli algorytmu ewolucyjnego [4] 78

Rys. 5.3 Schemat pierwszego etapu nadawania kodów zdarzeń lotniczych [69]..... 81

Rys. 6.1 Zdemontowany pierwszy stopień statora turbiny. Widok na: a – krawędzie napływu, b – krawędzie spływu [123] 85

Rys. 6.2 Wykresy średnich miesięcznych temperatur (ang. *temperature*) w dzień (ang. *day*), w nocy (ang. *night*) oraz opadów deszczu (ang. *rain*) i śniegu (ang. *snow*) w: a) Polsce [45], b) Iraku [44].... 86

Rys. 6.3 Dzienna liczba zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 przedziale czasowym od 1 stycznia 2016 do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)..... 89

Rys. 6.4 Histogram liczby zgłoszeń niesprawności w ciągu dnia dla danych zebranych od 1. stycznia 2016 r do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych). 90

Rys. 6.5 Porównanie miesięcznych liczb wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych

F-16 w latach 2016 i 2017: (opracowanie własne na podstawie zebranych danych). 90

Rys. 6.6 Porównanie tygodniowych liczb wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017: (opracowanie własne na podstawie zebranych danych). 91

Rys. 6.7 Porównanie łącznej liczby wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017 zgłoszonych w określone dni tygodnia (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)..... 92

Rys. 6.8 Porównanie średniej liczby wykrytych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w latach 2016 i 2017 zgłoszonych w określone dni tygodnia (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)..... 92

Rys. 6.9 Dzienna liczba zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 z uwzględnieniem zdatności lub jej brak do lotów w przedziale czasowym od 1 stycznia 2016 do 31. grudnia 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych)..... 94

Rys. 6.10 Zaplanowane i zrealizowane miesięczne wykorzystanie resursu samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16) 95

Rys. 6.11 Skumulowane zaplanowane i zrealizowane miesięczne wykorzystanie resursu samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16)..... 96

Rys. 6.12 Miesięczna liczba przeglądów kontrolnych samolotów wielozadaniowych F-16 (opracowanie własne na podstawie sprawozdań z okresowej analizy niezawodności samolotów F-16) 97

Rys. 6.13 Histogram czasu występowania wszystkich niesprawności samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 98

Rys. 6.14 Histogram czasu występowania niesprawności symbolu X samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 99

Rys. 6.15 Udział liczby niesprawności z symbolem RED X w ogólnej liczbie zgłoszeń dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 100

Rys. 6.16 Wykres liczby miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na okoliczności ich wykrycia dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 101

Rys. 6.17 Wykres liczby miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na specjalności dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 102

Rys. 6.18 Wykres odchylenia standardowego miesięcznych zgłoszeń niesprawności z podziałem na specjalności dla samolotów F-16 dla 2016 i 2017 r. (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 102

Rys. 6.19 Udział zdarzeń lotniczych zakwalifikowanych wg modelu 5M w latach 2016-2017 dla samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 103

Rys. 6.20 Wykres przebiegu wskaźnika $Wnr1$ dla samolotów F-16 w latach 2016-2017 (opracowanie własne na podstawie zebranych danych) 105

Rys. 6.21 Okno programu pozwalające na połączenie przygotowanego modelu w Microsoft Excel 2016 z silnikiem programu Evolver (opracowanie własne) 107

Rys. 6.22 Okno konfiguracji programu Evolver – ustawienie warunku zatrzymania algorytmów (opracowanie własne) 108

Rys. 6.23 Okno konfiguracji programu Evolver – ustawienie parametrów algorytmu ewolucyjnego. (opracowanie własne) 109

Rys. 6.24 Przykładowy przebieg wartości minimalizowanej funkcji celu (funkcji przystosowania) podczas eksperymentu obliczeniowego poszukiwania współczynników wielomianu: a) dla eksperymentu obliczeniowego w wykorzystaniem silnika OptQuest, b) dla eksperymentu obliczeniowego z wykorzystaniem algorytmów ewolucyjnych (opracowanie własne) 110

Rys. 6.25 Porównanie modeli funkcji aproksymujących liczbę zgłaszanych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-16 w 2016 i 2017 r. (opracowanie własne) 111

Rys. 6.26 Porównanie modeli funkcji aproksymujących wskaźnik $Wnr1$ samolotów wielozadaniowych F-16 w 2016 i 2017 r. (opracowanie własne) 113

SPIS TABEL

Tab. 1.1 Zestawienie seryjnych wersji samolotu F-16 14

Tab. 2.1 Podział przyczyn wypadków lotniczych, opracowano na bazie danych planecrash.info [51]22

Tab. 4.1 Zestawienie seryjnych wersji samolotu F-16 41

Tab. 4.2 Dane taktyczno-techniczne samolotu F-16 (Lockheed Martin) w wersji C i D 48

Tab. 4.3 Dane techniczne silnika F100-PW-229 50

Tab. 4.4 Wykaz incydentów i wypadków z udziałem samolotów F-16 w latach 2015-2020 (opracowanie własne na podstawie [29][50][54][58][59][60][64][65] 72

Tab. 5.1 Wykaz możliwych okoliczności wykrycia niezdatności na samolotach F-16 – klasyfikacja ze względu na status statku powietrznego 82

Tab. 5.2 Klasyfikacja specjalności w odniesieniu do wykrycia niezdatności na samolotach F-16..... 83

Tab. 6.1 Zestawienie porównawcze wybranych wielkości klimatycznych Warszawy oraz Bagdadu (opracowanie własne na podstawie danych [43]) 87

Tab. 6.2 Wybrane podstawowe wskaźniki statystyczne dla zebranych danych na temat zgłoszonych niesprawności samolotów F-16 (opracowanie własne na podstawie danych) 88

Tab. 6.3 Wyznaczone Zestawienie zbiorcze przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu dla miesięcznej liczby zgłoszonych niesprawności samolotów wielozadaniowych F-1 z 2016 i 2017 r. (opracowanie własne) 112

Tab. 6.4 Zestawienie zbiorcze przeprowadzonych eksperymentów obliczeniowych poszukiwania współczynników wielomianu dla wskaźnika $Wnr1$ samolotów wielozadaniowych F-1 z 2016 i 2017 r. (opracowanie własne) 112

ZAŁĄCZNIKI

Załącznik nr 1

Fragment przykładowych zebranych danych analizowanych w ramach niniejszej dysertacji

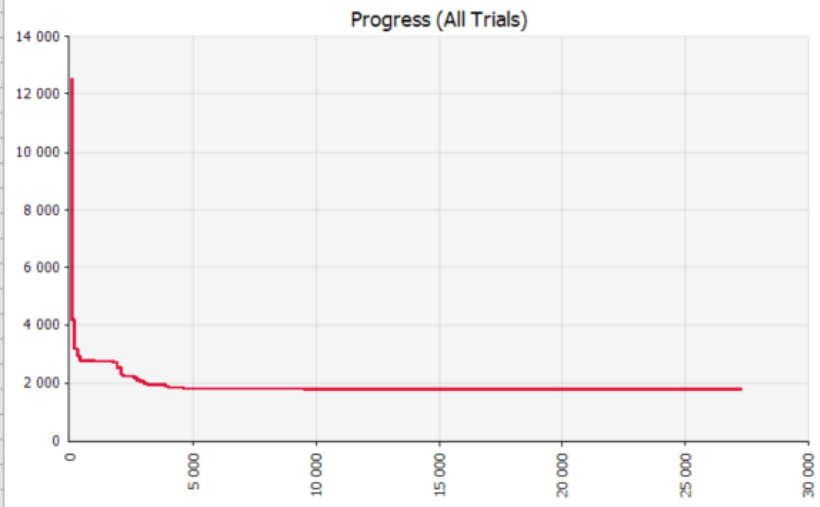
Zawiadomienie	Data zawiadom.	Opis	Urządzenie	Symbol niesprawności	Stat. techn zawiadom	Lokaliz. funkc.	Specjalność	Odpow.stan.rob.	Zgłoszone przez	Nr zlec.	Status systemu	Status użytk.	Okoliczności wykryc.	HMC	Kod główny przycz. 1	Kod główny przycz. 2	Kod pomocn przycz. 1	Kod pomocn przycz. 2	Nr lotu/Nr zlecenia	Koniec zakłóc.	Skutki dla wyk. zad.
ws2f021792	xxxxxxx	Damaged jet fuel starter exhaust duct se		X	Z	4046	CC	ETKTDSIW	0aa40ac	ws20021756	PRZL ZWZK	ND	PH								PNZ
ws2f021790	xxxxxxx	FLCs bit failed during engine operation.		X	Z	4049	FLC	1EOKEO	0a0a008	ws20021754	PRZL ZWZK	ND	ER								PNZ
ws2f021791	xxxxxxx	OXY Low light appeared during engine run		X	Z	4050	ECS/OXY	1EOWWE	0a0a00c	ws20021755	PRZL ZWZK	ND	ER								PNZ
ws2f021784	xxxxxxx	Fuel leak from fuel and air quick discon		X	Z	4047	F/H	ETFUEL	0a0a056	ws20021748	PRZL ZWZK	ND	INNE	381							WZ
ws2f021783	xxxxxxx	Fuel leak from right MLG bay.		X	Z	4041	F/H	ETFUEL	0a0a05a	ws20021747	PRZL ZWZK	ND	PR	381							PNZ
ws2f021777	xxxxxxx	Brocken coupling on fuel strainer assy.		X	Z	4046	F/H	ETFUEL	0aa00a4	ws20021741	PRZL ZWZK	ND	PH	070							PNZ
ws2f021778	xxxxxxx	During Egress Final Inspection, Inertia		X	Z	4053-95-10	EGR	ETWOINUK	0aaa00c	ws20021742	PRZL ZWZK	ND	SI	135	AC-T510	AC-T510	-	-			PNZ
ws2f004654	xxxxxxx	Chafing on the panel 4306 was found		X	Z	4061	STR	ETKTKSS	0a0a075	ws20004642	PRZL ZWZK	ND	PH	020	AC-T520	AC-T520	-	-			PNZ
ws2f021773	xxxxxxx	Damaged fairings 16W289-11 and 16W289-12		X	Z	4077-50-52	NDI	ETKTKSS	0a20aa2	ws20021737	PRZL ZWZK	IZ	PH	020	AC-T510	AC-T510	-	-			PNZ
ws2f021770	xxxxxxx	MIDS 035, 044, MIDS LVT battery fail.		/	Z	4045-23-82	CNEW	1EOKEA	0a02022	ws20021734	PRZL ZWZK	ND	INNE	045	AC-T510	AC-T510	-	-			PNZ
ws2f021767	xxxxxxx	SCRATCHES FOUND ON PTO SHAFT CENTER TUBE		X	Z	4052	CC	2EO1KES	0a0a033	ws20021731	PRZL ZWZK	ND	PR								PNZ
ws2f021768	xxxxxxx	MOUNTING FLANGE ON 10 KVA STANDBY GENERA		X	Z	4052	ELC	2EOKEO	0a0a033	ws20021732	PRZL ZWZK	ND	PR								PNZ
ws2f021766	xxxxxxx	Podczas wykonywania obsługi kalendarzowe		X	Z	4081	ECS/OXY	1EOKEO	0a05007	ws20021730	PRZL ZWZK	ND	SI								PNZ
ws2f021760	xxxxxxx	SPLINED SHAFT OF PTO SHAFT CHECKED FOR E		X	Z	4046	ENG	ETWOINS	0aa202a	ws20021724	PRZL ZWZK	ND	PH								PNZ
ws2f004650	xxxxxxx	Green light on the ground test panel		X	Z	4044	F/H	ETFUEL	0a0a055	ws20004638	PRZL ZWZK	ND	PR	070	AC-T510	AC-T510	-	-			PNZ
ws2f004648	xxxxxxx	During performing Aircraft Phase Inspect		X	Z	4061	PNS	ETKTDSIW	0a0a075	ws20004636	PRZL ZWZK	ND	PH	070	AC-T510	AC-T510	-	-			PNZ
ws2f021758	xxxxxxx	EGI 009		/	Z	4079	AA	1EOKEA	0cccc88	ws20021722	PRZL ZWZK	ND	FLI								WZ
ws2f021757	xxxxxxx	TGP 015, 011, 030, 027, 025, 020,		/	Z	4079	AA	1EOKEA	0cccc88	ws20021721	PRZL ZWZK	ND	FLI								WZ

Załącznik nr 2

Widok podsumowania optymalizacji podczas generowania rozwiązań w programie Evolver

Evolver: Optimization Summary

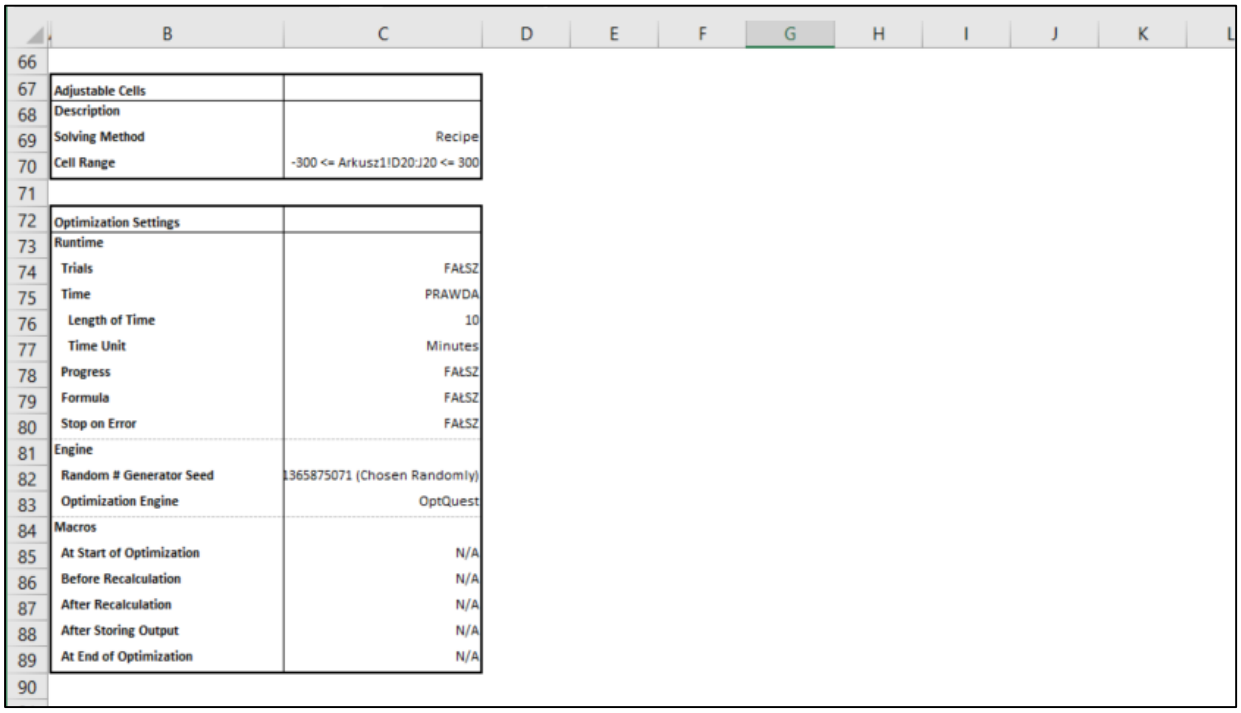
Performed By: RZ
Date: piątek, 3 kwiecień 2020 21:58:42
Model: obliczenia_evolver.xlsx



Goal	
Cell to Optimize	Arkusz1!H37
Type of Goal	Minimum

Results	
Valid Trials	27283
Total Trials	27283
Original Value	12506,11175
+ soft constraint penalties	0,00
= result	12506,11175
Best Value Found	1772,603395
+ soft constraint penalties	0,00
= result	1772,603395
Best Trial Number	27279
Time to Find Best Value	0:10:00
Reason Optimization Stopped	Elapsed time
Time Optimization Started	29.05.2020 21:48
Time Optimization Finished	29.05.2020 21:58
Total Optimization Time	0:10:00
Adjustable Cell Values	Arkusz1!D20
Original	270,72
Best	221,3797817
Adjustable Cell Values	Arkusz1!E20
Original	-122,59
Best	-99,90311003
Adjustable Cell Values	Arkusz1!F20
Original	24,56
Best	20,06627791
Adjustable Cell Values	Arkusz1!G20
Original	-2,3427
Best	-1,92258037
Adjustable Cell Values	Arkusz1!H20
Original	0,0997
Best	0,082146389
Adjustable Cell Values	Arkusz1!I20
Original	-0,0014
Best	-0,001132661
Adjustable Cell Values	Arkusz1!J20
Original	-63,614
Best	-30,65478504

Widok podsumowania optymalizacji podczas generowania rozwiązań w programie Evolver c.d.



Adjustable Cells	
Description	
Solving Method	Recipe
Cell Range	-300 <= Arkusz1!D20:J20 <= 300

Optimization Settings	
Runtime	
Trials	FAŁSZ
Time	PRAWDA
Length of Time	10
Time Unit	Minutes
Progress	FAŁSZ
Formula	FAŁSZ
Stop on Error	FAŁSZ
Engine	
Random # Generator Seed	1365875071 (Chosen Randomly)
Optimization Engine	OptQuest
Macros	
At Start of Optimization	N/A
Before Recalculation	N/A
After Recalculation	N/A
After Storing Output	N/A
At End of Optimization	N/A

Załącznik nr 3

Widok podsumowania optymalizacji podczas generowania rozwiązań w programie Evolver – raport wszystkich rozwiązań

Evolver: Log of All Trials

Performed By: RZ
Date: piątek, 3 kwiecień 2020 21:58:42
Model: obliczenia_evolver.xlsx

Trial	Elapsed Time	Result	Adjustable Cells						
			D20	E20	F20	G20	H20	I20	J20
1	00:00:01	12506,11175	270,72	-122,59	24,56	-2,3427	0,0997	-0,0014	-63,614
2	00:00:02	193933	0	0	0	0	0	0	0
3	00:00:02	1,45013E+18	-300	-300	-300	-300	-300	-300	-300
4	00:00:02	1,45013E+18	300	300	300	300	300	300	300
5	00:00:02	7,52217E+17	-216,9632905	80,88384068	-259,3101578	-260,6860722	-266,1847252	262,1099161	-236,8015448
6	00:00:02	3,47062E+17	295,9066578	291,8462376	-282,1418143	196,1007947	-257,4162791	-139,6730519	79,13103048
7	00:00:02	9,65066E+16	249,0081969	232,8191204	161,5319786	-295,4360995	211,3846354	68,48749952	291,5679617
8	00:00:02	1,4642E+16	-69,00528852	242,0552565	250,5294512	-266,8631923	298,0665938	-57,11885484	-205,9699623
9	00:00:02	4,89633E+17	-256,9265084	157,7146224	-195,8443361	-68,2388069	219,0270262	-209,4488142	-284,9836939
10	00:00:02	1,05375E+18	-285,9216256	-274,616274	154,9510112	9,196603659	37,35533113	276,7792417	215,2302209
11	00:00:02	7,53606E+17	-240,3700397	239,630893	-36,51965863	133,8997271	24,4711035	233,8059152	-285,1536907
12	00:00:02	6,31343E+17	11,25011483	-267,9407039	-180,8735489	228,2250036	-224,7737781	234,8750841	83,32807002
13	00:00:02	9,24916E+17	280,5702449	-280,7761746	-16,17631355	-152,2679049	254,7052367	-283,5272295	205,913072
14	00:00:03	6,94225E+17	-133,5865173	-249,2140082	-258,9370362	243,3421926	-18,4740672	-227,4877188	43,17496568
15	00:00:03	38507932,47	221,7684049	-91,20373431	17,78840908	-1,888163222	0,070161487	-0,000994739	-57,16475062
16	00:00:03	42073193	298,1000022	-138,8362621	25,70030969	-2,667840444	0,112733791	-0,001657751	-71,18253965
17	00:00:03	410896026,2	300	-181,3517972	40,72966697	-2,859898002	0,128818515	-0,002102976	-101,3243794
18	00:00:03	3396763,594	70,22828068	-20,29918925	2,542144433	-0,040773523	0,003322132	-0,000308503	-6,352937046
19	00:00:03	999955815,6	0	0	0	0	0,0997	0	-63,614
20	00:00:03	1020184720	270,72	-122,59	24,56	-2,3427	0	-0,0014	0
21	00:00:03	12255,14866	300	-135,8488475	27,21631206	-2,596077128	0,110483156	-0,001551418	-70,49423759
22	00:00:03	1,44619E+18	300	300	300	-300	-300	-300	-300
23	00:00:03	9611303,958	300	-134,3551402	27,97431324	-2,560195469	0,109357838	-0,001498252	-70,15008656
24	00:00:03	9,19346E+14	173,14762	-91,53828978	67,31611337	-55,7901944	80,97139664	-14,93706464	-102,0069202
25	00:00:03	9,9798E+15	270,1451654	-87,90488831	46,3597385	-72,87613612	2,375824171	27,5910964	105,6749051
26	00:00:03	1,3667E+16	281,9112322	-55,23756762	-9,614043875	38,53358687	-39,14238978	-28,78199807	-2,604920756
27	00:00:03	1,40464E+15	-14,8991277	76,82322825	39,88793502	-37,1292529	90,85059281	-17,88392803	-28,91480716
28	00:00:03	9,59272E+15	104,6757338	19,1791656	32,30544038	-49,76845053	103,9039079	18,02036083	122,8289418
29	00:00:03	2,49995E+16	87,60350015	35,96440934	-86,10012981	27,05860042	-69,65912768	-37,23079334	30,07013059
30	00:00:03	4,16699E+14	-37,54810726	239,8781885	237,9774537	-275,2784162	256,8708891	-25,8438534	-113,7141349
31	00:00:03	4,60364E+16	-62,02667181	249,5585228	19,79138407	-196,7141015	35,43251528	-60,17793525	-138,0297721
32	00:00:03	5,92372E+16	262,62921	251,4226086	105,9715024	-198,0797992	14,47799488	66,59904041	272,1575781
33	00:00:03	4,72196E+12	-2,3427	-2,3427	-2,3427	270,72	-2,3427	-2,3427	-2,3427
34	00:00:03	6,37825E+15	149,3259132	128,8261229	30,8959231	-73,70823941	50,42693002	-25,66116145	20,22300599
35	00:00:03	2146002,79	297,5195971	-134,2784242	26,57519309	-2,574069001	0,10790581	-0,001509128	-70,17585208
36	00:00:03	1546730,816	300	-139,8929673	27,51604991	-2,648053971	0,112394743	-0,001574838	-71,89786387
37	00:00:03	2294074,63	300	-139,7524841	27,93304958	-2,60213895	0,113725287	-0,001602362	-71,26030537
38	00:00:03	349714,777	272,4293862	-125,4211984	25,16987311	-2,402097608	0,101064958	-0,001446454	-64,25694051
39	00:00:03	52357135,47	300	-122,59	24,56	-2,596077128	0,0997	-0,001551418	-63,614
40	00:00:03	49602817,53	270,72	-135,8488475	27,21631206	-2,3427	0,110483156	-0,0014	-70,49423759
41	00:00:03	79404863,69	300	-300	60,10278163	-5,733012481	0,243984012	-0,003426054	-155,6750143
42	00:00:03	85687146,34	252,146854	-94,55652974	21,06323933	-1,90133617	0,098899357	-0,001458794	-57,90700306
43	00:00:03	2195134,596	211,9069095	-102,793995	16,64850364	-1,565417606	0,081793653	-0,001145325	-69,88862238
44	00:00:03	354127833,5	261,9969721	-80,18769315	22,63756798	-1,664417617	0,079493534	-0,001143436	-46,71620729
45	00:00:03	4651333,266	284,0472825	-125,6638176	25,79632396	-2,404904097	0,103678483	-0,001400498	-64,84540314
46	00:00:03	2023223,685	23,89815325	-1,590368133	0,674061563	-0,009327585	0,000528723	-3,87358E-05	-2,86000729
47	00:00:03	5060569,853	137,8985748	-4,354561177	2,76964355	-0,733782657	0,048525479	-0,000397484	-5,309972169
48	00:00:03	110839649,8	118,175396	-75,91066816	4,78859998	-0,748177752	0,050141318	-0,000314482	-28,67676832
49	00:00:03	1,18465E+16	27,21631206	27,21631206	-135,8488475	27,21631206	27,21631206	27,21631206	27,21631206

Załącznik nr 4

Widok podsumowania optymalizacji podczas generowania rozwiązań w programie Evolver – raport zmian w poszczególnych etapach

Evolver: Log of Progress Steps

Performed By: RZ
Date: piątek, 3 kwiecień 2020 21:58:42
Model: obliczenia_evolver.xlsx

Trial	Elapsed Time	Result	Adjustable Cells						
			D20	E20	F20	G20	H20	I20	J20
1	00:00:01	12506,11175	270,72	-122,59	24,56	-2,3427	0,0997	-0,0014	-63,614
21	00:00:03	12255,14866	300	-135,8488475	27,21631206	-2,596077128	0,110483156	-0,001551418	-70,49423759
60	00:00:03	7315,313509	206,2678085	-93,29573626	18,68094782	-1,769764792	0,075164148	-0,001069901	-48,09748607
76	00:00:03	5363,528782	214,5605301	-96,80015051	19,44107326	-1,853296183	0,079000868	-0,001110829	-50,27818787
78	00:00:03	4565,926103	218,7068909	-98,55235764	19,82113597	-1,895061878	0,080919228	-0,001131292	-51,36853878
79	00:00:04	4211,697185	220,7800713	-99,4284612	20,01116733	-1,915944726	0,081878408	-0,001141524	-51,91371423
80	00:00:04	4045,725831	221,8166615	-99,86651298	20,10618301	-1,92638615	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
161	00:00:04	3278,327147	222,5893563	-99,86651298	20,10618301	-1,92638615	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
162	00:00:04	3185,69318	222,9757037	-99,86651298	20,10618301	-1,92638615	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
303	00:00:05	3176,393291	222,9391921	-99,86651298	20,10618301	-1,926406584	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
306	00:00:05	3171,746066	222,8018219	-99,86651298	20,10618301	-1,926580435	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
308	00:00:06	3164,650618	222,8270429	-99,86651298	20,10618301	-1,926677578	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
317	00:00:06	2923,117907	223,513097	-99,86651298	20,10618301	-1,927149019	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
319	00:00:06	2919,175418	223,5641249	-99,86651298	20,10618301	-1,927273658	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
331	00:00:06	2918,234673	223,5702018	-99,86651298	20,10618301	-1,927280778	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
334	00:00:06	2918,19788	223,5783314	-99,86651298	20,10618301	-1,927297135	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
337	00:00:07	2917,08494	223,5420367	-99,86651298	20,10618301	-1,927189734	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
342	00:00:07	2915,893749	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,18630195
413	00:00:07	2912,287507	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,15799666
414	00:00:07	2910,491596	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,14384401
415	00:00:08	2909,595444	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,13676769
417	00:00:08	2909,147818	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,13322953
418	00:00:08	2908,924118	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,13146045
419	00:00:08	2908,812296	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-52,13057591
420	00:00:08	2849,752921	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,64056791
421	00:00:08	2822,384205	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,3955639
422	00:00:09	2809,240089	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,2730619
423	00:00:09	2802,803092	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,2118109
424	00:00:09	2799,618358	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,1811854
425	00:00:09	2798,034433	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,16587265
426	00:00:09	2797,244581	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15821628
427	00:00:09	2796,850182	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15438809
428	00:00:10	2796,653114	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,152474
429	00:00:10	2796,554614	223,5487664	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
531	00:00:10	2792,079512	223,6171873	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
545	00:00:10	2791,95679	223,624895	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
546	00:00:11	2791,924391	223,6287489	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
547	00:00:11	2791,915432	223,6306758	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
548	00:00:11	2791,912763	223,6316393	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
549	00:00:11	2791,91188	223,632121	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
550	00:00:11	2791,911552	223,6323619	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
551	00:00:11	2791,911417	223,6324823	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
552	00:00:12	2791,911356	223,6325425	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
564	00:00:12	2791,911097	223,6336873	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
569	00:00:12	2791,910996	223,6333474	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
577	00:00:12	2791,910994	223,6332749	-99,86651298	20,10618301	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
670	00:00:13	2779,619054	223,6332749	-99,86651298	20,10438509	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
687	00:00:13	2779,124459	223,6332749	-99,86651298	20,10449403	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695
688	00:00:13	2778,937115	223,6332749	-99,86651298	20,10454849	-1,927200825	0,082357999	-0,00114664	-51,15151695