

POLITECHNIKA POZNAŃSKA
Wydział Inżynierii Lądowej i Transportu

Piotr Długiewicz

**Ocena parametrów eksploatacyjnych technicznie
zaawansowanych samolotów lotnictwa ogólnego
w aspekcie ich wykorzystania w systemach
monitorowania i analizy danych lotniczych**

PRACA DOKTORSKA

Promotor:

dr hab. inż. Jarosław Markowski, prof. PP.

Promotor pomocniczy:

dr inż. Benedykt Sasim

Poznań, 2022

Wyrażam serdeczne słowa wdzięczności mojemu Promotorowi,
Panu dr hab. Jarosławowi Markowskiemu, prof. PP
za nieustające motywowanie mnie do poszukiwania właściwych rozwiązań,
życzliwe zrozumienie dla moich licznych ograniczeń
oraz bycie inspirującym wzorem nauczyciela i naukowca.

Spis treści

1. Wprowadzenie	9
2. Problemy bezpieczeństwa w lotnictwie ogólnym	11
2.1. Wskaźnik wypadków w lotnictwie ogólnym i jego przyczyny	11
2.2. Działania na rzecz bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego	19
3. Monitorowanie danych lotniczych	22
3.1. FDM w systemie zarządzania bezpieczeństwem	22
3.2. Techniczne aspekty FDM w lotnictwie komunikacyjnym	25
3.3. Definiowanie i wykrywanie zdarzeń w FDM.....	26
3.4. Przykładowe inicjatywy FDM w lotnictwie ogólnym	28
4. Systemy awioniki stosowane we współczesnych samolotach GA	34
4.1. Architektura systemu Garmin 1000	34
4.2. Struktura danych	36
5. Cel, teza i zakres pracy	39
6. Badania własne	41
6.1. Metodyka badań.....	41
6.2. Badania podczas operacji lotniczych	43
6.3. Modelowanie, badania symulacyjne i analiza wyników.....	47
6.4. Struktura systemu analizy danych lotniczych.....	51
6.5. Modele składowe systemu analizy danych lotniczych	53
6.6. Walidacja systemu analizy danych lotniczych	89
7. Komercjalizacja systemu	107
8. Zakończenie	109
8.1. Podsumowanie	109
8.2. Wnioski	109
8.3. Kierunki dalszych prac	110
9. Literatura	111

Streszczenie

Lotnictwo ogólne, to ta część lotnictwa cywilnego, która nie obejmuje rozkładowych usług lotniczych i nierozkładowego transportu lotniczego. Jest bardzo zróżnicowane zarówno pod względem konstrukcji statków powietrznych, jak i ich osiągnięć oraz pilotów.

Głównym problemem lotnictwa ogólnego jest zapewnienie bezpieczeństwa operacji lotniczych. W zestawieniu z wartościami wskaźników uzyskiwanych dla lotnictwa komercyjnego jest ono o rząd wielkości mniejsze. Jako główne przyczyny wypadków w tym sektorze lotnictwa wskazuje się czynniki związane z parametrami lotu zależnymi wprost od pilota i jego umiejętności reakcji na niepożądane zdarzenia.

Poprawa bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego jest celem wielu inicjatyw podejmowanych przez różne instytucje i organizacje, zarówno na poziomie krajowych nadzorów lotniczych, jak i stowarzyszeń branżowych. Zróżnicowane działania skupiają się na zidentyfikowaniu przyczyn wypadków. Jednym z takich działań, które miało istotny wpływ na poprawę bezpieczeństwa w lotnictwie liniowym było wdrożenie systemów monitorowania danych lotniczych (FDM). Działanie to jest pożądane w odniesieniu do lotnictwa ogólnego. Jest ono możliwe dzięki rozpowszechnieniu pakietów awioniki cyfrowej, której funkcjonalność pozwala na zapis, a następnie ograniczoną analizę danych.

W związku z tym w pracy podjęto próbę wykorzystania wybranych parametrów rejestrowanych w warunkach eksploatacji samolotu, do oceny poziomu bezpieczeństwa pod kątem wybranych aspektów operacyjnych. Przeprowadzono badania eksperymentalne w locie, analizy wyników badań, których efektem było opracowanie modeli matematycznych dedykowanych podjętemu zagadnieniu. Opracowane modele poddano weryfikacji w badaniach numerycznych, w których wykorzystano szereg danych rejestrowanych z rzeczywistych lotów wykonywanych na samolotach tego typu. Przeprowadzone analizy walidacyjne potwierdziły skuteczność zaproponowanych modeli. Na ich podstawie opracowano system analizy danych lotniczych z operacji samolotów lotnictwa ogólnego, który może być skutecznie wykorzystany w ocenie poziomu bezpieczeństwa tychże operacji i służyć jego poprawie.

The evaluation of the operational parameters of technically advanced general aviation airplanes in terms of their use in flight data monitoring and analysis systems

Summary

General aviation is a part of civil aviation that does not include scheduled air services and non-scheduled air transport. It varies considerably, both in terms of aircraft construction, as well as their performance and pilots.

The main problem of general aviation is ensuring air operations' safety. Compared to the safety indicators obtained for commercial aviation, it is an order of magnitude lower. The leading causes of accidents in this aviation sector are factors related to flight parameters directly dependent on the pilots and their ability to react to undesirable events.

Improving general aviation safety is the goal of many initiatives by various institutions and organizations, both at the level of national aviation authorities and industry associations. Various activities focus on identifying the causes of accidents. One of such activities that has significantly impacted safety in airlines is the implementation of Flight Data Monitoring systems (FDM). It is also desirable for general aviation. Thanks to the dissemination of digital avionics suites, the functionality allows for data recording and partial analysis.

Therefore, the study attempts to use select parameters recorded in the operating conditions of the aircraft to assess the level of safety in terms of select operational aspects. In-flight experimental research and research analysis results have been carried out, the effect of which was the development of mathematical models dedicated to the issue in question. The developed models have been verified in numerical tests, which used several data recorded from actual flights performed on airplanes of this segment. The performed validation analyses confirmed the effectiveness of the proposed models. On their basis, a system for analyzing aeronautical data from general aviation aircraft operations has been developed, which can be effectively used in evaluating the safety level of these operations and helping to improve them.

Ważniejsze skróty i oznaczenia

ADM	ang. <i>Aeronautical Decision Making</i>
AHRS	ang. <i>Attitude and Heading Reference System</i>
AOPA	ang. <i>Aircraft Owners and Pilots Association</i>
ASI	ang. <i>Aviation Safety Institute</i>
ASIAS	ang. <i>Aviation Safety Information Analysis and Sharing</i>
ASP	ang. <i>Aviation Safety Program</i>
CAPS	ang. <i>Cirrus Airframe Parachute System</i>
CAS	ang. <i>Crew Alerting System</i>
CFIT	ang. <i>Controlled Flight into Terrain</i>
COPA	ang. <i>Cirrus Owners and Pilots Association</i>
EASA	ang. <i>European Aviation Safety Agency</i>
EFIS	ang. <i>Electronic Flight Instrumentation System</i>
EGAST	ang. <i>The European General Aviation Safety Team</i>
ESP	ang. <i>Electronic Stability Protection</i>
ESSI	ang. <i>The European Strategic Safety Initiative</i>
FAA	ang. <i>Federal Aviation Administration</i>
FDAU	ang. <i>Flight Data Acquisition Unit</i>
FDM	ang. <i>Flight Data Monitoring</i>
FDR	ang. <i>Flight Data Recorder</i>
GA	ang. <i>General Aviation</i>
GAARD	ang. <i>General Aviation Airborne Recording Device</i>
GAJSC	ang. <i>General Aviation Joint Steering Committee</i>
GAMA	ang. <i>General Aviation Manufacturers Association</i>
GIA	ang. <i>Garmin Integrated Avionics</i>
HSDB	ang. <i>High-Speed Data Bus</i>
ICAO	ang. <i>International Civil Aviation Organization</i>
IMC	ang. <i>Instrument Meteorological Conditions</i>
IUwL	Instrukcja Użytkowania w Locie
LDA	ang. <i>Landing Distance Available</i>
LESA	ang. <i>Loss-of-energy State Awareness</i>
LOC-I	ang. <i>Loss of Control In-flight</i>

LRU	ang. <i>Line Replaceable Unit</i>
MISO	ang. <i>Multiple Inputs, Single Output</i>
NAFI	ang. <i>National Association of Flight Instructors</i>
NAS	ang. <i>National Airspace System</i>
NASA	ang. <i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NBAA	ang. <i>National Business Aviation Association</i>
NGAFID	ang. <i>National General Aviation Flight Information Database</i>
NTSB	ang. <i>National Transportation Security Board</i>
PFD	ang. <i>Primary Flight Display</i>
QAR	ang. <i>Quick Access Recorder</i>
SAFE	ang. <i>Society of Flight Instructors and Educators</i>
SMS	ang. <i>Safety Management System</i>
SOP	ang. <i>Standard Operating Procedures</i>
TIT	ang. <i>Turbine Inlet Temperature</i>
VMC	ang. <i>Visual Meteorological Conditions</i>
WOW	ang. <i>Weight on Wheels</i>

Zastosowane jednostki i ich przeliczniki

W związku z przedmiotem pracy, w celu ułatwienia zrozumienia, oceny i ewentualnego wykorzystania niniejszej rozprawy, we wszystkich odniesieniach do danych lotniczych zastosowano jednostki powszechnie używane w danym kontekście w lotnictwie profesjonalnym. W wielu przypadkach nie są to jednostki układu SI. Poniżej przedstawiono zestawienie zastosowanych jednostek innych niż zawarte w układzie SI, ich nazwę w języku angielskim i polskim oraz przelicznik na jednostki układu SI (tabl. 0.1.)

Tablica 0.1.

Zestawienie jednostek innych niż z układu SI i ich przeliczników na układ SI

Jednostka	Nazwa angielska	Nazwa polska	Przelicznik na SI
[°F]	Fahrenheit degree	stopień Fahrenheita	-
[ft]	feet	stopa	1 [ft] = 0,3048 [m]
[ft/min]	feet per minute	stopy na minutę	1 [ft/min] = 0,0050 [m/s]
[gal]	US gallon	galon amerykański	1 [gal] = 0,0378 [m ³]
[gal/h]	US gallon per hour	galon amerykański na godzinę	1 [gal/h] = 0,001 [dm ³ /s]
[inHg]	inches of mercury	cal słupa rtęci	1 [inHg] = 33,83 [hPA]
[kt]	knot	węzeł	1 [kt] = 0,5144 [m/s]
[nm]	nautical mile	mila morska	1 [nm] = 1852 [m]

1. Wprowadzenie

Lotnictwo ogólne (GA) definiowane jest przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO) jako ta część lotnictwa cywilnego, która nie obejmuje rozkładowych usług lotniczych i nierozkładowego transportu lotniczego, wykonywanego za wynagrodzeniem [91, 97]. Definicja taka wskazuje, że prace lotnicze, takie jak loty agro, fotograficzne, reklamowe i obserwacyjne są częścią GA. Innym sposobem definiowania lotnictwa ogólnego jest wskazanie podstaw prawnych, regulujących te operacje. W jurysdykcji amerykańskiej pod nadzorem *Federal Aviation Administration* (FAA) i odnoszącej się do statków powietrznych zarejestrowanych w Stanach Zjednoczonych są to przepisy 14 CFR Part 91 [33]. W głównym europejskim obszarze prawnym pod nadzorem Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA), obejmującym statki powietrzne zarejestrowane w państwach członkowskich EASA, operacje niekomercyjne regulują przepisy Part NCO (*non-commercial operations*) i Part NCC (*non-commercial complex*), zawarte w Rozporządzeniu Komisji (UE) nr 965/2012 z dnia 5 października 2012 roku z późniejszymi zmianami [29]. Należy jednak zauważyć, że o ile wszystkie operacje, podlegające wskazanym przepisom są operacjami lotnictwa ogólnego, o tyle nie do wszystkich operacji lotnictwa ogólnego mają one zastosowanie. Wynika to z faktu, że lotnictwo ogólne obejmuje wiele różnych kategorii statków powietrznych. Poza samolotami i śmigłowcami są to między innymi szybowce, balony i sterowce oraz wiele innych, podlegające innym, na ogół uproszczonym przepisom, takim jak Rozporządzeniu Komisji (UE) nr 395/2018 z dnia 13 marca 2018 roku [30].

Ponadto w obrębie głównych kategorii statków powietrznych, tj., samolotów i śmigłowców, w lotnictwie ogólnym występuje bardzo duże zróżnicowanie pod względem wielkości statków powietrznych, ich złożoności technicznej, wieku, wymagań i charakterystyki eksploatacyjnej. Organizacją zrzeszającą producentów statków powietrznych dla lotnictwa ogólnego jest *General Aviation Manufacturers Association* (GAMA), której członkami, oprócz marek powszechnie kojarzonych i odgrywających kluczową rolę na tym rynku, są także Boeing, Airbus i Embraer, zasadniczo związane z lotnictwem komunikacyjnym [51]. W raportach dostaw statków powietrznych ujętych w dokumentach GAMA znajdują się zarówno lekkie, jednosilnikowe konstrukcje, takie jak szkolny Diamond DA20, akrobacyjny 8KCAB Super Decathlon czy ultralekki wodnosamolot Icon A5, jak i Boeing 787 czy Airbus 330 w konfiguracji biznesowej [50]. Tak duże zróżnicowanie statków powietrznych, operujących w ramach lotnictwa ogólnego powoduje, że zagadnienie pochodne, takie jak wymagania i szkolenie załóg lotniczych, warunki operacyjne, wsparcie techniczne czy problemy bezpieczeństwa są również bardzo złożone.

Innym czynnikiem różnicującym operacje lotnictwa ogólnego jest ich cel. W tym zakresie wyróżnia się m.in. operacje dla celów rekreacyjnych, szkoleniowych, biznesowych i operacje korporacyjne. Operacje biznesowe są zazwyczaj realizowane przez pilota-właściciela, posiadającego licencję lotniczą dowolnego poziomu, dla którego bycie pilotem nie jest źródłem zarobkowania, ale są związane z jego innymi aktywnościami zawodowymi. Operacje korporacyjne wykonywane są przez wyspecjalizowane zespoły większych podmiotów gospodarczych, przy czym załogi kompletowane są z zawodowych pilotów [50, 75].

Szacuje się, że światową flotę GA stanowi około 440 000 statków powietrznych, spośród których 211 000 bazowanych jest w Stanach Zjednoczonych, a 133 000 w Europie. Operują one z około 5 000 lotnisk w USA i 4 000 lotnisk w Europie. W samych Stanach Zjednoczonych lotnictwo GA zapewnia 1,2 miliona stanowisk pracy i odpowiada za 247 miliardów dolarów GDP. Około 66% lotów lotnictwa ogólnego w USA jest związana z aktywnością gospodarczą [50].

Stowarzyszenie Pilotów i Właścicieli Samolotów (AOPA) szacuje, że udział samolotów jednosilnikowych z napędem tłokowym stanowi około 62% całej floty GA w USA, tj. około 131 000 samolotów [3]. W XXI wieku największą liczbę samolotów tej klasy dostarczył Cirrus Aircraft, który w latach 2001–2021 wyprodukował ponad 8500 egzemplarzy modeli SR2x, w tym SR20,

SR22 i SR22T [50]. Samoloty te określane są jako technicznie zaawansowane (ang. *Technically Advanced Aircraft*), głównie ze względu na wyposażenie w cyfrowy układ awioniki, określane potocznie jako „glass-cockpit” oraz zaawansowany układ automatycznego sterowania [24]. Wprowadzenie takiego standardu wyposażenia statku powietrznego oraz bardzo zróżnicowany poziom wykształcenia lotniczego pilotów, stworzyło nowe wyzwania w dziedzinie szkolenia i bezpieczeństwa [28, 60, 94].

Lotnictwo ogólne w swoim zakresie jest bardzo zróżnicowane zarówno pod względem konstrukcji statków powietrznych jak i pod względem osób je eksploatujących. Dlatego obowiązuje tu fundamentalna zasada, że wszyscy użytkownicy przestrzeni powietrznej są użytkownikami równoprawnymi. W związku z tym, wszyscy w jednakowym stopniu wpływają na bezpieczeństwo własne i innych użytkowników przestrzeni powietrznej. Dlatego wprowadza się szereg standardów w zakresie szkolenia pilotów, utrzymywania ich zdolności operacyjnej, prowadzi się intensywne działania w zakresie stałego monitorowania operacji lotniczych oraz stały nadzór nad zdolnością operacyjną statku powietrznego. Działania te ukierunkowane są na zwiększenie bezpieczeństwa operacji lotniczych. W tym zakresie poszukuje się nowych rozwiązań i narzędzi, które w sposób istotny pozwolą wesprzeć to działanie.

2. Problemy bezpieczeństwa w lotnictwie ogólnym

2.1. Wskaźnik wypadków w lotnictwie ogólnym i jego przyczyny

Spośród wielu problemów związanych z funkcjonowaniem dzisiejszego lotnictwa, bezpieczeństwo od lat uważane jest za kluczowy problemem lotnictwa ogólnego [1]. W szerokim ujęciu przyjmuje się, że społeczna percepcja lotnictwa, jako najbezpieczniejszego środka transportu jest prawdziwa jedynie w odniesieniu do lotnictwa komunikacyjnego, a lotnictwo ogólne w znacznie mniejszym stopniu korzysta z osiągniętego postępu. Zrozumienie skali oraz przyczyn wypadków lotniczych w lotnictwie ogólnym jest konieczne w celu zaprojektowania i wprowadzenia odpowiednich środków zaradczych.

W ujęciu ogólnym szacuje się, że wypadki stałopłatów lotnictwa ogólnego każdego roku w USA stanowią 64% wszystkich wypadków lotniczych [69] i odpowiadają za 94% ofiar śmiertelnych w lotnictwie cywilnym [66, 87]. Określenie kosztów ekonomicznych wypadków GA jest trudne, jednak w zależności od ujęcia określa się je na poziomie 1,6 – 4,6 miliarda dolarów rocznie [92].

Porównawcza analiza poziomu wypadkowości w odniesieniu do dowolnej aktywności lotniczej polega na określeniu liczby niepożądanych zdarzeń danej kategorii wypadków lub wypadków ze skutkiem śmiertelnym, w funkcji przyjętej miary, określającej natężenie danej aktywności, takiej jak czas jej wykonywania, pokonaną odległość, liczbę operacji lub liczbę przewiezionych pasażerów [93]. Dodatkowym wyzwaniem w lotnictwie ogólnym jest przyjęcie takich kryteriów, które dostatecznie dobrze opisywałyby aktywność z wykorzystaniem statków powietrznych o różnej charakterystyce eksploatacyjnej lub typie operacji. Dla przykładu należy wskazać różnice prędkości lotu pomiędzy dwoma popularnymi typami samolotów GA, tj. pochodzącą z lat siedemdziesiątych Cessną 152 oraz współczesnym Cirrusem SR22. Prędkość przelotowa C152 wynosi ok. 200 km/h, a SR22 sięga 340 km/h na ich typowych wysokościach przelotowych. Tak znaczna różnica powoduje, że szacowanie pokonanej odległości jest obciążone bardzo znacznym błędem. Dlatego dla lotnictwa ogólnego przyjmuje się, że miarą aktywności jest czas lotu i wyznacza wskaźniki K_T i K_F charakteryzujące liczbę wypadków lotniczych n_k lub n_f wypadków lotniczych ze skutkiem śmiertelnym, przypadającą na 100 000 godzin lotu:

$$K_T = \frac{n_k}{T} 10^5 \quad (2.1)$$

$$K_F = \frac{n_f}{T} 10^5 \quad (2.2)$$

gdzie:

T – nalot całkowity statku powietrznego w danym okresie.

Wskaźniki te są jednymi z zalecanych przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego [102]. Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego raportuje liczby wypadków, bez szacowania aktywności. Z tego powodu prowadzenie analiz bezpieczeństwa w odniesieniu do lotnictwa ogólnego w Europie jest niemożliwe. Ograniczenie to odnosi się także do Polski, gdzie informacje i analizy publikowane przez Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych pozwalają, na ogół w wystarczającym stopniu zrozumieć przyczyny pojedynczych zdarzeń, ale nie pozwalają na obserwację trendów, a tym samym na ocenę skuteczności działań w zakresie bezpieczeństwa. Dodatkowo należy zwrócić uwagę na fakt, że skala lotnictwa ogólnego w Polsce jest bardzo mała. Liczba statków powietrznych GA zarejestrowanych w polskim Rejestrze Cywilnych Statków Powietrznych wynosi około 3000 szt. [50]. Powoduje to, że losowe wystąpienie kilku zdarzeń o podobnej charakterystyce skokowo i jednorazowo zmienia

obraz danej kategorii. Ponadto aktywność lotnictwa ogólnego podlega cyklom związanym ze zdarzeniami globalnymi. W latach 2008 – 2012 obserwowane było znaczne zmniejszenie tej aktywności wywołanej światowym kryzysem finansowym. Podobna sytuacja zaistniała w latach 2020 – 2021, gdzie silny wpływ na wielkość ruchu GA wywarła pandemia Covid-19 [11]. Wnioskowanie o poziomie bezpieczeństwa na podstawie danych zawierających takie anomalie jest obciążone istotnymi błędami.

Jedynym obszarem, dla którego dostępne są względnie kompletne dane, umożliwiające poprawną metodologicznie analizę są Stany Zjednoczone. Statki powietrzne lotnictwa ogólnego w 2018 roku wykonały ponad 5,5 miliona operacji [3]. Największa na świecie skala lotnictwa ogólnego umożliwia analizę przyczyn i trendów w szerszym ujęciu koniecznym w badaniach naukowych. Pomimo dowodów wpływu lokalnych czynników, takich jak ukształtowanie terenu, na specyficzne przyczyny wypadków lotniczych, w skali globalnej są one względnie stałe [13]. Pozwala to przyjąć, że informacje pozyskiwane z analizy danych, pochodzących ze Stanów Zjednoczonych w zadowalający sposób pozwalają na wnioskowanie i ocenę zjawisk w całym lotnictwie ogólnym, i są poprawne z punktu widzenia celów niniejszej pracy.

Na potrzeby analizy trendów dotyczących wypadkowości lotnictwa ogólnego przyjęto okres 2000 – 2020 roku. Posługując się wskaźnikiem liczby wypadków i wypadków śmiertelnych na 100 000 godzin ustalono, że w latach 2016 – 2017 poziom wypadków śmiertelnych był mniejszy od 1,00. Jednocześnie ogólna liczba wypadków GA pomiędzy rokiem 2000 a 2020 jest różna o 1,21 na 100 000 godzin lotu (tabl. 2.1.). Świadczy to o stopniowej poprawie poziomu bezpieczeństwa w lotnictwie ogólnym [13, 78].

Tablica 2.1.

Wypadkowość w lotnictwie ogólnym i w lotnictwie liniowym w USA
(liczba wypadków na 100 000 godzin lotu) [78]

Rok	Lotnictwo ogólne		Lotnictwo liniowe	
	Liczba wypadków	Liczba wypadków śmiertelnych	Liczba wypadków	Liczba wypadków śmiertelnych
2001	6,78	1,27	0,236	0,011
2002	6,69	1,33	0,237	0
2003	6,68	1,34	0,309	0,011
2004	6,49	1,26	0,159	0,011
2005	7,20	1,38	0,206	0,015
2006	6,35	1,28	0,171	0,010
2007	6,94	1,20	0,143	0,005
2008	6,87	1,21	0,141	0,010
2009	7,08	1,32	0,170	0,011
2010	6,63	1,24	0,169	0,006
2011	b.d.	b.d.	0,184	0
2012	7,05	1,30	0,152	0
2013	6,26	1,12	0,124	0,011
2014	6,24	1,31	0,175	0
2015	5,85	1,10	0,156	0
2016	5,93	0,99	0,164	0
2017	5,68	0,94	0,178	0
2018	5,87	1,02	0,161	0,005
2019	5,58	1,06	0,202	0,010
2020	5,57	1,05	0,157	0

Analizując ten sam okres w odniesieniu do lotnictwa liniowego w USA, tj. operacji rozkładowych i nierozkładowych według przepisów 14 CFR Part 121, należy zwrócić uwagę, że w latach 2002, 2011 – 2012, 2014 – 2017 oraz 2020 roku nie odnotowano wypadków ze skutkiem śmiertelnym [4, 78]. Następnie w celu porównania średnich pomiędzy liczbą wypadków i liczbą wypadków ze skutkiem śmiertelnym na 100 000 godzin przeprowadzono analizę statystyczną. Analizie poddano wyniki dotyczące lat 2001 – 2020 z wyłączeniem 2011 roku, w którym nie dysponowano danymi dotyczącymi lotnictwa ogólnego.

Test normalności rozkładu Shapiro-Wilka wykazał, że rozkłady wszystkich wypadków oraz wypadków ze skutkiem śmiertelnym w przypadku lotnictwa liniowego istotnie statystycznie odbiegają od normalnego. Z kolei rozkłady wszystkich wypadków oraz wypadków ze skutkiem śmiertelnym w przypadku lotnictwa ogólnego są zgodne z rozkładem normalnym. W związku z tym, że w każdej parze porównań jedna zmienna odbiega istotnie od rozkładu normalnego w analizie użyto nieparametrycznego testu rang Wilcoxon (tabl. 2.2.).

Tablica 2.2.

Analiza statystyczna średnich liczb wypadków na 100 000 godzin pomiędzy lotnictwem ogólnym a lotnictwem liniowym

Liczba wypadków na 100 000 godzin lotu	Lotnictwo ogólne			Lotnictwo liniowe			Test rang Wilcoxon	
	M	Me	SD	M	Me	SD	Z	P
wszystkich	6,407	6,490	0,534	0,179	0,169	0,043	-3,823	<0,001*
śmiertelnych	1,196	1,240	0,134	0,006	0,006	0,005	-3,823	<0,001*

*Liczba wypadków na 100 000 godzin lotu, M – średnia arytmetyczna, Me – mediana, SD – odchylenie standardowe, Z – statystyka testu rang Wilcoxon, p – istotność testu rang Wilcoxon, $p < 0,05$ **

Test rang Wilcoxon wykazał istotne statystycznie różnice w odniesieniu do obu zmiennych. Można więc powiedzieć, że średnia liczba wszystkich wypadków na 100 godzin lotu w lotnictwie ogólnym ($M = 6,407$) była istotnie statystycznie ($p < 0,001$ *) wyższa, niż w lotnictwie liniowym ($M = 0,179$). Również średnia liczba wypadków śmiertelnych na 100 godzin lotu w lotnictwie ogólnym ($M = 1,196$) była istotnie statystycznie ($p < 0,001$ *) większa, niż w lotnictwie liniowym ($M = 0,006$).

W celu pogłębienia analizy przyczyn i okoliczności wypadków w lotnictwie ogólnym odwołano się do raportów z zakończonych badań przyczyn wypadków, które w Stanach Zjednoczonych prowadzi *National Transportation Safety Board* (NTSB). Raporty takie publikowane są na ogół z opóźnieniem do dwóch lat od czasu wystąpienia zdarzenia. Dlatego posługując się metodologią stosowaną przez *Aviation Safety Institute* (ASI), będący częścią AOPA, dalsza analiza w niniejszej pracy dotyczy lat 2009 – 2019. Dla każdego roku z tego okresu zostały opublikowane raporty końcowe, dotyczące co najmniej 80% zdarzeń, jakie wystąpiły w poszczególnych latach. Ostateczne wartości mogą ulec zmianie po zakończeniu badania wszystkich wypadków z danego okresu.

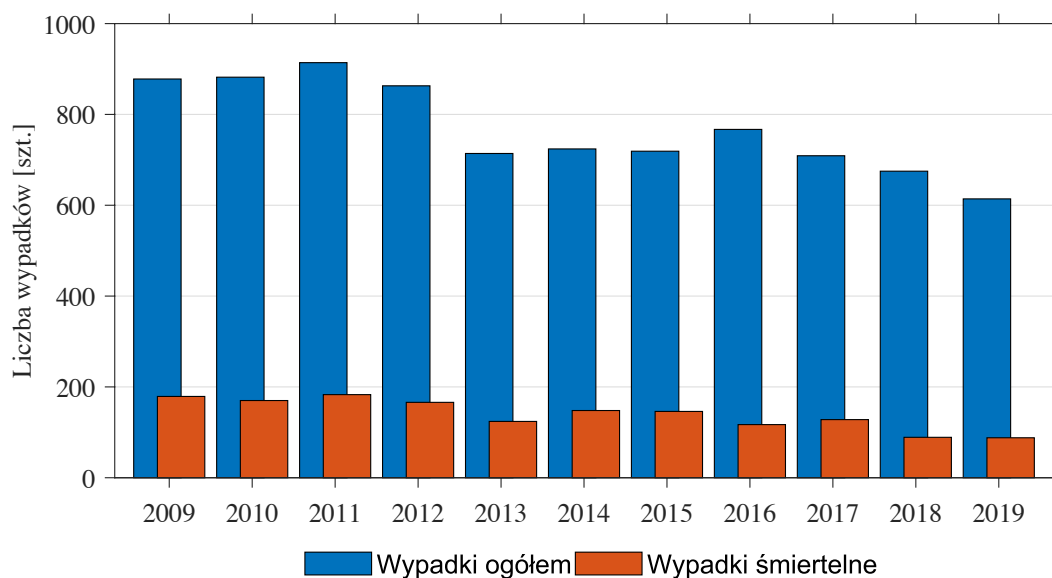
W literaturze przedmiotu wskazuje się na udział czynnika ludzkiego jako głównej przyczyny wypadków lotniczych stałopłatów w lotnictwie ogólnym [1, 2, 7, 10, 13, 14, 65, 67]. Analiza danych wskazuje, że w latach 2015 – 2019 czynnik ludzki był przyczyną średnio 69% wypadków ($M = 69\%$, $STD = 5,2\%$), co potwierdza tezę o dominującym udziale tego czynnika (tabl. 2.3.).

Tablica 2.3.

Główne przyczyny wypadków stałopłatów w lotnictwie ogólnym w USA 2015 – 2019 [2]

Rok	Związane z czynnikiem ludzkim		Związane z czynnikiem technicznym		Związane z innymi lub nieznanymi czynnikami	
	Wypadki	Wypadki Śmiertelne	Wypadki	Wypadki śmiertelne	Wypadki	Wypadki Śmiertelne
2015	719 (74%)	146 (76%)	141 (14%)	17 (9%)	111 (12%)	30 (15%)
2016	767 (73%)	117 (74%)	170 (16%)	16 (10%)	111 (11%)	26 (16%)
2017	709 (71%)	128 (79%)	177 (18%)	13 (8%)	116 (12%)	21 (13%)
2018	675 (65%)	89 (54%)	186 (18%)	11 (7%)	170 (17%)	64 (39%)
2019	614 (62%)	88 (49%)	194 (20%)	15 (8%)	180 (18%)	76 (42%)

Do podobnych wniosków prowadzi analiza wypadków stałopłatów lotnictwa ogólnego w dłuższym czasie (rys. 2.1.). W artykule opublikowanym w 2001 roku Li, Baker i współprac. wskazywali, że czynnik ludzki był prawdopodobną przyczyną 38% wypadków głównych linii lotniczych, 74% wypadków w przewozach nieregularnych i aż 85% wypadków w GA [67]. Jednocześnie należy zauważyć, że pomiędzy rokiem 2015 a 2019 procentowy udział tego czynnika zmniejszył się z 74% do 62% w liczbie wypadków ogółem, a z 76% do 49% w liczbie wypadków ze skutkiem śmiertelnym [2]. Pomimo wyraźnej obserwowalnej tendencji poprawy bezpieczeństwa w lotnictwie ogólnym, całkowita liczba wypadków, liczba wypadków ze skutkiem śmiertelnym oraz udział czynnika ludzkiego w tych wypadkach pozostają bardzo duże, w szczególności w porównaniu z lotnictwem liniowym.



Rysunek 2.1. Wypadki stałopłatów lotnictwa ogólnego w operacjach niekomercyjnych w USA spowodowane czynnikiem ludzkim w latach 2009 – 2019 [2]

Ze względu na cel niniejszej pracy, dalszą analizę ponownie zawężono do jednej kategorii statków powietrznych, tj. samolotów oraz jednej kategorii operacji, tj. lotów niekomercyjnych. Przy takich kryteriach dokonano analizy wypadków w podziale na cele operacji (tabl. 2.4.). W takim podejściu stwierdzono, że 76,1% wypadków miało miejsce podczas lotów rekreacyjnych, określanych w amerykańskiej metodologii klasyfikacji jako loty prywatne. Ponadto należy zwrócić uwagę, że ta kategoria celów operacji lotniczej ma jeszcze większy udział w wypadkach i ofiarach śmiertelnych odpowiednio 82,5% oraz 82,0%. Drugą istotną kategorię celów stanowią loty szkolne – 13,8%, lecz ich udział w wypadkach ze skutkiem śmiertelnym jest

mniejszy i stanowi zaledwie 8,5% wypadków śmiertelnych oraz 10,7% ofiar tychże wypadków. Szczególną uwagę zwraca również fakt, że transport korporacyjny, funkcjonujący w oparciu o zasady operacyjne podobne do lotnictwa liniowego i mający bardzo duży udział w całkowitej aktywności lotnictwa ogólnego, cieszy się stosunkowo dużym poziomem bezpieczeństwa [2].

Tablica 2.4.

Wypadki w podziale na cele operacji (stałopłaty, operacje niekomercyjne) w 2019 r. [2]

Cel operacji	Wypadki		Wypadki śmiertelne		Ofiary śmiertelne	
Prywatne	730	73,9 %	139	77,7 %	219	71,8 %
Szkolne	187	18,9 %	17	9,5 %	27	8,9 %
Pożytku publicznego	3	0,3 %	0	0,0 %	0	0,0 %
Przebazowania	10	1,0 %	1	0,6 %	1	0,3 %
Obserwacje z powietrza	11	1,1 %	4	2,2 %	6	2,0 %
Cele zawodowe	23	2,3 %	11	6,1%	27	8,9 %
Transport korporacyjny	2	0,2 %	1	0,6 %	5	1,6 %
Inne prace lotnicze	12	1,2 %	2	1,1 %	2	0,7 %
Inne lub nieznanne*	9	0,9 %	4	2,2 %	18	5,9 %

*obejmuje pokazy lotnicze, loty doświadczalne i nieustalone cele.

Kolejnym kryterium analizy są warunki wykonywania lotu, takie jak pora dnia (dzień lub noc) oraz warunki meteorologiczne – VMC (*Visual Meteorological Conditions*) lub IMC (*Instrument Meteorological Conditions*), to jest odpowiednio warunki do lotu z widocznością i warunki do lotów według wskazań przyrządów (tabl. 2.5.). Ogólna struktura wypadków w podziale na te kryteria odpowiada strukturze aktywności, bowiem około 90% operacji lotnictwa ogólnego odbywa się w ciągu dnia i zsumowany udział wypadków w warunkach dziennych jest zbliżony do tych wartości. Zwraca jednak uwagę, że wypadki, do których dochodzi w warunkach IMC oraz w nocy skutkują poważniejszymi konsekwencjami. Na przykład, zaledwie 1,9% wypadków ma miejsce podczas lotu w nocy w warunkach IMC, ale stanowią one aż 7,1% wypadków ze skutkiem śmiertelnym oraz pochłaniają aż 8,3% ofiar śmiertelnych w całym lotnictwie ogólnym [2]. Przyjmuje się, że ogólnie warunki pogodowe są główną lub dodatkową przyczyną 35 % wypadków GA, a do 60% z nich dochodzi w warunkach IMC [39].

Tablica 2.5.

Wypadki w podziale na warunki lotu (stałopłaty, operacje niekomercyjne) w 2019 r. [2]

Pora dnia i pogoda	Wypadki		Wypadki śmiertelne		Ofiary śmiertelne	
Dzień VMC	817	82,7 %	109	60,9 %	169	55,4 %
Noc VMC	65	6,6 %	22	12,3 %	39	12,8 %
Dzień IMC	33	3,3 %	24	13,4 %	61	20,0 %
Noc IMC*	7	0,7 %	5	2,8 %	8	2,6 %
Nieznane	66	6,7 %	19	10,6 %	28	9,2 %

*obejmuje zmierzch

W Stanach Zjednoczonych, w odróżnieniu od Europy, wykonywanie samodzielnych lotów szkolnych wymaga posiadania dokumentu określanego jako „licencja pilota-ucznia”. Uprawienie to jest uwzględniane w zestawieniach wydanych licencji [50]. W statystykach piloci turystyczni, pomimo że stanowią 24,8% ogólnej populacji pilotów [37], uczestniczą w 46,6% wypadków oraz 50,0% wypadków ze skutkiem śmiertelnym (tabl. 2.6.). Zależność tę można wyjaśniać przede wszystkim tym, że lotnictwo ogólne jest jedynym polem, na którym, w odróżnieniu od pilotów liniowych i zawodowych, piloci turystyczni mogą funkcjonować. Stąd też ich większy udział w ogólnej aktywności GA i większy udział w wypadkach. Innym wyjaśnieniem nadreprezentacji pilotów turystycznych wśród sprawców i ofiar wypadków w lotnictwie

ogólnym jest słabszy poziom wykształcenia lotniczego i mniejsze doświadczenie. Badania dowodzą, że nalot ogólny koreluje z podatnością na wypadki w szczególności w pierwszym 1000 godzin nalotu ogólnego, następnie zmniejsza się i osiąga fazę plateau. Craig twierdzi, że tzw. „strefa śmierci” – czas zwiększonej podatności wypadkowej, rozciąga się od ukończenia szkolenia do około 500 godzin, podczas gdy Knecht uważa, że znaczące zmniejszenie ryzyka wypadku następuje po osiągnięciu co najmniej 1000 godzin nalotu [22, 61].

Tablica 2.6.

Wypadki w podziale na poziom uprawnień pilotów na pokładzie (stałopłaty, operacje niekomercyjne) w 2019 r.

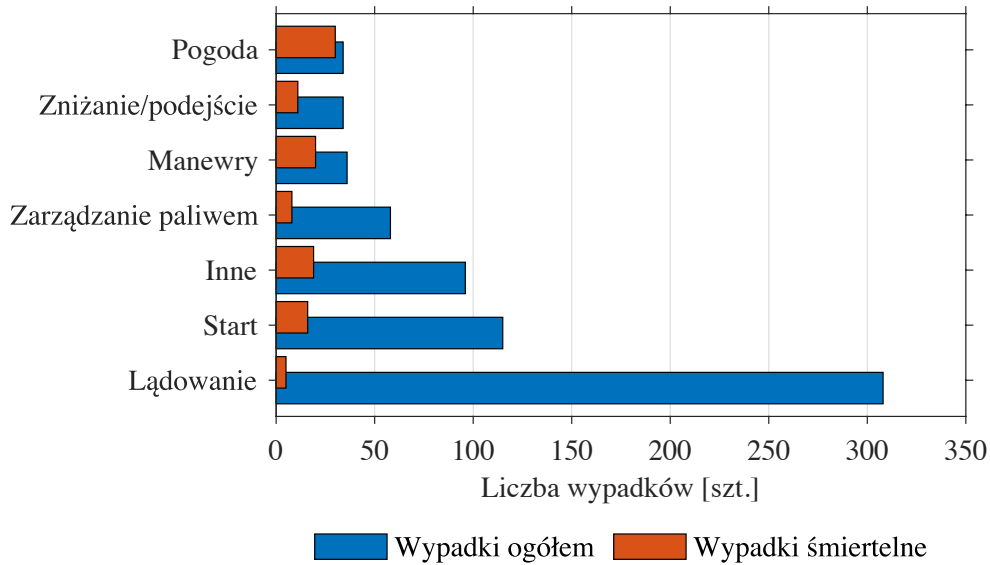
Poziom uprawnień	Wypadki		Wypadki śmiertelne		Śmiertelność
Licencja liniowa	121	12,1 %	25	13,8 %	20,7 %
Licencja zawodowa	269	26,9 %	57	31,5 %	21,2 %
Licencja turystyczna	441	44,1 %	75	41,4 %	17,0 %
Licencja sportowa	20	2,0 %	3	1,7 %	15,0 %
Licencja pilota-ucznia	84	8,4 %	8	4,4 %	9,5 %
Inne lub nieznanne	64	6,4 %	13	7,2 %	20,3 %
Inny pilot na pokładzie	147	14,7 %	29	16,0 %	19,7 %
Instruktor na pokładzie	250	25,0 %	41	22,7 %	16,4 %
Pilot z uprawnieniem IR(A) na pokładzie*	542	54,3 %	107	59,1 %	19,7 %

*obejmuje operacje w załodze jednoosobowej

Pozostałe dwie istotne obserwacje, dotyczące ujęcia wypadków w podziale na poziom uprawnień, to fakt, że w aż 22,8% w trakcie wypadków GA na pokładzie znajdował się co najmniej jeden pilot z uprawnieniami instruktora, co jednocześnie oczywiście nie wskazuje, że dany lot miał charakter lotu szkolnego. Ponadto należy zauważyć, że śmiertelność wypadków, w które są zaangażowani piloci lotnictwa ogólnego o różnym poziomie uprawnień jest zbliżona i wynosi pomiędzy 15% a 20,7% [2]. Wyjątek stanowią piloci-uczniowie, których wypadki cechuje mniejsza śmiertelność, co wynika ze specyfiki wypadków szkolnych [26].

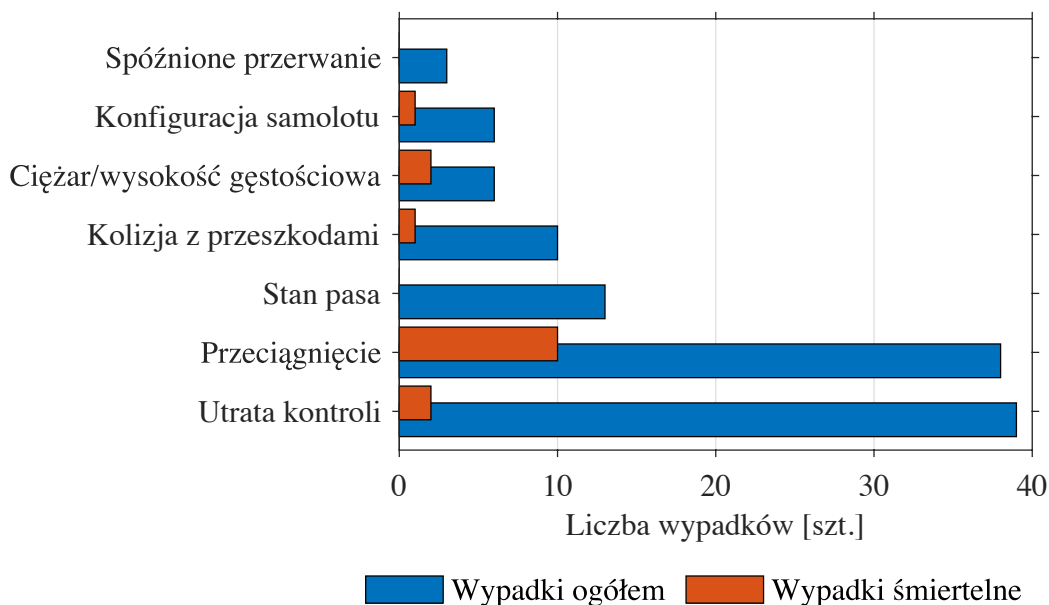
Istotne ujęcie problemów z jakimi zmagają się lotnictwo ogólne, zawiera rysunek 2.2. Na wykresie wskazano kluczowe przyczyny wypadków lotniczych oraz fazy lotu, podczas których doszło do ich zaistnienia. Z analizy wynika, że do największej liczby wypadków dochodzi podczas lądowania, jednak wypadki w niewielkim odsetku niosą ze sobą poważne konsekwencje. Charakterystyka ta jest zasadniczo odmienna od lotnictwa komunikacyjnego, gdzie wypadki podczas lądowania na ogół związane są z dużą liczbą ofiar śmiertelnych. Wydaje się, że zjawisko to można tłumaczyć stosunkowo małą energią układu podczas lądowania lekkiego samolotu lotnictwa ogólnego (małe prędkości i małe masy samolotów), w porównaniu z samolotami kategorii transportowej. Pośrednio tęzę tę potwierdza fakt, że poważne następstwa wypadków GA podczas lądowania są dwukrotnie częstsze w przypadku lądowania po podejściu z nadmierną prędkością [12]. W szerszym ujęciu, wszelkie manewry w pobliżu ziemi, takie jak start, wznoszenie, podejście i lądowanie oraz inne manewry na małej wysokości mają duży potencjał wypadkowy i powinny stanowić krytyczne obszary do działań korekcyjnych.

Następnie na podkreślenie zasługują poważne konsekwencje wypadków związanych z warunkami atmosferycznymi. Pomimo, że ich liczba nie jest szczególnie znacząca, to następstwem ponad 80% takich zdarzeń są ofiary śmiertelne.



Rysunek 2.2. Główne fazy lotu lub przyczyny wypadków lotniczych spowodowanych czynnikiem ludzkim w 2019 r. [2]

Analiza przyczyn wypadków podczas startu i wznoszenia sugeruje, że główną przyczyną zdarzeń w tej fazie lotu jest ogólnie pojęta utrata kontroli (ang. LOC – *Lost of control*), przy czym w niektórych ujęciach teoretycznych przeciągnięcie samolotu również jest klasyfikowane jako utrata kontroli [2]. W mniejszym stopniu na wypadki podczas startu i wznoszenia wpływają warunki na drodze startowej i nieprawidłowa konfiguracja samolotu, taka jak niezgodne z instrukcją położenie klap do startu. Szczegółowe ujęcie tego zagadnienia zawiera rysunek 2.3.

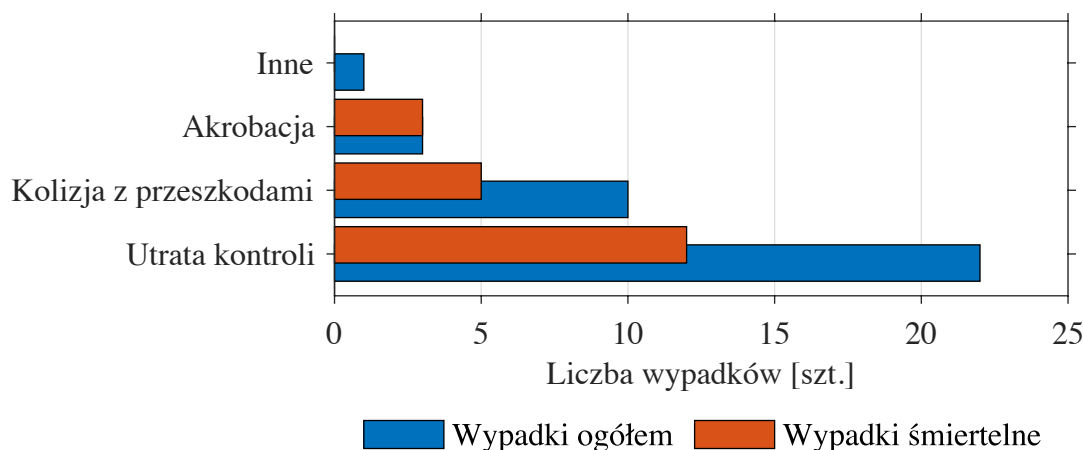


Rysunek 2.3. Przyczyny wypadków podczas startu i wznoszenia spowodowanych czynnikiem ludzkim w 2019 r. [2]

Na dominujący wpływ utraty kontroli jako przyczyny wypadków w GA wskazuje również analiza ich przyczyn podczas wykonywania szeroko pojętych manewrów. Wynika z niej, że

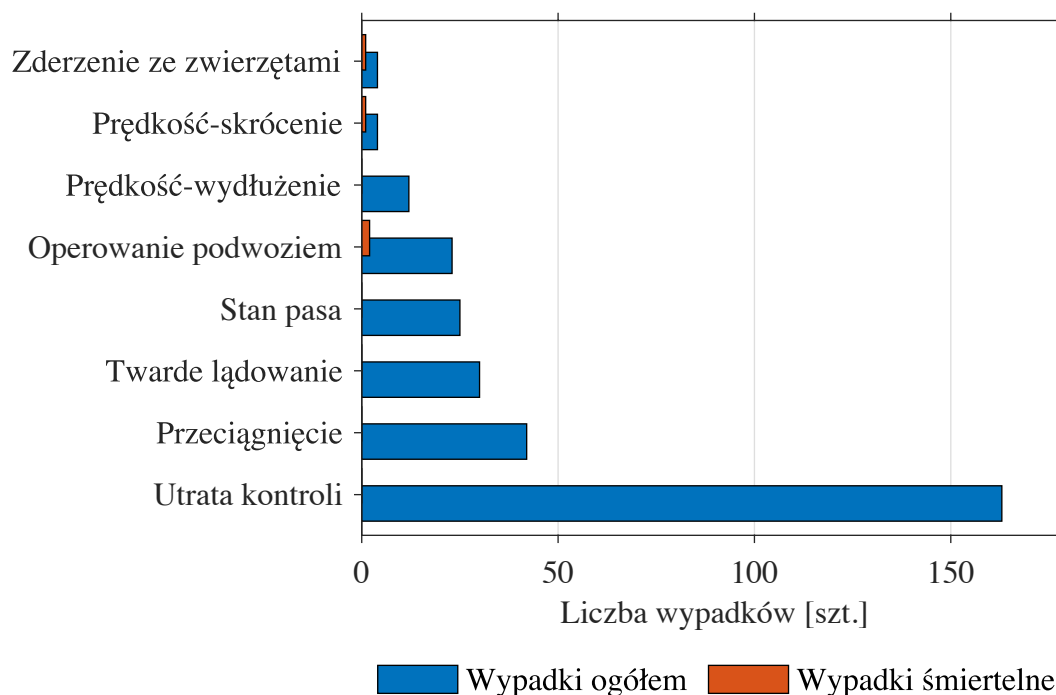
wypadki LOC są najczęstsze, a drugą grupę stanowi kolizja z obiektami i terenem w tym terenie o wysokiej elewacji, klasyfikowane jako CFIT (*Controlled Flight into Terrain*).

Wypadki związane z akrobacją samolotową są rzadkie, jednak ich następstwa bez wyjątku są bardzo poważne (rys .2.4.) [2].



Rysunek 2.4. Przyczyny wypadków podczas wykonywania manewrów w 2019 r. [2]

Odrębne zagadnienie stanowią przyczyny wypadków lotniczych w fazie lądowania. Główną ich przyczyną są utrata kontroli nad samolotem, przeciągnięcie i twarde lądowanie (rys. 2.5.).



Rysunek 2.5. Przyczyny wypadków podczas lądowania spowodowanych czynnikiem ludzkim w 2019 r. [2]

Dostępne badania sugerują, że mają one podobny przebieg i na ogół polegają one na nieprawidłowym wyrównaniu i wytrzymaniu w fazie lądowania. Błąd ten jest powodem 17,88% wypadków podczas lądowania [8, 9]. Analiza przeprowadzona przez de Voogta

i współpracowników [25] wskazuje też na szczególne zagrożenia, wynikające z nieumiejętnie przeprowadzonego manewru zaniechania lądowania i tzw. przejścia na drugie okrążenie w nocy lub niesprzyjającej pogodzie, czyli kombinacji kilku czynników, występujących łącznie. W mniejszym stopniu do wypadków podczas lądowania przyczynia się stan nawierzchni pasa, taki jak pokrycie wodą, śniegiem lub błotem pośniegowym i wynikające z tego trudności w utrzymaniu kontroli kierunkowej oraz błędy związane z operowaniem podwoziem, polegające na jego niewysunięciu przed przyziemieniem.

Podsumowując, należy stwierdzić, że:

- liczba wypadków w lotnictwie ogólnym pozostaje bardzo duża w porównaniu z innymi kategoriami lotnictwa, pomimo zauważalnej w ostatnich latach tendencji do zmniejszania się;
- głównym czynnikiem powodującym wypadki GA jest czynnik ludzki, który stanowi ok. 75% wszystkich przyczyn;
- w wypadkach uczestniczą przede wszystkim piloci z licencją turystyczną wykonujący loty o charakterze rekreacyjnym;
- śmiertelne następstwa wypadków zależą od okoliczności, w jakich do wypadku dochodzi, a nie od poziomu wykształcenia pilota;
- niektóre kategorie i okoliczności wypadków, takie jak warunki nocne, czy wypadki w niesprzyjającej do lotu pogodzie cechują się szczególnie wysoką śmiertelnością;
- niektóre kategorie wypadków, takie jak wypadki podczas lądowania zdarzają się szczególnie często – w niewielkim stopniu zmniejszają szansę przeżycia.

W związku z powyższym istnieje potrzeba prowadzenia prac i działań zmierzających do poprawy bezpieczeństwa w tym sektorze lotnictwa ogólnego.

2.2. Działania na rzecz bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego

Bieżący poziom bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego nie może i nie jest akceptowany, zarówno przez regulatorów, jak i przez uczestników tego segmentu lotnictwa. W celu zmniejszenia liczby wypadków w GA oraz złagodzenia ich konsekwencji, zwłaszcza w ostatnich 15 latach podjęto szereg inicjatyw, funkcjonujących w obszarze legislacji, prewencji i szkolenia z istotnym udziałem środowiska naukowego.

Zmniejszenie liczby wypadków lotnictwa ogólnego znalazło się w agendzie strategicznej administracji prezydenta Baracka Obamy [80]. Kierując się tymi wskazaniem, FAA ustawiła cel, jakim było zmniejszenie liczby wypadków w okresie pomiędzy 2009 a 2018 rokiem, tak aby wartość wskaźnika liczby wypadków ze skutkiem śmiertelnym na 100 000 godzin lotu w lotnictwie ogólnym była mniejsza od 1,00 [36]. W celu koordynowania wszystkich inicjatyw, związanych z tym zagadnieniem FAA reaktywowała GAJSC (ang. *General Aviation Joint Steering Committee*), Połączony Komitet Sterujący ds. Lotnictwa Ogólnego, zarządzany przez Biuro ds. Badania Wypadków Lotniczych i Prewencji FAA. Instytucja ta została pierwotnie powołana w połowie lat dziewięćdziesiątych i przywrócona do funkcjonowania w 2011 roku. W jej skład oprócz kluczowych przedstawicieli FAA weszli także reprezentanci organizacji branżowych takich jak AOPA, GAMA, NBAA, NAFI, i SAFE. Zadaniem komitetu jest działanie w oparciu o dowody naukowe i dane, w celu identyfikacji ryzyk związanych z lotnictwem ogólnym i zaproponowania adekwatnych strategii zaradczych [41].

Na podstawie dostępnych danych, GAJSC uznał, że kluczowym problemem, na którego zwalczaniu powinny się skoncentrować wysiłki branży jest utrata kontroli nad samolotem (LOC). Prace nad tą kwestią podzielono na dwie grupy robocze: LOCWG1, zajmująca się problemem utraty kontroli w fazie podejścia i lądowania oraz LOCWG2, skupiająca się nad utratą kontroli w innych fazach lotu. W wyniku pracy tych grup i na podstawie ich raportów, które

ukazały się odpowiednio w 2012 i 2014 roku, sformułowano 34 zadania, mające na uwadze poprawę bezpieczeństwa [42]. Wśród nich:

- wprowadzenie i upowszechnienie wskaźników kąta natarcia (AOA) – zadanie 1 i 2,
- upowszechnienie teorii ADM (ang. – *Aeronautical Decision Making*) oraz zwalczanie nadmiernej zależności pilotów od automatyzacji – zadania 3 i 4,
- rozpropagowanie szkoleń uzupełniających (ang. *transition training*) w przypadku zmiany przez pilota typu samolotu, na którym zamierza operować oraz szkoleń wznowiających po okresie przerwy w lataniu – zadania 5, 6 i 8,
- współpracę z klubami użytkowników danego typu samolotu, takich jak Stowarzyszenie Właścicieli i Pilotów Samolotów Cirrus (COPA – ang. *Cirrus Owners and Pilots Association*), czy Stowarzyszenie Pilotów Samolotów Cessna (*Cessna Pilot Association*) – zadanie 7,
- promocję koncepcji stabilnego podejścia – zadanie 10,
- poprawienie świadomości związanej z zagrożeniami medycznymi – zadanie 15, 16, 17 i 30,
- wprowadzenie zaawansowanych systemów informacji pogodowej – zadanie 12 i 13.

Wspólnym mianownikiem wielu z zaproponowanych działań, jest w istocie próba proporcjonalnego zaczerpnięcia do lotnictwa ogólnego, rozwiązań dobrze już znanych, których skuteczność została potwierdzona w lotnictwie liniowym, takich jak dobrowolne wprowadzenie systemów zarządzania bezpieczeństwem (SMS) [35]. Jednak z perspektywy przedmiotu niniejszej pracy, na szczególne podkreślenie zasługuje inne zadanie o takim charakterze, a mianowicie zadanie 22, o następującej treści: „Monitorowanie Danych Lotniczych. Zwiększyć udział GA w programach FDM przez stworzenie kampanii edukacyjnych, promujących korzyści związane z bezpieczeństwem, wynikające z korzystania z FDM; ocenić obecny stosunek społeczności GA, postrzeganie i zrozumienie programów GA przed i po kampanii edukacyjnej; określić ewentualne zachęty, jeżeli będą konieczne do uzyskania odpowiedniego poziomu zaangażowania w narodowy program FDM oraz stworzyć nierepresyjną politykę, promującą dobrowolny udział w programach FDM dla GA, takich jak FOQA. Zorganizować konferencje podobne do Aviation Safety InfoShare w celu komunikowania najlepszych praktyk i zachęcenia innych operatorów flotowych, a także indywidualnych użytkowników/pilotów do uczestniczenia w narodowym programie FDM” [41].

W dalszej kolejności GAJSC podjął problem awarii silników w samolotach GA, który stanowi trzecią największą przyczynę wypadków śmiertelnych w tej kategorii. W celu poprawy bezpieczeństwa sformułowano 10 zadań, obejmujących zagadnienia techniczne, poprawiające niezawodność silników, doskonalących procesy podejmowania decyzji przez pilotów w sytuacji awarii silnika oraz podnoszące standardy szkolenia personelu technicznego i jego dostęp do źródeł informacji [36].

W 2017 roku GAJSC zredefiniował swoje podstawowe cele w kierunku zwalczania ryzyka wypadków sterownego wlotu w przeszkody terenowe (CFIT – *Controlled Flight into Terrain*). W wyniku prac grup roboczych podjęto sześć nowych inicjatyw, takich jak rozwój systemów opartych na rzeczywistości rozszerzonej (ang. *augmented reality*) oraz ulepszenie systemów ostrzegania przed bliskością terenu [40].

Począwszy od 2011 r., FAA podjęła kompleksową zmianę w dziedzinie edukacji lotniczej, rozpoczynając rozłożony na wiele lat proces zastępowania Standardów Egzaminowania Praktycznego (PTS – ang. *Practical Test Standards*) nowymi wymaganiami, określanymi jako Standardy Certyfikacji Personelu Lotniczego (ACS – ang. *Airmen Certification Standards*). Nowe dokumenty stopniowo opracowywane dla każdego poziomu licencji i rodzaju uprawnień integrują wymagania dotyczące wiedzy teoretycznej z wymaganiami w zakresie umiejętności praktycznych i wprowadzają w każdym obszarze zagadnienia związane z zarządzaniem ryzykiem oraz podejmowaniem decyzji w lotnictwie (ADM – ang. *Aeronautical Decision Making*) [53].

Zmiany regulacji prawnych w Stanach Zjednoczonych dotyczyły również innych obszarów. Od 1 stycznia 2020 roku w przestrzeni kontrolowanej w USA wymagane jest posiadanie przez wszystkich użytkowników systemu ADS-B-out (ang. *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast*). Jego działanie polega na wysyłaniu pozycji samolotu pochodzącej z odbiornika GPS do innych statków powietrznych i organów służb ruchu lotniczego. Dokonano również zmian w przepisach certyfikacyjnych Part 121, co pozwala na szybszą implementację innowacji technicznych poprawiających bezpieczeństwo GA [36].

Należy zauważyć, że cel ustanowiony przez FAA został osiągnięty w 2016 i w 2017 roku. W latach tych wskaźnik wypadków śmiertelnych na 100 000 godzin zmniejszył się do poziomu odpowiednio 0,99% i 0,94%. Następnie w latach 2018 – 2020 powrócił do poziomu większego od 1,00%, co wskazuje na konieczność kontynuowania wysiłków na rzecz poprawy bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego [2].

W obszarze europejskim pod auspicjami EASA w 2006 roku powstał Europejski Zespół ds. Bezpieczeństwa Lotnictwa Ogólnego (EGAST – ang. *The European General Aviation Safety Team*). Zespół był dobrowolnym partnerstwem pomiędzy różnymi organizacjami, działającymi komercyjnie i non-profit w obszarze lotnictwa ogólnego z udziałem EASA oraz władz lotniczych krajów członkowskich. EGAST był jednym z trzech głównych przedsięwzięć w ramach Europejskiej Strategicznej Inicjatywy Bezpieczeństwa (ESSI – *The European Strategic Safety Initiative*). Wynikiem działalności EGAST było powstanie kilkunastu publikacji w formie biuletynów, dotyczących różnych zagadnień związanych z ryzykiem operacji lotniczych GA. Działalność EGAST zakończyła się po dziesięciu latach w roku 2016, a rozpoczęte przez Zespół projekty zostały włączone do nowych struktur [90]. EGAST w imieniu EASA uczestniczył w pracach GAJSC jako obserwator [36].

Poprawa stanu bezpieczeństwa lotnictwa ogólnego jest jednym z kluczowych problemów współczesnego lotnictwa. Na jego rozwiązaniu skupione są wysiłki władz lotniczych, przedstawicieli przemysłu lotniczego i środowiska naukowego.

3. Monitorowanie danych lotniczych

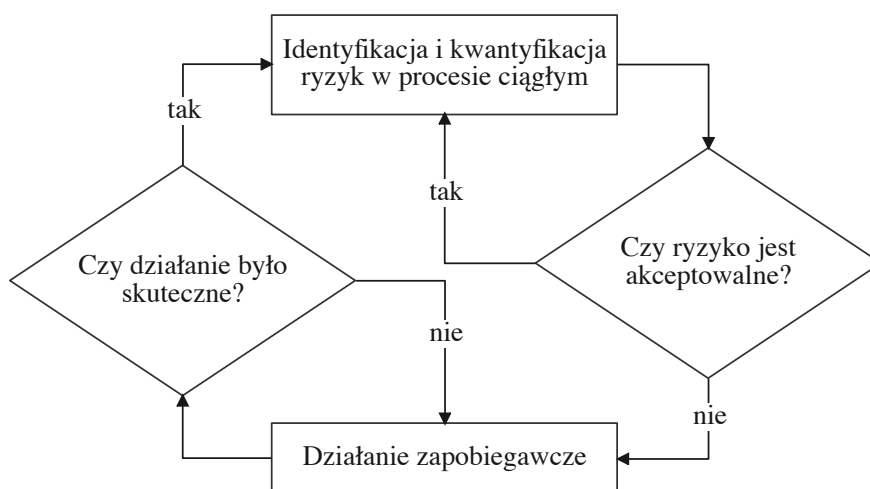
3.1. FDM w systemie zarządzania bezpieczeństwem

Monitorowanie danych lotniczych FDM (ang. *Flight Data Monitoring*) jest procesem obligatoryjnie realizowanym przez przewoźników lotniczych na całym świecie. Ponad 50 lat doświadczeń w wykorzystaniu danych, zbieranych podczas wykonywania operacji lotniczych oraz ewolucja poglądów dotyczących celów i sposobów ich wykorzystania, doprowadziła do wypracowania współczesnej definicji FDM [16, 95]. Przyjmuje się, że FDM jest systematycznym, proaktywnym wykorzystaniem danych, pochodzących z bieżących operacji lotniczych w celu poprawy bezpieczeństwa lotniczego w oparciu o działania nie mające charakteru penalizacyjnego, ale oparte na kulturze bezpieczeństwa (ang. *safety culture*) [21]. Przytoczona definicja zwraca uwagę na trzy kluczowe elementy:

- poprawę bezpieczeństwa jako pierwotny cel funkcjonowania FDM,
- pochodzenie danych z bieżących operacji lotniczych, co powoduje, że wszelkie prowadzone z ich wykorzystaniem analizy wpisują się w tak zwany naturalistyczny nurt badań, dotyczących bezpieczeństwa transportu,
- stosowanie metod opartych na podnoszeniu świadomości, a nie na poczuciu zagrożeniu karą.

Realizacja procesu FDM wymaga znacznych i prawidłowo ze sobą powiązanych zasobów ludzkich, technicznych i organizacyjnych. Motywem realizacji procesu FDM i utrzymywania koniecznych do tego systemów jest poprawa bezpieczeństwa. W szerokim ujęciu mechanizmem prowadzącym do jej osiągnięcia jest wykorzystanie na różnych poziomach wiedzy, płynącej z przebiegu rzeczywistych, zrealizowanych operacji lotniczych. Wiedza ta wykorzystywana jest przede wszystkim do modyfikacji przebiegu przyszłych operacji lotniczych, w taki sposób, aby były one bezpieczniejsze, ale także w celu modyfikacji sposobów pozyskiwania nowej, pogłębionej wiedzy [57].

W związku z tym, monitorowanie danych lotniczych jest procesem ciągłym w informacyjnym układzie zamkniętym, będącym częścią systemu zarządzania bezpieczeństwem (SMS – ang. *Safety Management System*). W procesie tym prowadzona jest stała identyfikacja czynników ryzyka o charakterze jakościowym i ilościowym w aspekcie częstości ich występowania (rys. 3.1.) [21].



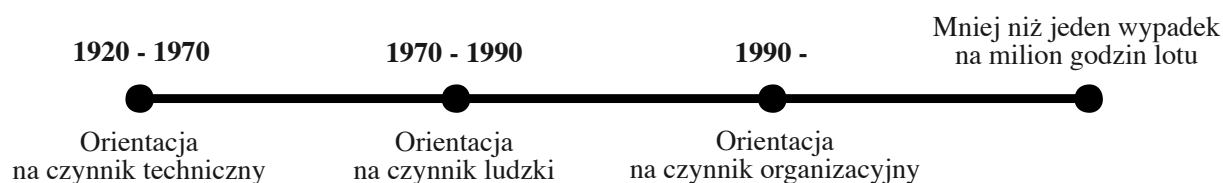
Rysunek 3.1. FDM w procesie zapewnienia bezpieczeństwa na podstawie [21]

Na tej podstawie ocenia się czy dane ryzyko jest akceptowalne, przy czym do oceny stosowana jest macierz (tab. 3.2.). Jeśli ryzyko nie jest akceptowalne, wówczas opracowywane są dla niego działania zapobiegawcze. Następnie dokonywana jest ocena skuteczności tych działań. Jeśli działania okazują się nieskuteczne, konieczne jest opracowanie nowych działań, sprowadzających dane ryzyko do akceptowanego poziomu. Gdy ryzyko jest akceptowalne – pierwotnie lub w wyniku podjętych działań zapobiegawczych, monitorowanie danych jest kontynuowane [21].

Z tej perspektywy cele funkcjonowania FDM mogą zostać uszczegółowione w następujący sposób:

- identyfikacja obszarów ryzyka operacyjnego i kwantyfikacja istniejących buforów bezpieczeństwa. Proces ten służy wypracowaniu tak zwanego poziomu bazowego, to znaczy wartości odniesienia, które służą do zdefiniowania SOP i przyjęcia danego poziomu zdarzeń jako normalny dla operacji danego operatora,
- identyfikacja i kwantyfikacja zmieniających się ryzyk operacyjnych w przypadku pojawienia się zdarzeń niestandardowych (w rozumieniu SOP), nietypowych dla danego statku powietrznego lub operatora lub uznawanych za niebezpieczne,
- ocena częstości występowania zdarzeń, które w powiązaniu z oceną poziomu potencjalnych konsekwencji, służą podjęciu decyzji, jakie typy zdarzeń są nieakceptowalne z perspektywy zarządzania ryzykiem,
- monitorowanie skuteczności działań zaradczych dla ryzyk uznanych za nieakceptowalne, poprzez identyfikację zmian częstości i/lub poziomu występowania takich zdarzeń [21].

Z perspektywy historycznej, w trakcie stu lat rozwoju lotnictwa zmieniały się obszary uważane za priorytetowe dla poprawy bezpieczeństwa (rys. 3.2.). W pierwszym okresie – przyjmuje się, że trwającym od początku lotnictwa do lat 70-tych XX wieku, obszarem koncentracji były kwestie techniczne, co było uzasadnione stosunkowo małym, w stosunku do dzisiejszego, poziomem zaawansowania technicznego, objawiającym się przede wszystkim małą niezawodnością, często prowadzącą do wypadków lotniczych. Po osiągnięciu znaczącej poprawy w tej dziedzinie, w kolejnym okresie dwudziestoletnim skupiono się na eliminacji zagrożeń płynących ze strony czynnika ludzkiego. Na początku XXI wieku położono szczególny nacisk na aspekty organizacyjne. Zdefiniowanie i podjęcie nowych obszarów priorytetowych nie oznacza całkowitego zarzucenia prac nad eliminowaniem ryzyk z wcześniejszych obszarów koncentracji. Dlatego współcześnie celem FDM jest identyfikowanie ryzyk płynących zarówno ze strony czynnika technicznego, jak i ludzkiego oraz organizacyjnego. Wiedza pozyskiwana z tego procesu wykorzystywana jest na poziomie indywidualnym, na przykład w celu uświadomienia pilotom zasadniczych odchyłeń od wymaganych procedur, ale przede wszystkim na poziomie systemowym, polegającym na zmianie wymaganych procedur albo zmianie procesów szkolenia. Rezultatem takiego podejścia jest zmniejszenie poziomu wypadkowości w lotnictwie komunikacyjnym poniżej 1 na 1 000 000 godzin lotu [43].



Rysunek 3.2. Zmiany orientacji w zarządzaniu bezpieczeństwem na podstawie [43]

Zarządzanie bezpieczeństwem jest odrębną gałęzią nauki. Omówienie różnych koncepcji wykracza poza ramy niniejszej pracy [68]. Na potrzeby projektowania systemu monitorowania danych lotniczych należy wskazać, że różne zdarzenia wykrywane w tym procesie mają różne znaczenie dla bezpieczeństwa i ich systematyczna ocena i kwalifikacja jest kluczowa dla sprawnego wyboru właściwego sposobu postępowania. Pierwszym wymiarem stosowanym do oceny poziomu ryzyka jest dotkliwość oddziaływania, której skala rozciąga się od zagrożenia katastrofą, w której doszłoby do śmierci wielu osób i znacznych strat materialnych, do zagrożenia zdarzeniami o niewielkich konsekwencjach. W zależności od podejścia, dotkliwość oddziaływania może być klasyfikowana na trzech, czterech lub pięciu poziomach (tabl. 3.1.) [58, 102].

Tablica 3.1.

Dotkliwość oddziaływania – skala 5 poziomowa

Dotkliwość	Znaczenie	Poziom
Katastrofalna	Zniszczenie sprzętu, wiele ofiar śmiertelnych	A
Niebezpieczna	Bardzo znaczące zmniejszenie buforu bezpieczeństwa, istotne obciążenie operatorów, zagrażające pełnemu lub należytemu wykonaniu, poważne obrażenia, poważne uszkodzenie sprzętu	B
Istotna	Znaczące zmniejszenie buforu bezpieczeństwa, osłabienie zdolności radzenia sobie z niekorzystnymi warunkami, poważny incydent, obrażenia osób.	C
Niewielka	Uciążliwość, ograniczenia operacyjne, użycie procedur awaryjnych, drobne incydenty	D
Nieistotna	Niewielkie konsekwencje	E

Drugim wymiarem jest szacowana częstość, z jaką zdarzenie może wystąpić, rozciągające się od poziomu zdarzeń częstych do skrajnie nieprawdopodobnych, przy czym w celu zobiektywizowania kryteriów kwalifikacji przyjęto, że zdarzenia częste występują z częstotliwością 1 na 10^{-3} a skrajnie nieprawdopodobne z częstotliwością 1 na 10^{-9} [17]. Oceniając dowolne ryzyko na wymiarze potencjalnej dotkliwości i częstości jego występowania, można umieścić je na macierzy oceny ryzyka (tabl. 3.2.) [58, 102].

Tablica 3.2.

Macierz oceny ryzyka

Częstość zdarzeń	Poziom ryzyka				
	Katastrofalny (A)	Niebezpieczny (B)	Poważny (C)	Niewielki (D)	Nieistotny (E)
Częste (1)	5A	5B	5C	5D	5E
Sporadyczne (2)	4A	4B	4C	4D	4E
Odległe (3)	3A	3B	3C	3D	3E
Nieprawdopodobne (4)	2A	2B	2C	2D	2E
Skrajnie nieprawdopodobne (5)	1A	1B	1C	1D	1E

Podręcznik Zarządzania Bezpieczeństwem ICAO sugeruje trzy alternatywne podejścia zależne od przypisanego zdarzeniu indeksowi oceny ryzyka (tabl. 3.3.) [58, 102].

Tablica 3.3.

Tolerancja ryzyka

Sugerowane kryteria	Indeks oceny ryzyka	Poziom akceptowalności
Obszar nietolerowania	5A, 5B, 5C, 4A, 4B, 3A	Nieakceptowalny – wymagana redukcja ryzyka
Obszar tolerowania	5D, 5E, 4C, 4D, 4E, 3B, 3C, 2A, 2B, 2C, 1A	Niepożądany – tolerowany, przy ograniczaniu ryzyka
Obszar akceptowalny	3D, 3E, 2D, 2E, 1B, 1C, 1D, 1E	Akceptowalny

Opisana powyżej metodologia stosowana jest w systemach monitorowania danych lotniczych jako wskazówka dla zarządzających systemem do ustalania kryteriów, tak zwanego flagowania wykrywanych zdarzeń. Proces ten służy do sygnalizacji operatorowi, jakie zdarzenia rozpoznane w procesie monitorowania wymagają jego priorytetowej uwagi. Dodatkowym czynnikiem brany pod uwagę jest pilność wymaganych działań zaradczych. Przykładowo, w przypadku tak zwanego twardego lądowania, czyli przyziemienia samolotu z dużą prędkością pionową przyjmuje się, że wykrycie takiego zdarzenia wymaga pilnych działań zaradczych w postaci pozaplanowego przeglądu samolotu, służącego ocenie jego zdatności do dalszych operacji lotniczych. Osadzenie FDM w systemie bezpieczeństwa operatora lotniczego wymaga zaprowadzenia w organizacji tak zwanej kultury bezpieczeństwa (ang. *safety culture*). Polega ona na zaangażowaniu pracowników wszystkich szczebli w identyfikację zagrożeń i ich unikanie w oparciu o działania prowadzone w dobrej wierze, a nie system kar organizacyjnych [56].

3.2. Techniczne aspekty FDM w lotnictwie komunikacyjnym

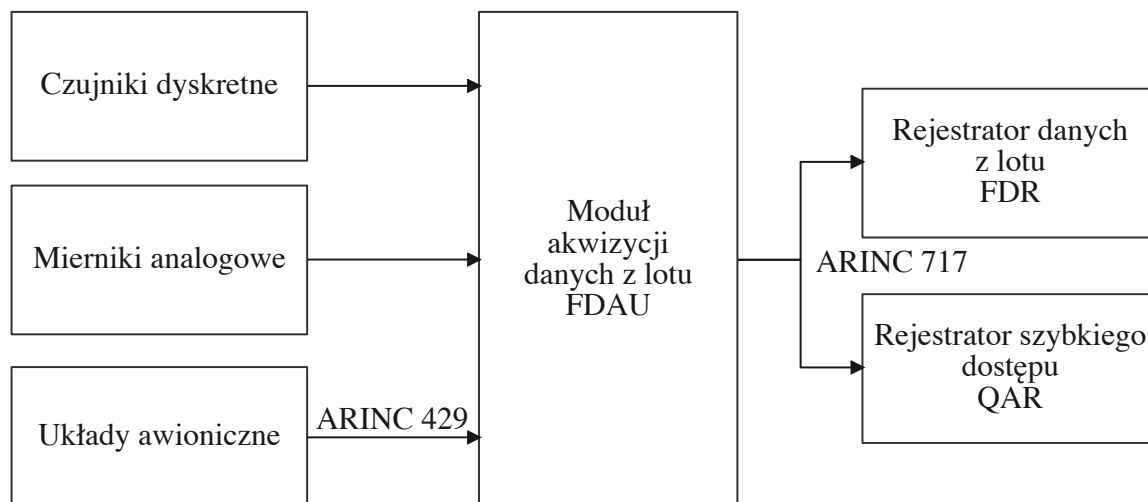
Monitorowanie danych lotniczych wymaga użycia zasobów technicznych, które można podzielić na kategorie: źródła danych, środki techniczne niezbędne do przesyłania danych, zapisu i przechowywania danych oraz środki techniczne służące do analizy danych i prezentacji informacji. Źródłami danych są:

- czujniki dyskretne, których stan określa np. pozycję dźwigni klap lub położenie klap,
- mierniki analogowe, np. mierzące napięcie prądu na szynach elektrycznych,
- systemy awioniczne, które np. określają położenie samolotu (przechylenie, odchylenie i pochylenie).

Dane ze wszystkich źródeł zbierane są i integrowane przez moduł akwizycji danych z lotu (ang. FDAU – *Flight Data Acquisition Unit*), przy czym w większości współczesnych samolotów komunikacyjnych, transfer danych z awioniki odbywa się według standardu ARINC 429, natomiast akwizycja danych do zapisu według standardu ARINC 573. Z modułu FDAU dane są transferowane do rejestratora danych z lotu (ang. FDR – *Flight Data Recorder*), który jest wyposażeniem wymaganym, jako rejestrator wypadkowy oraz na ogół do rejestratora szybkiego dostępu (ang. QAR – *Quick Access Recorder*) (rys. 3.3). Współczesne rejestratory danych w samolotach kategorii transportowej opierają się na standardzie ARINC 717, który zastąpił stosowany wcześniej standard ARINC 573. Wyjątkiem są rejestratory lotu samolotu Boeing 787, które jako jedyne z produkcyjnych modeli samolotów cywilnych wykorzystują standard ARINC 767 [98].

Rejestratory FDR i QAR korzystają z różnych nośników, w tym:

- taśm magnetycznych – (ang. DDFR – *Digital Data Flight Recorder*),
- dysków półprzewodnikowych – (ang. SSFDR – *Solid State Flight Data Recorder*),
- oparte na pamięci półprzewodnikowej zintegrowane rejestratory danych i głosu – (ang. SSCVDFDR – *Solid State Voice Data & Flight Data Recorder*).



Rysunek 3.3. Schemat ideowy typowej instalacji akwizycji i zapisu danych [42]

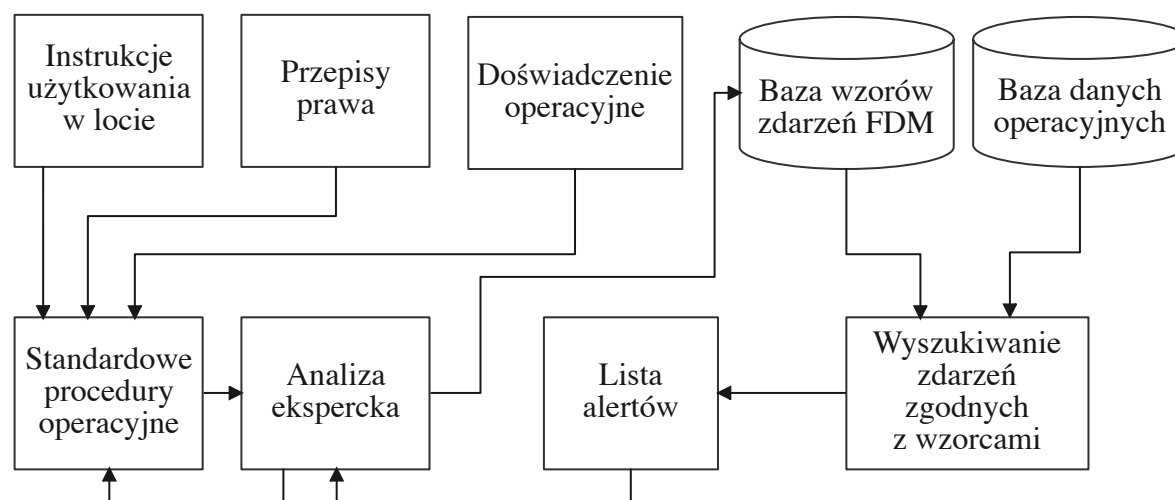
Rejestratory QAR korzystają, w zależności od modelu, z tych samych nośników, z których korzystają rejestratory FDR, przy czym spotykane są rozwiązania oparte na dyskach optycznych i kartach PCMCIA. Rejestratory QAR są wyposażeniem opcjonalnym, gdyż do realizacji zadań FDM może być stosowany główny rejestrator wypadkowy, jednak z wielu względów jest to rozwiązanie niepraktyczne i niezalecane, w szczególności, jeśli FDR dokonuje zapisu na taśmach magnetycznych. Ponieważ FDM wymaga regularnego i częstego pobierania danych z tych nośników, prowadzi to do szybkiego zużycia taśm magnetycznych [86].

3.3. Definiowanie i wykrywanie zdarzeń w FDM

Podstawowym punktem odniesienia dla działania systemu FDM, jest instrukcja zawierająca standardowe procedury operacyjne – (ang. SOP – *Standard Operating Procedures*). Dokument ten definiuje pożądane zachowania załogi statku powietrznego w warunkach normalnych, anormalnych i awaryjnych. Dokument SOP jest opracowywany przez operatora z uwzględnieniem powszechnie obowiązujących przepisów prawa oraz dokumentów certyfikacyjnych udostępnionych przez producenta statku powietrznego. Standardowe procedury operacyjne powinny uwzględniać specyfikę operacji lotniczych danego podmiotu, jednak w swoich zaleceniach nie mogą być mniej restrykcyjne niż dokumenty źródłowe. Na przykład, jeśli Instrukcja Użytkowania w Locie dla danego samolotu ogranicza maksymalną składową tylną wiatru do lądowania do 10 węzłów, to SOP dowolnego operatora tego samolotu może przyjąć wartość tego parametru wynosząca 10 węzłów lub mniej. System FDM pozwala operatorom komercyjnym na bieżącą weryfikację, czy rzeczywiste, codzienne operacje lotnicze odbywają się zgodnie z przyjętymi standardami i identyfikować wszelkie odchylenia od tych standardów [27].

Centralnym elementem działania systemu FDM jest analiza ekspercka [17]. Osoby posiadające odpowiednie kwalifikacje i doświadczenie na podstawie instrukcji użytkownika w locie lub ekwiwalentnych dokumentów oraz z uwzględnieniem obowiązujących przepisów prawa formułują Standardowe Procedury Operacyjnego danego operatora. Następnie procedury te są podstawą do określenia bazy wzorów tzw. zdarzeń FDM (ang. *events*), które mają być wykrywane przez system. Zdarzenia definiowane są jako zdania logiczne, oparte na zmiennych zapisywanych w bazie danych operacyjnych z lotów. Zasadniczą funkcjonalnością systemu FDM jest wyszukiwanie w bazie danych operacyjnych zapisów, w których wartość zmiennych odpowiada wzorcom wykrywanych zdarzeń. Na tej podstawie generowana jest lista alertów.

Ponieważ procentowo duża liczba lotów generuje takie alerty, ewaluacja ekspercka jest konieczna do oceny dalszego postępowania wewnątrz organizacji. Jednym z możliwych wyników takiej analizy jest modyfikacja standardowych procedur operacyjnych (rys. 3.4.).



Rysunek 3.4. Schemat ideowy procesu definiowania i walidacji zdarzeń

Baza wzorcowych zdarzeń w typowym systemie FDM linii lotniczej zawiera kilkaset pozycji. Przykładowe zdarzenia FDM zawiera tablica 3.4.

Tablica 3.4.

Przykładowe zdarzenia FDM identyfikowane w lotnictwie komunikacyjnym

Grupa zdarzeń	Opis
Przekroczenia prędkości eksploatacyjnych	Przekroczenie V_{mo}
	Przekroczenie M_{mo}
	Przekroczenie prędkości instrukcyjnych dla klap
	Przekroczenie prędkości instrukcyjnych dla lotu z wysuniętym podwoziem
	Przekroczenie prędkości instrukcyjnych wysunięcia / schowania podwozia
Przekroczenia wysokości eksploatacyjnych	Przekroczenie wysokości wypuszczenia klap / slotów
	Przekroczenie maksymalnej wysokości operacyjnej
Duże prędkości podejścia	Duża prędkość podejścia na 90 sekund przed przyziemieniem
	Duża prędkość podejścia poniżej 500 ft AAL
	Duża prędkość podejścia poniżej 50 ft AGL
Małe prędkości podejścia	Mała prędkość podejścia w okresie 2 minut przed przyziemieniem
Duża prędkość wznoszenia początkowego	Duża prędkość wznoszenia początkowego poniżej 400 ft AAL
	Duża prędkość wznoszenia początkowego pomiędzy 400 ft AAL do 1000 ft AAL
Mała prędkość wznoszenia początkowego	Mała prędkość wznoszenia początkowego pomiędzy 35 ft AGL do 400 ft AAL
	Mała prędkość wznoszenia początkowego pomiędzy 400 ft AAL do 1500 ft AAL
Pochylenie startowe	Duża prędkość kątowa zmian pochylenia podczas startu

c.d. Tablica 3.4.

Przykładowe zdarzenia FDM identyfikowane w lotnictwie komunikacyjnym

Grupa zdarzeń	Opis
Kąt przechylenia	Nadmierny kąt przechylenia poniżej 100 ft AGL
	Nadmierny kąt przechylenia od 100 ft AGL to 500 ft AAL
	Nadmierny kąt przechylenia powyżej 500 ft AGL
	Nadmierny kąt przechylenia w pobliżu ziemi (poniżej 20 ft AGL)
Utrata wysokości podczas wznoszenia początkowego	Utrata wysokości podczas wznoszenia początkowego pomiędzy 20 ft AGL a 400 ft AAL
	Utrata wysokości podczas wznoszenia początkowego pomiędzy 400 ft a 1500 ft AAL
Wolne wznoszenie początkowe	Długi czas osiągnięcia 1000 ft AAL po starcie
Duża prędkość zniżania	Duża prędkość zniżania poniżej 2000 ft AGL

3.4. Przykładowe inicjatywy FDM w lotnictwie ogólnym

Systemy monitorowania danych lotniczych stwarzają nowe możliwości w dziedzinie poprawy bezpieczeństwa w lotnictwie ogólnym [16]. Przeniesienie pozytywnych doświadczeń ze stosowania takich systemów w lotnictwie komercyjnym, postulowane w zadaniu 22 agendy GAJSC, jest możliwe dzięki upowszechnieniu się awioniki elektronicznej (EFIS, potocznie nazywany „glass cockpitem”) w samolotach GA oraz znaczącej poprawie możliwości technicznych powszechnie używanych i stosunkowo niedrogich urządzeń osobistych, takich jak smartfony oraz tablety. Dotyczy to w szczególności takich ich funkcjonalności jak pozycjonowanie satelitarne, określanie wartości przyspieszeń za pomocą wbudowanych akcelerometrów, rozpowszechnienie przenośnych modułów AHRS, zdolność dostatecznie szybkiego zapisywania relatywnie dużych zbiorów na nośnikach pamięci oraz możliwość transmisji danych w celu ich przetwarzania po stronie serwera [46].

W efekcie w ostatnich latach pojawiło się kilka znaczących inicjatyw, związanych z monitorowaniem danych w lotnictwie ogólnym zarówno o charakterze publicznym, jak i komercyjnym.

3.4.1. Program NGAFID

Modelowym przykładem inicjatywy związanej z FDM w lotnictwie ogólnym jest amerykańskim program NGAFID, tj. Narodowa Baza Informacji Lotniczej Lotnictwa Ogólnego (ang. *National General Aviation Flight Information Database*), która jest ważnym komponentem sieci analizy i współdzielenia informacji związanych z bezpieczeństwem lotniczym (ASIAS – ang. *Aviation Safety information Analysis and Sharing*). Programy te są przykładem partnerstwa pomiędzy regulatorem, takim jak *Federal Aviation Administration* (FAA) i podmiotów gospodarczych, działających w GA oraz osób prywatnych, głównie pilotów GA. Finansowanie całego projektu jako cel publiczny zapewnione jest z budżetu FAA w ramach realizacji zaleceń GAJSC [76].

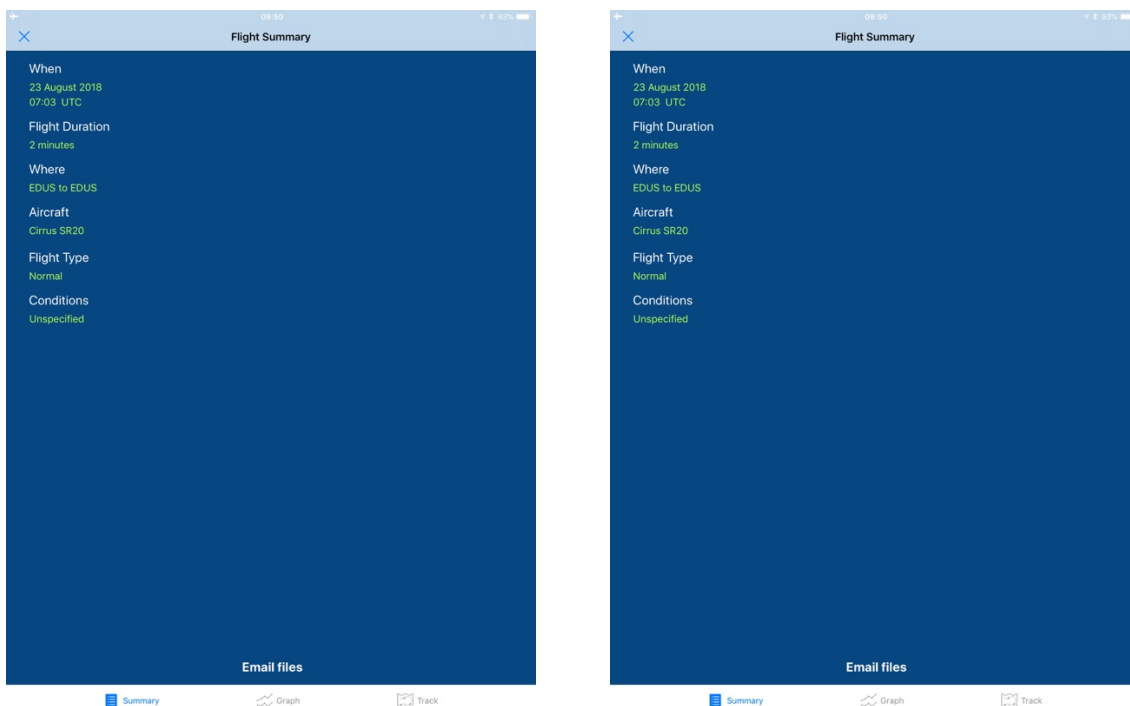
W założeniach, NGAFID – ASIAS jest programem współpracy zainteresowanych podmiotów w zakresie wymiany informacji, identyfikującej problemy związane z bezpieczeństwem i w ten sposób wskazującej obszary wymagające poprawy. Informacje te mają charakter zbiorczy i sektorowy, przez co odnoszą się do określonych typów statków powietrznych, operatorów np. operatorów programów współwłasności lub użytkowników statków

powietrznych na określonych obszarach – charakterystycznych ze względu na kształtowanie terenu, strukturę przestrzeni powietrznej, intensywność ruchu lotniczego itp. Na ich podstawie opracowywane są nowe rozwiązania systemowe wdrażane w NAS – amerykańskim systemie lotniczym (ang. – *National Airspace System*). Ponieważ obserwacje dostępne są dla wszystkich uczestników, to działania związane z poprawą bezpieczeństwa mogą być podejmowane na różnych poziomach: globalnym przez zmianę regulacji lub wydawanych zaleceń, jak i lokalnym przez poszczególnych użytkowników przez zmianę SOP [38].

Pierwotnym założeniem programu było zaadoptowanie koncepcji FDM do lotnictwa ogólnego. W związku z tym, na jego grunt przeniesione zostały kluczowe założenia takich programów, funkcjonujące w transporcie lotniczym. Należy do nich zasada dobrowolności udziału oraz anonimizacja danych, dzięki której uczestnicy mają gwarancję niewykorzystywania danych uzyskiwanych przez FAA do karania pilotów lub operatorów za ewentualne naruszenia przepisów. W tym celu do uczestnictwa w projekcie włączono MITRE Inc., jako stronę kontraktującą i przechowującą dane. Ze względu na status tego podmiotu jako niepublicznej spółki non-profit, nie dotyczy ją postanowienia amerykańskich przepisów o dostępie do informacji publicznej [74].

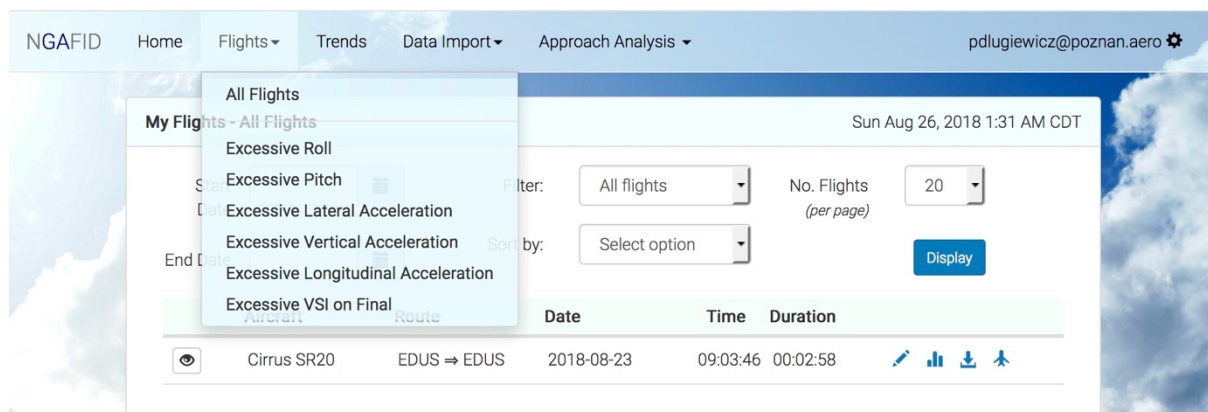
Operatorzy zachęcają pilotów i operatorów do dobrowolnego uczestnictwa w programie, zwracając uwagę na szereg korzyści. Wśród nich jest możliwość odtworzenia własnych lotów w celu przeglądu zapisanych w ich trakcie danych i samodzielnej identyfikacji potencjalnych ryzyk operacyjnych. Ponadto zwraca się uwagę na fakt, że ogólnie piloci uczestniczący w programach bezpieczeństwa są mniej narażeni na udział w wypadkach lotniczych. Zależność ta obserwowana jest także przez inne organizacje, takie jak na przykład COPA, która utrzymuje, że członkowie tej organizacji, promującej bezpieczeństwo i dobrą praktykę w użytkowaniu samolotów Cirrus Aircraft, dzięki szkoleniu i wymianie informacji rzadziej uczestniczą w wypadkach lotniczych [20]. Dodatkowo należy zwrócić uwagę, że przede wszystkim ze względu na trudności praktyczne w zaprojektowaniu odpowiedniego eksperymentu naukowego, obserwacje te mają jedynie charakter korelacyjny. W związku z tym, ustalenie związku przyczynowo skutkowego, pomiędzy uczestnictwem w programach, związanych z bezpieczeństwem lotniczym, a niższą wypadkowością nie jest możliwe. Ponadto do dobrowolnego uczestnictwa w NGAFID ma zachęcać możliwość uzyskania dogłębnej informacji zwrotnej, dzięki której piloci mogą poprawić swoje umiejętności pilotażowe, a także fakt, że działanie takie jest korzystne dla rozwoju całego segmentu lotnictwa ogólnego. Zasada niepenalizacyjnego użycia danych przez FAA oraz ich całkowita poufność jest szczególnie wyraźnie podkreślana [76].

Od strony technicznej dane wykorzystywane w programie NGAFID, służące do analizy poszczególnych lotów mogą pochodzić z dwóch alternatywnych źródeł: z systemów awionicznych, takich jak Garmin 1000 lub zapisanych w trakcie lotu za pomocą specjalnych aplikacji przeznaczonych dla systemu operacyjnego IOS i Android. Przesyłanie danych do systemu odbywa się za pomocą witryny internetowej (dane z awioniki) lub aplikacji służących do ich zapisu. Obecnie dostępna jest aplikacja GAARD (ang. – *General Aviation Airborne Recording Device*) w wersji 2.0, która zapisuje pozycję urządzenia i pozwala na przesłanie zapisanego zbioru do analizy po stronie serwera. Po dokonaniu analizy, dane zwrotne przesyłane są ponownie do aplikacji, gdzie mogą być przeglądane przez uprawnionego użytkownika. Trzeba jednak krytycznie ocenić zakres funkcjonalny GAARD 2.0, który zdaniem autora jest bardzo ograniczony. Niedostatki te są w szczególności widoczne na tle rozwiązań komercyjnych, które zostaną omówione w dalszej części pracy. Interfejs użytkownika aplikacji GAARD przedstawia rysunek 3.5.



Rysunek 3.5. Ekran aplikacji programu w wersji dla systemu operacyjnego IOS

Alternatywnym źródłem danych dla NGAFID mogą być pliki tekstowe zapisane na karcie SD awioniki Garmin 1000. Do prezentacji przekroczeń przyjętych wartości krytycznych służy witryna internetowa (rys 3.6.).

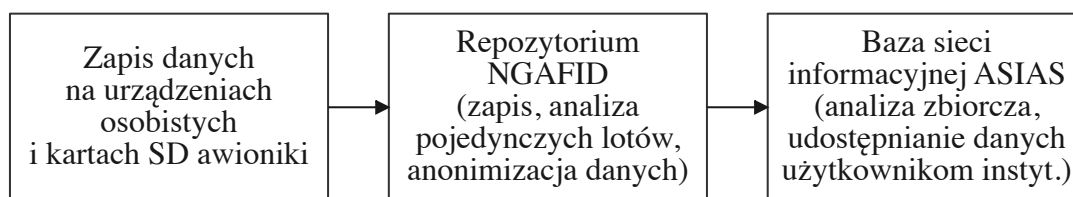


Rysunek 3.6. Panel witryny NGAFID z menu przekroczeń

Należy ponownie zwrócić uwagę, że prezentowane dane podlegają analizie w bardzo ograniczonym zakresie, sprowadzającym się właściwie do identyfikacji przekroczeń, takich jak nadmierne przechylenie lub pochylenie, przekroczenie przyspieszeń w różnych osiach, czy nadmierna prędkość pionowa na prostej do lądowania. Tak więc należy uznać, że NGAFID służy przede wszystkim do prezentacji zebranych danych i bardzo ograniczonej analizy ilościowej, natomiast jest całkowicie pozbawiony narzędzi do analizy jakościowej, co jest kluczowe w programach FDM dla lotnictwa komunikacyjnego, i co w odniesieniu do lotnictwa ogólnego stanowi problem badawczy postawiony w niniejszej pracy.

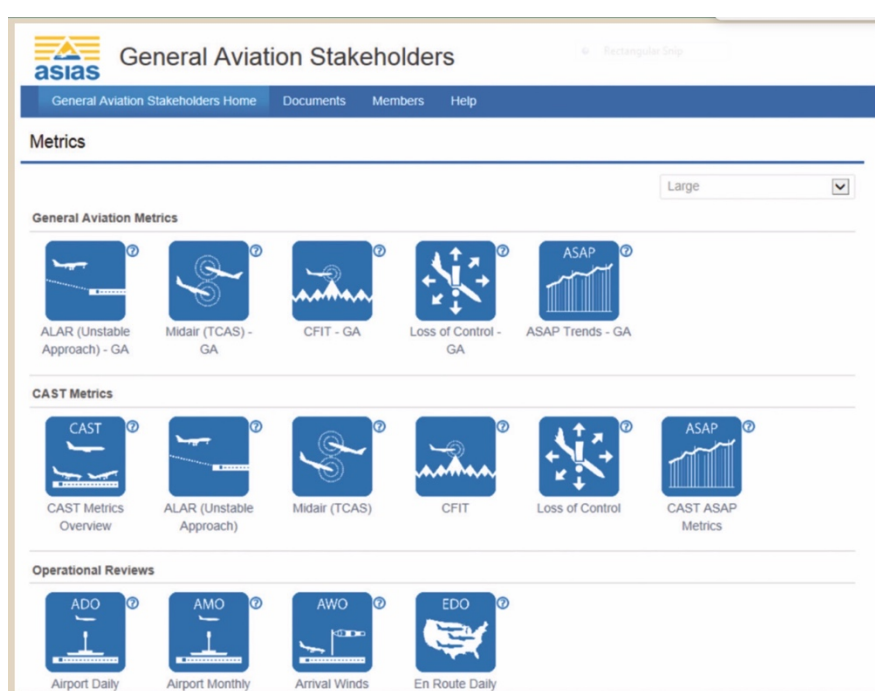
Dane zbierane przez uczestników programu na urządzeniach osobistych lub w awionice są początkowo przesyłane i zapisywane w repozytorium danych NGAFID. W obrębie tego systemu dokonywana jest analiza lotów, zapewniana jest indywidualna informacja zwrotna

uczestnikom programu oraz dokonywana anonimizacja danych przez usunięcie informacji umożliwiających identyfikację statku powietrznego i załogi. W kolejnym kroku opracowane informacje przekazywane są do analizy systemowej i udostępniania w formie zagregowanej do sieci ASIAS (rys. 3.7.).



Rysunek 3.7. Schemat ideowy przepływu informacji w ramach programu NGAFID – ASIAS

W projekcie ASIAS uczestniczą podmioty z całej branży lotniczej, w tym linie lotnicze i inni przewoźnicy, a także producenci samolotów i ośrodki akademickie o profilu lotniczym.



Rysunek 3.8. Panel systemu informacji ASIAS

Uzyskanie wartościowej i wiarygodnej informacji wymaga wnioskowania na podstawie odpowiednio dużej i reprezentatywnej próby. Sieć ASIAS agreguje takie właśnie dane. Dostęp do informacji pochodzącej z ASIAS mają nie tylko podmioty zasilające ją danymi, ale także FAA oraz organizacje branżowe, takie jak AOPA czy NBAA. Należy zwrócić uwagę na fakt, iż informacje w ramach ASIAS mają charakter systemowy i dotyczą określonych zjawisk, takich jak niestabilność podejść, zagrożenie utratą kontroli czy sterowanym wlotem w teren. Do tej części informacji nie mają dostępu indywidualni użytkownicy, tacy jak piloci GA. Panel informacji sieci ASIAS prezentuje rysunek 3.8.

Posługując się oceną ekspercką, należy stwierdzić, że system NGAFID – ASIAS jest przykładem modelowego rozwiązania w zakresie przepływu danych i redystrybucji uzyskanych informacji. Jednocześnie trzeba zauważyć, że wykazuje on duże niedostatki w zakresie zbierania danych z tych lotów, które są obciążone najwyższym ryzykiem, tzn. wykonywanych przez pojedynczych pilotów dla celów rekreacyjnych. Proponowane w tym systemie narzędzie, przeznaczone dla tej grupy użytkowników, dostarcza bardzo ubogi zestaw informacji i jest mało

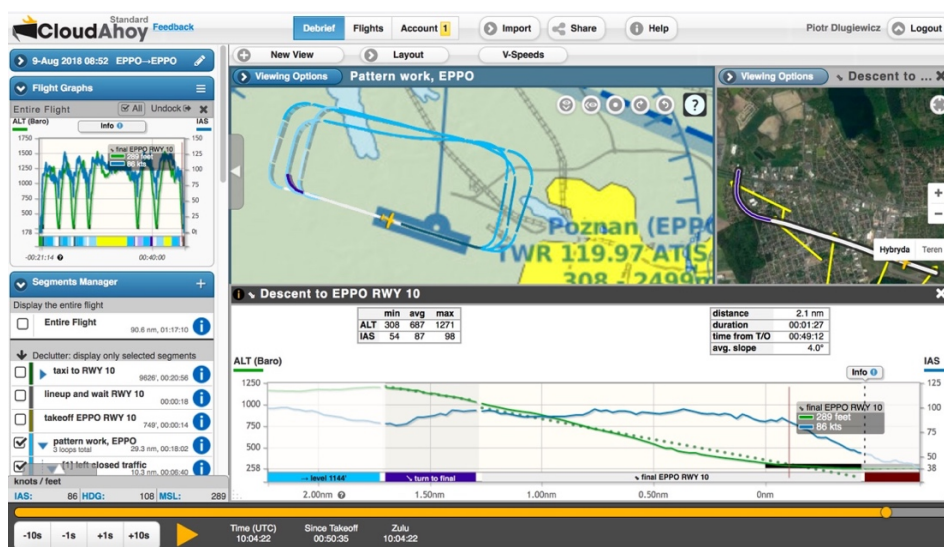
funkcjonalne. Można przypuszczać, że flotowi operatorzy GA, tacy jak uniwersytety o profilu lotniczym, w przypadku których zbieranie i przekazywanie danych do systemu jest oparte na procedurach, a główną korzyścią jest dostęp do zagregowanych informacji, są aktywnymi reprezentantami lotnictwa ogólnego w systemie ASIAS. Z równie dużym prawdopodobieństwem można założyć, że udział pilotów indywidualnych jest minimalny, co różni się z założeniami zadania 22 agencji GAJSC.

3.4.2. System CloudAhoj

Wielu wad rozwiązania NGAFID i aplikacji GAARD pozbawione są niektóre produkty komercyjne. Przykładem tej kategorii jest system CloudAhoj, który został rozwinięty w ramach rodzinnego start-upu przez pilota-programistę. W takich uwarunkowaniach powstania tej aplikacji należy upatrywać przyczyny jej bardzo dobrego osadzenia w realiach lotnictwa ogólnego, uprawianego przez pojedynczych pilotów dla celów rekreacyjnych.

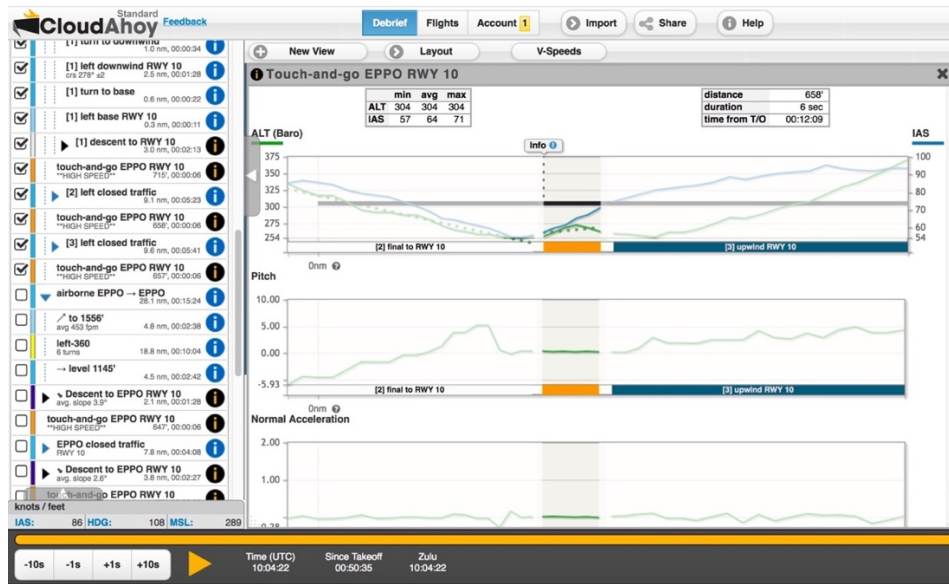
CloudAhoj pozwala na korzystanie z bardzo wielu zróżnicowanych źródeł i formatów danych, które powszechnie są dostępne w kokpitach samolotów GA. Import danych możliwy jest nie tylko z systemów awionicznych, takich jak Garmin 1000, G3X, G300, Avidyne czy Dynon, ale także z popularnych aplikacji nawigacyjnych, takich jak Garmin Pilot, czy Foreflight, a nawet z logerów szybowcowych oraz amatorskich symulatorów lotu. Obsługa tak wielu formatów danych pozwala na włączenie do programu FDM maksymalnie dużej liczby pilotów, niezależnie od typu statków powietrznych, ich wyposażenia lub innych urządzeń, którymi ci piloci na co dzień się posługują [88].

Kolejną istotną zaletą systemu CloudAhoj jest atrakcyjny i zróżnicowany sposób prezentacji danych z lotu (rys. 3.9.). Panel systemu umożliwia dowolną konfigurację, zgodnie z potrzebami użytkownika, wykorzystanie różnych podkładów mapowych i wzajemne nakładanie ich na siebie.



Rysunek 3.9. Witryna CloudAhoj – panel użytkownika

Największą przewagą tego rozwiązania nad wcześniej omawianymi jest próba podjęcia analizy jakościowej zebranego materiału. Rysunek 3.10. przedstawia przykład takiej analizy, w której automatycznie wybrane podejścia są oznaczone jako wykonane z nadmierną prędkością. Użytkownik nieposiadający specjalistycznego wykształcenia może w łatwy sposób zidentyfikować manewry odbiegające od założonych standardów, dzięki zastosowanym ikonom.



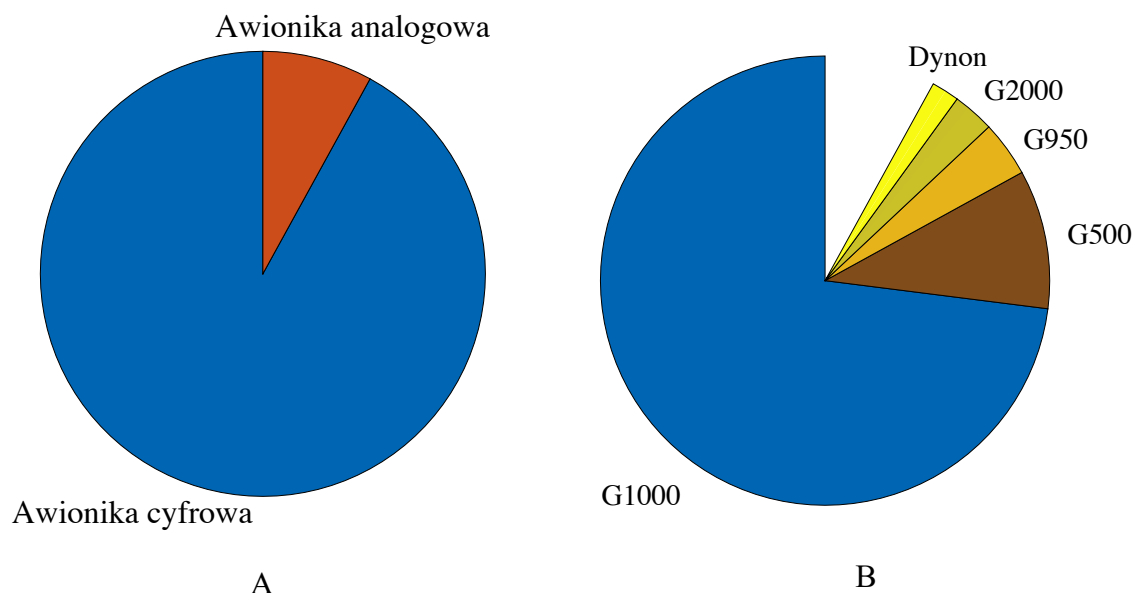
Rysunek 3.10. Witryna CloudAhoy – przykład podstawowej analizy jakościowej

Ze względu na różnice pomiędzy statkami powietrznymi i profilami standardowych manewrów, uzyskanie pogłębionej informacji wymaga podania określonego zestawu informacji, takich jak np. prędkość podejścia w konfiguracji do lądowania. Alternatywnie w przypadku bardziej popularnych statków powietrznych możliwe jest wskazanie typu, modelu i/lub jego odmiany, a dane potrzebne do analizy pochodzą z Instrukcji Użytkownika w Locie. W każdej sytuacji ocena jakościowa, kwalifikująca dany manewr jako zgodny lub niezgodny ze standardem operacyjnym wymaga odniesienia zapisanych danych do charakterystyki statku powietrznego [88].

4. Systemy awioniki stosowane we współczesnych samolotach GA

4.1. Architektura systemu Garmin 1000

Od początku XXI wieku układy awioniczne stosowane w nowo produkowanych samolotach GA uległy zasadniczemu przeobrażeniu. W roku 2003 *Cirrus Aircraft* jako pierwszy rozpoczął wprowadzanie elementów kokpitu cyfrowego, a już w 2006 roku 90% typów i modeli samolotów opcjonalnie było oferowanych z takim wyposażeniem [77]. W roku 2019 awionika cyfrowa jako wyposażenie standardowe stanowiła 92% w nowych samolotach wprowadzonych na rynek (rys. 4.1. A). Od roku 2008 do chwili obecnej rynek systemów awioniki samolotowej ukształtował się w taki sposób, że dominującą rolę odgrywa *Garmin International Inc.* z siedzibą w Olathe w USA. Jedną z przyczyn takiej sytuacji była decyzja *Cirrus Design* o zastąpieniu początkowo stosowanego pakietu awioniki Avidyne Entegra, dostosowanym do wymogów tego producenta zestawem awionicznym o nazwie handlowej *Cirrus Perspective by Garmin*, wywodzącym się z systemu *Garmin 1000*. W kolejnych latach Garmin wprowadzał na rynek nowe wersje zestawów awionicznych, takie jak G500, G950 oraz G2000, a także niestosowane w samolotach śmigłowych z silnikami tłokowymi pakiety G3000 i G5000. Rozwiązania te są przeznaczone dla różnych typów samolotów, uwzględniając różne strategie produktowe i cenowe ich producentów. W efekcie tej strategii zaledwie 2% spośród wszystkich nowych samolotów z napędem tłokowym w 2019 roku było dostarczanych z rozwiązaniem innego producenta awioniki niż *Garmin*, którym był *Dynon Avionics* (rys. 4.1.B). Pozostali producenci, w tym *Avidyne Corporation* rywalizują jedynie na rynku rozwiązań do modernizacji awioniki w samolotach używanych.

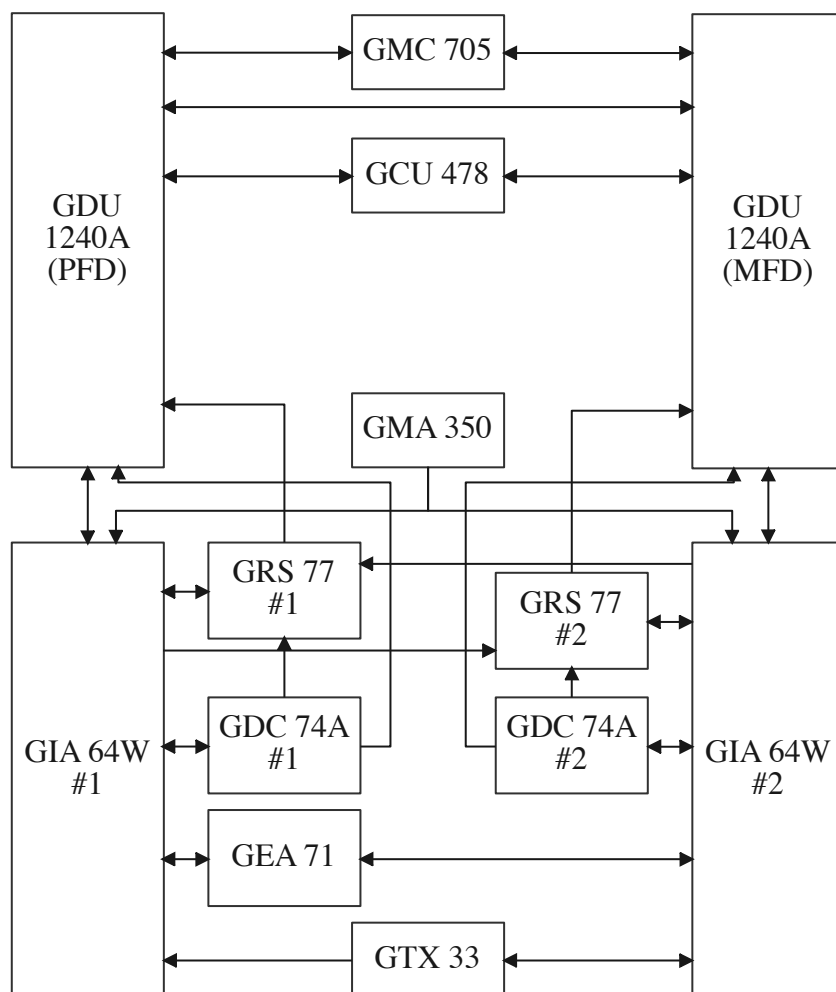


Rysunek 4.1. Udział systemów awioniki w samolotach śmigłowych z silnikami tłokowymi, wyprodukowanych w 2019 r.

Wśród wszystkich rozwiązań oferowanych przez *Garmin International Inc.* dla lekkich samolotów lotnictwa ogólnego dominujący udział ma wprowadzony na rynek w 2004 roku

pakiet awioniki Garmin 1000 wraz z pakietami pochodnymi o innych nazwach handlowych, takich jak *Cirrus Perspective by Garmin*. Szacuje się, że 73% nowych samolotów w 2019 roku było wyprodukowanych z awioniką tego typoszeregu. Dodatkowo w 2017 roku *Garmin* dokonał modernizacji tego rozwiązania, wprowadzając model *Garmin 1000 Nxi*, który jest zasadniczo podobny do wersji wcześniejszych, jednak zapewnia większą wydajność systemu i umożliwia wprowadzanie nowych rozwiązań opcjonalnych.

Zarys architektury systemu *Garmin 1000*, na przykładzie pakietu awionicznego *Cirrus Perspective by Garmin* przedstawiono na rysunku 4.2. Składa się on z typowych dla całego typoszeregu podzespołów wymiennalnych, tzw. LRU (ang. *Line Replaceable Units*), przy czym w zależności od typu i modelu samolotu niektóre podzespoły mogą być redundantne [44].



Rysunek 4.2. Uproszczony schemat awioniki *Cirrus Perspective by Garmin* na podstawie [44]

Pomijając wyposażenie opcjonalne w typowej konfiguracji Garmin 1000 występują następujące podzespoły wymiennalne:

- GIA 64W (ewentualnie GIA 63W) – zintegrowany moduł awioniczny (*Garmin Integrated Avionics*) jest głównym węzłem komunikacyjnym, łączącym inne podzespoły wymiennalne z GDU 1240. Każdy GIA zawiera odbiornik GPS, VHF COM/NAV/GS, a także realizuje logikę automatyki lotu (AFCS),
- GDU 1240A – wyświetlacz, który w zależności od konfiguracji realizuje funkcje wyświetlacza przyrządów podstawowych (PFD) lub wyświetlacza wielofunkcyjnego (MFD). Stąd w standardowej konfiguracji występują dwa podzespoły tego typu

połączone ze sobą szybką magistralą danych (HSDB – *High-Speed Data Bus*). Dodatkowo każdy z GDU 1240 połączony jest za pomocą HSDB z GIA 64W,

- GCU 478 – kontroler układu zarządzania lotem (FMS),
- GMA 350 – panel audio odpowiedzialny za dystrybucję komunikacji wewnątrz kokpitu i kabiny pasażerskiej,
- GRS 77 – układ AHRS wraz z magnetometrem (GMU 44) pozwala na określenie położenia obiektu w przestrzeni trójwymiarowej,
- GDC 74A – cyfrowa centrala aerometryczna,
- GEA 71 – odbiornik i przetwarzacz sygnałów z czujników i mierników silnika i płatowca,
- GTX 33 – transponder z modami A, C i S.

Do typowych podzespołów wymiennalnych, stosowanych opcjonalnie należą komponenty układu automatycznego sterowania, a także jednostka komunikacyjna, zapewniająca wymianę danych i głosu przez sieć satelitarną *Iridium* [44]. Ekran GDU 1240A spełniający funkcję PFD w locie samolotu Cirrus SR22T podczas podejścia początkowego do lotniska EPPO przedstawia rysunek 4.3.



Rysunek 4.3. Ekran PFD awioniki Cirrus Perspective by Garmin w fazie podejścia

4.2. Struktura danych

Pakiet awioniki *Cirrus Perspective by Garmin* w samolocie Cirrus SR22T generacji 6. zapisuje na karcie pamięci SD 72 parametry z częstotliwością 1 Hz. Dane są separowane przecinkowo i zapisywane są w formacie pliku tekstowego. Zapis rozpoczyna się po załączeniu

zasilania szyny głównej i włączeniu awioniki, niezależnie od pracy silnika. Zestawienie parametrów zapisywanych przez ten zestaw awioniczny zawiera tablica 4.1. [44, 45].

Tablica 4.1.

Zestawienie parametrów zapisywanych przez awionikę *Cirrus Perspective by Garmin* dla samolotu Cirrus SR22T

Lp.	Nazwa zmiennej	Jednostka	Opis
1	Lcl Date	yy-mm-dd	data rzeczywista lokalna
2	Lcl Time	hh:mm:ss	czas rzeczywisty lokalny
3	UTCOfst	hh:mm	przesunięcie względem czasu UTC
4	AtvWpt	nazwa	nazwa aktywnego punktu nawigacyjnego
5	Latitude	[°]	szerokość geograficzna
6	Longitude	[°]	wysokość geograficzna
7	AltInd	[ft]	wysokość przyrządowa
8	BaroA	[in Hg]	nastawienie ciśnieniomierza
9	AltMSL	[ft]	wysokość MSL
10	OAT	[°F]	temperatura zewnętrzna
11	IAS	[kt]	prędkość przyrządowa
12	GndSpd	[kt]	prędkość względem ziemi
13	VSpd	[ft/min]	prędkość pionowa
14	Pitch	[°]	Pochylenie
15	Roll	[°]	Przechylenie
16	LatAc	[G]	przyspieszenie boczne
17	NormAc	[G]	przyspieszenie normalne
18	HDG	[°]	kurs magnetyczny
19	TRK	[°]	linia drogi rzeczywistej
20	volt1	[V]	napięcie na szynie głównej
21	volt2	[V]	napięcie na szynie awioniki
22	amp1	[A]	prąd ładowania
23	FQtyL	[gal]	zapas paliwa w zbiorniku lewym
24	FQtyR	[gal]	zapas paliwa w zbiorniku prawym
25	E1 FFlow	[gal/h]	przepływ paliwa
26	E1 OilT	[°F]	temperatura oleju
27	E1 OilP	[psi]	ciśnienie oleju
28	E1 MAP	[psi]	ciśnienie ładowania
29	E1 RPM	[rpm]	obroty wału silnika
30	E1 %Pwr	[%]	kalkulowany % mocy silnika
31	E1 CHT1	[°F]	temperatura głowicy cylindra 1
32	E1 CHT2	[°F]	temperatura głowicy cylindra 2
33	E1 CHT3	[°F]	temperatura głowicy cylindra 3
34	E1 CHT4	[°F]	temperatura głowicy cylindra 4
35	E1 CHT5	[°F]	temperatura głowicy cylindra 5
36	E1 CHT6	[°F]	temperatura głowicy cylindra 6
37	E1 EGT1	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 1
38	E1 EGT2	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 2
39	E1 EGT3	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 3
40	E1 EGT4	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 4
41	E1 EGT5	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 5
42	E1 EGT6	[°F]	temperatura spalin na wylocie z cylindra 6
43	E1 TIT1	[°F]	temperatura spalin na wlocie do turbiny 1

c.d. Tablica 4.1.

Zestawienie parametrów zapisywanych przez awionikę *Cirrus Perspective by Garmin* dla samolotu Cirrus SR22T

Lp.	Nazwa zmiennej	Jednostka	Opis
44	E2 TIT2	[°F]	temperatura spalin na wlocie do turbiny 2
45	AltGPS	[ft]	wysokość GPS
46	TAS	[kt]	prędkość rzeczywista
47	HSIS	GPS/NAV1/NAV2	wybrane źródło nawigacji
48	CRS	[°]	linia drogi nakazanej
49	NAV1	[Mhz]	częstotliwość radiopomocy 1
50	NAV2	[Mhz]	częstotliwość radiopomocy 2
51	COM1	[Mhz]	częstotliwość komunikacyjna 1
52	COM2	[Mhz]	częstotliwość komunikacyjna 2
53	HCDI	-1 – 1	odch. poziome wskaźnika odchylenia kursowego
54	VCDI	-1 – 1	odch. Pionowe wskaźnika odchylenia kursowego
55	WndSpd	[kt]	prędkość wiatru
56	WndDr	[°]	kierunek wiatru
57	WptDst	[nm]	odległość do punktu nawigacyjnego
58	WptBrg	[°]	namiar na punkt nawigacyjny
59	MagVar	[°]	wariacja magnetyczna
60	AfcsOn	nazwa	tryb automatyki lotu AFCS
61	RollM	nazwa	tryb przechylenia AFCS
62	PitchM	nazwa	tryb pochylenia AFCS
63	RollC	[°]	przechylenie sterowane przez AFCS
64	PitchC	[°]	pochylenie sterowane przez AFCS
65	VSpdG	[ft/min]	prędkość pionowa wg GPS
66	GPSfix	2D/3D/3DDiff	poziom PBN
68	HAL	[m]	pozioma granica alertowania
69	VAL	[m]	pionowa granica alertowania
70	HPLWas	[m]	horyzontalny poziom ochrony (HPLWas)
71	HPLFd	[m]	horyzontalny poziom ochrony (HPLFd)
72	VPLWas	[m]	pionowy poziom ochrony (VPLWas)

Należy zwrócić uwagę na brak w powyższym zestawieniu informacji o konfiguracji samolotu w danej fazie lotu, takich jak wysunięcie/schowanie klap. Dodatkowo zestaw nie obejmuje stanu jakichkolwiek przełączników. Ze względu na brak w tym typie samolotu czujnika obciążenia podwozia (WOW – ang. *Weight on Wheels*) do analizy nie jest dostępna informacja o kontakcie podwozia z ziemią, co oznacza, że do ustalenia momentu oderwania lub przyziemienia konieczne jest wnioskowanie *implicite* na podstawie innych parametrów. Zapis z częstotliwością 1 Hz można uznać za wystarczający do celów podstawowej analizy, jednak zapisy wielu parametrów (np. przyspieszeń) w samolotach kategorii transportowej odbywają się z częstotliwością dochodzącą do 10 Hz. Wszystkie te czynniki wprowadzają ograniczenia w rozwiązaniach FDM dla lotnictwa ogólnego, między innymi w zakresie wykrywania faz lotu [52, 56].

5. Cel, teza i zakres pracy

Prowadzone obecnie prace związane z analizą parametrów lotu samolotu i przyszłe badania eksploatacji statków powietrznych będą nierozdzielnie związane z bezpieczeństwem realizacji operacji lotniczych. Ocena zagrożeń i identyfikacja ryzyk wynikających z rzeczywistych warunków eksploatacji statków powietrznych pozwoli na opracowanie algorytmów analitycznych ukierunkowanych na szybką identyfikację zagrożenia i generowanie informacji skierowanej do użytkownika w celu poprawy sytuacji i uniknięcia dalszych konsekwencji wynikających z zaistniałych zagrożeń. Działania te przyczynią się do poprawy bezpieczeństwa w lotnictwie w sposób bezpośredni, związany z wykonywanymi operacjami lotniczymi. Skutki tych działań w sposób wymierny mogą mieć wpływ na zmniejszenie liczby wypadków i katastrof lotniczych przekładając się na ochronę życia ludzkiego. Ponadto w dłuższej perspektywie czasu działania korzystnie wpłyną na poprawę warunków eksploatacji statków powietrznych jako obiektów technicznych, przekładając się na mniejszą liczbę występujących awarii i przyczyniając się do zmniejszenia kosztów ich eksploatacji.

Szereg parametrów eksploatacyjnych lekkich samolotów lotnictwa ogólnego, rejestrowanych we współczesnych systemach awioniki pokładowej można wykorzystać w analizie warunków eksploatacji samolotu ukierunkowanej na weryfikację i ocenę poprawności wykonywanych przez pilotów operacji lotniczych. Przeprowadzone badania literaturowe wskazują na nieliczne próby przeniesienia systemów FDM z lotnictwa komunikacyjnego do lotnictwa ogólnego. Próby te napotykają na problemy związane ze znacząco różniącą się strukturą dostępnych parametrów i częstotliwością ich zapisu, wymagającą wnioskowania pośredniego na temat faz lotu. Brak jest informacji, dotyczących podjętych prac z zakresu analiz parametrycznych warunków eksploatacyjnych lekkich samolotów lotnictwa ogólnego, związanych z oceną jakości i bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych w warunkach eksploatacji. W związku z powyższym, **głównym celem rozprawy jest wykorzystanie wybranych parametrów lotu zapisywanych przez samoloty lotnictwa ogólnego z uwzględnieniem ich specyfiki, na przykładzie samolotu Cirrus SR22T, do oceny poziomu bezpieczeństwa realizowanej przez pilota operacji lotniczej pod kątem wybranych aspektów operacyjnych.**

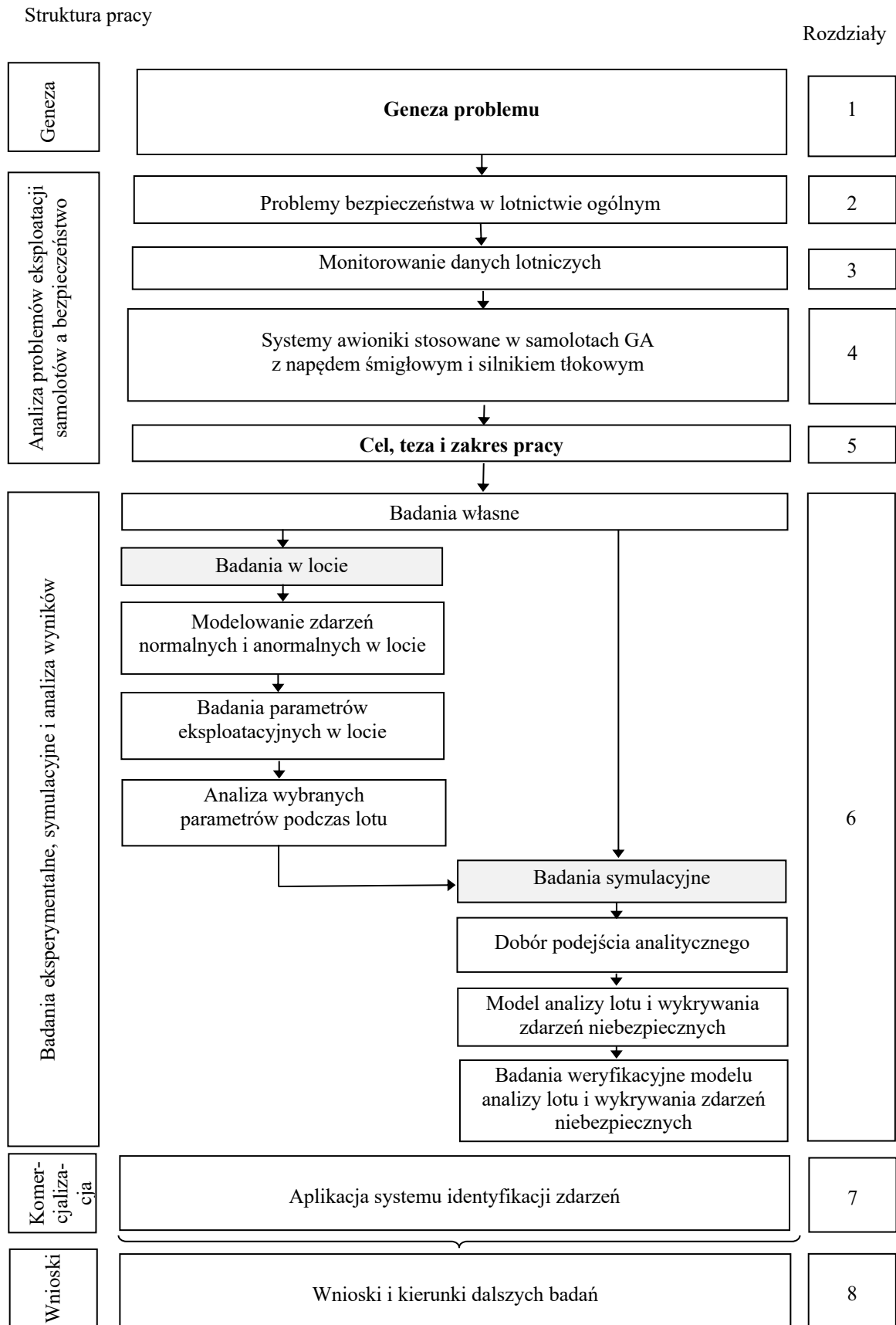
W ramach realizacji celu pracy zostały przeprowadzone następujące zadania zgodnie ze schematem przedstawionym na rysunku 5.1.:

- modelowanie zdarzeń normalnych i anormalnych w locie,
- badania parametrów eksploatacyjnych podczas lotu statku powietrznego,
- analiza wybranych parametrów podczas lotu,
- dobór podejścia analitycznego,
- model analizy lotu i wykrywania zdarzeń niebezpiecznych,
- badania weryfikacyjne modelu analizy lotu i wykrywania zdarzeń niebezpiecznych.

Cel pracy w postaci możliwości oceny stanu i jakości realizowanej przez pilota operacji lotniczych w każdej fazie lotu w aspekcie poprawy bezpieczeństwa eksploatacyjnego jest możliwy do osiągnięcia przy jednoczesnym postawieniu głównej tezy rozprawy:

Istnieje możliwość pozyskania i wyselekcjonowania rejestrowanych wielkości eksploatacyjnych z lotu lekkiego samolotu GA, które pozwolą na dokonanie oceny bezpieczeństwa realizowanych przez pilota operacji lotniczych.

Podjęte założenia zawarte w celu pracy oraz w przyjętej tezie poddano weryfikacji badawczej według opracowanej metodyki badań. Uzyskane w trakcie realizowanych badań wyniki poddano analizom wykorzystanym do dalszych prac związanych z opracowaniem algorytmu matematycznego i jego zastosowania w narzędziach aplikacyjnych.



Rysunek 5.1. Schemat rozwiązania postawionego celu naukowego pracy

6. Badania własne

6.1. Metodyka badań

6.1.1. Przedmiot badań

Przedmiotem badań i przeprowadzonych analiz było odwzorowanie zdarzeń normalnych i anormalnych, właściwych dla charakterystyki operacyjnej samolotu Cirrus SR22T, w parametrach lotu zapisywanych przez awionikę *Cirrus Perspective by Garmin*, oraz przeprowadzenie badań symulacyjnych opracowanych modeli matematycznych do analizy parametrów lotu samolotu ukierunkowanych na ocenę warunków eksploatacyjnych samolotu w aspekcie oceny bezpieczeństwa lotu. Opracowane modele matematyczne implementowano w autorski algorytm oceny bezpieczeństwa lotu, który również poddano badaniom weryfikacyjnym.

W związku z powyższym, prace badawcze rozdzielono na dwa etapy. Pierwszy dotyczy oceny warunków eksploatacyjnych samolotu w warunkach rzeczywistego lotu, podczas którego wykonano operacje lotnicze o znamionach operacji nieprawidłowych. Uzyskane informacje wykorzystano w analizach i opracowaniu modeli identyfikacji nieprawidłowości operacji lotniczych w etapie drugim. Etap drugi ma charakter badań symulacyjnych prowadzonych na modelach matematycznych będących składowymi autorskiego algorytmu oceny warunków eksploatacyjnych samolotu, który jest przedmiotem badań w tym etapie.

Prowadzone prace w zakresie realizacji głównego celu rozprawy zarówno w etapie pierwszym jak i drugim dotyczą jednego typu samolotu GA, wybranego do przeprowadzenia badań i wraz ze swoim wyposażeniem w systemy awioniki, będącego obiektem badawczym.

6.1.2. Obiekt badań

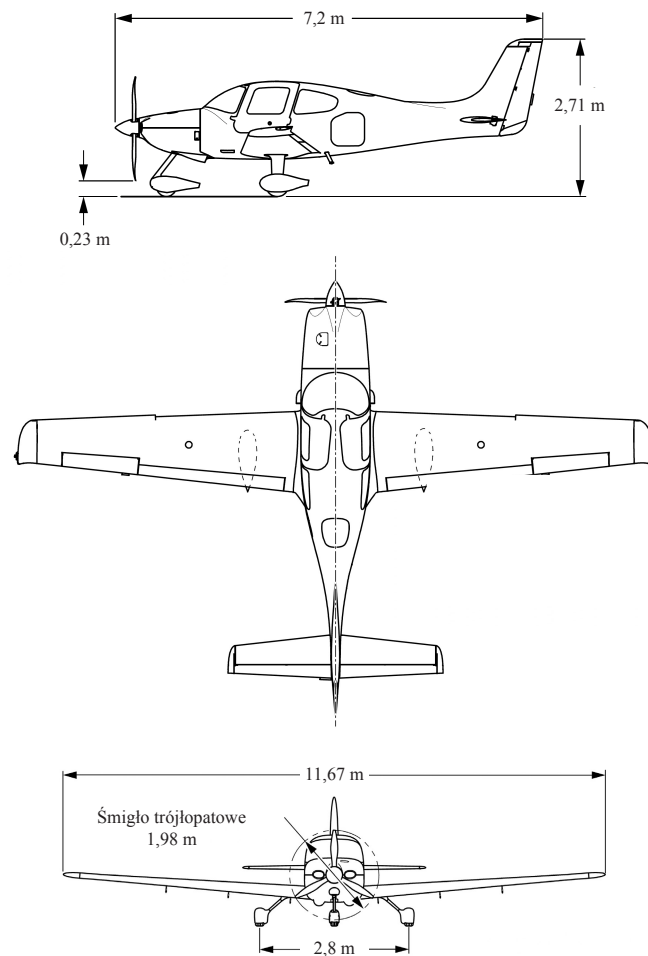
Obiektem przeprowadzonych badań był samolot Cirrus SR22T o numerze seryjnym 1726 i znakach identyfikacyjnych N315TA, rok produkcji 2018 z nalotem na płatowcu, silniku i śmigle około 100 godzin. Samolot wyposażony był w awionikę model *Cirrus Perspective Plus by Garmin*, będącą rozwinięciem pakietu awioniki *Garmin 1000Nxi* dla samolotów Cirrus (rys. 6.1.).



Rysunek 6.1. Samolot Cirrus SR22T

W konfiguracji będącej obiektem badań samolot oznaczany jest przez producenta jako generacja 6. Wybór obiektu badań podyktowany był rozpowszechnieniem tego samolotu w lotnictwie ogólnym. W okresie od 2010 do 2018, tj. od początku wprowadzenia go do produkcji wyprodukowano 1184 szt. w konfiguracji analogicznej lub zbliżonej do obiektu badanego, co stanowi największy udział w dostawach samolotów jednosilnikowych z napędem śmigłowym,

z silnikiem tłokowym i awioniką cyfrową. Podstawowe parametry samolotu przedstawiono na rysunku 6.2. oraz zamieszczono w tablicy 6.1.



Rysunek 6.2. Podstawowe parametry samolotu Cirrus SR22T na podstawie [19]

Tablica 6.1.

Dane techniczne samolotu Cirrus SR22T

Parametr	Jednostka	Wartość
Rozpiętość / długość / wysokość	m	11,68 / 7,92 / 2,72
Powierzchnia skrzydeł	m ²	13,71
V_{NE} do wysokości 17500 ft MSL	km/h	380
V_{NE} na wysokości 25000 ft MSL	km/h	324
V_{NO} do wysokości 17500 ft MSL	km/h	326
V_{NO} na wysokości 25000 ft MSL	km/h	278
V_O przy maksymalnej masie startowej	km/h	260
V_{FE} – wysunięcie klap 50%	km/h	278
V_{FE} – wysunięcie klap 100%	km/h	204
V_{PD} – demonstrowana	km/h	260
Maksymalna masa startowa	kg	1633
Silnik: Continental TSIO-550-K, doładowany – dwie turbosprężarki, 6 cylindrów		
Moc maksymalna:	kW	233 przy 2500 obr/min
Śmigło: Hartzell – trójłopatowe, stałobrotowe		

Cirrus SR22T jest samolotem w układzie dolnopłatu o kompozytowym kadłubie i płatach. Powierzchnie sterowe wykonane są z aluminium. Samolot standardowo wyposażony jest w balistyczny system ratunkowy CAPS (*Cirrus Airframe Parachute System*). W konfiguracji badanej, samolot jest wyposażony w cieczową instalację przeciwooblodzeniową polegającą na dystrybucji glikolu na powierzchni skrzydeł i stateczników, certyfikowaną do operacji w warunkach znanego oblodzenia. Zgodnie z certyfikatem FAA oraz EASA, samolot jest przystosowany do operacji VFR i IFR w dzień i w nocy.

6.2. Badania podczas operacji lotniczych

Badania zostały przeprowadzone w trakcie sześciu lotów badawczych o łącznym czasie trwania 1 godzina 57 minut, z czego 1 godzina 13 minut w powietrzu i 44 minuty operacji na ziemi na łącznym dystansie 312 km. Operacje wykonywane były zgodnie z zaplanowanym protokołem badawczym, obejmującym czynności i manewry normalne oraz anormalne, z wyjątkiem dostosowania się do bieżącej sytuacji ruchu w kontrolowanej przestrzeni powietrznej. Protokół lotów badawczych został opracowany na podstawie Instrukcji operacyjnej producenta samolotu w wersji przeznaczonej dla instruktorów, wskazującej standardy prawidłowego wykonania danych czynności i manewrów, a także komentarze dotyczące najczęściej popełnianych błędów.

Loty wykonywane były w załodze dwuosobowej, w skład której wchodził pilot liniowy samolotowy, z uprawnieniami instruktorskimi oraz certyfikacją instruktora fabrycznego dla badanego typu samolotu, z nalotem na typie około 1000 godzin oraz asystent odpowiedzialny za przekazywanie informacji na temat protokołu badawczego. W trakcie lotu zrealizowano wszystkie planowane zadania w zaplanowanej kolejności i przypisane kolejnym lotom (tabl. 6.2.). Lot numer 1 i 6 wykonywane były według przepisów IFR, natomiast loty numer 2, 3, 4 i 5 wykonano według przepisów VFR. Niezależnie od przepisów wykonywania lotów, w celu minimalizacji wpływu warunków pogodowych oraz zachowania bezpieczeństwa loty zaplanowano i wykonano w warunkach meteorologicznych dla lotów z widocznością (VMC).

Tablica 6.2.

Specyfikacja wykonanych lotów badawczych

Nr lotu	Trasa	Godzina startu UTC	Godzina lądowania UTC
1	Poznań Ławica (EPPO) – Zielona Góra Babimost (EPZG)	7:56	8:28
2	Zielona Góra Babimost (EPZG) – Zielona Góra Babimost (EPZG)	8:30	8:35
3	Zielona Góra Babimost (EPZG) – Zielona Góra Babimost (EPZG)	8:35	8:41
4	Zielona Góra Babimost (EPZG) – Zielona Góra Babimost (EPZG)	8:41	8:48
5	Zielona Góra Babimost (EPZG) – Zielona Góra Babimost (EPZG)	8:48	8:54
6	Zielona Góra Babimost (EPZG) – Poznań Ławica (EPPO)	8:54	9:29

Uwzględniając kierunki dróg startowych lotnisk wykorzystywanych do lotów badawczych oraz kierunek i prędkość wiatru przyjęto, że wpływ wiatru na operacje startu i lądowania był pomijalny. Podczas wykonywania lotów badawczych wysokość gęstościowa dla lotniska Zielona Góra Babimost wynosiła średnio 121 metrów (odchylenie temperatury od ISA 4,4°C), natomiast dla lotniska Poznań Ławica wynosiła podczas odlotu (lot nr 1) 152 metry (odchylenie temperatury od ISA 4,6°C), natomiast podczas przylotu (lot nr 6) 363 metry (odchylenie temperatury od ISA 10,6°C). W związku z tym przyjęto, że wysokość gęstościowa nie miała istotnego wpływu na przebieg lotów badawczych. Powyższe dane potwierdzają protokoły

depeszy METAR dla lotniska Poznań Ławica (tabl. 6.3.) i lotniska Zielona Góra – Babimost (tabl. 6.4.).

Tablica 6.3.

Obserwacje pogodowe dla lotniska Poznań Ławica
w czasie wykonywania lotów badawczych

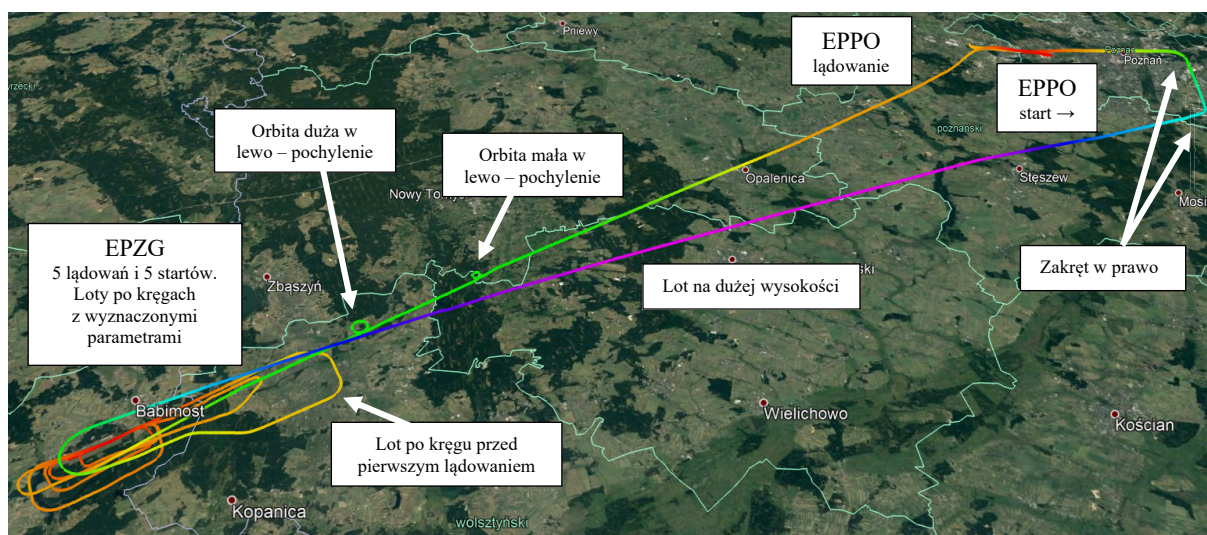
Godzina obserwacji	Treść depeszy METAR
7:30 UTC	METAR EPPO 100730Z 22002KT CAVOK 19/10 Q1022=
8:00 UTC	METAR EPPO 100800Z 15002KT CAVOK 21/10 Q1022=
8:30 UTC	METAR EPPO 100830Z VRB02KT CAVOK 22/09 Q1022=
9:00 UTC	METAR EPPO 100900Z 19003KT 130V200 CAVOK 23/09 Q1022=
9:30 UTC	METAR EPPO 100930Z 24003KT 120V290 CAVOK 25/08 Q1021=

Tablica 6.4.

Obserwacje pogodowe dla lotniska Zielona Góra – Babimost
w czasie wykonywania lotów badawczych

Godzina obserwacji	Treść depeszy METAR
7:30 UTC	METAR EPZG 100730Z VRB01KT CAVOK 17/10 Q1022=
8:00 UTC	METAR EPZG 100800Z 20003KT 120V250 CAVOK 19/10 Q1022=
8:30 UTC	METAR EPZG 100830Z 22004KT 160V290 CAVOK 22/10 Q1022=
9:00 UTC	METAR EPZG 100900Z 23005KT 180V250 CAVOK 23/09 Q1022=
9:30 UTC	METAR EPZG 100930Z 25007KT 200V280 CAVOK 25/08 Q1022=

Przebieg lotów był następujący po sobie zgodnie z numeracją (rys. 6.3.). Pierwszy lot rozpoczyna się na lotnisku Poznań Ławica. Po przeprowadzeniu procedur przedstartowych związanych z uruchomieniem silnika samolotu, wstępnym rozgrzaniem związanym z kołowaniem na drogę startową, przeprowadzeniem testu układów zapłonowych silnika na postoju przed drogą startową, który potwierdził sprawność układów, po uzyskaniu pozwolenia na start i ustawieniu się na właściwej pozycji na drodze startowej rozpoczęto procedurę startu w kierunku wschodnim. Po osiągnięciu bezpiecznej wysokości dokonano pierwszego skrzytu



Rysunek 6.3. Zapis drogi lotów badawczych względem ziemi.
Kolorystyka dotyczy wysokości: kolor czerwony – wartości najmniejsze,
kolor fioletowy – wartości największe

w prawo o 75° , po ustaleniu parametrów lotu na wprost, po chwili dokonano drugiego zakrętu w prawo o 90° . W ten sposób ustalono kierunek lotu na wprost lotniska Zielona Góra Babimost, nad którym wykonano lot po kręgu rozpoczynający się zakrętem zawracającym w lewo o 180° , następnie lekki zakręt w prawo, następnie lekki zakręt w lewo, następnie kolejne dwa zakręty w lewo o 90° i dokonano podejścia do pierwszego lądowania od strony wschodniej i wykonano lądowanie. Kolejne cztery loty były wykonywane ze startem i lądowaniem z tego lotniska. Były to loty po kręgach różniące się od siebie różnymi parametrami przez co uzyskano kręgi nadlotniskowe o różnym stopniu tzw. zacieśnienia. Szósty lot rozpoczął się startem na lotnisku Zielona Góra Babimost a kończył na lotnisku Poznań Ławica. Podczas tego lotu wykonano dwie orbity w lewą stronę, jedną większą z pochyleniem 45° i drugą mniejszą z pochyleniem 60° . Lot zakończono bezpośrednim podejściem do lądowania z kierunku lotu ustawiając się na ścieżce podejścia od strony zachodniej lotniska i wykonano lądowanie. Po lądowaniu przeprowadzono operacje lotniskowe polegające na kołowaniu na miejsce postoju ustalone na płycie postojowej przy terminalu GA Portu Lotniczego Poznań Ławica.

Podczas wykonywanych lotów rejestrowane były parametry eksploatacyjne statku powietrznego w standardowych procedurach zapisu systemu awioniki pokładowej w funkcji czasu. Uzyskane przebiegi wybranych parametrów eksploatacyjnych poddano wzajemnemu zestawieniu (rys. 6.4.) i przeprowadzono analizy.

Zapis zarejestrowanych parametrów eksploatacyjnych podczas badań w locie można podzielić na trzy zakresy. Zakres I obejmował początkowe operacje lotniskowe związane z uruchomieniem silnika i przygotowaniem statku powietrznego do lotu oraz lot nr 1 z lotniska EPPO do lotniska EPZG do chwili końca kołowania po lądowaniu i ustawienia się na pozycji do ponownego startu na drodze startowej. Zakres II obejmuje operacje lotnicze związane z realizacją czterech lotów po kręgu wokół lotniska EPZG wraz z pełnymi operacjami startu i lądowania. Zakres ten rozpoczyna się chwilą startu do lotu 2 a kończy się z chwilą lądowania po locie 5 i przygotowania samolotu do startu do lotu 6. Zakres III obejmuje operacje lotnicze związane z realizacją lotu 6, od chwili startu z lotniska EPZG do chwili ustawienia samolotu na płycie postojowej po wykonanym locie i operacjach lotniskowych na lotnisku EPPO.

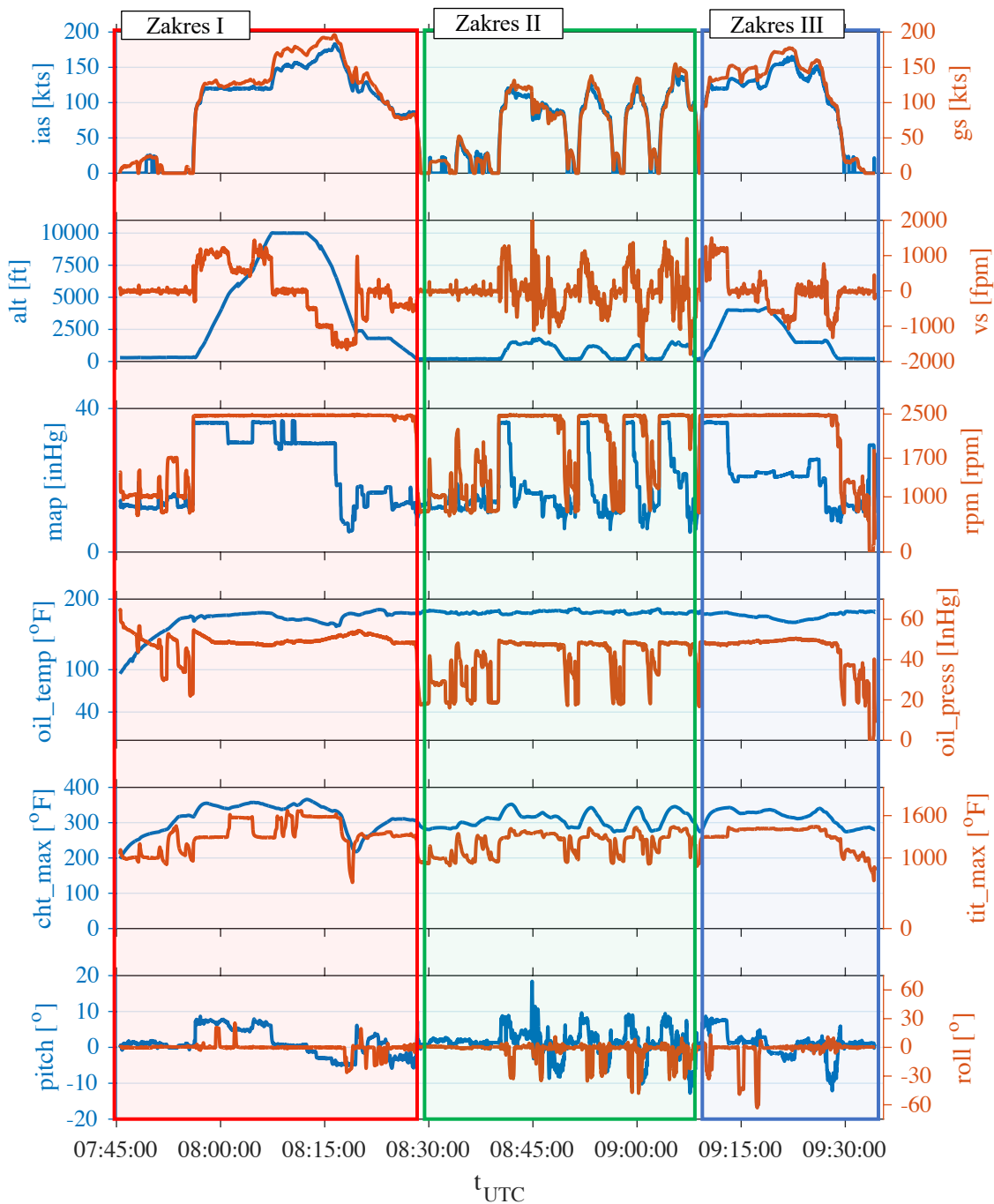
Analiza zarejestrowanych przebiegów była ukierunkowana na poszukiwanie zmiennych o dużej wartości informacyjnej dotyczących wykrycia przeprowadzonych podczas lotu sytuacji anormalnych. W tym celu przeprowadzono działania matematyczne polegające na wyznaczeniu pochodnej po czasie dla wybranych sygnałów.

$$y_i = \frac{dx_i}{dt} \quad (6.1.)$$

gdzie:

- x_i – parametr eksploatacyjny,
- y_i – wyznaczona zmienna,
- dt – przyjęty krok czasowy dla 1 Hz.

Przeprowadzone działania nie dla wszystkich wybranych parametrów są właściwe. Dla parametrów charakteryzujących się małą zmiennością w czasie, takich jak temperatura cylindrów silnika, czy temperatura spalin przed turbiną turbospęrzarki uzyskano zadowalające wyniki co do wartości zmiennych, które umożliwiły pozyskanie informacji o wartościach znaczących dla identyfikacji zdarzeń. W odniesieniu do parametrów szybkozmiennych jak przechylenie samolotu podczas podejścia do lądowania w niesprzyjających warunkach pogodowych, uzyskuje się wyniki o dużych różnicach, co do uzyskiwanej wartości zmiennej. Przyczyną tej sytuacji jest zbyt mała częstotliwość rejestrowanych wartości parametrów eksploatacyjnych.



Rysunek 6.4. Przebiegi wybranych parametrów eksploatacyjnych zarejestrowanych podczas badań w locie; Zakres I – operacje lotnicze wraz z lotem 1 z EPPO do EPZG, Zakres II – operacje lotnicze wraz z lotami 2 – 5 z EPZG do EPZG, Zakres III – operacje lotnicze wraz z lotem 6 z EPZG do EPPO

Sytuacja taka skłoniła do poszukiwań innych metod matematycznych analiz numerycznych zarejestrowanych wartości parametrów, ukierunkowanych na ocenę wartości w aspekcie identyfikacji zdarzeń niebezpiecznych. W tym zakresie prowadzoną analizę zarejestrowanych parametrów ukierunkowano na analizę wielkości matematycznych z zastosowaniem teorii zbiorów rozmytych i logiki rozmytej.

6.3. Modelowanie, badania symulacyjne i analiza wyników

6.3.1. Dobór podejścia analitycznego

Wady i ograniczenia klasycznych systemów FDM

Problem oceny poziomu bezpieczeństwa, podobnie jak poziomu ryzyka czy poziomu kontroli operatora układu nad wybranym aspektem działania tego układu jest problemem złożonym. Według Gegova „złożoność jest powszechną cechą świata, w którym żyjemy” [48]. Wyróżnia on dwa aspekty złożoności – jakościowy i ilościowy. Zwraca również uwagę na dwie kluczowe implikacje rozwiązywania złożonych problemów – czas i ich istotność dla bezpieczeństwa. Obie te charakterystyki wydają się adekwatne do problemów oceny bezpieczeństwa lotniczego. W systemach FDM wykorzystywany jest duży zbiór danych numerycznych w celu uzyskania jakościowej informacji o poziomie ryzyka, kontroli operatora i bezpieczeństwa całego układu. Informacje te powinny być czytelne i dostępne możliwie niezwłocznie ze względu na ich krytyczne znaczenie dla życia załóg i pasażerów.

Lager i Melin na podstawie wywiadów przeprowadzonych z kierownikami ds. bezpieczeństwa, specjalistami ds. bezpieczeństwa i kierownikami załóg szwedzkiej linii lotniczej wskazali krytyczne niedoskonałości działania systemów FDM. Wskazują oni przede wszystkim na tzw. arbitralność punktów odcięcia, zarówno w zakresie identyfikacji, jak i klasyfikacji zdarzeń, co zasadniczo narusza trafność ekologiczną takiego pomiaru. Ponadto podnoszą, że analiza wartości tysięcy zmiennych w czasie, prowadzi do tego, że ponad 90% lotów oznaczanych jest jako loty z wykrytymi zdarzeniami, przy czym wielu zmiennych dotyczy tzw. efekt podłogi lub efekt sufitowy, tzn. przyjmują one skrajne wartości. Wszystko to zasadniczo utrudnia prawidłowe wnioskowanie i wykrywanie rzeczywistych zagrożeń [63].

Zasadą działania klasycznych systemów FDM jest rozpoznawanie określonych zdarzeń w trakcie lotu. Zdarzenia te są definiowane jako zdania logiczne oparte na wartości określonych zmiennych (parametrów lotu), stosując zasady klasycznej logiki dwuwartościowej. Do zdefiniowania warunków logicznych wykorzystywana jest wiedza ekspercka. Z konieczności zjawiskiem nieostrym przypisuje się arbitralnie ostre krawędzie. Arbitralność w definiowaniu zasad oraz dwuwartościowa ocena budzą wątpliwości zarówno praktyków, jak i badaczy, podnoszących ryzyko generowania sygnałów fałszywie pozytywnych i błędnego pomijania zdarzeń istotnych [79]. Ilustracją tego problemu jest następujący przykład. Przyjmijmy, że za zdarzenie ryzykowne w klasycznym systemie FDM przyjmuje się spełnienie następującego warunku (6.2.):

$$(roll > 30^\circ) \cap (alt_agl < 1000 \text{ ft}) = 1 \quad (6.2.)$$

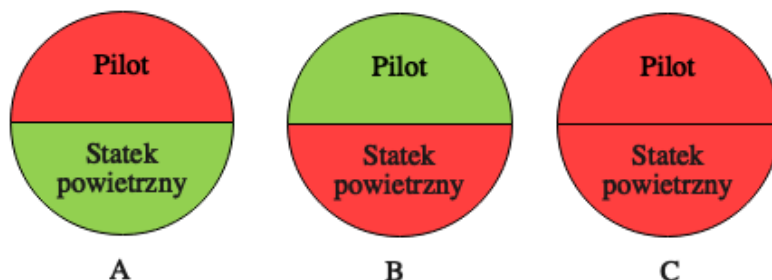
gdzie: *roll* – przechylenie,
alt_agl – wysokość nad powierzchnią terenu.

Oznacza to, że przechylenie równe 31° na wysokości 999 ft jest zdarzeniem ryzykownym, a to samo przechylenie na wysokości 1000 ft jest manewrem normalnym. Doświadczenie życiowe wskazuje, że poziom ryzyka związany z obydwoma manewrami jest bardzo podobny, jednak odwzorowanie tego w klasycznym systemie FDM jest niemożliwe.

Ponadto Lager i Melin wskazują na inne naruszenia trafności ekologicznej. Polegają one na wnioskowaniu o poziomie ryzyka całej operacji na podstawie pojedynczych oderwanych od siebie zdarzeń. Oznacza to, że jednoczesne wystąpienie kilku zdarzeń pierwszego poziomu będzie przypisywało ocenę ryzyka całego lotu również na poziomie pierwszym. Wystąpienie jednego zdarzenia poziomu drugiego przypisuje ocenę ryzyka całego lotu na poziomie drugim. Należy spodziewać się, że jednoczesne wystąpienie kilku ryzyk poziomu pierwszego, które

indywidualnie oceniane mają mniejsze znaczenie dla bezpieczeństwa, może dawać efekt kumulacyjny i stanowić większe zagrożenie niż pojedyncze zdarzenie poziomu drugiego [63].

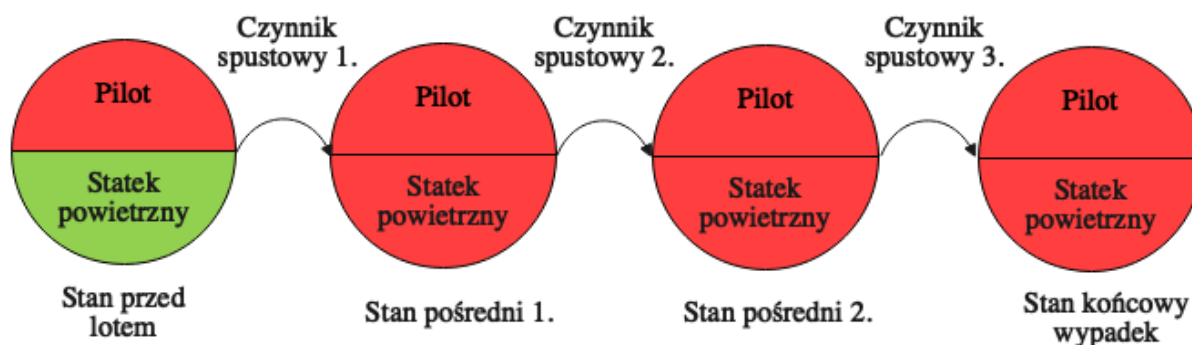
Podzielając pogląd Rao i Marais [84], zgodnie z którym lot należałoby rozpatrywać jako zbiór uporządkowanych temporalnie stanów, przejście pomiędzy którymi następuje w wyniku zadziałania czynników spustowych, a nie zbiór zdarzeń. Stany te mogą być klasyfikowane jako nominalne, tj. które przez uczestników procesu uważane są za dostatecznie bezpieczne oraz niebezpieczne, tzn. nie mieszczące się w definicji stanu nominalnego. Przyjmują, że stany te mogą występować przed lotem i w trakcie lotu oraz mogą mieć wpływ na stan końcowy lotu, a także, że mogą odnosić się odrębnie lub łącznie do pilota i statku powietrznego (rys. 6.5.) [84].



Rysunek 6.5. Kombinacja stanów niebezpiecznych na podstawie [69, 84]

W przypadku A stan niebezpieczny dotyczy pilota i może wynikać z czynników psychologicznych lub medycznych. W przypadku B stan niebezpieczny może dotyczyć statku powietrznego, na przykład z powodu usterki. W przypadku C stan niebezpieczny odnosi się zarówno do pilota, jak i statku powietrznego, przy czym mogą to być stany niezależne, np. niedyspozycja pilota i brak paliwa lub powiązane np. dezorientacja przestrzenna pilota w wyniku awarii układu AHRS.

Stany lotu są ułożone sekwencyjnie i powiązane czynnikami spustowymi (rys. 6.6.). Na przykład awaria układu zapłonowego jest czynnikiem spustowym dla stanu niebezpiecznego jakim jest utrata mocy silnika. Stan polegający na obniżonej sprawności psychofizycznej pilota może prowadzić do wystąpienia czynnika spustowego, jakim będzie nadmierne zadarcie nosa samolotu, co będzie prowadziło do stanu niebezpiecznego, jakim będzie lot na około krytycznych kątach natarcia.



Rysunek 6.6. Sekwencja stanów powiązanych czynnikami spustowymi na podstawie [67, 81]

W kontekście powyższych uwag należy zauważyć, że systemy FDM są zasadniczo nastawione na wykrywanie potencjalnych czynników spustowych, a nie stanów bezpiecznych lub niebezpiecznych.

Podstawowe pojęcia z obszaru logiki rozmytej

Aparatem matematycznym, który ze względu na swoją charakterystykę jest lepiej przystosowany do rozwiązywania zidentyfikowanych problemów badawczych może być logika rozmyta (ang. *fuzzy logic*). Pojęcie i jego podstawy zostały sformułowane przez Lotfi Zadeha w 1965 roku [100], przy czym są one oparte na teorii zbiorów rozmytych [101].

Teoria zbiorów rozmytych, w odróżnieniu od klasycznej logiki dwuwartościowej, która zakłada, że dany element albo należy do danego zbioru (wartość logiczna = 1), albo do niego nie należy (wartość logiczna = 0), dopuszcza przynależność częściową (wartości od 0 do 1). W celu określenia zbioru rozmytego konieczne jest zdefiniowanie obszaru rozważań (ang. *the universe of discourse*), który nazywamy przestrzenią, np. przestrzenią X . Zbiorem rozmytym A w danej niepustej przestrzeni X , określamy więc zbiór par [85, 89]:

$$A = \{(x, \mu_A(x)); x \in X\} \quad (6.3.)$$

przy czym μ_A jest funkcją przynależności, definiowaną jako:

$$\mu_A: X \rightarrow [0; 1] \quad (6.4.)$$

Jeżeli:

$$0 < \mu_A(x) < 1 \quad (6.5.)$$

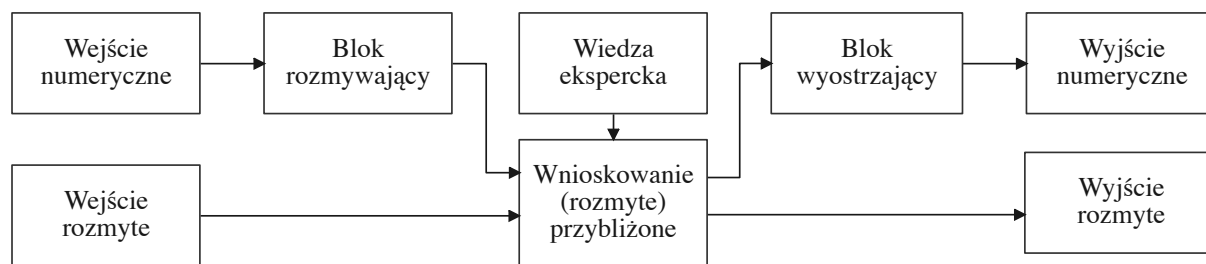
to element x częściowo przynależy do zbioru rozmytego A .

Do określania zbiorów rozmytych stosuje się różne pojęcia, nazywane zmiennymi lingwistycznymi. Na przykład wysokość lotu może być określona jako „duża wysokość”, lub „mała wysokość” albo „wysokość przelotowa” i „wysokość manewrowa”. Umożliwia to bardziej intuicyjne definiowanie pewnych pojęć, występujących w dowolnym środowisku naturalnym. Warto zwrócić uwagę, że w szkoleniu lotniczym często używa się stwierżeń takich jak „unikanie nadmiernego przechylenia na małej wysokości”. Zarówno kwantyfikator „nadmierne przechylenie”, jak i „mała wysokość” są nieostre, ale powszechnie zrozumiałe. Pozwala to ekspertowi określić jaka jest funkcja przynależności danej wysokości wyrażonej liczbowo do zbioru „mała wysokość” w kontekście innego zbioru, jakim jest „przechylenie nadmierne”.

Relację pomiędzy zbiorami określają reguły typu „jeżeli ..., to...” [82]. Pojedyncza reguła opisuje związek pomiędzy zmienną lub zmiennymi wejściowymi i zmienną lub zmiennymi wyjściowymi i jako całość stanowi reprezentację wiedzy eksperckiej. Bazy reguł ocenia się w aspekcie ich kompletności, spójności, ciągłości i monotoniczności. Kompletność bazy reguł oznacza, że dla każdej możliwej wartości zmiennej wejściowej aktywowana jest przynajmniej jedna reguła. Bazę reguł uważa się za spójną, jeśli nie występują w niej reguły, które aktywowane tymi samymi wartościami zmiennej wejściowej wywoływałyby inne konsekwencje wyjściowe. Baza reguł jest ciągła, jeśli występują w niej takie dwie reguły, dla których wynik przecięcia zbiorów rozmytych ich wyników byłby zbiorem pustym. Natomiast baza reguł jest monotoniczna wtedy i tylko wtedy, gdy dana wartość zmiennej wyjściowej aktywowana jest tylko przez jedną zmienną lub jeden zestaw zmiennych wyjściowych [48, 81, 89].

Typowy układ rozmyty składa się z modułu rozmywającego, bazy wiedzy eksperckiej, na podstawie której ustanawiane są reguły wnioskowania, modułu wnioskującego – modułu inferencyjnego oraz modułu wyostrzającego – defuzyfikacyjnego (rys. 6.7.) [23]. W przypadku, gdy dane wejściowe mają postać liczbową, przed zastosowaniem wnioskowania rozmytego

konieczne jest ich rozmycie – fuzyfikacja, tak aby danej wartości przypisać funkcję przynależności do danego zbioru rozmytego.



Rysunek 6.7. Budowa układu rozmytego na podstawie [23]

Do wnioskowania rozmytego, czyli inferencji stosuje się różne metody, przy czym najczęściej stosowaną jest wnioskowanie metodą Mamdaniego. Wykorzystuje ona bazę reguł, operatory lingwistyczne, a także operacje *min* i *max*. Za ich pomocą określa się lingwistycznie każdą regułę, po czym przypisuje się im odpowiednie wagi i dokonuje ich agregacji. Ogólną postać modelu Mamdaniego w celu wyznaczenia funkcji przynależności $\mu_{A \rightarrow B}(x, y)$ można zapisać jako:

$$\mu_{A \rightarrow B}(x, y) = T(\mu_A(x), \mu_B(y)) \quad (6.6.)$$

gdzie, T jest dowolną t-normą [85].

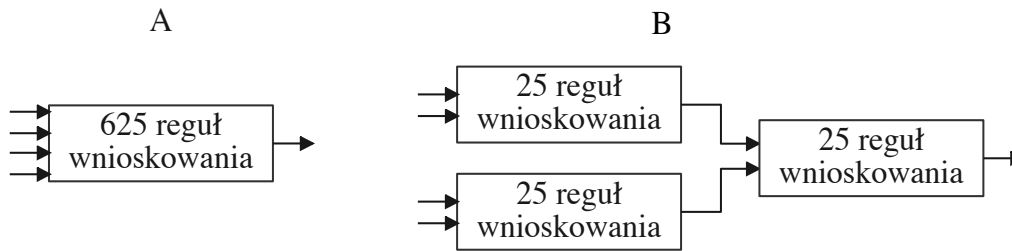
Cechą rozwiązań opartych na logice rozmytej jest zdolność do rozwiązywania złożonych jakościowo problemów. Odbywa się to jednak kosztem złożoności ilościowej, polegającej na wykładniczo zwiększającej się liczbie reguł wnioskowania w zależności od liczby zmiennych wejściowych i liczbie funkcji przynależności w obrębie danej zmiennej wejściowej. Funkcja ta ma najczęściej postać:

$$r = w^m \quad (6.7.)$$

gdzie: r – liczba reguł,
 w – liczba funkcji przynależności w obrębie zmiennej wejściowej,
 m – to liczba zmiennych wejściowych [48].

Oznacza to przykładowo, że przy dwóch zmiennych wejściowych, z których każda jest zbudowana z pięciu funkcji przynależności, liczba reguł wynosi 25. Jednak cztery zmienne wejściowe o tej samej charakterystyce wymagają 625 reguł, co powoduje trudności w modelowaniu i prawidłowym uchwyceniu modelowanych zjawisk [47].

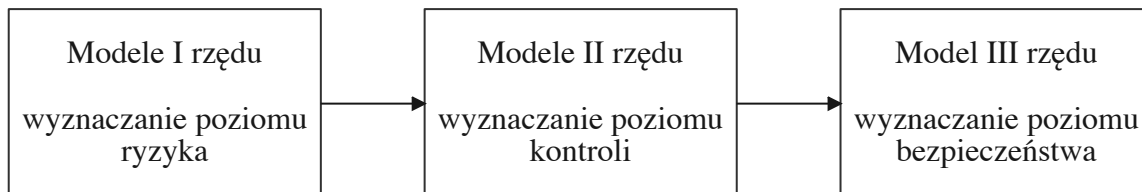
Istnieje wiele metod redukcji złożoności modeli rozmytych. Jedną z najprostszych jest ich fragmentaryzacja w taki sposób, aby zmienne wejściowe, jakie miałyby wejść do modelu docelowego podzielić na kilka modeli pierwszego rzędu, a następnie zmienne wyjściowe z modeli pierwszego rzędu zastosować jako zmienne wejściowe w modelach kolejnych rzędów. Przykład takiej struktury zawiera rysunek 6.8. [49]. Podzielenie jednego modelu z czterema zmiennymi wejściowymi, z których każda ma pięć funkcji przynależności, na trzy modele, z których każdy model i rzędu ma dwie zmienne wejściowe z taką samą liczbą funkcji przynależności i jedną zmienną wyjściową z pięcioma funkcjami przynależności, a następnie użycie zmiennych wyjściowych jako zmiennych wejściowych w modelu ii rzędu redukuje całkowitą liczbę reguł z 625 (rys. 6.8.A) do 75 (rys. 6.8.B).



Rysunek 6.8. Redukcja złożoności modelu rozmytego przez fragmentaryzację

6.4. Struktura systemu analizy danych lotniczych

Proponowany system analizy danych lotniczych, będący przedmiotem niniejszej rozprawy, w swej zasadniczej części oparty jest na zastosowaniu logiki rozmytej. Złożony jest z trzech bloków. Blok pierwszy składa się z dziewięciu modeli rozmytych i jednego modelu nierozmytego, wyznaczających poziom ryzyka związanego z wybranymi aspektami operacji lotniczej na podstawie parametrów zapisywanych w trakcie operacji lotniczych. Następnie w bloku drugim wyznaczany jest poziom kontroli pilota nad wybranymi aspektami lotu, przy czym zmiennymi wejściowymi do czterech modeli rozmytych II rzędu są zmienne wyjściowe z modeli I rzędu. Następnie w nierozmytym bloku trzecim wyznaczany jest ogólny poziom bezpieczeństwa operacji, przy czym do jego ustalenia używane są zmienne wyjściowe z modeli II rzędu. Uproszczony schemat systemu analizy przedstawia rysunek 6.9.

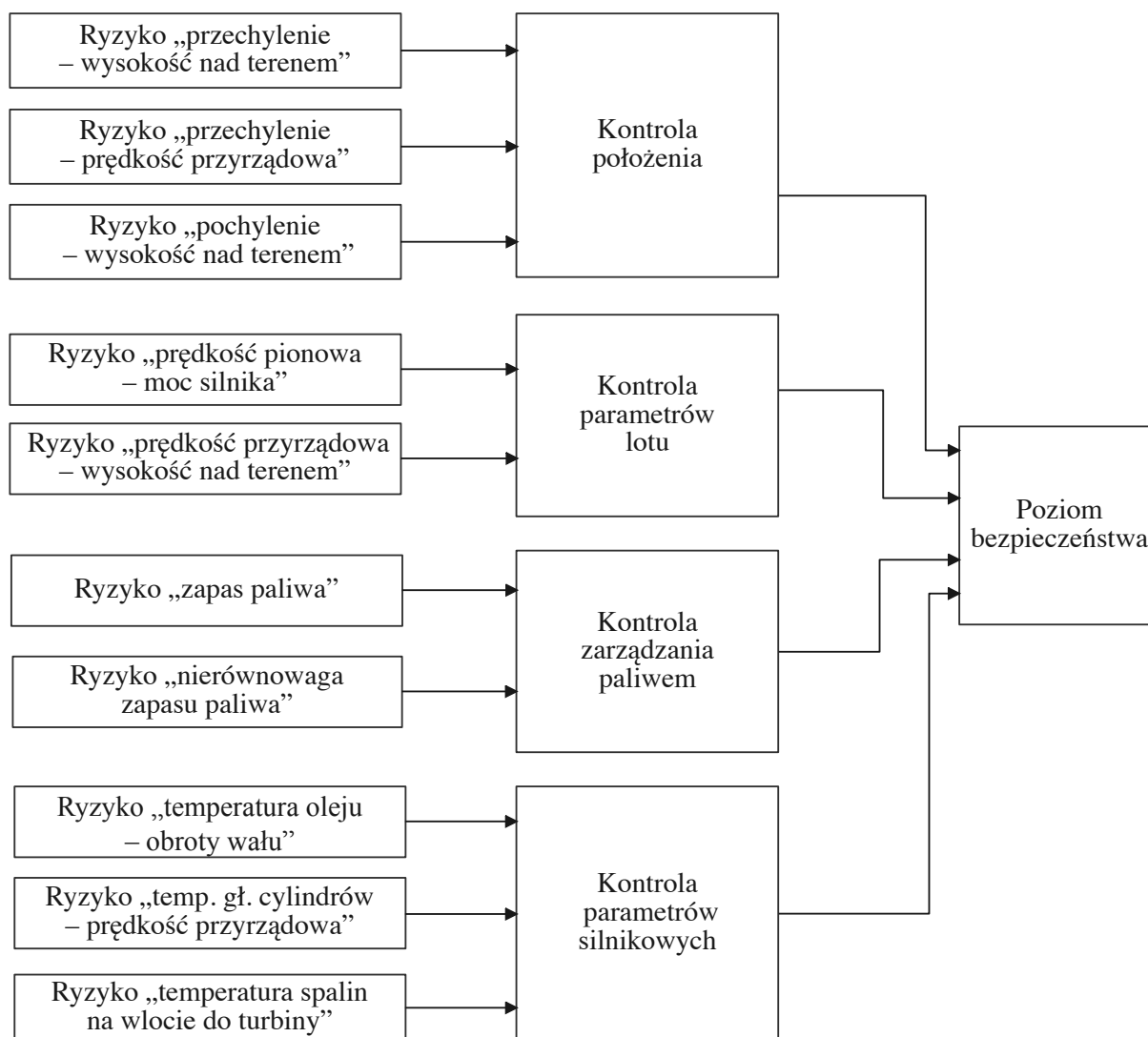


Rysunek 6.9. Uproszczony schemat systemu analizy

Dla modeli I rzędu, wyznaczających poziom ryzyka, przyjęto skalę ryzyka w zakresie od 0 do 100. Należy zaznaczyć, że są to wartości względne, które reprezentują ekspercką ocenę zmian poziomu wybranego ryzyka w trakcie lotu i ewentualnie mogą być porównywane z innymi czynnikami ryzyka wyznaczanego przez system. W szczególności należy podkreślić, że podobnie jak w przypadku innych proponowanych w literaturze modeli oceny ryzyka lotniczego, osiągnięcie maksymalnego poziomu ryzyka nie oznacza nieuchronności wypadku [55]. W środowisku i warunkach rzeczywistego lotu występują liczne bufory bezpieczeństwa, które zapobiegają wypadkom w sytuacjach krańcowych. Przykładem jest działania układu elektronicznej stabilizacji lotu (ESP – *Electronic Stability Protection*), aktywującego się w samolocie Cirrus SR22T w sytuacji przechylenia powyżej 45° i wprowadzający siłę normalizującą przechylenie na sterownicach samolotu [44].

Dla modeli II rzędu, wyznaczających poziom kontroli przyjęto skalę kontroli od 1 do 5. Podobnie jak w przypadku skali ryzyka ma ona charakter względny. W celu określenia poziomu bezpieczeństwa przyjęto czterostopniową skalę semantyczną.

Analizowane pierwotnie na poziomie ryzyka parametry lotu mają charakter koncepcyjny i przykładowy. Zostały dobrane w drodze selekcji eksperckiej w taki sposób, aby odnosiły się do różnych obszarów zagrożeń w lotnictwie, a w szczególności korespondowały z kluczowymi zagrożeniami występującymi w lotnictwie ogólnym (rys. 6.10.).



Rysunek 6.10. Schemat budowy systemu analizy

Wszystkie modele rozmyte stosowane w proponowanym systemie są oparte na schemacie MISO (ang. *multiple inputs, single output*), tj. wielu zmiennych wejściowych i jednej zmiennej wyjściowej. Modele są zdefiniowane za pomocą zmiennej liczby reguł, stosujących metody realizacji operacji logicznych i defuzyfikacji z użyciem operatorów (tabl. 6.5.).

Tablica 6.5.

Metody i operatory modeli rozmytych

Metoda	Operator
Realizacja operacji logicznej AND	„prod”
Realizacja operacji logicznej OR	„max”
Realizacja operacji logicznej implikacji	„min”
Realizacja operacji logicznej agregacji	„max”
Wyostżanie	środek ciężkości

W przypadku modelu ryzyka „przechylenie – prędkość przyrządowa” zastosowano model nierozmyty oparty na zależności funkcyjnej prędkości przeciągnięcia od przechylenia samolotu, kierując się zasadą stosowania logiki rozmytej tylko wtedy, gdy jest ona korzystna dla rozwiązania danego problemu.

6.5. Modele składowe systemu analizy danych lotniczych

6.5.1. Składowy model rozmyty „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

Jednym z podstawowych zagrożeń związanych z możliwością utraty kontroli podczas lotu (LOCI) jest nadmierny obrót samolotu względem jego osi podłużnej. Rotację tę określa się jako przechylenie. Dla samolotów certyfikowanych w kategorii normalnej, takich jak Cirrus SR22T, dopuszczalny zakres przechylenia wynosi od 0 – 60° [32]. Nie mniej nie oznacza to, że zastosowanie dowolnego przechylenia z tego zakresu stanowi takie samo ryzyko. Wynika to z faktu, że wraz ze zwiększeniem wartości przechylenia, zwiększa się współczynnik przeciążenia, a wraz z nim prędkość przeciągnięcia samolotu. Zmiana sił występujących na sterownicach samolotu i brak ich odpowiedniej kompensacji często prowadzi do utraty kontroli nad wysokością lotu, a w szczególności do niezamierzonego zniżania. Dlatego w zasadach dobrej praktyki lotniczej oraz wskazówkach szkoleniowych przyjmuje się, że do wysokości 400 ft (122 m) nad wysokością terenu należy unikać jakichkolwiek zamierzonych zakrętów naturalnie wiążących się z przechyleniem samolotu, a jedynie wyrównywać przechylenia wynikające z warunków atmosferycznych, tj. z wiatru i turbulencji [18, 34]. Powyżej wysokości 400 ft, do wysokości około 1000 ft (305 m) lub podczas wykonywania manewrów związanych z podejściem lub odlotem, maksymalne dopuszczalne przechylenie samolotu nie powinno przekraczać 30°. Powyżej tej wysokości, aż do osiągnięcia wysokości około 5000 ft (1524 m) przechylenie powinno być ograniczone do 45°. Na wysokości 5000 ft lub powyżej dopuszczalne są przechylenia powyżej 45°, lecz nie przekraczające 60°. Przy czym przyjmuje się, że w przebiegu lotów szkolnych wykonuje się je z ostrożnością, a w przelotach uznaje się je za sytuację niebezpieczną, wskazującą na możliwość utraty kontroli [18]. Przechylenie powyżej 60° dla samolotu w kategorii normalnej, niezależnie od wysokości, jest skrajnie niebezpieczne i narusza ograniczenia certyfikacyjne.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zależnością przechylenia nad wysokością terenu model rozmyty ma dwa nierozmyte wejścia i jedno nierozmyte wyjście. Dla zmiennych przyjęto następujące nazwy systemowe i obszary dyskursu używane w zapisie algorytmu z wykorzystaniem oprogramowania Matlab (tabl. 6.6.).

Tablica 6.6.
Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Przechylenie	Roll	5	{0 – 90}
Wejściowa	Wysokość nad powierzchnią terenu	alt_agl	7	{0 – 25000}
Wyjściowa	Ryzyko „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”	rRollAltAgl	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.7.

Tablica 6.7.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
roll	AA1	znikome	zmf [4,9 12,3]
	AA2	płytkie	pimf [4,8 12,3 12,3 21,1]
	AA3	normalne	pimf [11,8 21 30 46,4]
	AA4	głębokie	pimf [31,075 45,125 50,125 69,375]
	AA5	krytyczne	smf [50.6 68.6]
alt_agl	AB1	krytycznie mała	zmf [400 700]
	AB2	mała	pimf [400 700 800 2000]
	AB3	około lotniskowa	pimf [800 2000 2000 5000]
	AB4	manewrowa	pimf [2000 5000 6000 9000]
	AB5	dolna przelotowa	pimf [6000 9000 11000 14000]
	AB6	górną przelotowa	pimf [11000 14000 16000 19000]
	AB7	przelotowa krytyczna	smf [16000 19000]
rRollAlt-Agl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” jest:

- kompletna,
- wyczerpująca,
- spójna,
- niemonotoniczna.

Model zdefiniowany jest za pomocą 35 reguł (tabl. 6.8.).

Tablica 6.8.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

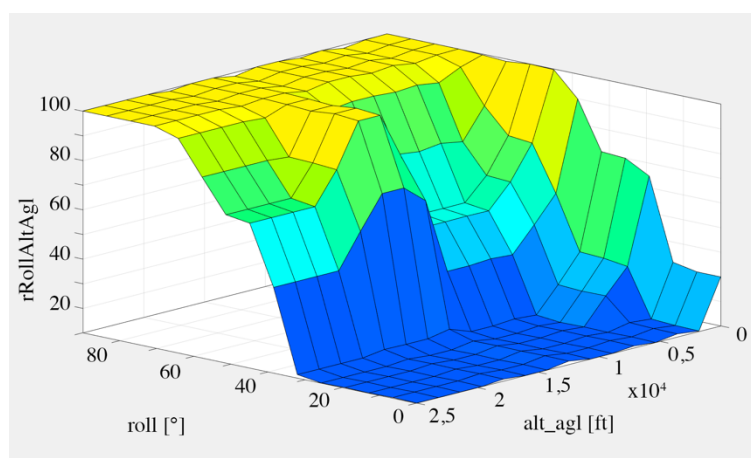
Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB1) <i>to</i> (rRollAltAgl = ML)
R2	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB2) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R3	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB3) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R4	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB4) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R5	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB5) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R6	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB6) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R7	<i>jeżeli</i> (roll = AA1) <i>i</i> (alt_agl = AB7) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R8	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB1) <i>to</i> (rRollAltAgl = ML)
R9	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB2) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R10	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB3) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R11	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB4) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R12	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB5) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R13	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB6) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R14	<i>jeżeli</i> (roll = AA2) <i>i</i> (alt_agl = AB7) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R15	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt_agl = AB1) <i>to</i> (rRollAltAgl = DZ)
R16	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt_agl = AB2) <i>to</i> (rRollAltAgl = UM)
R17	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt_agl = AB3) <i>to</i> (rRollAltAgl = ML)

c.d. Tablica 6.8.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nr	Reguła
R18	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt agl = AB4) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R19	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt agl = AB5) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R20	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt agl = AB6) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R21	<i>jeżeli</i> (roll = AA3) <i>i</i> (alt agl = AB7) <i>to</i> (rRollAltAgl = ZN)
R22	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB1) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R23	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB2) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R24	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB3) <i>to</i> (rRollAltAgl = DZ)
R25	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB4) <i>to</i> (rRollAltAgl = UM)
R26	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB5) <i>to</i> (rRollAltAgl = UM)
R27	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB7) <i>to</i> (rRollAltAgl = DZ)
R28	<i>jeżeli</i> (roll = AA4) <i>i</i> (alt agl = AB6) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R29	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB1) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R30	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB2) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R31	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB3) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R32	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB4) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R33	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB5) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R34	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB6) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)
R35	<i>jeżeli</i> (roll = AA5) <i>i</i> (alt agl = AB7) <i>to</i> (rRollAltAgl = KR)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.11.).



Rysunek 6.11. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”

6.5.2. Model rozmyty „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Przyjmuje się, że nos samolotu jest najbardziej do przodu wysuniętym elementem samolotu, znajdującym się na osi podłużnej samolotu. O jego położeniu decyduje obrót wzdłuż osi poprzecznej samolotu. Położenie nosa względem horyzontu, czyli kąt zawarty pomiędzy osią podłużną samolotu a linią horyzontu jest określany jako pochylenie – gdy kąt jest ujemny lub zadarcie nosa – gdy kąt ma wartość dodatnią. Nadmierne pochylenie lub zadarcie nosa samolotu, uznawane jest za zagrożenie utratą kontroli w locie (LOC-I). W normalnych warunkach eksploatacyjnych samolotu SR22T pochylenie i zadarcie nosa samolotu nie przekracza 10° ,

przy czym wartości takie są osiągnięte podczas startu lub lądowania. W warunkach lotów szkolnych, w trakcie ćwiczeń takich jak wyprowadzanie samolotu z przeciągnięcia lub w sytuacjach awaryjnych, takich jak konieczność zniżania awaryjnego zadarcie samolotu sięga około 20° , a pochylenie nie przekracza 15° [18]. Wykonywanie tego typu ćwiczeń lub manewrów jest ściśle uzależnione od wysokości lotu nad powierzchnią terenu. Kąty przekraczające $+25^\circ$ zadarcia lub -20° pochylenia w przypadku samolotów certyfikowanych w kategorii normalnej, uznaje się za związane z utratą kontroli nad położeniem przestrzennym samolotu.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zależnością położenia nosa samolotu i wysokością nad powierzchnią terenu model rozmyty ma dwa nierozmyte wejścia i jedno nierozmyte wyjście. Nazwy systemowe i obszary dyskursu ujęte są w tabelicy 6.9.

Tabela 6.9.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego
„położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Położenie nosa	pitch	9	{-30 – 40}
Wejściowa	Wysokość nad powierzchnią terenu	alt_agl	5	{0 – 25000}
Wyjściowa	Ryzyko „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”	rPitchAlt-Agl	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”, ich oznaczenia, klasy i wartości lingwistyczne ujęte są w tabelicy 6.10.

Tabela 6.10.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
pitch	BA1	poniżej -20°	zmf [-20 -15]
	BA2	między -20° a -11°	pimf [-20 -15 -15 -8]
	BA3	między -10° a -6°	pimf [-15 -8 -8 -4]
	BA4	między -5° a -3°	pimf [-8 -4 -4 -0]
	BA5	około 0°	pimf [-4 0 0 4]
	BA6	między 3° a 7°	pimf [0 4 4 10]
	BA7	między 8° a 15°	pimf [4 10,5 10,5 22,5]
	BA8	między 16° a 30°	pimf [10,5 22,5 22,5 29,5]
	BA9	powyżej 30°	smf [22 30]
alt_agl	BB1	krytycznie mała	zmf [300 600]
	BB2	mała	pimf [300 600 600 1350]
	BB3	około lotniskowa	pimf [600 1350 1350 3000]
	BB4	manewrowa	pimf [1350 3000 3000 4650]
	BB5	niska przelotowa	smf [3000 4650]
rPitchAlt-Agl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

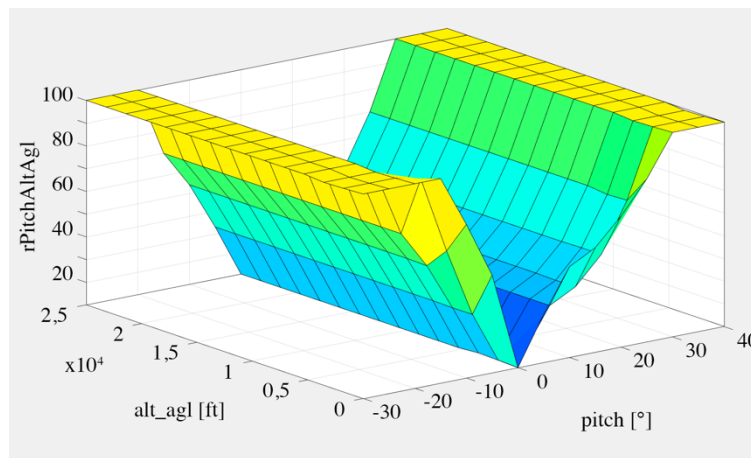
Baza reguł modelu rozmytego „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu” składa się z 45 reguł i jest kompletna, wyczerpująca, spójna i niemonotoniczna (tabl. 6.11.).

Tablica 6.11.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (pitch = BA9) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R2	<i>jeżeli</i> (pitch = BA8) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = DZ)
R3	<i>jeżeli</i> (pitch = BA7) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R4	<i>jeżeli</i> (pitch = BA6) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R5	<i>jeżeli</i> (pitch = BA5) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R6	<i>jeżeli</i> (pitch = BA4) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R7	<i>jeżeli</i> (pitch = BA3) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = DZ)
R8	<i>jeżeli</i> (pitch = BA2) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R9	<i>jeżeli</i> (pitch = BA1) <i>i</i> (alt agl = BB1) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R10	<i>jeżeli</i> (pitch = BA9) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R11	<i>jeżeli</i> (pitch = BA8) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = DZ)
R12	<i>jeżeli</i> (pitch = BA7) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R13	<i>jeżeli</i> (pitch = BA6) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R14	<i>jeżeli</i> (pitch = BA5) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R15	<i>jeżeli</i> (pitch = BA4) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R16	<i>jeżeli</i> (pitch = BA3) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R17	<i>jeżeli</i> (pitch = BA2) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R18	<i>jeżeli</i> (pitch = BA1) <i>i</i> (alt agl = BB2) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R19	<i>jeżeli</i> (pitch = BA9) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R20	<i>jeżeli</i> (pitch = BA8) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R21	<i>jeżeli</i> (pitch = BA7) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R22	<i>jeżeli</i> (pitch = BA6) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R23	<i>jeżeli</i> (pitch = BA5) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R24	<i>jeżeli</i> (pitch = BA4) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R25	<i>jeżeli</i> (pitch = BA3) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R26	<i>jeżeli</i> (pitch = BA2) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R27	<i>jeżeli</i> (pitch = BA1) <i>i</i> (alt agl = BB3) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R28	<i>jeżeli</i> (pitch = BA9) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R29	<i>jeżeli</i> (pitch = BA8) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R30	<i>jeżeli</i> (pitch = BA7) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R31	<i>jeżeli</i> (pitch = BA6) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R32	<i>jeżeli</i> (pitch = BA5) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R33	<i>jeżeli</i> (pitch = BA4) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R34	<i>jeżeli</i> (pitch = BA3) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R35	<i>jeżeli</i> (pitch = BA2) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = DZ)
R36	<i>jeżeli</i> (pitch = BA1) <i>i</i> (alt agl = BB4) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R37	<i>jeżeli</i> (pitch = BA9) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)
R38	<i>jeżeli</i> (pitch = BA8) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R39	<i>jeżeli</i> (pitch = BA7) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R40	<i>jeżeli</i> (pitch = BA6) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R41	<i>jeżeli</i> (pitch = BA5) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ZN)
R42	<i>jeżeli</i> (pitch = BA4) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = ML)
R43	<i>jeżeli</i> (pitch = BA3) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = UM)
R44	<i>jeżeli</i> (pitch = BA2) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = DZ)
R45	<i>jeżeli</i> (pitch = BA1) <i>i</i> (alt agl = BB5) <i>to</i> (rPitchAltAgl = KR)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.12.).



Rysunek 6.12. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”

6.5.3. Model nierozmyty „przechylenie – prędkość przyrządowa”

Zmiana prędkości przeciągnięcia samolotu zależy od współczynnika obciążenia zgodnie ze wzorem:

$$V_s = v_s \sqrt{n} \quad (6.8.)$$

gdzie: V_s – prędkość przeciągnięcia,
 v_s – prędkość przeciągnięcia, gdy współczynnik obciążenia wynosi 1,
 n – współczynnik obciążenia.

Współczynnik obciążenia w trakcie wykonywania zakrętu na stałej wysokości wynosi:

$$n = \frac{1}{\cos \Phi} \quad (6.9.)$$

gdzie: n – współczynnik obciążenia,
 Φ – kąt przechylenia.

Stąd prędkość przeciągnięcia V_s w zakręcie na stałej wysokości wynosi

$$V_s = v_s \sqrt{\frac{1}{\cos \Phi}} \quad (6.10.)$$

W zasadach dobrej praktyki lotniczej przyjmuje się, że z wyjątkiem fazy startu i wznoszenia początkowego oraz podejścia końcowego i wyrównania, za prędkość bezpieczną uważa się prędkość większą niż $1,3 V_s$. Model nierozmyty „przechylenie – prędkość przyrządowa” przypisuje wartość ryzyka w zależności od nadwyżki prędkości przyrządowej względem obliczanej prędkości przeciągnięcia. Należy przy tym zauważyć, że model uwzględnia jedynie wpływ przechylenia w locie na stałej wysokości, na zwiększenie prędkości przeciągnięcia, podczas gdy na zwiększenie współczynnika przeciążenia, a w konsekwencji zwiększenie prędkość

przeciągnięcia mogą mieć wpływ inne czynniki pilotażowe i atmosferyczne. Uproszczenie takie nastawione jest przede wszystkim na ocenę kontroli przechylenia podczas manewrów z małą prędkością.

6.5.4. Model rozmyty „prędkość pionowa – moc silnika”

W badaniach podjętych w ramach Programu Bezpieczeństwa Lotniczego (ang. *Aviation Safety Program*) NASA ustanowiono cele techniczne polegające na rozwoju układów pokładowych wykrywania, unikania i wyprowadzania statków powietrznych z położeń, które mogą doprowadzić do wypadków lub incydentów lotniczych. Bailey i współpracownicy wskazują, że głównym wyzwaniem pozostaje wybranie odpowiednich parametrów, ustanowienie metod pomiaru i kryteriów decyzyjnych, przesądzających o prawdopodobnej utracie świadomości stanu samolotu (ang. *unsafe loss-of-aircraft state awareness*), co w szczególności oznacza dezorientację przestrzenną i utratę świadomości stanu energetycznego samolotu (LESA ang. *loss-of-energy state awareness*) [6].

Model rozmyty „prędkość pionowa – moc silnika” podejmuje jeden z wybranych problemów, związanych z tym zagadnieniem. Ogólne zasady prawidłowego pilotażu zakładają, użycie maksymalnych lub większych niż przelotowe nastawień mocy w fazie wznoszenia oraz minimalnych lub mniejszych niż przelotowe nastawień mocy w fazie zniżania. Sytuacje takie jak na przykład duża lub maksymalna moc silnika podczas zniżania z dużą wartością prędkości pionowej może być przesłanką do domniemania utraty świadomości przestrzennej lub wystąpienia LESA. W modelu przyjęto, że graniczną wartością dużej wartości wznoszenia jest 1000 ft/min, natomiast dużej wartości zniżania jest –500 ft/min.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zależnością mocy silnika i prędkości pionowej model rozmyty ma dwa nierozmyte wejścia i jedno nierozmyte wyjście. Dla zmiennych przyjęto odpowiednio nazwy systemowe i obszary dyskursu (tabl. 6.12.).

Tablica 6.12.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Prędkość pionowa	vs	6	{–2000 – 2500}
Wejściowa	Moc silnika	pwr	5	{0 – 105}
Wyjściowa	Ryzyko „prędkość pionowa – moc silnika”	rVsPwr	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.13.

Tablica 6.13.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
vs	CA1	zniżanie 500 ft/min lub więcej	zmf [–700 –350]
	CA2	zniżanie ok 350 ft/min	pimf [–700 –350 –350 0]
	CA3	lot poziomy	pimf [–350 –0 –0 350]
	CA4	wznoszenie ok. 350 ft/min	pimf [0 350 350 750]

c.d. Tablica 6.13.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
	CA5	wznoszenie ok. 750 ft/min	pimf [350 750 750 1150]
	CA6	wznoszenie powyżej 1000 ft/min	smf [750 1150]
pwr	CB1	poniżej 50%	zmf [50 60]
	CB2	około 60%	pimf [50 60 60 70]
	CB3	około 70%	pimf [60 70 70 80]
	CB4	około 80%	pimf [70 80 80 90]
	CB5	powyżej 85%	smf [80 90]
rVsPwr	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika” jest:

- kompletna,
- wyczerpująca,
- spójna,
- niemonotoniczna.

Model zdefiniowany jest za pomocą 30 reguł (tabl. 6.14.).

Tablica 6.14.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

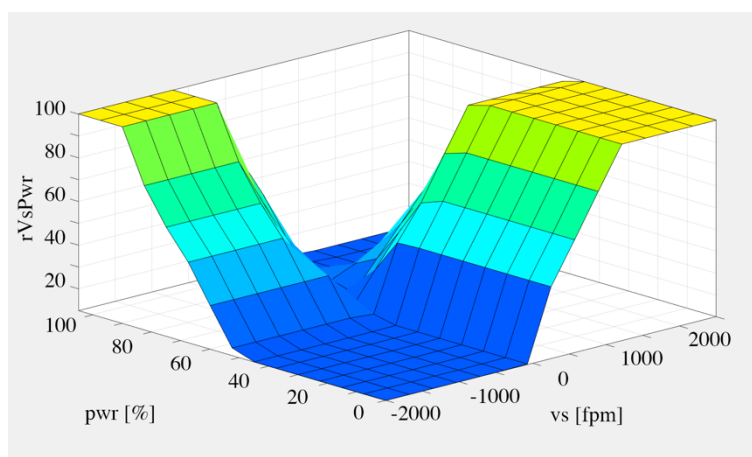
Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (vs = CA1) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R2	<i>jeżeli</i> (vs = CA1) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R3	<i>jeżeli</i> (vs = CA1) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R4	<i>jeżeli</i> (vs = CA1) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = DZ)
R5	<i>jeżeli</i> (vs = CA1) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = KR)
R6	<i>jeżeli</i> (vs = CA2) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R7	<i>jeżeli</i> (vs = CA2) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R8	<i>jeżeli</i> (vs = CA2) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R9	<i>jeżeli</i> (vs = CA2) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R10	<i>jeżeli</i> (vs = CA2) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = DZ)
R11	<i>jeżeli</i> (vs = CA3) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R12	<i>jeżeli</i> (vs = CA3) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R13	<i>jeżeli</i> (vs = CA3) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R14	<i>jeżeli</i> (vs = CA3) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R15	<i>jeżeli</i> (vs = CA3) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R16	<i>jeżeli</i> (vs = CA4) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R17	<i>jeżeli</i> (vs = CA4) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R18	<i>jeżeli</i> (vs = CA4) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R19	<i>jeżeli</i> (vs = CA4) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R20	<i>jeżeli</i> (vs = CA4) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R21	<i>jeżeli</i> (vs = CA5) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = DZ)

c.d. Tablica 6.14.

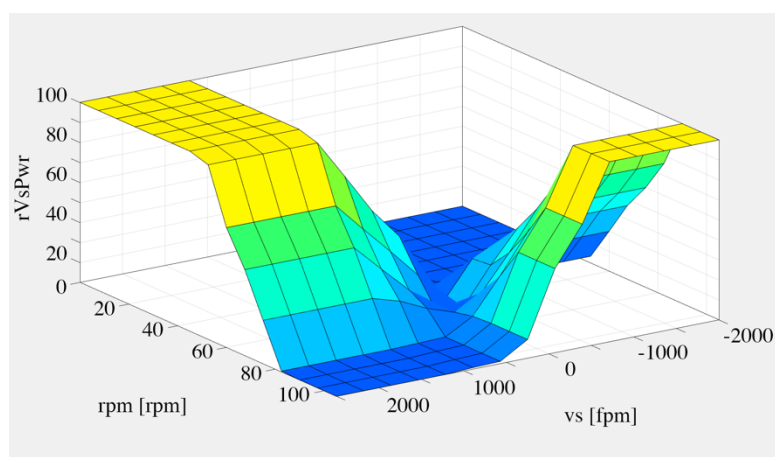
Baza reguł inferencji modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

Nr	Reguła
R22	<i>jeżeli</i> (vs = CA5) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R23	<i>jeżeli</i> (vs = CA5) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = ML)
R24	<i>jeżeli</i> (vs = CA5) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R25	<i>jeżeli</i> (vs = CA5) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R26	<i>jeżeli</i> (vs = CA6) <i>i</i> (pwr = CB1) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R27	<i>jeżeli</i> (vs = CA6) <i>i</i> (pwr = CB2) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R28	<i>jeżeli</i> (vs = CA6) <i>i</i> (pwr = CB3) <i>to</i> (rVsPwr = UM)
R29	<i>jeżeli</i> (vs = CA6) <i>i</i> (pwr = CB4) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)
R30	<i>jeżeli</i> (vs = CA6) <i>i</i> (pwr = CB5) <i>to</i> (rVsPwr = ZN)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.13. i 6.14.).



Rysunek 6.13. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”



Rysunek 6.14. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika”

6.5.5. Model rozmyty „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Ogólną zasadą bezpiecznego pilotażu jest dostosowanie prędkości lotu do wysokości nad powierzchnią terenu. Ryzyka związane z nadmierną prędkością wynikają ze skrócenia czasu reakcji pilota na ewentualne niezamierzone odchylenia w utrzymaniu pożądanej wysokości lotu, a także ze skrócenia czasu reakcji wszystkich uczestników ruchu lotniczego w sytuacjach wystąpienia konfliktów ruchowych. Potencjalnym skutkiem zbyt małej prędkości lotu jest utrata kontroli skutkująca przeciągnięciem i ewentualnie korkociągiem, z których wyprowadzenie jest niemożliwe, ze względu na zbyt mały zapas wysokości. Przyczynami niedostosowania prędkości przyrządowej do wysokości lotu może być zarówno utrata świadomości sytuacyjnej pilota, brak odpowiednich umiejętności, jak i celowe naruszenie przepisów (ang. *intentional non-compliance*). Z badań wynika, że nawet 73% wypadków polegających na utracie kontroli w fazie podejścia i lądowania związanych jest z nieutrzymywaniem właściwej prędkości lotu. Branham sugeruje, że „rozwiązanie tego jednego problemu może być remedium dla większości wypadków LOC-I w fazie podejścia i lądowania” [15]. W opracowanym modelu przyjęto na podstawie Standardowych Procedur Operacyjnych, że właściwą prędkością przyrządową dla samolotu Cirrus SR22T w fazie podejścia jest prędkość około 90 kt, a w fazie manewrów do podejścia, na przykład w kręgu nadlotniskowym, jest prędkość 110 kt.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zależnością położenia nosa samolotu i wysokością nad powierzchnią terenu model rozmyty ma dwa nierozmyte wejścia i jedno nierozmyte wyjście. Dla zmiennych przyjęto następujące nazwy systemowe i obszary dyskursu (tabl. 6.15.).

Tablica 6.15.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego
„prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Prędkość przyrządowa	ias	4	{0 – 250}
Wejściowa	Wysokość nad powierzchnią terenu	alt_agl	4	{0 – 25000}
Wyjściowa	Ryzyko „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”	rIasAltAgl	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.16.

Tablica 6.16.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
ias	DA1	poniżej V_{ref}	zmf [70 90]
	DA2	podejściowa	pimf [70 90 90 110]
	DA3	manewrowa	pimf [90 110 110 130]
	DA4	przelotowa	smf [110 130]

c.d. Tablica 6.16.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
alt_agl	DB1	krytyczna	zmf [50 400]
	DB2	bardzo mała	pimf [50 400 400 900]
	DB3	mała	pimf [400 900 900 1300]
	DB4	manewrowa	smf [900 1300]
rIasAlt-Agl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu” jest:

- kompletna,
- wyczerpująca,
- spójna,
- niemonotoniczna.

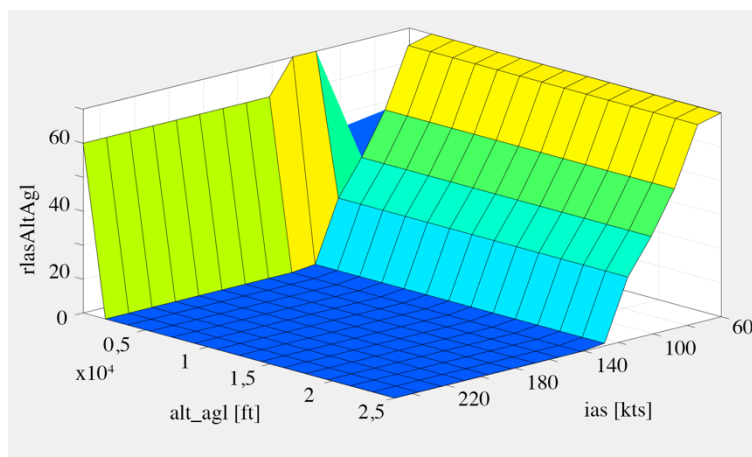
Model zdefiniowany jest za pomocą 15 reguł (tabl. 6.17.).

Tablica 6.17.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (ias = DA1) <i>i</i> (alt_agl = DB1) <i>to</i> (rIasAltAgl = ML)
R2	<i>jeżeli</i> (ias = DA1) <i>i</i> (alt_agl = DB2) <i>to</i> (rIasAltAgl = KR)
R3	<i>jeżeli</i> (ias = DA1) <i>i</i> (alt_agl = DB3) <i>to</i> (rIasAltAgl = KR)
R4	<i>jeżeli</i> (ias = DA1) <i>i</i> (alt_agl = DB4) <i>to</i> (rIasAltAgl = DZ)
R5	<i>jeżeli</i> (ias = DA2) <i>i</i> (alt_agl = DB1) <i>to</i> (rIasAltAgl = ZN)
R6	<i>jeżeli</i> (ias = DA2) <i>i</i> (alt_agl = DB2) <i>to</i> (rIasAltAgl = ML)
R7	<i>jeżeli</i> (ias = DA2) <i>i</i> (alt_agl = DB3) <i>to</i> (rIasAltAgl = UM)
R8	<i>jeżeli</i> (ias = DA2) <i>i</i> (alt_agl = DB4) <i>to</i> (rIasAltAgl = UM)
R9	<i>jeżeli</i> (ias = DA3) <i>i</i> (alt_agl = DB1) <i>to</i> (rIasAltAgl = DZ)
R10	<i>jeżeli</i> (ias = DA3) <i>i</i> (alt_agl = DB2) <i>to</i> (rIasAltAgl = UM)
R11	<i>jeżeli</i> (ias = DA3) <i>i</i> (alt_agl = DB3) <i>to</i> (rIasAltAgl = ML)
R12	<i>jeżeli</i> (ias = DA3) <i>i</i> (alt_agl = DB4) <i>to</i> (rIasAltAgl = ML)
R13	<i>jeżeli</i> (ias = DA4) <i>i</i> (alt_agl = DB2) <i>to</i> (rIasAltAgl = UM)
R14	<i>jeżeli</i> (ias = DA4) <i>i</i> (alt_agl = DB3) <i>to</i> (rIasAltAgl = ML)
R15	<i>jeżeli</i> (ias = DA4) <i>i</i> (alt_agl = DB) <i>to</i> (rIasAltAgl = ZN)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.15.).



Rysunek 6.15. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”

6.5.6. Model rozmyty „zapas paliwa”

Jedną z najczęstszych przyczyn wypadków, związanych z błędami decyzyjnymi pilota jest niewłaściwe gospodarowanie zapasem paliwa [99]. Wyróżnia się w tym zakresie dwa przypadki: brak paliwa (ang. *fuel exhaustion*) oraz brak dopływu paliwa (ang. *fuel starvation*). W tym drugim przypadku na pokładzie samolotu znajduje się ilość paliwa, pozwalająca na kontynuowanie lotu, jednak brak jego przepływu ze zbiornika do silnika, powoduje zatrzymanie silnika [5]. Kalagher w bazie NTSB w okresie pomiędzy 2015 a 2020 r. zidentyfikował 196 wypadków, w których zarządzanie paliwem wskazano jako ich przyczynę. Większość spośród nich $N = 131$ (67%) była spowodowana błędami pilota w planowaniu zapasu paliwa [59]. Uważa się, że wypadki związane z gospodarką paliwową są potencjalnie najłatwiejsze do wyeliminowania, ponieważ metody planowania zapasu paliwa oraz bieżące monitorowanie jego zużycia w trakcie lotu są stosunkowo łatwe do realizowania.

Samolot Cirrus SR22T jest wyposażony w dwa zbiorniki główne i dwa zbiorniki rozchodowe, po jednym z nich w każdym ze skrzydeł. Całkowita objętość paliwa przeznaczonego do zużycia wynosi około 96 galonów amerykańskich (363 l), rozmieszczonych w zbiornikach po 48 galonów na skrzydło. System powiadamiania załogi (CAS – ang. *crew alerting system*) generuje uwagę (ang. *advisory message*), gdy objętość paliwa w którymkolwiek zbiorniku będzie mniejsza niż 14 galonów. Przestroga (ang. *caution message*) generowana jest wtedy, gdy objętość łączna w obu zbiornikach jest mniejsza niż 14 galonów. Ostrzeżenie (ang. *warning message*) jest komunikowane w sytuacji, gdy objętość paliwa obliczona na podstawie stanu początkowego pomniejszonego o wskazania licznika przepływowego lub całkowity zapas paliwa w obu zbiornikach na podstawie wskaźników, będzie mniejsza niż 9 galonów [19].

Model zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zapasem paliwa jest modelem rozmytym z trzema nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem, przy czym jego nazwy systemowe i obszary dyskursu ujęte są w tablicy 6.18.

Tablica 6.18.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „zapas paliwa”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Całkowita pozostałość paliwa	fuel_rmn	3	{0 – 92}
Wejściowa	Pozostałość paliwa w lewym zbiorniku	fuel_rmn_1	3	{0 – 46}

Tablica 6.18

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „zapas paliwa”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Pozostałość paliwa w prawym zbiorniku	fuel_rm_n_r	3	{0 – 46}
Wyjściowa	Ryzyko „zapas paliwa”	rFuelRmn	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych tego modelu w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.19.

Tablica 6.19.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „zapas paliwa”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
fuel_rm_n	EA1	alarmowy	zmf [6,5 18]
	EA2	ostrzegawczy	pimf [6,5 18 18 30,5]
	EA3	normalny	smf [18 30,5]
fuel_rm_n_l	EB1	alarmowy	zmf [0 12]
	EB2	ostrzegawczy	pimf [0 12 12 24]
	EB3	normalny	smf [12,5 23,5]
fuel_rm_n_r	EC1	alarmowy	zmf [0 12]
	EC2	ostrzegawczy	pimf [0 12 12 24]
	EC3	normalny	smf [12,5 23,5]
rFuelRmn	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „zapas paliwa” jest kompletna, wyczerpująca, spójna i nie-monotoniczna. Model zdefiniowany jest za pomocą 27 reguł (tabl. 6.20.).

Tablica 6.20.

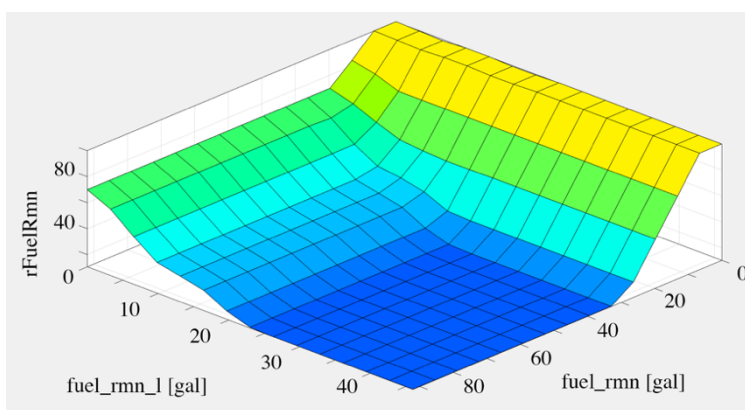
Baza reguł inferencji modelu rozmytego „zapas paliwa”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R2	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R3	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R4	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R5	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R6	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R7	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R8	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R9	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA1) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R10	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn = KR)
R11	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn = DZ)
R12	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn = DZ)
R13	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn = DZ)
R14	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn = UM)
R15	<i>jeżeli</i> (fuel_rm_n = EA2) <i>i</i> (fuel_rm_n_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rm_n_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn = UM)

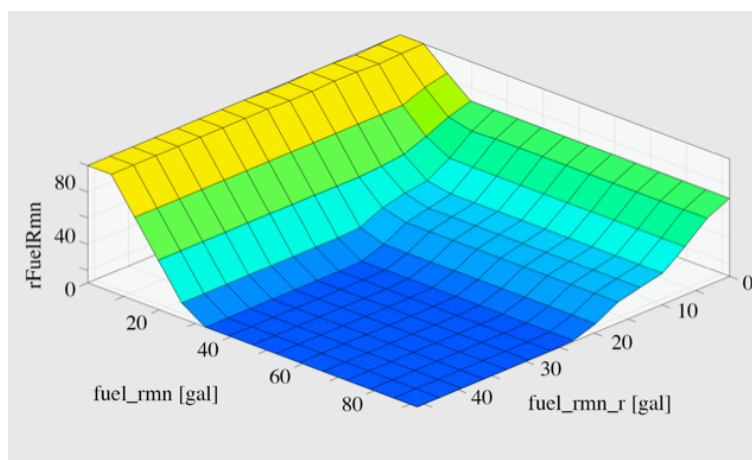
Baza reguł inferencji modelu rozmytego „zapas paliwa”

Nr	Reguła
R16	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA2) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R17	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA2) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn= UM)
R18	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA2) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB3) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn= UM)
R19	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R20	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R21	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R22	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R23	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn= UM)
R24	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB2) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn= ML)
R25	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC1) <i>to</i> (rFuelRmn= DZ)
R26	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC2) <i>to</i> (rFuelRmn= ML)
R27	<i>jeżeli</i> (fuel_rmn = EA3) <i>i</i> (fuel_rmn_l = EB1) <i>i</i> (fuel_rmn_r = EC3) <i>to</i> (rFuelRmn= ZN)

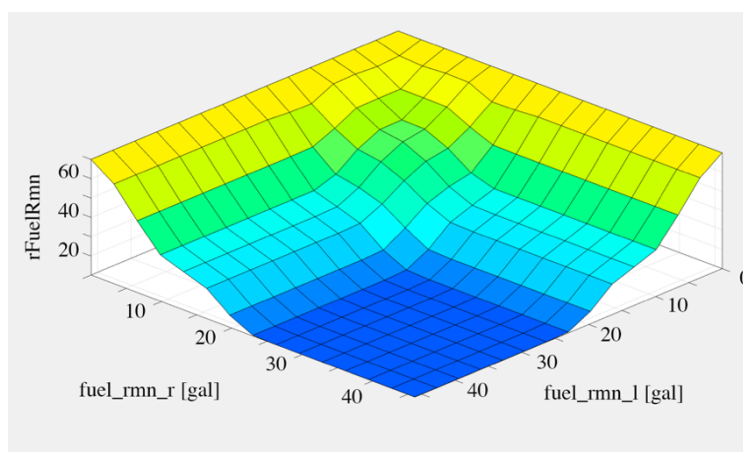
Powierzchnię reguł modelu „zapas paliwa” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox dla zbiorników paliwa znajdujących się w lewym i prawym skrzydle (rys. 6.16. i 6.17.). W aspekcie bezpieczeństwa istotny jest stosunek zawartości paliwa w prawym zbiorniku do pozostałości paliwa w lewym zbiorniku (rys. 6.18.).



Rysunek 6.16. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „zapas paliwa” – zależność pozostałości w lewym zbiorniku do całkowitej pozostałości paliwa



Rysunek 6.17. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „zapas paliwa” – zależność całkowitej pozostałości paliwa do pozostałości w prawym zbiorniku



Rysunek 6.18. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „zapas paliwa” – zależność pozostałości paliwa w prawym zbiorniku do pozostałości paliwa w lewym zbiorniku

6.5.7. Model rozmyty „nierównowaga zapasu paliwa”

Innym zagadnieniem związanym z bezpieczeństwem operacji lotniczych i gospodarką paliwową w trakcie lotu jest problem nierównowagi zapasu paliwa pomiędzy zbiornikami. Problem ten w szczególności dotyczy jednosilnikowych samolotów lotnictwa ogólnego w układzie dolnopłatu, takich jak Cirrus SR22T. Wynika to z konieczności naprzemiennego zużywania paliwa ze zbiorników skrzydłowych. W większości przypadków za przełączanie zaworu paliwowego między zbiornikami odpowiada pilot. W nielicznych rozwiązaniach stosowane są układy automatyczne. Przyczyną nierównowagi zapasu paliwa, który może wystąpić bez względu na to czy układ jest automatyczny czy zarządzany przez pilota, jest wyciek paliwa z instalacji paliwowej [62, 64].

Zagrożeniem dla samolotu Cirrus SR22T, wynikającym z nierównowagi zapasu paliwa jest możliwość utraty kontroli nad samolotem. Nadmierna różnica masy paliwa w zbiornikach skrzydłowych może doprowadzić do przechylenia samolotu niemożliwego do skorygowania przez pilota za pomocą lotek. Układ ostrzegania załogi samolotu Cirrus generuje uwagę, gdy nierównowaga zapasu paliwa między zbiornikami jest większa niż 8 galonów. Przestroga pojawia się przy nierównowadze zapasu paliwa większej niż 10 galonów, natomiast ostrzeżenie układu CAS wywołuje różnica 12 galonów pomiędzy zbiornikami.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z zapasem paliwa model „nierównowaga zapasu paliwa” jest modelem rozmytym z jednym nierozmytym wejściem i jednym nierozmytym wyjściem. Dla zmiennych przyjęto odpowiednie nazwy systemowe i obszary dyskursu (tabl. 6.21.).

Tablica 6.21.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Nierównowaga zapasu paliwa	fuel_imbl	5	{0 – 46}
Wyjściowa	Ryzyko „nierównowaga zapasu paliwa”	rFuelImbl	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.22.

Tablica 6.22.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
fuel_rmn	FA1	poniżej 8 galonów	zmf [7 9]
	FA2	między 9 a 10 galonów	pimf [7 9 9 11]
	FA3	około 11 galonów	pimf [9 11 11 14]
	FA2	między 13 a 17 galonów	pimf [11 14 14 18]
	FA3	powyżej 17 galonów	smf [14 18]
rFuelRmn	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa” jest kompletna, wyczerpująca, spójna i monotoniczna.

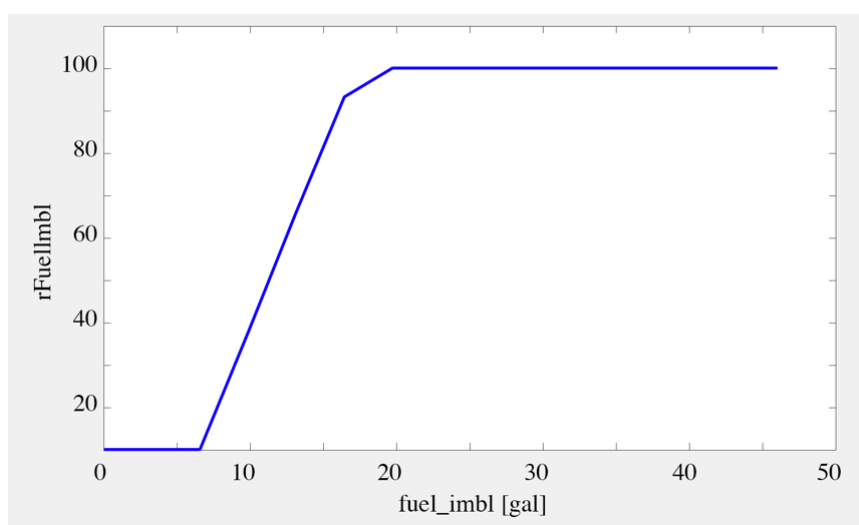
Model zdefiniowany jest za pomocą 5 reguł (tabl. 6.23.).

Tablica 6.23.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa”

Nr	Reguła
R1	jeżeli (fuel_imbl = FA1) to (rFuelImbl = ZN)
R2	jeżeli (fuel_imbl = FA2) to (rFuelImbl = ML)
R3	jeżeli (fuel_imbl = FA3) to (rFuelImbl = UM)
R4	jeżeli (fuel_imbl = FA4) to (rFuelImbl = DZ)
R5	jeżeli (fuel_imbl = FA5) to (rFuelImbl = KR)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.19.).



Rysunek 6.19. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa”

6.5.8. Model rozmyty „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”

Silnik spalinowy zastosowany w samolocie Cirrus SR22T model Teledyne Continental TSIO-550-K jest maszyną cieplną, której zadaniem jest zamiana energii zawartej w paliwie na energię mechaniczną z wykorzystaniem procesów cieplnych [19, 73]. W związku z tym, w celu zapewnienia najlepszych warunków takiej funkcji przeznaczenia, konieczne jest, aby silnik mógł pracować w najlepszych warunkach eksploatacyjnych, czyli we właściwym stanie cieplnym. W stanie tym jako konstrukcja mechaniczna osiąga właściwe relacje pomiędzy współpracującymi elementami konstrukcyjnymi, właściwy stan naprężeń poszczególnych elementów oraz osiąga właściwe parametry oleju smarującego. Dlatego ze względu na zapewnienie odpowiednich warunków eksploatacji silnika spalinowego oraz możliwości jego najdłuższego czasu eksploatacji, konieczna jest weryfikacja jego stanu cieplnego, względem zadawanych parametrów eksploatacyjnych. W samolotach wykorzystujących do napędu śmigło sprzęgnięte z silnikiem spalinowym, takich jak Cirrus SR22T, o obciążeniu silnika stanowi funkcja prędkości obrotowej wału korbowego i jest uzależnione od charakterystyki profilu łopaty śmigła i jej ustawienia. Obciążenie silnika osiąga swoje największe wartości w fazie startu [70]. Osiągnięcie odpowiednich temperatur eksploatacyjnych, reprezentowanych w tym modelu przez temperaturę oleju, ma krytyczne znaczenie dla niezawodnej i długotrwałej eksploatacji silnika.

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z relacją między temperaturą oleju i prędkością obrotową wału korbowego silnika model rozmyty ma dwa nierozmyte wejścia i jedno nierozmytym wyjście. (tabl. 6.24.).

Tablica 6.24.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Temperatura oleju	oil temp	3	{0 – 300}
Wejściowa	Prędkość obrotowa wału	rpm	3	{700 – 2500}
Wyjściowa	Ryzyko „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”	rOilTempRpm	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne i klasy ujęte są w tablicy 6.25.

Tablica 6.25.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
oil_temp	GA3	mała wartość temperatury oleju	zmf [200 250]
	GA2	normalna temperatura oleju	zmf [200 250]
	GA1	duża wartość temperatury oleju	pimf [75 100 200 250]
rpm	GB1	mała prędkość obrotowa wału	smf [750 100]
	GB2	średnia prędkość obrotowa wału	zmf [1100 1500]
	GB3	duża prędkość obrotowa wału	gbellmf [400 4 1700]
rOilTempRpm	ZN	znikome	smf [1900 2300]
	ML	małe	zmf [10 30]
	UM	umiarkowane	pimf [10 30 30 50]
	DZ	duże	pimf [30 50 50 70]
	KR	krytyczne	pimf [50 70 70 90]

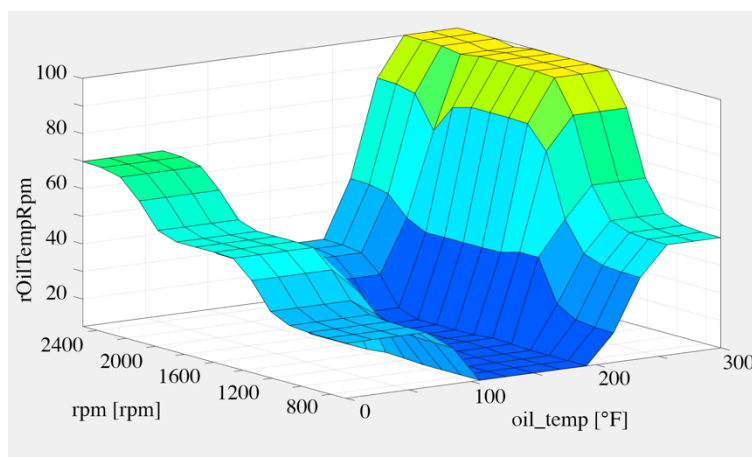
Baza reguł modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału” składa się z dziewięciu reguł i jest kompletna, wyczerpująca, spójna i niemonotoniczna (tabl. 6.26.).

Tablica 6.26.

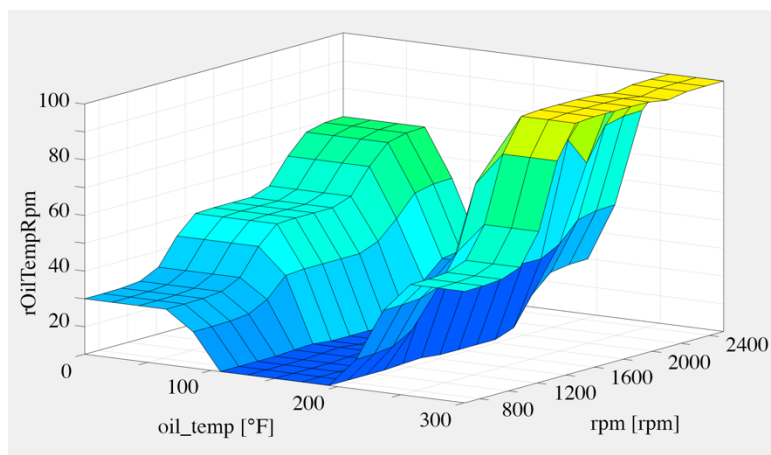
Baza reguł inferencji modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA3) <i>i</i> (rpm = GB1) <i>to</i> (rOilTempRpm = UM)
R2	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA3) <i>i</i> (rpm = GB2) <i>to</i> (rOilTempRpm = KR)
R3	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA3) <i>i</i> (rpm = GB3) <i>to</i> (rOilTempRpm = KR)
R4	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA2) <i>i</i> (rpm = GB1) <i>to</i> (rOilTempRpm = ZN)
R5	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA2) <i>i</i> (rpm = GB2) <i>to</i> (rOilTempRpm = ZN)
R6	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA2) <i>i</i> (rpm = GB3) <i>to</i> (rOilTempRpm = ML)
R7	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA1) <i>i</i> (rpm = GB1) <i>to</i> (rOilTempRpm = ML)
R8	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA1) <i>i</i> (rpm = GB2) <i>to</i> (rOilTempRpm = UM)
R9	<i>jeżeli</i> (oil temp = GA1) <i>i</i> (rpm = GB3) <i>to</i> (rOilTempRpm = DZ)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.20. i 6.21.).



Rysunek 6.20. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”



Rysunek 6.21. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”

6.5.9. Model rozmyty „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

Głównym czynnikiem wpływającym na niezawodność działania lotniczych silników tłokowych są temperatury, występujące w trakcie jego pracy. Jednym ze specyficznych parametrów eksploatacyjnych silnika tłokowego jest temperatura głowic. Zakumulowany wpływ dużych wartości temperatur głowic cylindrów wpływa na awaryjność m.in. zaworów wylotowych spalin oraz ma znaczenie w realizacji procesu spalania, a w szczególności w przypadku eksploatacji silników chłodzonych powietrzem [71, 72]. Stąd konieczność ich utrzymania w określonych instrukcyjnie zakresach.

Przyjmując, że zadana przez pilota moc oraz temperatura zewnętrzna są stałe, głównym czynnikiem wpływającym na temperaturę głowic cylindrów jest prędkość przyrządowa, gdyż decyduje ona o ilości powietrza – czynnika chłodzącego, przepływającego przez komorę silnikową w samolocie. W związku z tym, zadaniem pilota jest prawidłowe reagowanie na zmiany temperatury głowic, w szczególności w sytuacji osiągnięcia wartości przekraczających wartości określone w instrukcji eksploatacyjnej [18, 19].

Zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z relacją temperatury głowic cylindrów silnika a prędkością przyrządową model jest modelem rozmytym z dwoma nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem, przy czym parametrem wejściowym, reprezentującym jest najwyższa temperatura spośród temperatur sześciu głowic cylindrów silnika. Dla zmiennej przyjęto odpowiednie nazwy systemowe i obszary dyskursu (tabl. 6.27.).

Tablica 6.27.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Temperatura głowic cylindrów	cht	5	{0 – 500}
Wejściowa	Prędkość przyrządowa	ias	5	{0 – 205}
Wyjściowa	Ryzyko „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”	rChMaxIas	5	{0 – 120}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.28.

Tablica 6.28.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
cht	HA1	mała	zmf [210 240]
	HA2	normalna	trapmf [215 240 380 420]
	HA3	duża	pimf [380 420 420 450]
	HA4	bardzo duża	pimf [420 450 450 480]
	HA5	krytyczna	smf [450 480]

c.d. Tablica 6.28.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
ias	HB1	poniżej 120 węzłów	zmf [110 120]
	HB2	około 120 węzłów	pimf [110 120 120 130]
	HB3	około 130 węzłów	pimf [120 130 130 140]
	HB5	powyżej 130 węzłów	smf [130 140]
rVsPwr	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa” jest:

- kompletna,
- wyczerpująca,
- spójna,
- niemonotoniczna.

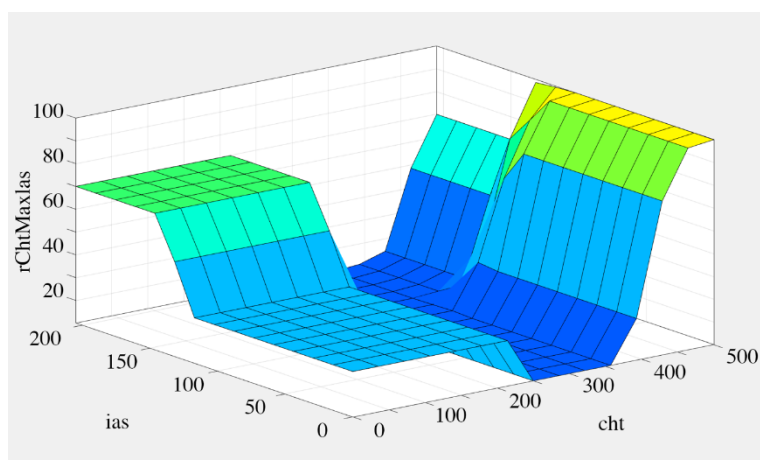
Model zdefiniowany jest za pomocą 20 reguł (tabl. 6.29.).

Tablica 6.29.

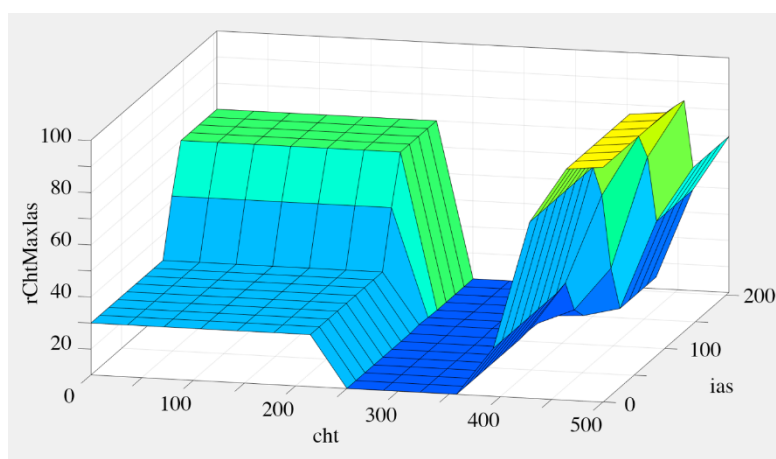
Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (cht = HA1) <i>i</i> (ias = HB1) <i>to</i> (rChtMaxIas = ML)
R2	<i>jeżeli</i> (cht = HA1) <i>i</i> (ias = HB2) <i>to</i> (rChtMaxIas = ML)
R3	<i>jeżeli</i> (cht = HA1) <i>i</i> (ias = HB3) <i>to</i> (rChtMaxIas = UM)
R4	<i>jeżeli</i> (cht = HA1) <i>i</i> (ias = HB4) <i>to</i> (rChtMaxIas = DZ)
R5	<i>jeżeli</i> (cht = HA2) <i>i</i> (ias = HB1) <i>to</i> (rChtMaxIas = ZN)
R6	<i>jeżeli</i> (cht = HA2) <i>i</i> (ias = HB2) <i>to</i> (rChtMaxIas = ZN)
R7	<i>jeżeli</i> (cht = HA2) <i>i</i> (ias = HB3) <i>to</i> (rChtMaxIas = ZN)
R8	<i>jeżeli</i> (cht = HA2) <i>i</i> (ias = HB4) <i>to</i> (rChtMaxIas = ZN)
R9	<i>jeżeli</i> (cht = HA3) <i>i</i> (ias = HB1) <i>to</i> (rChtMaxIas = DZ)
R10	<i>jeżeli</i> (cht = HA3) <i>i</i> (ias = HB2) <i>to</i> (rChtMaxIas = UM)
R11	<i>jeżeli</i> (cht = HA3) <i>i</i> (ias = HB3) <i>to</i> (rChtMaxIas = ML)
R12	<i>jeżeli</i> (cht = HA3) <i>i</i> (ias = HB4) <i>to</i> (rChtMaxIas = ZN)
R13	<i>jeżeli</i> (cht = HA4) <i>i</i> (ias = HB1) <i>to</i> (rChtMaxIas = KR)
R14	<i>jeżeli</i> (cht = HA4) <i>i</i> (ias = HB2) <i>to</i> (rChtMaxIas = DZ)
R15	<i>jeżeli</i> (cht = HA4) <i>i</i> (ias = HB3) <i>to</i> (rChtMaxIas = UM)
R16	<i>jeżeli</i> (cht = HA4) <i>i</i> (ias = HB4) <i>to</i> (rChtMaxIas = ML)
R17	<i>jeżeli</i> (cht = HA5) <i>i</i> (ias = HB1) <i>to</i> (rChtMaxIas = KR)
R18	<i>jeżeli</i> (cht = HA5) <i>i</i> (ias = HB2) <i>to</i> (rChtMaxIas = KR)
R19	<i>jeżeli</i> (cht = HA5) <i>i</i> (ias = HB3) <i>to</i> (rChtMaxIas = KR)
R20	<i>jeżeli</i> (cht = HA5) <i>i</i> (ias = HB4) <i>to</i> (rChtMaxIas = DZ)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.22. i 6.23.).



Rysunek 6.22. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa” – rzut 1



Rysunek 6.23. Powierzchnia reguł modelu rozmytego „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa” – rzut 2

6.5.10. Model rozmyty „temperatura spalin na wlocie do turbiny”

W silniku spalinowym TSIO-550-K, zastosowanym w samolocie Cirrus SR22T, wartość mocy maksymalnej na różnych wysokościach uzyskiwana jest dzięki zastosowanemu układowi doładowania turbosprężarką (ang. *turbosupercharger*). Sprężarka jest osadzona na wspólnym wale z turbiną, którą napędza przepływający strumień spalin. Na wlocie spalin do turbiny mierzona jest temperatura spalin (TIT – ang. *Turbine Inlet Temperature*) [54].

Ewentualne awarie układu turbosprężarki grożą poważnymi konsekwencjami. W zależności od rodzaju usterki mogą oznaczać samoistną przerwę w pracy silnika w powietrzu lub nagłe zmniejszenie mocy silnika, co na dużych wysokościach może się wiązać z brakiem możliwości utrzymania pożądanej wysokości lotu. Niezawodność pracy układu doładowania w zasadniczym stopniu determinowana jest parametrami termodynamicznymi czynników roboczych – spalin i sprężanego powietrza oraz warunkami eksploatacyjnymi, takimi jak parametry przepływu oleju smarującego układ łożysk wału turbosprężarki.

Arkusze danych do certyfikatu typu silnika wprowadza ograniczenie, takie że maksymalna temperatura dla pracy ciągłej nie może przekraczać 1750°F [31]. Jednocześnie wiedza

ekspercka wskazuje, że w fabrycznie nowych jednostkach, przy prawidłowej regulacji przepływu paliwa TIT nie przekracza 1600°F i na ogół wynosi około 1580°F.

Model zastosowany do wyznaczenia ryzyka, związanego z temperaturą spalin na wlocie do turbiny jest modelem rozmytym z jednym nierozmytym wejściem i jednym nierozmytym wyjściem, przy czym parametrem wejściowym jest najwyższa temperatura spalin spośród temperatur mierzonych osobno na wlocie do turbin dwóch turbosprężarek. Dla zmiennych przyjęto odpowiednio nazwy systemowe i obszary dyskursu (tabl. 6.30.).

Tablica 6.30.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego
„temperatura spalin na wlocie do turbiny”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Temperatura spalin na wlocie do turbiny	tit	5	{0 – 500}
Wyjściowa	Ryzyko „temperatura spalin na wlocie do turbiny”	rTitMax	5	{0 – 2500}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego ryzyko „temperatura spalin na wlocie do turbiny”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.31.

Tablica 6.31.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„temperatura spalin na wlocie do turbiny”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
tit	HA1	mała	zmf [210 240]
	HA2	normalna	trapmf [215 240 380 420]
	HA3	duża	pimf [380 420 420 450]
	HA4	bardzo duża	pimf [420 450 450 480]
	HA5	krytyczna	smf [450 480]
rTitMax	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

Baza reguł modelu rozmytego „temperatura spalin na wlocie do turbiny:

- kompletna,
- wyczerpująca,
- spójna,
- monotoniczna.

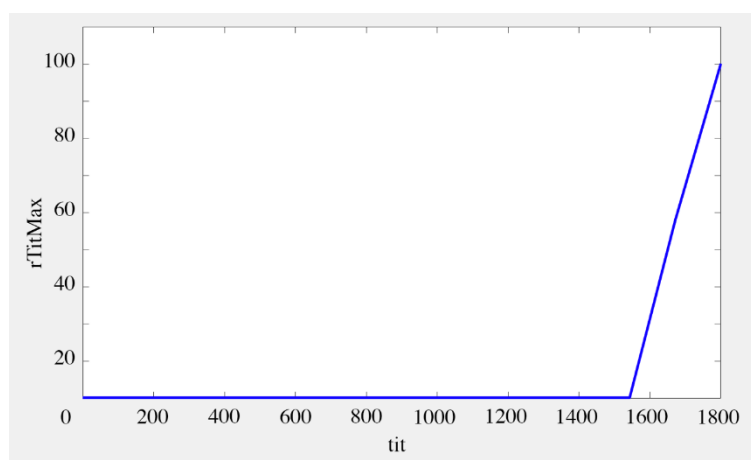
Model zdefiniowany jest za pomocą 5 reguł (tabl. 6.32.).

Tablica 6.32.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „temperatura spalin na wlocie do turbiny”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (tit = IA1) <i>to</i> (rTitMax = ZN)
R2	<i>jeżeli</i> (tit = IA2) <i>to</i> (rTitMax = ML)
R3	<i>jeżeli</i> (tit = IA3) <i>to</i> (rTitMax = UM)
R4	<i>jeżeli</i> (tit = IA4) <i>to</i> (rTitMax = DZ)
R5	<i>jeżeli</i> (tit = IA5) <i>to</i> (rTitMax = KR)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego ryzyko „temperatura spalin na wlocie do turbiny” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.24.).



Rysunek 6.24. Powierzchnia reguł modelu rozmytego ryzyko „temperatura spalin na wlocie do turbiny”

6.5.11. Model rozmyty „kontrola stanu położenia”

Głównymi wymiarami, określającymi położenie samolotu są odchylenia kątowe względem osi podłużnej, poprzecznej i pionowej, tj. przechylenie, pochylenie i odchylenia, a także wysokość lotu.

Zastosowany do wyznaczenia kontroli stanu położenia model jest modelem rozmytym z trzema nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem. Wartości wejściowe służące do wyznaczenia stanu kontroli stanu położenia przez pilota, przyjęte nazwy zmiennych i obszary dyskursu zostały wskazane w tablicy 6.33.

Tablica 6.33.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Ryzyko „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”	rRollAltAgl	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „przechylenie – prędkość przyrządowa”	rRollIas	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „położenie nosa – wysokość nad powierzchnią terenu”	rPitchAltAgl	5	{0 – 100}
Wyjściowa	Kontrola stanu położenia	cAtt	5	{1 – 5}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.34.

Tablica 6.34.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
rRollAltAgl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
rRollIas	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
rPitchAltAgl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
cAtt	NB	niebezpieczna	trimf [-1 0 1]
	NW	niewystarczająca	trimf [0 1 2]
	AK	akceptowalna	trimf [1 2 3]
	DB	dobra	trimf [2 3 4]
	ZK	znakomita	trimf [3 4 5]

Baza reguł modelu rozmytego „kontrola stanu położenia” oparta jest na 125 regułach (tabl. 6.35.). Ponadto jest ona kompletna, wyczerpująca, spójna i niemonotoniczna.

Tablica 6.35.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R2	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R3	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R4	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R5	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R6	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R7	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R8	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R9	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R10	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R11	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R12	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R13	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R14	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)

c.d. Tablica 6.35.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

Nr	Reguła
R15	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R16	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R17	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R18	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R19	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R20	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R21	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R22	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R23	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R24	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R25	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ZN) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R26	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R27	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R28	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R29	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R30	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R31	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R32	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = ZK)
R33	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R34	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R35	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R36	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R37	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R38	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R39	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R40	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R41	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R42	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R43	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R44	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R45	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R46	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R47	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R48	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R49	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R50	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = ML) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R51	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R52	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R53	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R54	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R55	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R56	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R57	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = DB)
R58	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R59	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R60	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R61	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R62	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = AK)
R63	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NW)

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

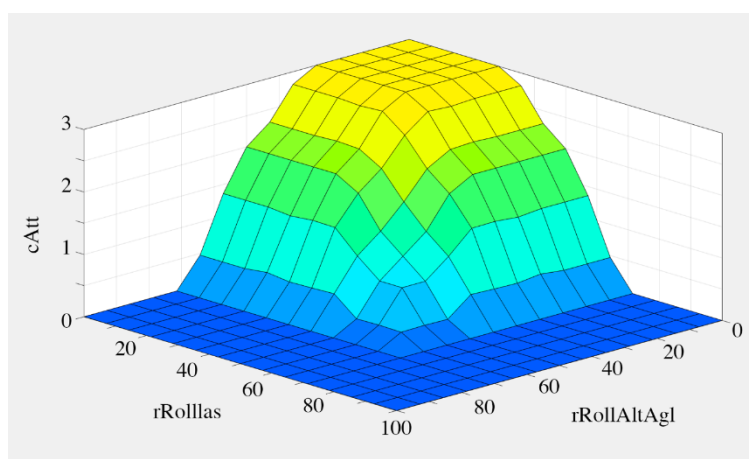
Nr	Reguła
R64	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R65	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R66	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R67	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R68	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R69	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R70	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R71	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R72	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R73	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R74	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R75	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = UM) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R76	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R77	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R78	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R79	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R80	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R81	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R82	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R83	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R84	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R85	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R86	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R87	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NW)
R88	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R89	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R90	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R91	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R92	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R93	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R94	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R95	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R96	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R97	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R98	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R99	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R100	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = DZ) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R101	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R102	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R103	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R104	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R105	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ZN) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R106	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R107	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R108	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R109	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R110	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = ML) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R111	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R112	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)

c.d. Tablica 6.35.

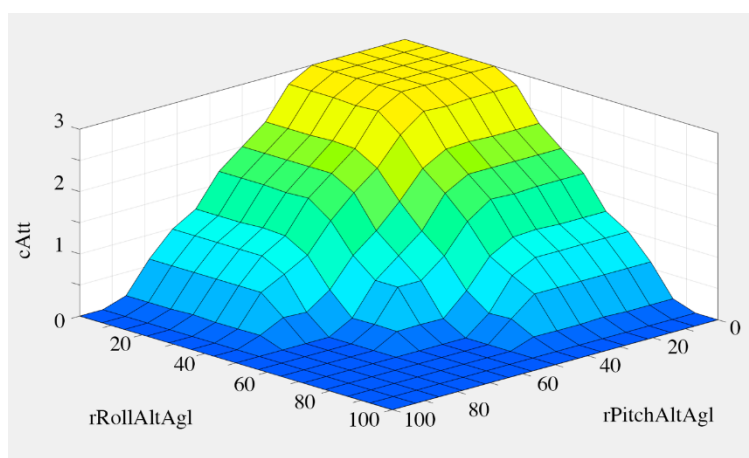
Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola stanu położenia”

Nr	Reguła
R113	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R114	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R115	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = UM) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R116	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R117	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R118	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R119	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = DZ) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R120	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R121	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ZN) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R122	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = ML) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R123	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = UM) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R124	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = DZ) <i>to</i> (cAtt n = NB)
R125	<i>jeżeli</i> (rRollAltAgl = KR) <i>i</i> (rRollIas = KR) <i>i</i> (rPitchAltAgl = KR) <i>to</i> (cAtt n = NB)

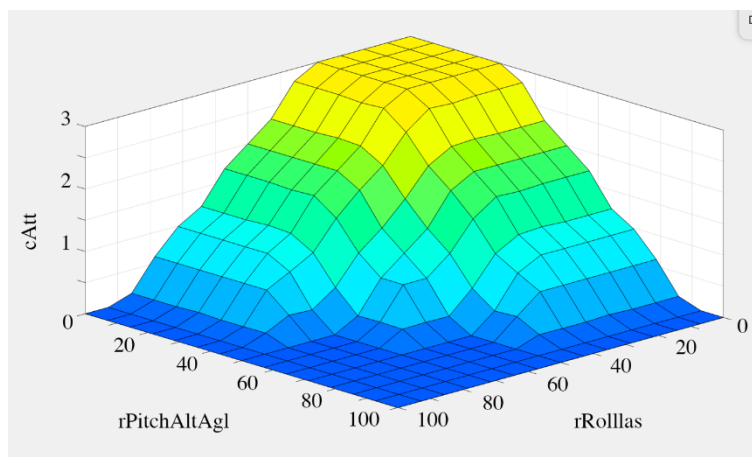
Powierzchnię reguł modelu rozmytego „kontrola stanu położenia” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.25. – 6.27.).



Rysunek 6.25. Powierzchnia reguł modelu „kontrola stanu położenia” względem ryzyka „przechylenie – prędkość przyrządowa” i ryzyka „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”



Rysunek 6.26. Powierzchnia reguł modelu „kontrola stanu położenia” względem ryzyka „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” i ryzyka „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu.”



Rysunek 6.27. Powierzchnia reguł modelu „kontrola stanu położenia” względem ryzyka „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” i ryzyka „przechylenie – prędkość przyrządowa”

6.5.12. Model rozmyty „kontrola parametrów lotu”

Parametry lotu analizowane w systemie w aspekcie występowania potencjalnych ryzyk, to prędkość pionowa i prędkość przyrządowa, przy czym w odpowiednich modelach zostały one odniesione odpowiednio do mocy silnika i wysokości nad powierzchnią terenu. Zastosowany do wyznaczenia kontroli parametrów lotu model jest modelem rozmytym z dwoma nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem. Wartości wejściowe służące do wyznaczenia stanu kontroli parametrów lotu przez pilota, przyjęte nazwy zmiennych i obszary dyskursu zostały wskazane w tabelicy 6.36.

Tablica 6.36.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów lotu”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Ryzyko „prędkość pionowa – moc silnika”	rVsPwr	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”	rIasAltAgl	5	{0 – 100}
Wyjściowa	Kontrola parametrów lotu	cParam	5	{1 – 5}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów lotu”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tabelicy 6.37.

Tablica 6.37.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów lotu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
rVsPwr	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]

c.d. Tablica 6.37.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„kontrola parametrów lotu”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
rIasAltAgl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
cParam	NB	niebezpieczna	trimf [-1 0 1]
	NW	niewystarczająca	trimf [0 1 2]
	AK	akceptowalna	trimf [1 2 3]
	DB	dobra	trimf [2 3 4]
	ZK	znakomita	trimf [3 4 5]

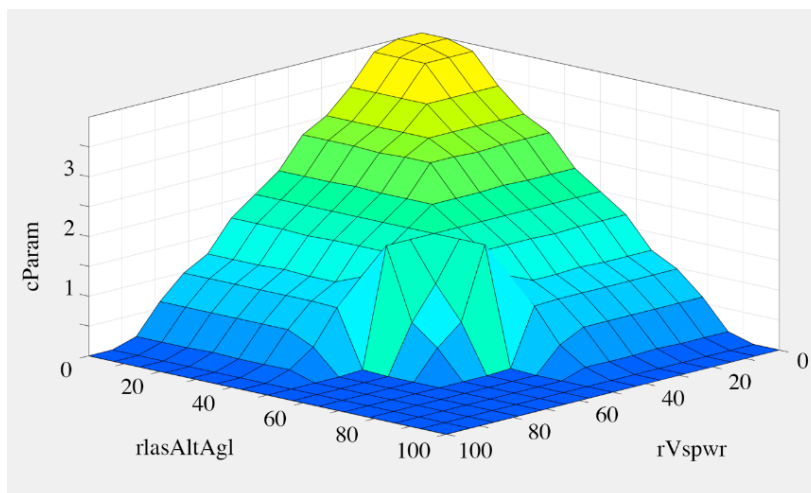
Baza reguł modelu rozmytego „kontrola parametrów lotu” składa się z 25 reguł (tabl. 6.38.), a ponadto jest kompletna, wyczerpująca, spójna i niemonotoniczna.

Tablica 6.38.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„kontrola parametrów lotu”

Nr	Reguła
R1	R1: jeżeli (rVsPwr = ZN) i (rIasAltAgl = ZN) to (cParam = ZK)
R2	R2: jeżeli (rVsPwr = ZN) i (rIasAltAgl = ML) to (cParam = DB)
R3	R3: jeżeli (rVsPwr = ZN) i (rIasAltAgl = UM) to (cParam = AK)
R4	R4: jeżeli (rVsPwr = ZN) i (rIasAltAgl = DZ) to (cParam = NW)
R5	R5: jeżeli (rVsPwr = ZN) i (rIasAltAgl = KR) to (cParam = NB)
R6	R6: jeżeli (rVsPwr = ML) i (rIasAltAgl = ZN) to (cParam = DB)
R7	R7: jeżeli (rVsPwr = ML) i (rIasAltAgl = ML) to (cParam = DB)
R8	R8: jeżeli (rVsPwr = ML) i (rIasAltAgl = UM) to (cParam = AK)
R9	R9: jeżeli (rVsPwr = ML) i (rIasAltAgl = DZ) to (cParam = NW)
R10	R10: jeżeli (rVsPwr = ML) i (rIasAltAgl = KR) to (cParam = NB)
R11	R11: jeżeli (rVsPwr = UM) i (rIasAltAgl = ZN) to (cParam = AK)
R12	R12: jeżeli (rVsPwr = UM) i (rIasAltAgl = ML) to (cParam = AK)
R13	R13: jeżeli (rVsPwr = UM) i (rIasAltAgl = UM) to (cParam = AK)
R14	R14: jeżeli (rVsPwr = UM) i (rIasAltAgl = DZ) to (cParam = NW)
R15	R15: jeżeli (rVsPwr = UM) i (rIasAltAgl = KR) to (cParam = NB)
R16	R16: jeżeli (rVsPwr = DZ) i (rIasAltAgl = ZN) to (cParam = NW)
R17	R17: jeżeli (rVsPwr = DZ) i (rIasAltAgl = ML) to (cParam = NW)
R18	R18: jeżeli (rVsPwr = DZ) i (rIasAltAgl = UM) to (cParam = NW)
R19	R19: jeżeli (rVsPwr = DZ) i (rIasAltAgl = DZ) to (cParam = NB)
R20	R20: jeżeli (rVsPwr = DZ) i (rIasAltAgl = KR) to (cParam = NB)
R21	R21: jeżeli (rVsPwr = KR) i (rIasAltAgl = ZN) to (cParam = NB)
R22	R22: jeżeli (rVsPwr = KR) i (rIasAltAgl = ML) to (cParam = NB)
R23	R23: jeżeli (rVsPwr = KR) i (rIasAltAgl = UM) to (cParam = NB)
R24	R24: jeżeli (rVsPwr = KR) i (rIasAltAgl = DZ) to (cParam = NB)
R25	R25: jeżeli (rVsPwr = KR) i (rIasAltAgl = KR) to (cParam = NB)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „kontrola parametrów lotu” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.28.).



Rysunek 6.28. Powierzchnia reguł modelu „kontrola parametrów lotu”

6.5.13. Model rozmyty „kontrola zapasu paliwa”

W ujęciu ogólnym kontrola zapasu paliwa odnosi się do ryzyka związanego z całkowitą pozostałością paliwa na pokładzie oraz do ryzyka utraty kontroli nad samolotem w związku z nierównowagą zapasu paliwa pomiędzy zbiornikami samolotu. Obydwa te ryzyka są wyznaczone w proponowanym systemie analizy.

Zastosowany do wyznaczenia kontroli zapasu paliwa model jest modelem rozmytym z dwoma nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem. Wartości wejściowe służące do wyznaczenia stanu kontroli zapasu paliwa przez pilota, przyjęte nazwy zmiennych i obszary dyskursu zostały wskazane są tablicy 6.39.

Tablica 6.39.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „kontrola zapasu paliwa”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Ryzyko „całkowity zapas paliwa”	rFuelRmn	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „nierównowaga zapasu paliwa”	rFuelImbl	5	{0 – 100}
Wyjściowa	Kontrola zapasu paliwa	cFuel	5	{1 – 5}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola zapasu paliwa”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tablicy 6.40.

Tablica 6.40.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego
„kontrola zapasu paliwa”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
rFuelRmn	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
rFuelImbl	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
cFuel	NB	niebezpieczna	trimf [-1 0 1]
	NW	niewystarczająca	trimf [0 1 2]
	AK	akceptowalna	trimf [1 2 3]
	DB	dobra	trimf [2 3 4]
	ZK	znakomita	trimf [3 4 5]

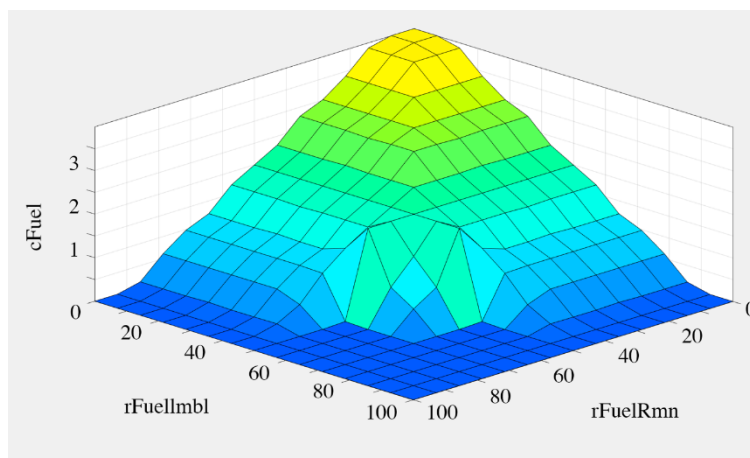
Baza reguł modelu rozmytego „kontrola zapasu paliwa” jest kompletna, wyczerpująca, spójna, niemonotoniczna i składa się z 25 reguł (tabl. 6.41.).

Tablica 6.41.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola zapasu paliwa”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ZN) <i>i</i> (rFuelImbl = ZN) <i>to</i> (cFuel = ZK)
R2	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ZN) <i>i</i> (rFuelImbl = ML) <i>to</i> (cFuel = DB)
R3	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ZN) <i>i</i> (rFuelImbl = UM) <i>to</i> (cFuel = AK)
R4	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ZN) <i>i</i> (rFuelImbl = DZ) <i>to</i> (cFuel = NW)
R5	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ZN) <i>i</i> (rFuelImbl = KR) <i>to</i> (cFuel = NB)
R6	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ML) <i>i</i> (rFuelImbl = ZN) <i>to</i> (cFuel = DB)
R7	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ML) <i>i</i> (rFuelImbl = ML) <i>to</i> (cFuel = DB)
R8	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ML) <i>i</i> (rFuelImbl = UM) <i>to</i> (cFuel = AK)
R9	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ML) <i>i</i> (rFuelImbl = DZ) <i>to</i> (cFuel = NW)
R10	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = ML) <i>i</i> (rFuelImbl = KR) <i>to</i> (cFuel = NB)
R11	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = UM) <i>i</i> (rFuelImbl = ZN) <i>to</i> (cFuel = AK)
R12	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = UM) <i>i</i> (rFuelImbl = ML) <i>to</i> (cFuel = AK)
R13	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = UM) <i>i</i> (rFuelImbl = UM) <i>to</i> (cFuel = NW)
R14	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = UM) <i>i</i> (rFuelImbl = DZ) <i>to</i> (cFuel = NB)
R15	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = UM) <i>i</i> (rFuelImbl = KR) <i>to</i> (cFuel = NB)
R16	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = DZ) <i>i</i> (rFuelImbl = ZN) <i>to</i> (cFuel = NW)
R17	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = DZ) <i>i</i> (rFuelImbl = ML) <i>to</i> (cFuel = NW)
R18	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = DZ) <i>i</i> (rFuelImbl = UM) <i>to</i> (cFuel = NW)
R19	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = DZ) <i>i</i> (rFuelImbl = DZ) <i>to</i> (cFuel = NB)
R20	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = DZ) <i>i</i> (rFuelImbl = KR) <i>to</i> (cFuel = NB)
R21	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = KR) <i>i</i> (rFuelImbl = ZN) <i>to</i> (cFuel = NB)
R22	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = KR) <i>i</i> (rFuelImbl = ML) <i>to</i> (cFuel = NB)
R23	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = KR) <i>i</i> (rFuelImbl = UM) <i>to</i> (cFuel = NB)
R24	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = KR) <i>i</i> (rFuelImbl = DZ) <i>to</i> (cFuel = NB)
R25	<i>jeżeli</i> (rFuelRmn = KR) <i>i</i> (rFuelImbl = KR) <i>to</i> (cFuel = NB)

Powierzchnię reguł modelu rozmytego „kontrola zapasu paliwa” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.29.).



Rysunek 6.29. Powierzchnia reguł modelu „kontrola zapasu paliwa”

6.5.14. Model rozmyty „kontrola parametrów silnikowych”

Parametry silnikowe ujęte w modelach rozmytych, wyznaczających ryzyko to temperatura oleju, prędkość obrotowa wału, temperatura maksymalna cylindrów oraz temperatura spalin na wlocie do turbiny. Wyznaczone dla powyższych parametrów poziomy ryzyka użyte są w modelu rozmytym do wyznaczenia poziomu kontroli parametrów silnikowych przez pilota.

Zastosowany w tym celu model jest modelem rozmytym z dwoma nierozmytymi wejściami i jednym nierozmytym wyjściem. Wartości wejściowe służące do wyznaczenia poziomu kontroli parametrów silnikowych, przyjęte nazwy zmiennych i obszary dyskursu zostały wskazane w tabelicy 6.42.

Tabela 6.42.

Charakterystyka zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych”

Typ zmiennej	Nazwa zmiennej	Nazwa systemowa	Liczba funkcji przynależności	Obszar dyskursu
Wejściowa	Ryzyko „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”	rOilTempRpm	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „temperatura maksymalna cylindrów”	rChtMaxIas	5	{0 – 100}
Wejściowa	Ryzyko „temperatura spalin na wlocie do turbiny”	rTitMax	5	{0 – 100}
Wyjściowa	Kontrola parametrów silnikowych	cEng	5	{1 – 5}

Funkcje przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych”, w tym ich oznaczenia, wartości lingwistyczne, klasy i parametry ujęte są w tabelicy 6.43.

Tablica 6.43.

Charakterystyka funkcji przynależności zmiennych modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych”

Nazwa systemowa	Oznaczenie funkcji przynależności	Wartości lingwistyczne funkcji przynależności	Klasy i parametry funkcji przynależności
rOilTempRpm	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
rChtMaxIas	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
rTitMax	ZN	znikome	zmf [10 30]
	ML	małe	pimf [10 30 30 50]
	UM	umiarkowane	pimf [30 50 50 70]
	DZ	duże	pimf [50 70 70 90]
	KR	krytyczne	smf [70 90]
cEngine	NB	niebezpieczna	trimf [-1 0 1]
	NW	niewystarczająca	trimf [0 1 2]
	AK	akceptowalna	trimf [1 2 3]
	DB	dobra	trimf [2 3 4]
	ZK	znakomita	trimf [3 4 5]

Baza reguł modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych” jest kompletna, wyczerpująca, spójna, niemonotoniczna i składa się ze 125 reguł (tabl. 6.44.).

Tablica 6.44.

Baza reguł inferencji modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R2	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R3	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R4	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R5	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R6	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R7	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R8	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R9	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R10	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R11	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R12	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R13	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R14	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R15	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R16	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R17	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R18	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)

Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„kontrola parametrów silnikowych”

Nr	Reguła
R19	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R20	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R21	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R22	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R23	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R24	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R25	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ZN) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R26	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R27	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R28	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R29	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R30	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R31	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R32	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = ZK)
R33	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R34	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R35	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R36	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R37	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R38	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R39	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R40	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R41	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R42	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R43	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R44	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R45	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R46	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R47	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R48	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R49	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R50	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = ML) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R51	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R52	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R53	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R54	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R55	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R56	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R57	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = DB)
R58	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R59	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R60	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R61	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R62	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = AK)
R63	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R64	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R65	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R66	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)

c.d. Tablica 6.44.

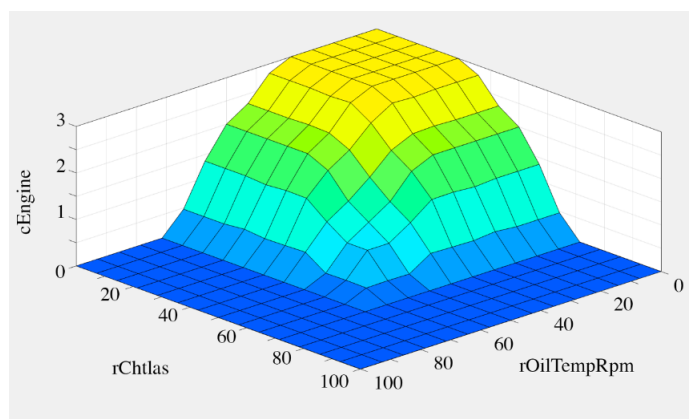
Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„kontrola parametrów silnikowych”

Nr	Reguła
R67	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R68	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R69	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R70	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R71	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R72	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R73	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R74	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R75	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = UM) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R76	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R77	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R78	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R79	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R80	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R81	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R82	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R83	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R84	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R85	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R86	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R87	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NW)
R88	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R89	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R90	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R91	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R92	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R93	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R94	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R95	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R96	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R97	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R98	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R99	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R100	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = DZ) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R101	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R102	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R103	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R104	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R105	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ZN) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R106	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R107	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R108	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R109	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R110	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = ML) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R111	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R112	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R113	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R114	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)

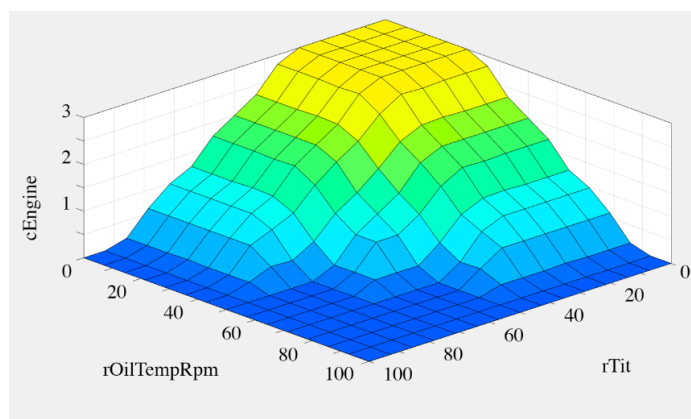
Baza reguł inferencji modelu rozmytego
„kontrola parametrów silnikowych”

Nr	Reguła
R115	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = UM) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R116	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R117	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R118	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R119	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = DZ) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R120	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R121	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ZN) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R122	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = ML) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R123	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = UM) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R124	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = DZ) <i>to</i> (cEngine n = NB)
R125	<i>jeżeli</i> (rOilTempRpm = KR) <i>i</i> (rChtMaxIas = KR) <i>i</i> (rTitMax = KR) <i>to</i> (cEngine n = NB)

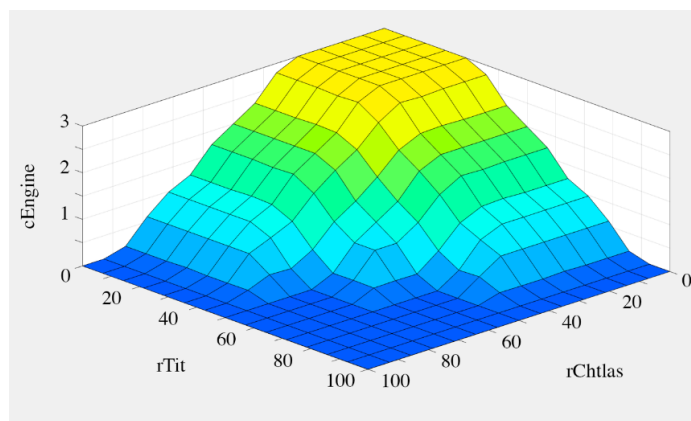
Powierzchnię reguł modelu rozmytego „kontrola parametrów silnikowych” opracowano w środowisku Matlab z wykorzystaniem biblioteki Fuzzy Logic Toolbox (rys. 6.30. – 6.32.).



Rysunek 6.30. Powierzchnia reguł modelu „kontrola parametrów silnikowych” względem ryzyka „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa” i ryzyka „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”



Rysunek 6.31. Powierzchnia reguł modelu „kontrola parametrów silnikowych” względem ryzyka „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału” i ryzyka „temperatura spalin na wlocie do turbiny”



Rysunek 6.32. Powierzchnia reguł modelu „kontrola parametrów silnikowych” względem ryzyka „temperatura spalin na wlocie do turbiny” i ryzyka „temperatura głowic cylindrów – prędkość przyrządowa”

6.5.15. Model nierozmyty „ocena poziomu bezpieczeństwa”

Model ostry, służący do wyznaczania ogólnej oceny poziomu bezpieczeństwa oparty jest na uproszczonym, aczkolwiek w wielu zastosowaniach trafnym założeniu, przyjmującym, że poziom bezpieczeństwa zależy od poziomu bezpieczeństwa najsłabszego ogniwa. Stąd model dla każdej zapisanej serii danych poszukuje obliczonej wartości $cAtt$, $cParam$, $cFuel$ i $cEngine$, tj. wyznaczonego poziomu kontroli pilota nad danym obszarem. Następnie wartości te są sortowane rosnąco i do wyznaczenia poziomu bezpieczeństwa $OverallSafety$ przyjmuje się wartość pierwszą z szeregu, tj. najmniejszą. Dalej tak wyznaczonej wartości przypisywane są wartości lingwistyczne, zgodnie z tabelą, zawierającą pięć warunków (tabl. 6.45.).

Tabela 6.45.

Baza reguł modelu ostrego
„ogólna ocena bezpieczeństwa”

Nr	Reguła
R1	<i>jeżeli</i> ($OverallSafety = 1$) <i>to</i> (poziom bezpieczeństwa jest bardzo słaby)
R2	<i>jeżeli</i> ($OverallSafety = 2$) <i>to</i> (poziom bezpieczeństwa jest słaby)
R3	<i>jeżeli</i> ($OverallSafety = 3$) <i>to</i> (poziom bezpieczeństwa jest średni)
R4	<i>jeżeli</i> ($OverallSafety = 4$) <i>to</i> (poziom bezpieczeństwa jest dobry)
R5	<i>jeżeli</i> ($OverallSafety = 5$) <i>to</i> (poziom bezpieczeństwa jest bardzo dobry)

6.6. Walidacja systemu analizy danych lotniczych

6.6.1. Założenia walidacji systemu

W celu walidacji systemu opracowano jego model w środowisku Matlab. Dane pochodzące z awioniki zostały zagregowane do postaci wektora zmiennych o następującej strukturze:

```
raw_vector -> [roll, pitch, ias, vs, alt_agl, pwr, fuel_rmn_l, fuel_rmn_r, rpm, oil_temp,
               cht1, cht2, cht3, cht4, cht5, cht6, tit1, tit2]
```

Wektor *raw_vector* ładuje algorytm typu Live Script środowiska Matlab, służący obliczeniu poziomów ryzyk. Wynikiem tych obliczeń jest wektor o systemowej nazwie *evRisk*. Wektor *evRisk* jest wejściem zmiennych do algorytmu *evControl*, obliczającego poziomy kontroli

i produkującego wektor wyników o tej samej nazwie systemowej. Wektor *evControl* ładuje algorytm *evSafety*, wyznaczający ogólny poziom bezpieczeństwa.

W ramach walidacji systemu obliczono powyższe wskaźniki dla 97 lotów siedmiu różnych samolotów Cirrus SR22T pilotowanych przez pilotów o różnym poziomie uprawnień w zakresie od licencji turystycznej bez uprawnień IR(A) do licencji zawodowej z uprawnieniem IR(A). W puli lotów walidacyjnych znalazły się zarówno przeloty trasowe według przepisów VFR i IFR oraz loty strefowe i serie lotów po kręgu nadlotniskowym.

6.6.2. Systemowe ograniczenia przedziałów wartości zmiennych

Analiza wyników generowanych przez system walidacyjny ujawniła występowanie nielicznych wartości zmiennych, wykraczających poza przyjęty w modelach obszar dyskursu, który został ustalony na podstawie Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu Cirrus SR22T. Wartości te są anomaliami, do których dochodzi w przypadku m.in. początkowej fazy uruchomienia awioniki lub w przypadku awarii czujników parametrów, takich jak czujniki temperatury głowic cylindrów silnika lub temperatury spalin na wlocie do turbiny turbosprężarki.

Wystąpienie takich anomalnych wartości skutkowało błędem systemowym. Ponieważ system nie był projektowany w celu wykrywania zdarzeń o charakterze awarii technicznych, ograniczono wartości zmiennych wejściowych w taki sposób, że w przypadku wystąpienia zmiennych o wartościach przekraczających obszar dyskursu „z dołu” lub „z góry” są one prowadzone do wartości odpowiednio minimalnych i maksymalnych.

6.6.3. Wykrywanie faz lotu

W wyniku badań walidacyjnych stwierdzono pewną liczbę fałszywie pozytywnych alertów. Pogłębiona analiza ujawniła, że ich przyczyną było osiągnięcie pierwotnie nieprzewidzianych wartości zmiennych wejściowych podczas operacji na ziemi. Z tego powodu wprowadzono rudymetarną postać wykrywania faz lotu, ograniczoną do wykrywania dwóch stanów samolotu – „w powietrzu” i „na ziemi”. Zdarzenia te są wykrywane na podstawie alternatywnego spełnienia zestawu określonych warunków. Do wykrywania tych stanów opracowano algorytm w języku Python, wywołowany ze środowiska Matlab:

```
df["State"] = np.NaN
current_state = 0
counter = 1
serie_AltMSL_D1 = df["AltMSL_1D"]
for i in range(1, len(dt_alt)):
    if current_state==0:
        Alt_AGL, IAS, PWR, delta_AltMSL, Pitch_t_0 = df.loc[i, ["AltAGL_basedMS"]]
        Pitch_t_1 = df.loc[i-1, "Pitch"]
        if Alt_AGL<=50 and IAS>=70 and PWR>=0.9 and delta_AltMSL>=3.0 and \
(Pitch_t_1 >= 3. or Pitch_t_0 > 3 or (Pitch_t_0+Pitch_t_1)>=5.0):
            current_state = 1
            print(f"[{counter}] Start at: {df.loc[i, 'Lcl_Date']} {df.loc[i, 'Lcl_Time']}")
            df.loc[i, "State"] = "AIRBORNE"
            continue

    if current_state==1:
        Alt_AGL, IAS = df.loc[i, ["AltAGL_basedMSL", "IAS"]]
        if (Alt_AGL<30 and IAS<62) or \
```

```

(Alt_AGL<20 and (serie_AltMSL_D1.iloc[i:i+5].max())<=1.0 or serie_Alt.
MSL_D1.iloc[i:i+3].max())<=0.5)) \):
    print(f"[{counter}] Landing at: {df.loc[i,'Lcl_Date']}
{df.loc[i,'Lcl_Time']}")
    print(60*"=")
    df.loc[i, "State"] = "LANDING"
    current_state = 0
    counter += 1
    continue

```

Zaproponowany algorytm wykrywa moment oderwania samolotu ($fPhase = 5$) oraz moment przyziemienia samolotu ($fPhase = 0$). Wartości $fPhase$ od 1 do 4 zarezerwowano dla przyszłych wersji rozwojowych systemu.

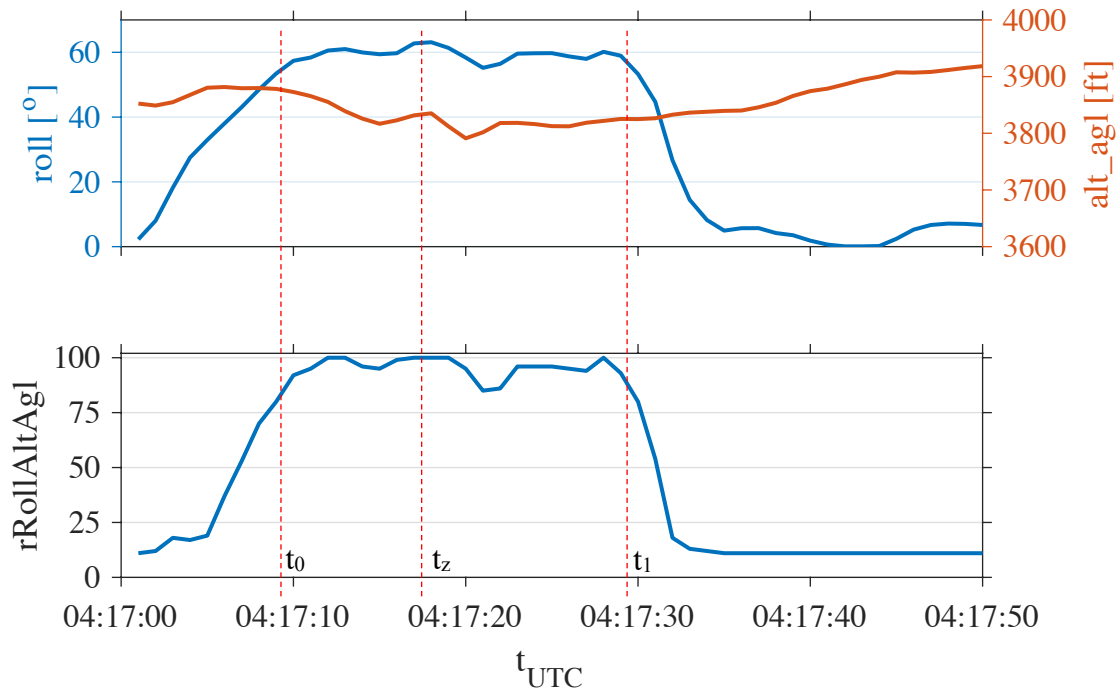
Po dokonaniu tej zmiany do systemu wprowadzany jest zmodyfikowany wektor danych *raw_vector*, złożony ostatecznie z 19 zmiennych, tj. 18 zmiennych wykorzystywanych w pierwotnej wersji systemu oraz zmiennej $fPhase$, kodującej wykryte fazy lotu.

6.6.4. Przykładowe zdarzenia zidentyfikowane przez system

Na potrzeby oceny rzeczywistych możliwości opracowanego systemu analizy danych i jego skuteczności w interpretacji zachodzących nieprawidłowości eksploatacji statków powietrznych, przeprowadzono analizę wyników uzyskanych w trakcie ostatecznej fazy badań walidacyjnych systemu. W szczególności poszukiwano takich rzeczywistych przebiegów lotów, w których występowały zdarzenia, dla których poziom ryzyka danego typu osiągnął najwyższe wartości i które stanowią systemową reprezentację typowych zagrożeń dla operacji lotniczych realizowanych w zakresie lotnictwa ogólnego.

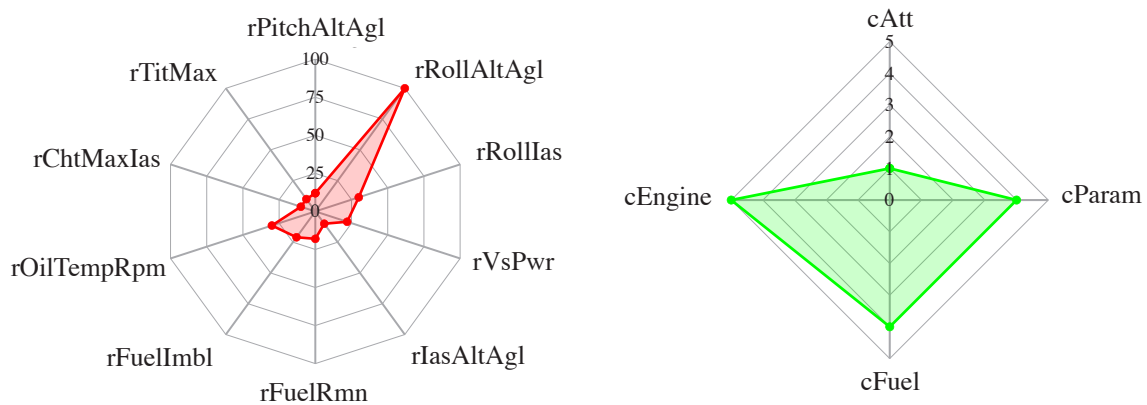
W analizie lotu samolotu SP-AMD z dnia 22 stycznia 2022 r. za pomocą modelu ryzyka „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” zidentyfikowano zdarzenie, polegające na przechyleniu samolotu o kąt przekraczający 60° , tj. poza graniczną wartością przechylenia certyfikacyjnie dopuszczalną dla samolotów w kategorii normalnej. Zdarzenie to wystąpiło w okresie czasu oznaczonym liniami t_0 i t_1 (rys. 6.33.). Wartości przechylenia powyżej 60° wystąpiły w sześciu zapisach, przy czym największa wartość wyniosła $63,11^\circ$. Zdarzenie miało miejsce na wysokości powyżej 3000 ft nad powierzchnią terenu i charakteryzowało się relatywnie małą dynamiką zmian wysokości w zakresie od 3918 do 3791 ft. Taki przebieg zdarzenia jest charakterystyczny dla utraty kontroli przez pilota podczas lotu (LOC-I). Uwzględniając wyposażenie samolotu należy przyjąć, że względnie łagodny przebieg zdarzenia i brak konsekwencji w postaci wypadku, wynika ze skutecznego działania systemu elektronicznej stabilizacji obwiedni (ESP).

Ze względu na ekstremalny charakter przekroczenia, pomimo stosunkowo bezpiecznej wysokości nad powierzchnią terenu, model „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” przypisał maksymalny poziom ryzyka ($rRollAtAgl = 100$) we wszystkich zapisach, w których przechylenie wynosiło ponad 60° . W okresie między t_1 a t_2 wynoszącym 20 s średni poziom współczynnika ryzyka $rRollAltAgl$ wyniósł 95 ($M = 95$, $STD = 4$).

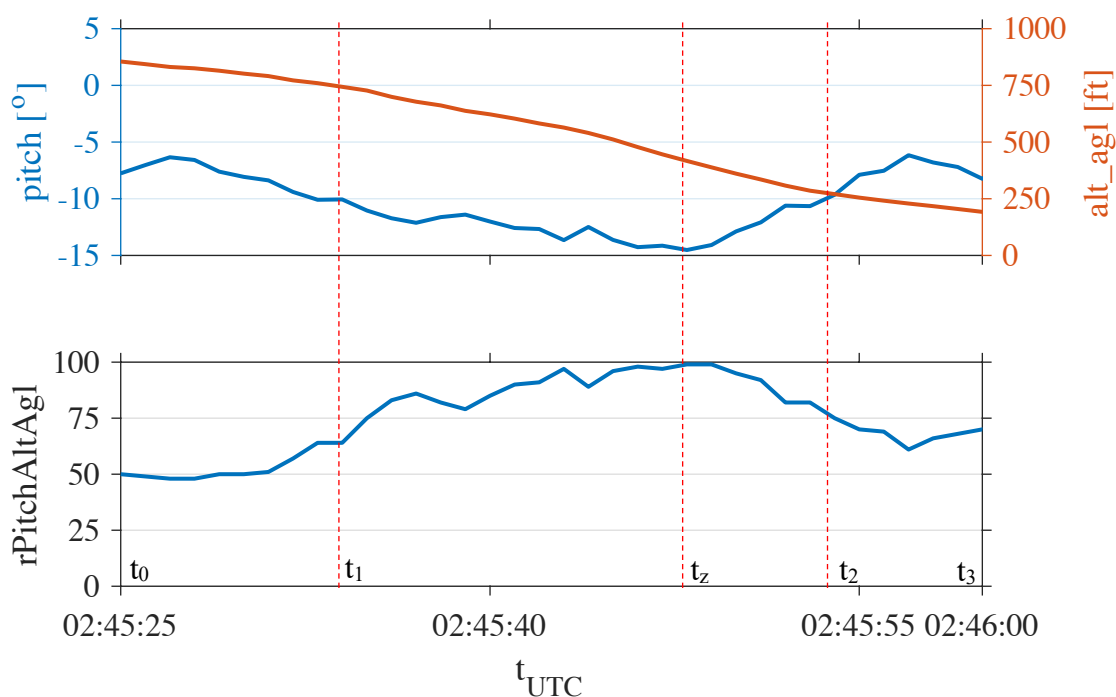


Rysunek 6.33. Przechylenie przekraczające normy certyfikacyjne

Wartości te są adekwatne do założeń projektowych i eksperckiej oceny ryzyka, związanego z takim zdarzeniem. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w chwili t_z obrazuje rysunek 6.34.

Rysunek 6.34. Poziomy ryzyka i kontroli w czasie t_z

W zapisie cyfrowym danych z lotu samolotu SP-AMD z dnia 21 marca 2021 r., z użyciem modelu „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”, zidentyfikowano zdarzenie polegające na nadmiernym pochyleniu samolotu na małej wysokości. Miało ono miejsce podczas wykonywania serii samodzielnych kręgów doskonalących na lotnisku Wrocław-Strachowice (EPWR). Samolot w okresie pomiędzy t₂ a t₃ wynoszącym 20 s wykonywał lot z pochyleniem nosa przekraczającym 10° (M = -12,3°, STD 1,3°) (rys. 6.35.), osiągając w czasie t_z maksymalne pochylenie 14,52°. W tym okresie samolot zmniejszył wysokość lotu z 760 ft do 285 ft wysokości nad powierzchnią terenu ze średnią prędkością pionową V_s = -1334 ft/min (M = -1334 ft/min, STD = 362,4 ft/min).

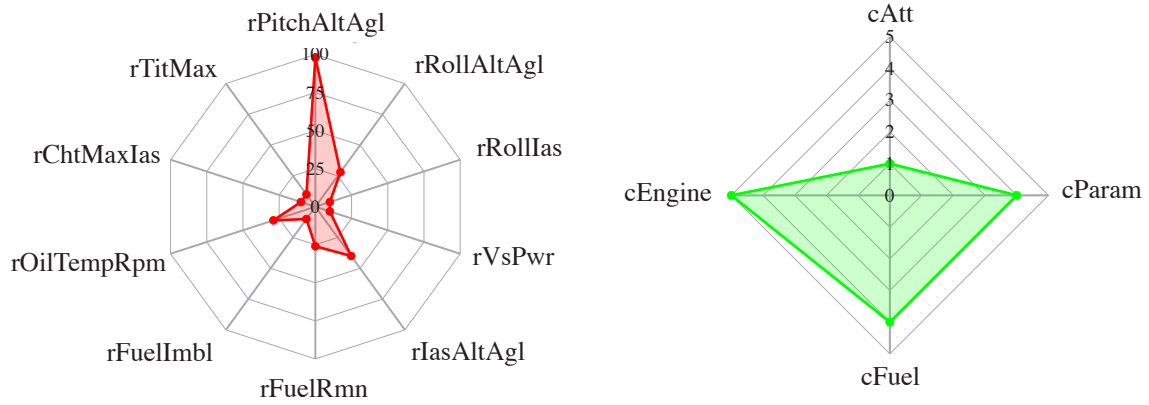


Rysunek 6.35. Niestabilne podejście – nadmierne pochylenie na małej wysokości

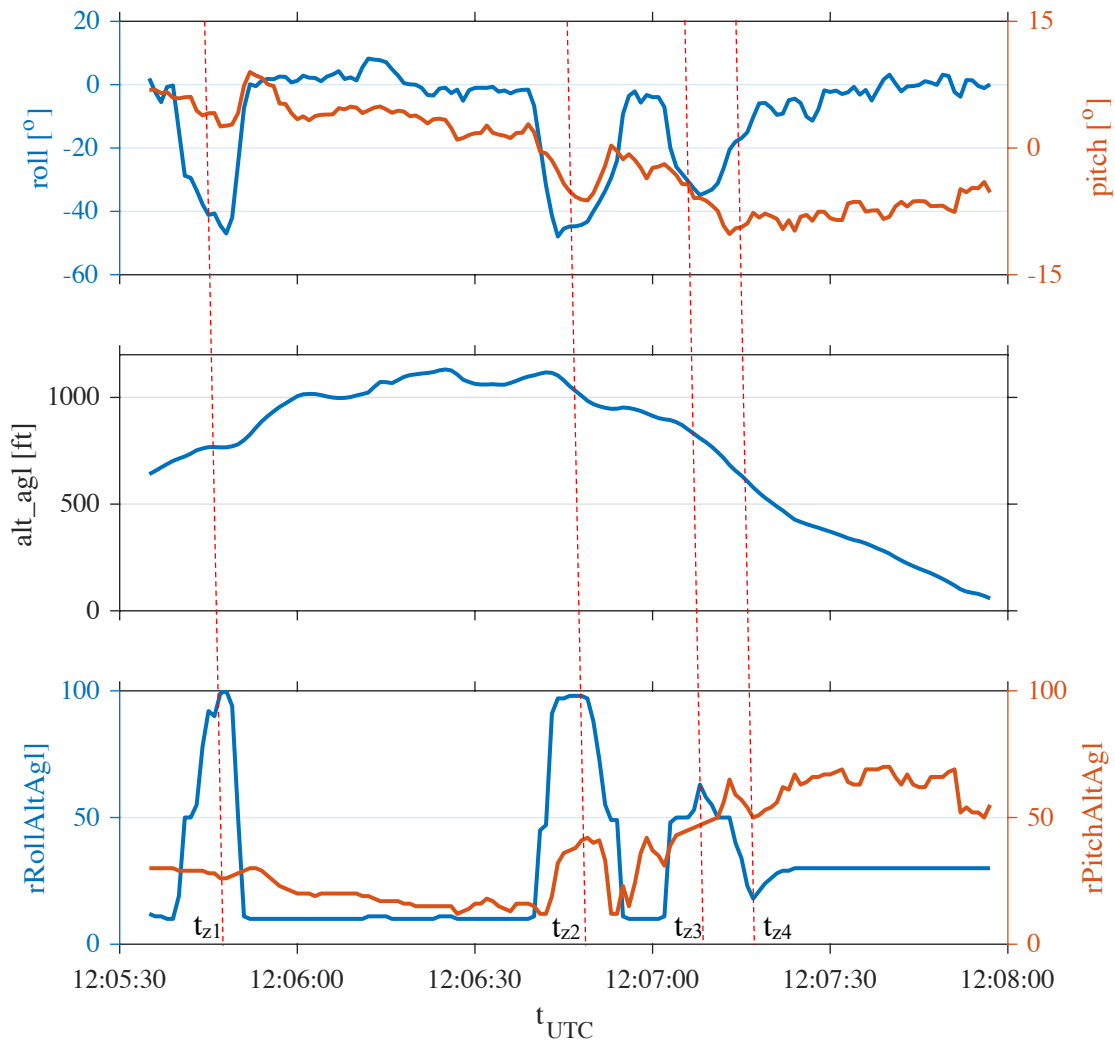
Samolot znajdował się na końcowej prostej podejścia do pasa 29 w EPWR. Przy prędkości V_{ref} wynoszącej ok. 85 – 90 kt prędkości przyrządowej (w warunkach bezwietrznych) i standardowym nachyleniu ścieżki podejścia wynoszącym 3° spodziewane zniżanie samolotu wynosi około 450 ft na minutę z pochyleniem nieprzekraczającym $5,0^\circ$. W związku z tym, należy uznać, że powyższe zdarzenie jest przykładem niestabilnego podejścia, znacząco przekraczającym przyjęte kryteria stabilnego podejścia, do których należy m.in. utrzymanie samolotu na właściwej ścieżce zniżania ze stałą, adekwatną do prędkości względem ziemi prędkością zniżania.

Dla punktu t_z model „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” wskazał na wartość współczynnika ryzyka wynoszącą 99, a średni poziomy współczynnika ryzyka w okresie pomiędzy t_2 i t_3 wg modelu wyniósł 87 ($M = 87$, $STD = 10$). Należy podkreślić, że przy podobnym kącie pochylenia w chwilach t_0 i t_3 realizowanego lotu, wynoszących odpowiednio $8,07^\circ$ i $8,24^\circ$, przypisane przez system poziomy ryzyka związanego z pochyleniem nad wysokością terenu znacząco się różnią i wynoszą odpowiednio 64 i 82. Różnica ta obrazuje oczekiwaną reakcję modelu rozmytego na mniejszą wysokość nad powierzchnią terenu – zbliżone pochylenie samolotu na różnych wysokościach związane jest z różnym ryzykiem.

Uzyskane wyniki przeprowadzonej analizy modelu wskazują na dużą zgodność uzyskanych wartości z założeniami projektowymi i ekspercką oceną ryzyka, związanego z takim zdarzeniem. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.36.).

Rysunek 6.36. Wartości ryzyka i kontroli w punkcie t_z

W tej samej serii lotów wykonanych samolotem SP-AMD, w dniu 21 marca 2021 roku, za pomocą modeli „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu” i „pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”, zidentyfikowano zdarzenie polegające na nadmiernym przechyleniu i nadmiernym pochyleniu samolotu podczas lotu doskonalącego po kręgu na lotnisku Wrocław-Strachowice. Przedstawiony fragment zapisu wybranych parametrów lotu (rys. 6.37.), obrazuje

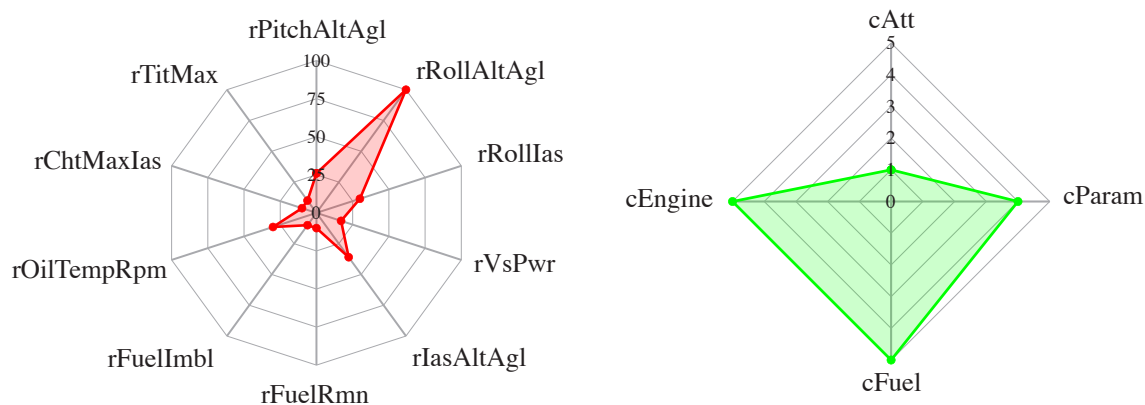


Rysunek 6.37. Niestabilne podejście – nadmierne przechylenie i pochylenie na kręgu nadlotniskowym na małej wysokości

przechylenie i pochylenie samolotu względem wysokości lotu nad powierzchnią terenu oraz obliczone współczynniki ryzyka $rRollAltAgl$ i $rPitchAltAgl$ w trzecim i czwartym zakręcie kręgu nadlotniskowego. Samolot pokonywał trzeci zakręt w chwili t_{z1} , z przechyleniem wynoszącym $46,97^\circ$. Następnie w zakręcie czwartym w chwili t_{z2} , przechylenie wyniosło $47,94^\circ$. Dalej w chwili t_{z3} , doszło do manewru korygującego z przechyleniem $34,87^\circ$, po czym w chwili t_{z4} , samolot został pochylony o $10,18^\circ$. Przewyższenie samolotu nad powierzchnią terenu w punktach opisanych chwilami czasu t_{z1} , t_{z2} , t_{z3} i t_{z4} wynosiło odpowiednio 766, 1030, 790 i 683 ft. Należy więc zwrócić uwagę na nietypowy i niewłaściwy dla wykonywanego manewru profil pionowy samolotu, który pomiędzy t_{z1} a t_{z2} zwiększył wysokość lotu o 264 ft, podczas gdy zgodnie z SOP samolotu SR22T krąg nadlotniskowy powinien być wykonywany ze zniżaniem ciągłym od trawersu punktu przyziemia na pozycji z wiatrem. Przebieg manewrów zobrazowany wybranymi parametrami lotu (rys. 6.37.) jest typowy dla niestabilnego podejścia do lądowania po kręgu nadlotniskowym. Nadmierne przechylenie w zakrętach, wraz z innymi czynnikami współwystępującymi, zwiększa ryzyko przeciągnięcia i korkociągu w trzecim lub czwartym zakręcie. Natomiast nadmierne pochylenie może doprowadzić do utraty kontroli lub kolizji z obiektami terenowymi.

Dla punktów oznaczonych chwilami czasu rejestrowanego lotu t_{z1} , t_{z2} i t_{z3} , za pomocą opracowanego modelu rozmytego „przechylenie – wysokość nad powierzchnią terenu”, wyznaczono współczynniki ryzyka wynoszące odpowiednio 100, 98 i 63. Średnia wartość ryzyka w zakręcie trzecim i zakręcie czwartym, w okresie pomiędzy rozpoczęciem a zakończeniem lotu z przechyleniem przekraczającym 30° wyniosła odpowiednio 86 ($M = 86$, $STD = 16$) w zakręcie trzecim i 85 ($M = 85$, $STD = 19$). Dla punktu t_{z4} model rozmyty pochylenie – wysokość nad powierzchnią terenu przypisał współczynnik ryzyka wynoszący 65.

Należy w szczególności zwrócić uwagę na bliską maksymalnej ocenę ryzyka związanego z przechyleniem samolotu względem wysokości nad powierzchnią terenu, wynoszącą w punkcie t_{z2} 1030 ft. Można założyć, że w systemach FDM opartych na tzw. brankach logicznych, alert związany z przechyleniem byłby generowany w przypadku przechylenia powyżej 30° na wysokości mniejszej niż 1000 ft nad powierzchnią terenu. Podejście takie oznaczałoby w klasycznym systemie FDM brak alertu w punkcie t_{z2} , podczas gdy za pomocą opracowanego modelu rozmytego dokonano jedynie niewielkiej korekty oceny ryzyka. Działanie takie jest zgodne z założeniami projektowymi. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_{z1} przedstawiono graficznie (rys. 6.38.).

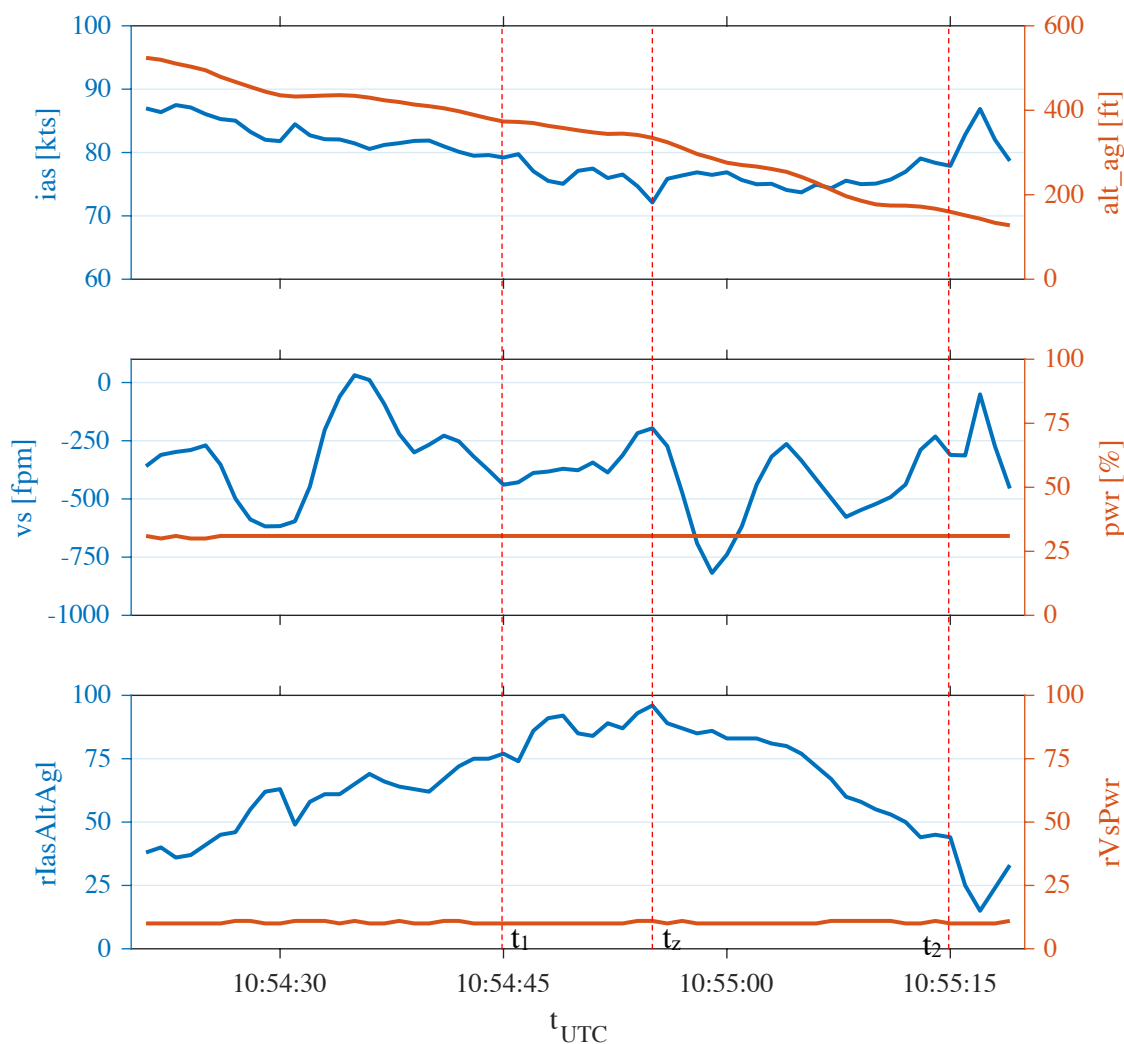


Rysunek 6.38. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_{z1}

Prowadzona analiza danych zarejestrowanych podczas wykonywanego lotu samolotem SP-WTW z dnia 13 czerwca 2022 roku, realizującego zadania szkolne w strefie i na kręgu

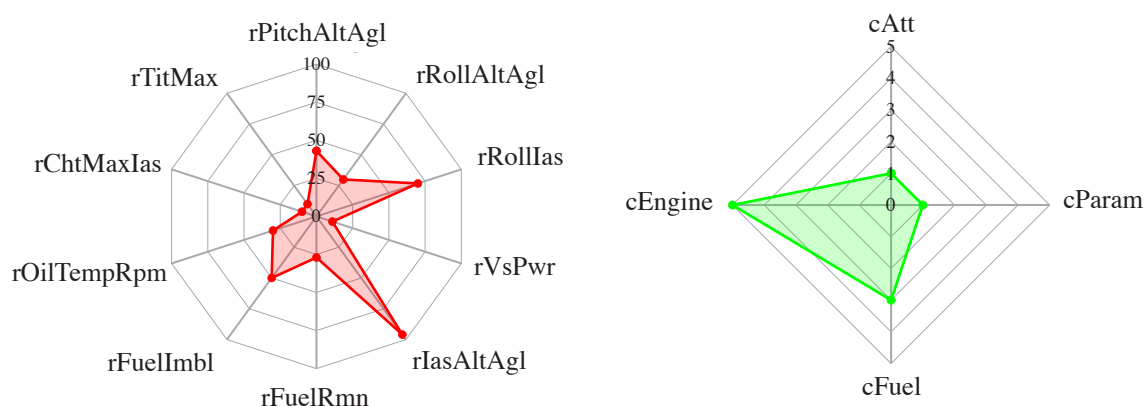
lotniska Lublin (EPLB), za pomocą modelu „prędkość przyrządowa – wysokość nad terenem” zidentyfikowano zdarzenie polegające na nieutrzymaniu wymaganej prędkości podejścia. Jednocześnie porównano wskazania z modelu „prędkość pionowa – moc silnika” i nie zidentyfikowano przekroczeń. Wybrany fragment zapisu danych z tego lotu (rys. 6.39.) przedstawia wybrane parametry konieczne do obliczenia współczynników ryzyka $r_{lasAltAgl}$, r_{VsPwr} oraz wartości tych współczynników w czasie.

W okresie czasu pomiędzy chwilą t_1 a t_2 samolot znajdował się na prostej do lądowania na pasie 25 w EPLB, zniżając z wysokości 438 ft do wysokości 310 ft nad powierzchnią terenu. Zaistniała sytuacja wskazuje na to, że samolot był poniżej wysokości krytycznej, wynoszącej 500 ft nad powierzchnią terenu, poniżej której wymagane jest zachowanie kryteriów stabilnego podejścia. Jednym z tych kryteriów jest utrzymanie prędkości V_{ref} . [83, 96]. Ponieważ LDA pasa 25 w EPLB wynosi 2520 m prędkość podejścia do pasa krótkiego nie ma zastosowania. W związku z powyższym prędkość podejścia końcowego powinna zawierać się w zakresie od 80 – 85 kt z tolerancją wynosząca -0 kt i $+10$ kt, tj. w zakresie od 80 – 95 kt prędkości przyrządowej. W całym okresie między t_1 a t_2 , tj. przez 20 s, prędkość przyrządowa samolotu była mniejsza od 80 kt i wynosiła średnio 76,11 ($M = 76,11$, $SD = 1,68$). W chwili t_z prędkość przyrządowa samolotu osiągnęła 72,11 kt na wysokości 334 ft nad wysokością terenu, tzn. była o 9,8% mniejsza od wymaganej. Sytuacja taka stanowi bezwzględną przesłankę do przerwania podejścia i przejścia na drugie okrążenie, co nie miało miejsca (rys. 6.39.).



Rysunek 6.39. Niestabilne podejście – prędkość przyrządowa poniżej V_{ref} na końcowej prostej

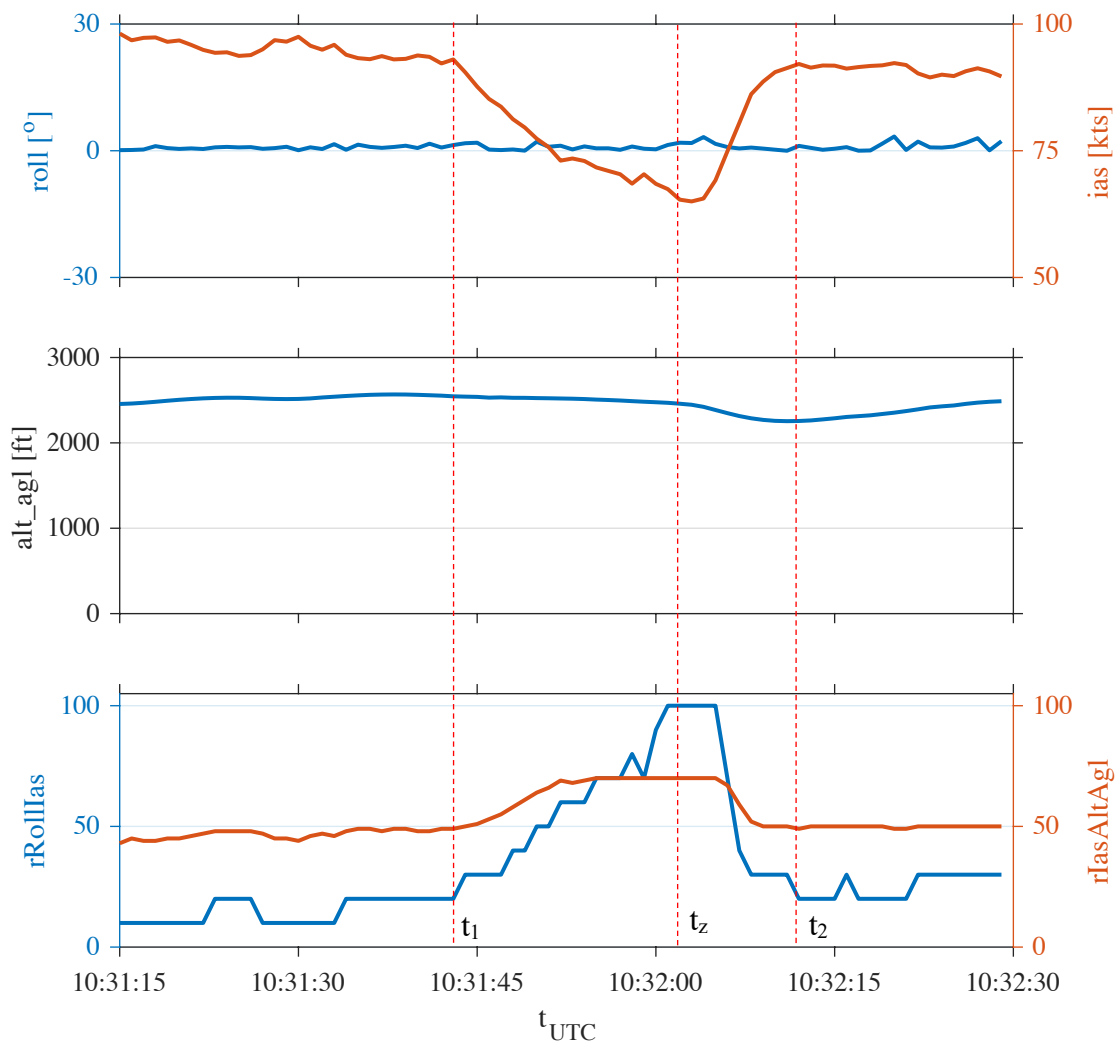
W chwili t_z model rozmyty „prędkość przyrządowa – wysokość nad terenem” obliczył współczynnik ryzyka $rIasAltAgl = 96$, co jest wartością adekwatną w stosunku do założeń projektowych i oceny eksperckiej, gdyż opisane okoliczności są charakterystyczne dla poważnego zagrożenia utraty kontroli nad samolotem, polegającego na jego przeciągnięciu, zwłaszcza w sytuacji awarii silnika. Analiza morfologiczna przebiegu współczynnika ryzyka $rIasAltAgl$ wskazuje na prawidłowe zmiany tego wskaźnika w funkcji prędkości przyrządowej i wysokości nad powierzchnią terenu. Jednocześnie dokonano analizy prędkości pionowej i mocy silnika, które to parametry pozostawały w normie, co odzwierciedla średnia wartość wskaźnika $rVsPwr$, wynoszącego 10,29 dla okresu między t_1 a t_2 ($M = 10,29$, $SD = 0,46$). Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.40.).



Rysunek 6.40. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_{z1}

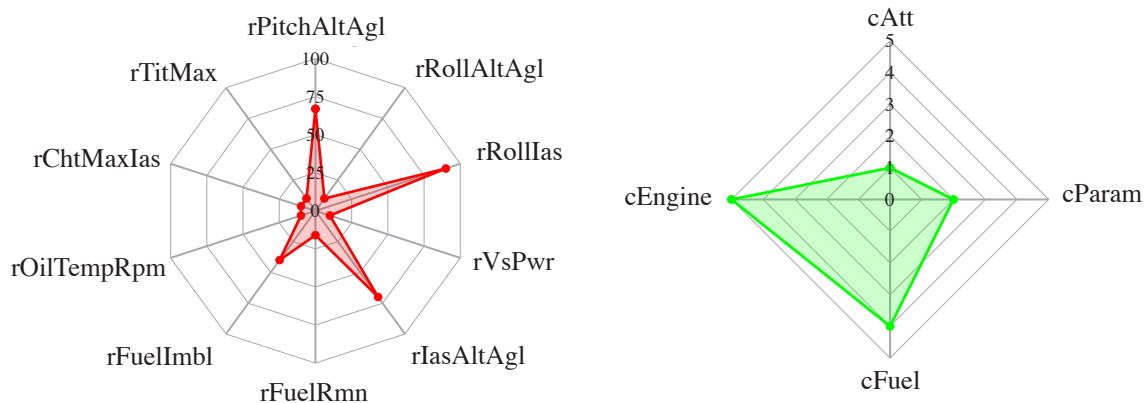
Na podstawie tego samego lotu samolotu o znakach SP-WTW, przeanalizowano zapisy parametrów lotu pod kątem prawidłowości wyznaczania ryzyka związanego z przeciągnięciem samolotu. W tym celu wybrano dane parametrów lotu (rys. 6.41.), zapisane w trakcie wykonywania zamierzonego, ćwiczebnego przeciągnięcia bez mocy silnika i manewru wyprowadzania z niego. Do analizy danych użyto model „przechylenie – prędkość przyrządowa” i model rozmyty „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu”.

W czasie bezpośredniego wprowadzania w manewr ćwiczebnego przeciągnięcia, tj. pomiędzy chwilą t_1 i t_2 samolot początkowo wykonywał lot na wysokości 2541 ft nad powierzchnią terenu, następnie zniżył do wysokości 2254 ft nad wysokością terenu, po czym wykonał nabór wysokości do 2415 ft. W tym czasie prędkość przyrządowa zmniejszyła się z 90,47 kt w chwili t_1 do krytycznej wartości 65,0 kt w chwili t_z , po czym zwiększyła się do prędkości 91,39 kt w chwili t_2 . W okresie między chwilą t_1 a t_2 średnie przechylenie samolotu wynosiło $0,93^\circ$ ($M = 0,93^\circ$, $STD = 0,75^\circ$), przy czym maksymalne przechylenie wyniosło $3,24^\circ$, co oznacza, że wpływ przechylenia na przeciągnięcie był pomijalny, a manewr był wykonany symetrycznie.



Rysunek 6.41. Przeciągnięcie szkolne

W chwili t_z , tj. w chwili osiągnięcia najmniejszej prędkości model „przechylenie – prędkość przyrządowa przypisał wartość ryzyka rRollIas na poziomie 100. Wartość taka została obliczona dla sześciu zapisów, w trakcie których prędkość przyrządowa samolotu była mniejsza niż 70 kt. Jednocześnie model rozmyty „prędkość przyrządowa – wysokość nad powierzchnią terenu” przypisał największy współczynnik ryzyka rIasAltAgl wynoszący 70, a współczynnik średni rIasAltAgl w czasie między t_1 a t_2 wyniósł 62 ($M = 62$, $STD = 9$). Wartości obu współczynników należy uznać za zgodne z założeniami projektowymi, bowiem wskaźnik rRollIas prawidłowo wskazuje maksymalne ryzyko związane z przeciągnięciem, niezależnie od pomijalnego przechylenia, natomiast wskaźnik rRollAltAgl wskazuje podwyższone ryzyko, związane z przeciągnięciem, jednak uwzględnia wykonywanie manewru na wysokości bezpiecznej powyżej 2000 ft. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.42.).

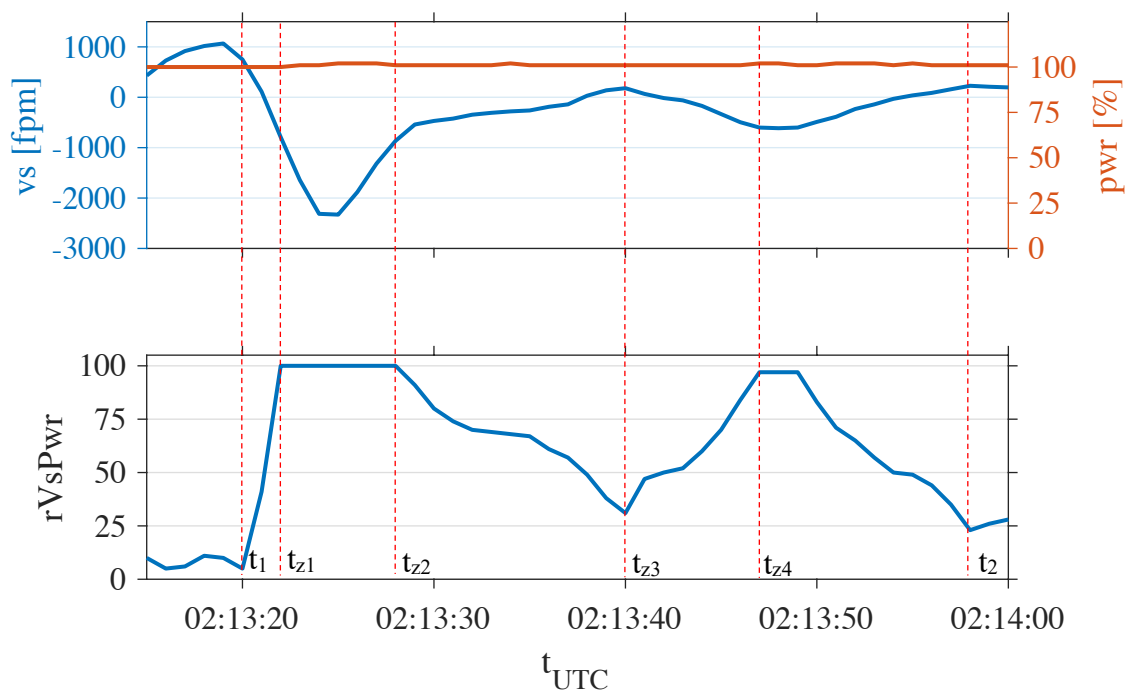


Rysunek 6.42. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_{z1}

Na podstawie danych zapisanych podczas lotu samolotu SP-AMD w dniu 15 marca 2021 r. z lotniska Gdańsk-Rębiechowo (EPGD) na lotnisko Wrocław-Strachowice (EPWR) z użyciem modelu rozmytego „prędkość pionowa – moc silnika” rozpoznano zdarzenie, polegające na zniżaniu z dużą prędkością pionową przy pracy silnika na mocy maksymalnej (rys. 6.43.).

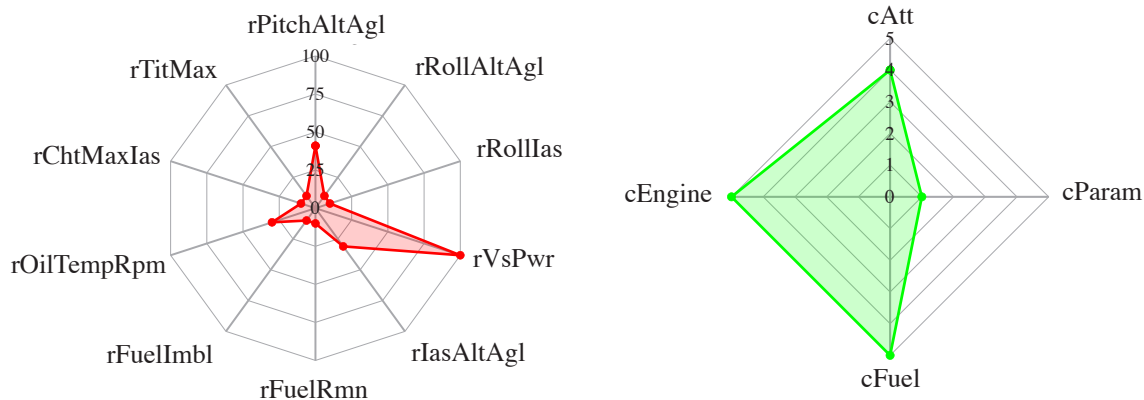
Samolot podczas wznoszenia pośredniego z użyciem mocy startowej silnika po wcześniejszym dynamicznym wznoszeniu z prędkością pionową większą niż 1000 ft/min, na wysokości około 1200 ft nad powierzchnią terenu w chwili t_1 przeszedł na zniżanie z narastającą prędkością pionową. W chwili t_{z1} prędkość zniżania przekroczyła 1000 ft/min, a w okresie pomiędzy t_{z1} a t_{z2} osiągnęła najwyższą wartość podczas tego zdarzenia wynoszącą 2328,81 ft/min. W tym samym okresie łącznie w czterech zapisach prędkość pionowa była większa niż 1600 ft/min. Następnie samolot przeszedł w chwili t_{z3} do krótkotrwałego lotu poziomego, po czym ponownie przeszedł na zniżanie. W chwili t_{z4} prędkość pionowa wynosiła powyżej 600 ft/min. Uwzględniając wysokość lotu, należy zdarzenie to zakwalifikować jako przykład tak zwanego „ujemnego wznoszenia” (ang. *negative climb*), stanowiącego istotne zagrożenie wypadkiem typu sterownego wlotu w przeszkody terenowe (CFIT). Pośrednio sytuacja taka może dowodzić utraty kontroli nad samolotem lub błędnych podstawowych nawyków pilotażowych pilota (rys. 6.43.).

Model prędkość pionowa – moc silnika w okresie między t_{z1} a t_{z2} wyznaczył współczynnik ryzyka $rVsPwr$ na poziomie 100, a w punkcie t_{z4} na poziomie 96. Należy również zwrócić uwagę na wartość wskaźnika $rVsPwr$ przed chwilą t_1 i po chwili t_2 , wynoszące odpowiednio średnio 8 ($M = 8$, $STD = 3$) i 26 ($M = 26$, $STD = 3$). Różnica pomiędzy wartościami wskaźnika wynika z różnych średnich wartości prędkości pionowych w obu tych okresach, wynoszących odpowiednio 831,9 ft/min ($M = 831,9$, $STD = 259,0$) i 210,8 ft/min ($M = 210$, $STD = 16,1$) i wskazuje na wrażliwość modelu na subtelne zmiany zmiennych wejściowych. Ogólnie obserwowane wyniki są zgodne z oczekiwaniami projektowymi oraz oceną ekspercką i należy je uznać za prawidłowe.



Rysunek 6.43. „Negatywne wznoszenie” - zniżanie na mocy startowej

Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_{z1} przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.44.).



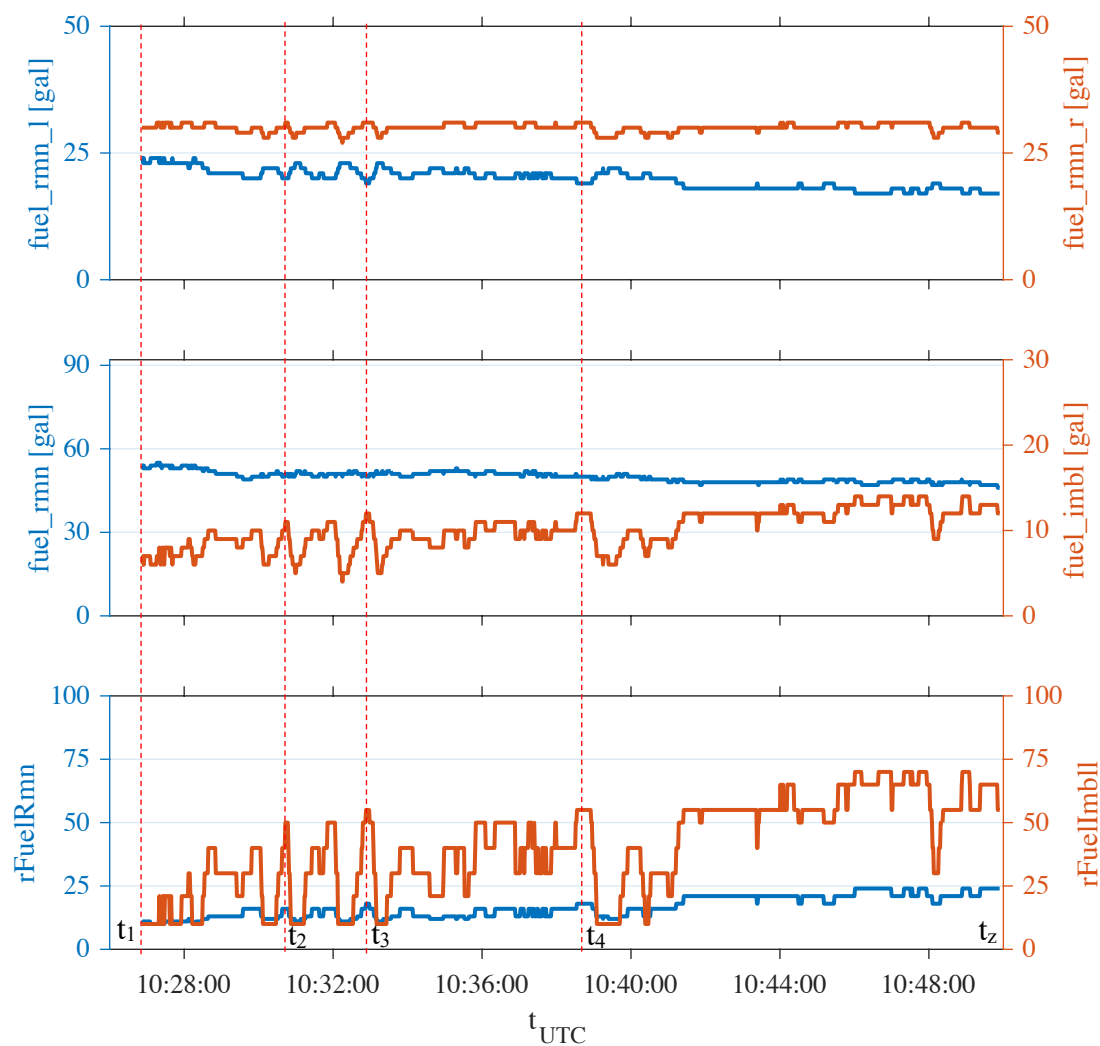
Rysunek 6.44. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_{z1}

W locie lokalnym samolotu SP-WTW z lotniska Łódź-Lublinek (EPLL) z dnia 29 maja 2022 roku na podstawie zapisanych danych i z użyciem modelu „nierównowaga zapasu paliwa” wykryto zdarzenie polegające na pogłębiającej się różnicy zapasu paliwa pomiędzy prawym i lewym zbiornikiem ponad wartości instrukcyjne. Jednocześnie na podstawie tego samego lotu oceniano zarządzanie zapasem paliwa za pomocą modelu „całkowita pozostałość paliwa”, nie stwierdzając przekroczeń (rys. 6.45.).

Samolot wykonywał lot doskonały, podczas którego realizował zadania w strefie, a następnie podejścia ćwiczebne w locie według wskazań przyrządów. W chwili t_1 zapas paliwa w lewym zbiorniku paliwa wynosił około 24 galonów, a w prawym zbiorniku około 30 galonów. To znaczy, że nierównowaga paliwa między zbiornikami wynosiła w tamtym czasie około

6 galonów, a zapas całkowity paliwa 54 galony. W czasie między chwilą t_1 a t_z wynoszącym 1383 s w wyniku zużycia paliwa, zapas paliwa zmniejszył się do 46 galonów, przy czym w wyniku nie przełączenia zaworu paliwa ze zbiornika lewego na prawy, nierównowaga paliwa zwiększyła się do około 14 galonów, to jest do wartości przekraczającej zalecenia producenta typu zawarta w IUwL.

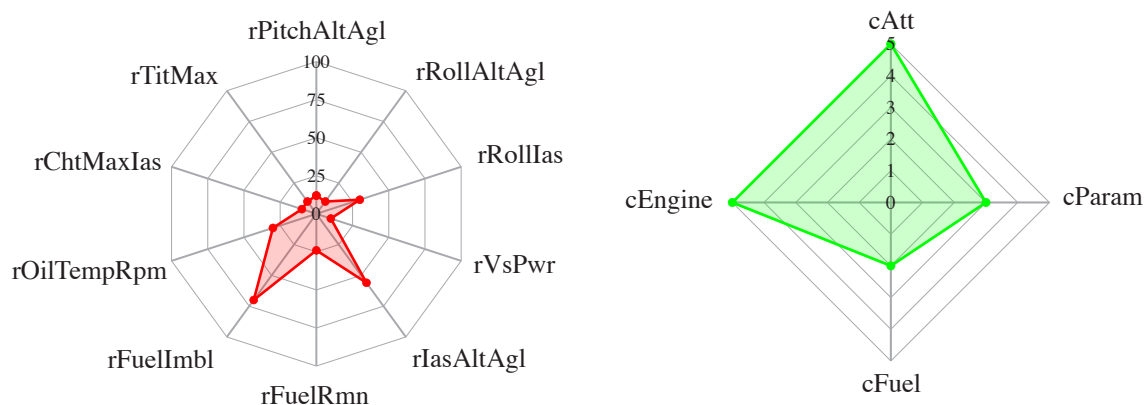
Za pomocą modelu rozmytego „nierównowaga zapasu paliwa” w chwili t_z wyznaczono wskaźnik ryzyka $rFuelImbl$ wynoszący 52, natomiast model rozmyty „całkowity zapas paliwa” wyznaczył wskaźnik $rFuelRmn$ na poziomie 25. Zasadniczo wartości te są zgodne z założeniami projektowymi i oceną ekspercką i wydają się adekwatne do poziomu ryzyka wynikającego z całkowitego poziomu zapasu paliwa i jego nierównowagi w zbiornikach.



Rysunek 6.45. Nierównowaga zapasu paliwa i prawidłowy całkowity zapas paliwa

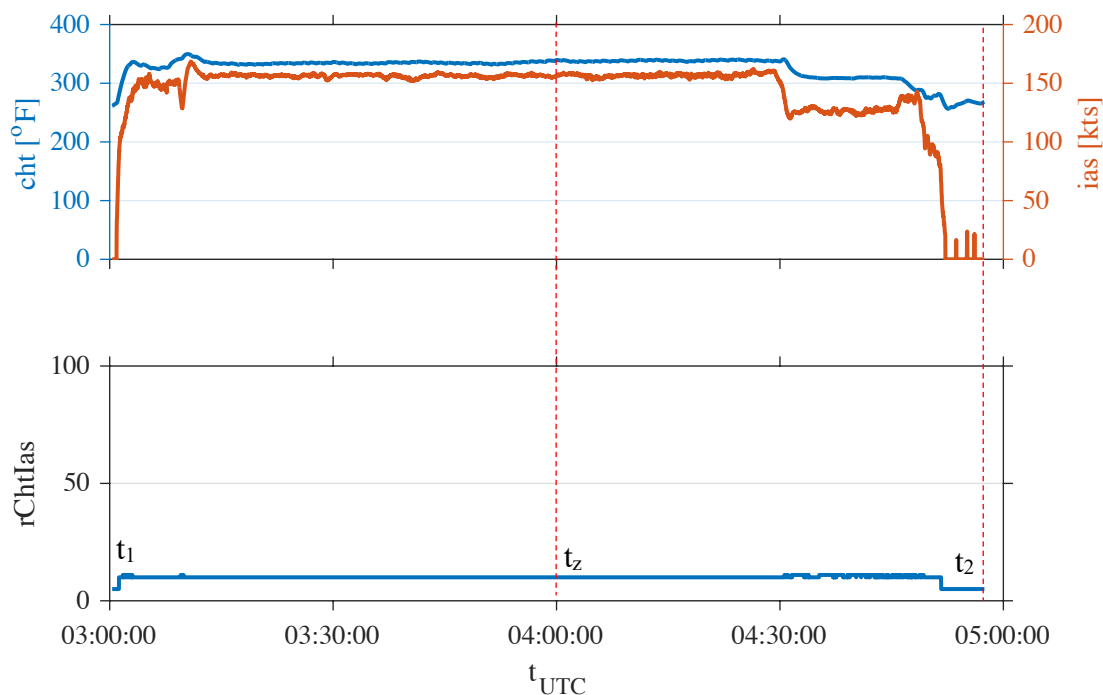
W kontekście przyszłych prac badawczych, należy zwrócić uwagę na charakterystykę działania czujników ilości paliwa w samolocie Cirrus SR22T. Czujniki te są podatne na błędy pomiaru, wynikające m.in. z przyspieszeń samolotu, zmiany położenia i innych czynników. Biorąc pod uwagę, że proces zużywania paliwa w locie jest procesem ciągłym i nieodwracalnym, to wszystkie zapisy wskazujące na zwiększenie zapasu paliwa w locie są artefaktami pomiaru. Analiza morfologiczna zapisu danych w wielu przypadkach, na przykład w chwilach t_2 , t_3 i t_4 , pokazuje symetrię zmian odczytywanego poziomu paliwa, wynikającą z faktu, że ten sam czynnik zaburzający pomiar doprowadza jednocześnie do zmniejszenia odczytu w jednym zbiorniku i zwiększenia odczytu pomiaru w drugim zbiorniku o tę samą lub zbliżoną wartość. Właściwość

ta ma więc charakter sumujący i błędnie zwiększa poziom nierównowagi zapasu paliwa, a co się z tym wiąże wpływa na wartość wskaźnika $rFuelImbl$, pozostając względnie neutralny dla wskaźnika $rFuelRmn$. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.46.).



Rysunek 6.46. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_z

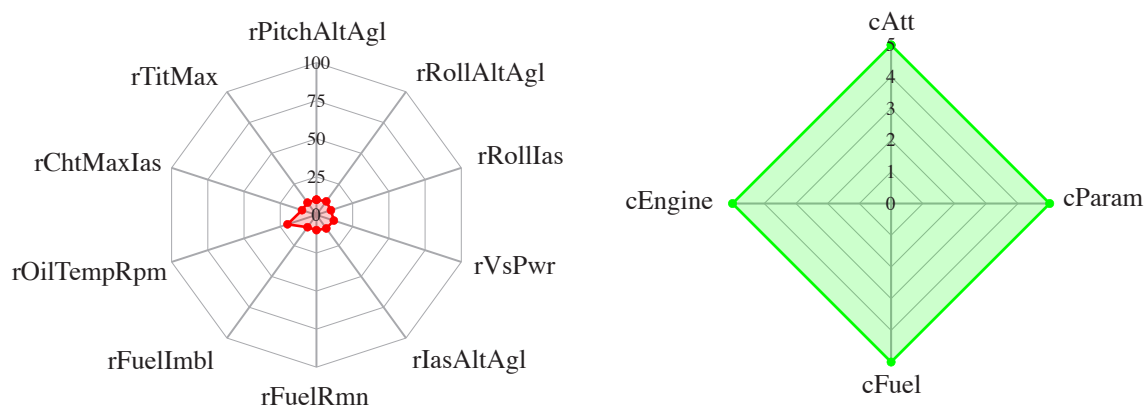
W zbiorze zapisów danych z lotów użytych do walidacji systemu nie wykryto przypadku przekroczenia temperatur głowic cylindrów. W związku z tym, przeanalizowano dane z lotu samolotu SP-WTW w dniu 2 czerwca 2022 roku (rys. 6.47.) z lotniska Łódź-Lublinek (EPLL)



Rysunek 6.47. Lot z zachowaniem prawidłowych parametrów eksploatacyjnych

na lotnisko Rijeka Zračna Luka (LDRI) w Chorwacji. Okres od t_1 do t_2 obejmuje czas lotu od oderwania na lotnisku startu do zakolewania na stanowisko parkingowe na lotnisku docelowym, co obrazują zmiany prędkości przyrządowej. Maksymalna temperatura cylindrów wyniosła 349°F , co jest normalną wartością eksploatacyjną we wszystkich fazach lotu. Z tego powodu wskaźnik $rChtMaxIas$ nie przekroczył wartości 10 w przebiegu całego lotu, co jest

zgodne z założeniami projektowymi. Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.48.) i wskazuje na mały poziom ryzyka we wszystkich obserwowanych wymiarach i duży poziom kontroli we wszystkich analizowanych obszarach.

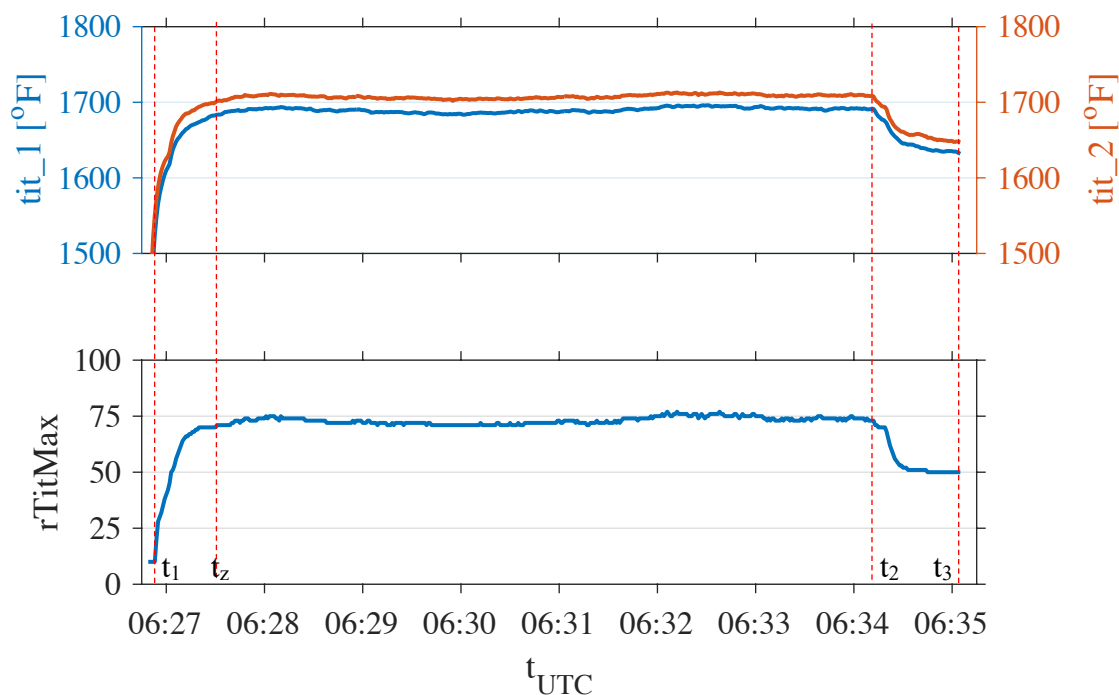


Rysunek 6.48. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_z

W locie samolotu o znakach N315TA z lotniska Berlin Schönefeld (EDDB), Niemcy na lotnisko Groningen Eelde (EHGG), Holandia podczas wznoszenia początkowego, pośredniego i przelotowego z użyciem modelu rozmytego r_{TitMax} zidentyfikowano długotrwałe przekroczenie zalecanych temperatur maksymalnych spalin na wlocie do turbiny (rys. 6.49.).

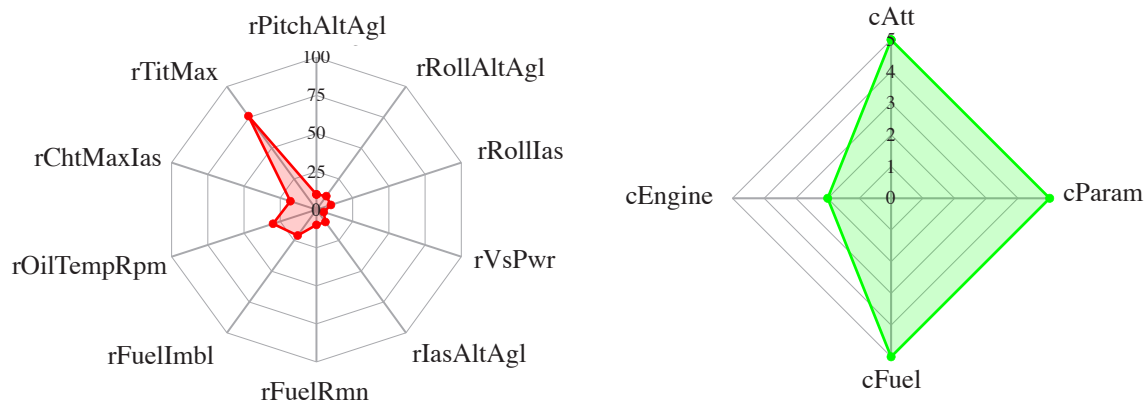
Samolot wykonywał lot trasowy na poziomie lotu 80. Po starcie wznosił się do wysokości przelotowej w okresie pomiędzy chwilą t_1 i t_2 wynoszącym 435 s. W chwili t_z temperatura spalin na wlocie do turbiny 2 przekroczyła wartość 1700°F i utrzymywała się powyżej tego poziomu nieprzerwanie do chwili t_3 przez 405 s. Średnia maksymalna temperatura spalin na wlocie do turbin wynosiła 1708°F ($M = 1708^\circ\text{F}$, $STD = 3$), co stanowi znaczące przekroczenie wartości zalecanych, które powinny być nie większe niż 1600°F . Typową przyczyną takiej sytuacji jest nieprawidłowe dostosowanie mieszanki paliwowo-powietrznej, w szczególności polegające na nieprawidłowym dobraniu przepływu paliwa. Sytuacja taka może skutkować znacznie przyspieszonym zużyciem turbiny turbosprężarki układu doładowania silnika, a wraz z innymi czynnikami prowadzić do awarii silnika podczas lotu.

W czasie między t_1 a t_2 model rozmyty „temperatura maksymalna na wlocie do turbiny” wyznaczył średnią wartość ryzyka r_{TitMax} na poziomie 73 ($M = 73$, $SD = 2$). Należy zwrócić uwagę, że średnia maksymalna temperatura spalin na wlocie do turbin wynosząca 1708°F jest przekroczeniem znaczącym, lecz nie krytycznym. Dlatego wyznaczone poziomy ryzyka prawdopodobnie są właściwie dostosowane do założeń projektowych i oceny eksperckiej. Należy zwrócić uwagę na zgodną z oczekiwaniami projektowymi zmianę wskaźnika r_{TitMax} na zmniejszenie maksymalnej temperatury tit w czasie pomiędzy chwilą t_2 a t_3 . W chwili t_3 maksymalna temperatura spalin na wlocie do turbiny wynosiła 1647°F , a wyznaczony wskaźnik r_{TitMax} wyniósł 50, co można uznać za wartości właściwie reprezentujące poziomy ryzyka eksploatacyjnego.



Rysunek 6.49. Długotrwałe przekroczenie zalecanych temperatur spalin na wlocie do turbiny

Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.50.) i wskazuje na mały poziom ryzyka we wszystkich obserwowanych wymiarach i duży poziom kontroli we wszystkich analizowanych obszarach.

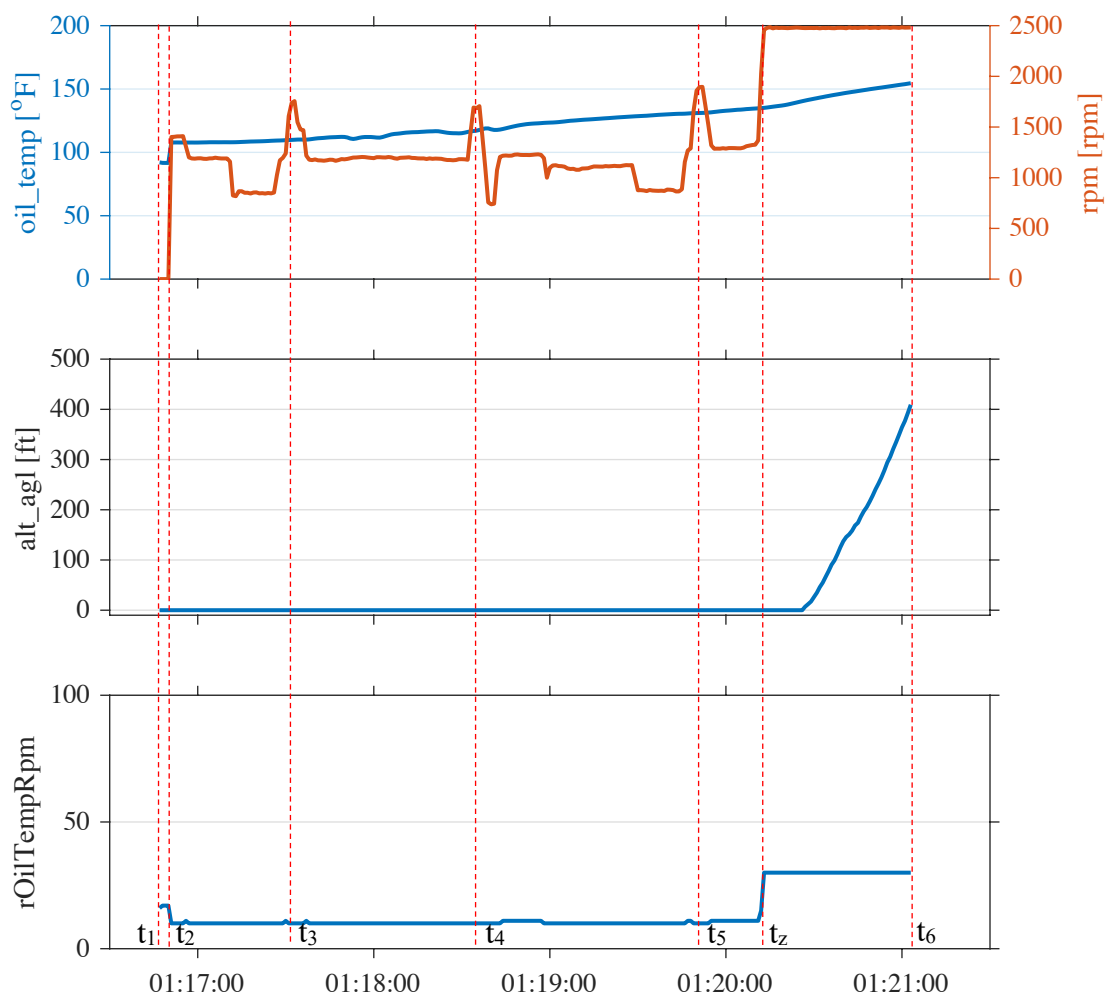


Rysunek 6.50. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_z

Podczas walidacji modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału” w analizowanym zbiorze lotów nie stwierdzono żadnych istotnych przekroczeń. Zdaniem autora nie stanowi to przesłanki do wniosku o braku przydatności takiego modelu w systemie, ponieważ zdarzenia takie jak eksploatacja silnika na dużych prędkościach obrotowych wału przy jednoczesnej małej temperaturze oleju, nie pozwalającej na uzyskanie optymalnych właściwości fizykochemicznych są prawdopodobne i choć stosunkowo rzadkie, to ich konsekwencje dla trwałości eksploatacyjnej silnika mogą być znaczące.

W celu zaprezentowania działania modelu rozmytego „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału” posłużono się danymi zapisanymi podczas uruchomienia i startu samolotu N315TA na lotnisku Schoenhagen (EDAZ), Niemcy w dniu 10 sierpnia 2018 roku. W chwili t_1 silnik samolotu nie pracował, a temperatura oleju wynosiła około 9°F , co odpowiadało temperaturze powietrza, po czym w chwili t_2 następuje jego rozruch, na co wskazuje zwiększenie prędkości obrotowej wału silnika do około 1400 obr/min. Od chwili t_1 do chwili t_6 następuje ciągłe zwiększenie temperatury oleju od wartości 107°F do wartości 154°F . W chwili t_z , tj. w czasie zwiększenia prędkości obrotowej wału silnika do maksymalnych podczas rozbiegu i startu, temperatura oleju wynosiła ok. 135°F . Mieści się ona w normach eksploatacyjnych określonych przez IuwL, jednak pozostaje nieznacznie mniejsza od zalecanej przez niektóre SOP, które na ogół zalecają temperaturę większą niż 150°F (rys. 6.51.).

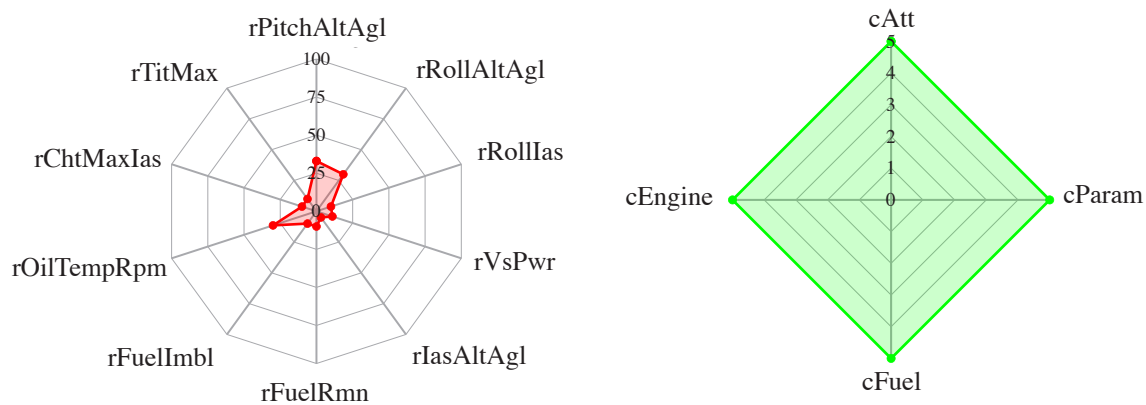
Wykorzystując model rozmyty „temperatura oleju – prędkość obrotowa wału”, w chwili t_z wyznaczono wskaźnik ryzyka rOilTempRpm wynoszący 30, co odpowiada założeniom projektowym. Należy zwrócić uwagę na trzy przypadki, krótkotrwałego zwiększenia prędkości obrotowej wału korbowego w chwilach t_3 , t_4 i t_5 podczas operacji na ziemi, których maksymalne wartości nie przekraczają 2000 obr/min i nie wpływają znacząco na wskaźnik rOilTempRPM.



Rysunek 6.51. Rozruch silnika i start samolotu z prawidłową temperaturą oleju

Stan wszystkich współczynników ryzyka i kontroli w projektowanym systemie w czasie t_z przedstawiono w postaci graficznej (rys. 6.52.) i wskazuje na mały poziom ryzyka we

wszystkich obserwowanych wymiarach i duży poziom kontroli we wszystkich analizowanych obszarach.



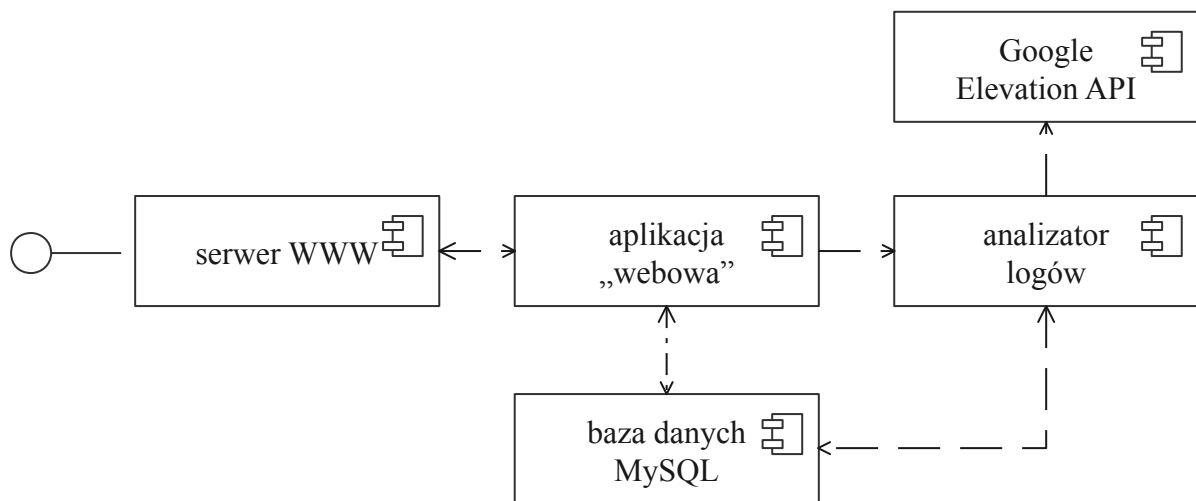
Rysunek 6.52. Wartości współczynników ryzyka i kontroli w t_z

7. Komercjalizacja systemu

W celu przygotowania rozwiązania komercyjnego stworzonego systemu, opracowano jego wersję rozwojową, przeznaczoną do dalszych testów z udziałem wybranych pilotów GA. Przyjęte rozwiązanie składa się z dwóch kluczowych podsystemów: analizatora plików logów oraz aplikacji „webowej”.

Analizator plików logów z samolotu Cirrus SR22T wykonany jest w języku Python z wykorzystaniem bibliotek dedykowanych do obliczeń numerycznych i analizy danych, takich jak Numpy oraz Pandas. Wizualizacja danych realizowana jest poprzez bibliotekę Matplotlib. Dodatkowo w celu obliczania wysokości nad poziomem terenu stosowana jest augmentacja danych z wykorzystaniem usługi Google Elevation. Analizator w celu określenia oceny lotu wykorzystuje podprogramy będące binariami powstałymi po kompilacji kodów źródłowych w języku C, uzyskanych poprzez konwersję modeli zawartych w plikach środowiska Matlab. Użycie do wykonywania obliczeń języka relatywnie niskiego poziomu ma na celu zwiększenie wydajności systemu. Dane wynikowe zapisywane są w relacyjnej bazie danych MySQL.

Aplikacja „webowa” wykonana jest w technologii PHP i korzysta z bazy MySQL. Została osadzona na serwerze Nginx w instancji usługi EC2 platformy Amazon Web Services, działającej pod kontrolą systemu operacyjnego Linux. Dzięki wykorzystaniu usługi chmury danych, możliwe jest elastyczne skalowanie zasobów oraz zapewnienie wysokiej dostępności aplikacji. Ogólną architekturę wersji rozwojowej systemu komercyjnego przedstawia rysunek 7.1.



Rysunek 7.1. Architektura systemu komercyjnego

Rolą aplikacji „webowej” jest umożliwienie użytkownikowi końcowemu korzystania z wygodnego i intuicyjnego interfejsu w celu dokonywania ładowania danych (plików logów) oraz wizualizacji wyników. Po załadowaniu danych przez operatora, rozpoczyna się asynchroniczny proces przetwarzania danych. Po jego zakończeniu możliwe jest przeglądanie wyników.

Widok aplikacji „webowej”, służący jako zestawienie analizowanych lotów, oprócz zestawu informacji pozwalających na ich szybką identyfikację, dodatkowo oznacza loty, w których stwierdzono przekroczenia, wymagające pogłębionej analizy przez operatora (rys. 7.2.).

Datalog

Show 50 entries

Showing 1 to 5 of 5 entries

ID	IF	Airport start	Airport end	Pilot	Created at	Created by	Status	Info
5	EPPO	EPWA	EPWA	Peter August	2022-09-06 14:29	Peter Falcon	Done	Danger
4	EPFG	EPWA	EPWA	Peter August	2022-09-06 14:29	Peter Falcon	Error	Invalid file
3	EPPO	EPWA	EPWA	Peter August	2022-09-06 14:29	Peter Falcon	Done	Safe
2	EPGD	EPPO	EPPO	John Smith	2022-09-14 09:29	Peter Falcon	Processing	Processing
1	EPWA	EPPO	EPPO	John Smith	2022-09-13 09:29	Peter Falcon	Waiting	Processing

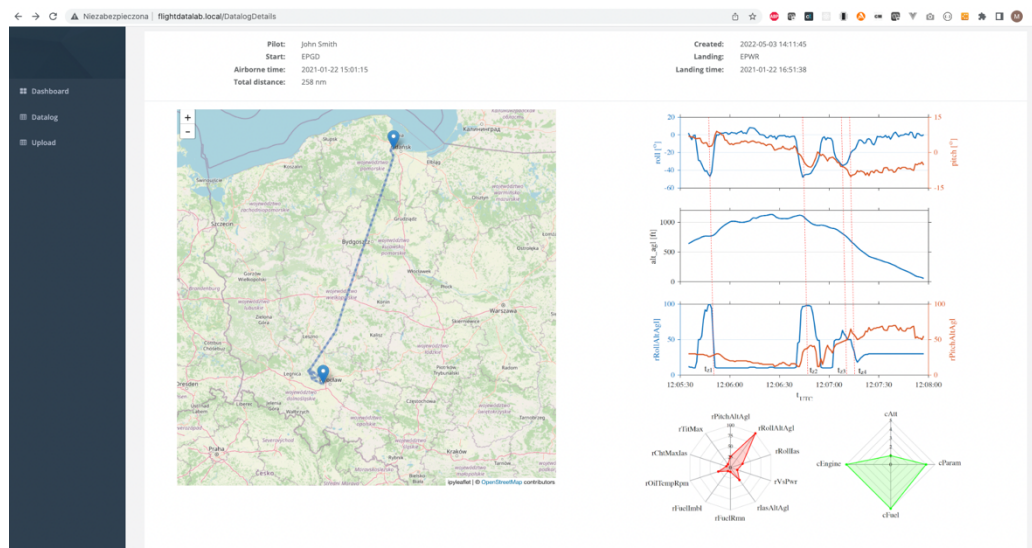
Previous Next

Fuzzy FDM Project
© 2022

Peter Falcon
Aero Poznań

Rysunek 7.2. Zrzut ekranu wersji komercyjnej – zestawienie lotów

W celu uzyskania pogłębionej informacji operator systemu może przejść do widoku „analiza lotu”, prezentującego uszczegółowione informacje na temat danego lotu (rys. 7.3.).



Rysunek 7.3. Zrzut ekranu wersji komercyjnej - analiza lotu

Opracowane narzędzie systemowe do analizy operacji lotniczych przyjęło postać aplikacji programu komputerowego w fazie prototypu, który jest weryfikowany na wybranej grupie użytkowników. Po przejściu fazy testowej i uwzględnieniu sugestii i uwag ze strony użytkowników umożliwi prowadzenie dalszych działań związanych z komercjalizacją rynkową.

8. Zakończenie

8.1. Podsumowanie

Istota podjętego zagadnienia przedstawiona w pracy wskazała na wiele składowych z obszaru eksploatacji statków powietrznych znajdujących się we wzajemnych zależnościach wspólnie wpływających na bezpieczeństwo operacji lotniczych. Na ich podstawie określono cel rozprawy ukierunkowany na wykorzystanie wybranych parametrów lotu zapisywanych przez systemy awioniczne samolotów lotnictwa ogólnego do oceny bezpieczeństwa realizowanych przez pilota operacji lotniczych.

Przeprowadzono badania eksploatacyjne statku powietrznego z grupy małych samolotów lotnictwa ogólnego. Zarejestrowane podczas badań przebiegi wartości parametrów eksploatacyjnych poddano analizie. Przeprowadzone analizy przebiegów czasowych wybranych parametrów, wskazują na możliwość pozyskania z nich informacji, które można wykorzystać do oceny bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych przez pilota.

Przeprowadzone analizy wykazały możliwość uzyskania funkcji matematycznych opisujących relacje pomiędzy wybranymi parametrami. Funkcje te wykorzystano do oceny wartości wybranych parametrów eksploatacyjnych w obszarach użytkowania samolotu. Uzyskano w ten sposób swego rodzaju charakterystyki eksploatacyjne statku powietrznego i wykorzystano je do zdefiniowania założeń oceny bezpieczeństwa użytkowania samolotu z wykorzystaniem teorii logiki rozmytej. Biorąc pod uwagę przyjęte założenia opracowano modele matematyczne logiki rozmytej w których zawarto zależności i wagi wpływu wybranych parametrów eksploatacyjnych statku powietrznego na bezpieczeństwo operacji lotniczych.

Opracowane modele poddano badaniom weryfikacyjnym, które przeprowadzono wykorzystując dane zarejestrowane podczas lotów tego typu samolotów. Opracowane modele w ujęciu całościowym tworzą algorytm monitorowania i oceny bezpieczeństwa, który został implementowany w opracowanym oprogramowaniu aplikacyjnym.

W ramach przeprowadzonych prac badawczych, analiz wyników oraz opracowanych modeli matematycznych wykorzystano wybrane parametry lotu zapisywane przez systemy awioniki samolotów lotnictwa ogólnego z uwzględnieniem ich specyfiki do oceny poziomu bezpieczeństwa realizowanych przez pilota operacji lotniczych. W ten sposób zrealizowano założony cel pracy. Jednocześnie na podstawie przeprowadzonych prac jednoznacznie potwierdzono, że istnieje możliwość pozyskania i wyselekcjonowania rejestrowanych wielkości eksploatacyjnych z lotu lekkiego samolotu GA, które pozwalają na dokonanie oceny bezpieczeństwa realizowanych przez pilota operacji lotniczych, co potwierdza założoną tezę badawczą.

8.2. Wnioski

Przeprowadzone działania, objęte zakresem pracy, na potrzeby oceny parametrów eksploatacyjnych technicznie zaawansowanych samolotów lotnictwa ogólnego w aspekcie ich wykorzystania w systemach monitorowania i analizy danych lotniczych wymagały przeprowadzenia badań w rzeczywistych warunkach eksploatacji samolotu, opracowania modeli i algorytmu oceny bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych oraz przeprowadzenia badań weryfikacyjnych. W wyniku realizacji tych prac sformułowano wnioski potwierdzające tezę pracy.

Opracowany algorytm interpretacji wybranych parametrów lotu zapisywanych przez systemy awioniki samolotów lotnictwa ogólnego, zbudowany na modelach logiki rozmytej umożliwia dokonanie oceny bezpieczeństwa realizowanych przez pilota operacji lotniczych, co w konsekwencji może być wykorzystane do opracowania i zastosowania procedur eksploatacyjnych zwiększających bezpieczeństwo w lotnictwie ogólnym.

Po przeprowadzeniu badań sformułowano następujące wnioski.

1. Poprawa bezpieczeństwa operacji lotniczych w zakresie lotnictwa ogólnego, wykonywanych małymi samolotami wyposażonymi w zaawansowane systemy awioniczne jest możliwa przy wykorzystaniu analizy wybranych parametrów eksploatacyjnych mierzonych i rejestrowanych w sposób ciągły z częstotliwością 1 Hz.
2. Analiza wybranych parametrów i ocena wybranych zależności względnych między nimi wymaga zastosowania modeli matematycznych budowanych przy wsparciu wiedzy eksperckiej.
3. Opracowane modele cząstkowe dla przypisanych kombinacji wybranych parametrów tworzą ostatecznie model łączny i stanowią algorytm matematyczny dla systemu oceny bezpieczeństwa operacji lotniczych.
4. Wyniki przeprowadzonych analiz weryfikacyjnych opracowanych modeli wskazują na dużą zgodność uzyskanych wartości z założeniami projektowymi i ekspercką oceną ryzyka, związanego z danym zdarzeniem.
5. Opracowany system może stanowić narzędzie do jednoznacznej oceny jakości operacji lotniczych wykonywanych przez pilotów lotnictwa ogólnego w aspekcie bezpieczeństwa.
6. Opracowany system może być wdrożony jako wymagany lub zalecany aparat badawczy do oceny jakości operacji lotniczych wykonywanych przez pilotów, jako narzędzie do doskonalenia ich umiejętności pilotażowych.

8.3. Kierunki dalszych prac

Mimo, że wyczerpano zagadnienie związane z tematyką pracy, kolejne prace mogą być rozszerzone o następujące prace.

1. Weryfikację modeli przez panele ekspertów i ich dostosowanie do poszerzonej opinii eksperckiej.
2. Rozbudowanie modeli o dodatkowe zmienne moderujące ocenę ryzyka. Na przykład w przypadku modelu rVsPwr w drodze dodatkowych badań i analiz należy rozważyć jego rozszerzenie o zmienne ias i alt, jako zmienne moderujących model zasadniczy. Wydaje się bowiem, że możliwe jest uzyskanie modelu lepiej różnicującego poziom ryzyka w zależności od zmiany prędkości lotu, a zwłaszcza tempa jej zmiany oraz wysokości lotu nad poziomem terenu. Z kolei przy modelowaniu wpływu zmiennych moderujących na model zasadniczy rVsPwr należy rozważyć uwzględnienie liniowej redukcji prędkości V_{ne} z 205 kt KIAS na wysokości 17500 ft do 175 kt KIAS na wysokości 25000 ft.
3. Rozbudowanie systemu o parametryczną ocenę utrzymania stabilności podejścia.
4. Opracowanie algorytmu eliminacji danych anomalnych, pojawiających się na skutek awarii czujników. Dzięki temu możliwe będzie zarówno eliminowanie alertów fałszywie pozytywnych, jak i potencjalne wykorzystanie do notyfikacji o możliwych usterkach.

9. Literatura

- [1] Air Facts - the journal for personal air travel-by pilots, *General aviation trends in charts—2021 update*. Pobrano 22 czerwca 2022 z <https://airfactsjournal.com/2021/10/general-aviation-trends-in-charts-2021-update/>.
- [2] Aircraft Owners and Pilots Association, *31st Joseph T. Nall Report. General Aviation Accidents in 2019*. 2021, AOPA Air Safety Institute: Frederick, MD.
- [3] Aircraft Owners and Pilots Association, *State of General Aviation - Report On General Aviation Trends*. 2019.
- [4] Airlines for America. *Safety Record of U.S. Air Carriers*. 2020 Pobrano 26 czerwca 2022 z <http://airlines.org/dataset/safety-record-of-u-s-air-carriers/>.
- [5] Australian Transport Safety Bureau, *Australian Aviation Accidents Involving Fuel Exhaustion and Starvation*. 2002.
- [6] Bailey, R.E., K.K. Ellis i C.L. Stephens, *Test and evaluation metrics of crew decision-making and aircraft attitude and energy state awareness*. AIAA Infotech@ Aerospace 2013.
- [7] Bazargan, M. i V.S. Guzhva, *Impact of gender, age and experience of pilots on general aviation accidents*. *Accid Anal Prev*, 2011.
- [8] Benbassat, D. i C.I. Abramson, *Landing Flare Accident Reports and Pilot Perception Analysis*. *The International journal of aviation psychology*, 2002.
- [9] Benbassat, D., K.W. Williams i C.I. Abramson, *General Aviation Leveloff, Roundout, and Accident Rate Analysis*. *The International journal of aviation psychology*, 2005.
- [10] Boyd, D.D., *Causes and risk factors for fatal accidents in non-commercial twin engine piston general aviation aircraft*. *Accident Analysis & Prevention*, 2015.
- [11] Boyd, D.D., *General Aviation Flight Safety During the COVID-19 Pandemic*. *Aerosp Med Hum Perform*, 2021.
- [12] Boyd, D.D., *Occupant Injury Severity in General Aviation Accidents Involving Excessive Landing Airspeed*. *Aerospace Medicine and Human Performance*, 2019.
- [13] Boyd, D.D., *A review of general aviation safety (1984–2017)*. *Aerospace medicine and human performance*, 2017.
- [14] Boyd, D.D. i C. Howell, *Accident Rates, Causes, and Occupant Injury Involving High-Performance General Aviation Aircraft*. *Aerosp Med Hum Perform*, 2020.
- [15] Branham, B.N., *Analysis of Fatal General Aviation Accidents Occurring from Loss of Control on Approach and Landing*. 2013.
- [16] Bromfield, M. i współprac., *Commercial off The Shelf (COTS) Flight Data Monitoring (FDM) Solution For Business Aviation*. 2016.
- [17] Chaves, F., *Airline safety management system issues: a practitioner's perspective*. *Aircraft engineering and aerospace technology*, 2020.
- [18] Cirrus Design Corporation, *Flight Operations Manual, Instructor Edition, Cirrus Perspective Avionics, SR20, SR22, SR22T*. 2010, Cirrus Design Corporation: Duluth, Minnesota.
- [19] Cirrus Design Corporation, *Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual for the Cirrus SR22T, Revision A1*. 2021, Cirrus Design Corporation: Duluth, Minnesota.
- [20] Cirrus Owners and Pilots Association. *COPA Safety Programs*. 2022; Pobrano 25 lipca 2022 z <https://www.cirruspilots.org/Safety/Safety-Programs>.
- [21] Civil Aviation Authority UK, *Flight Data Monitoring CAP 739*. 2013.
- [22] Craig, P.A., *Strefa śmierci: jak i dlaczego giną piloci*. wyd. 1. polskie na podst. wyd. 2. oryginalnego, redaktor wyd. polskiego P. Długiewicz. 2013, Warszawa, Ford Coaching.

- [23] Czabański, R., M. Jeżewski i J. Leski, *Introduction to Fuzzy Systems*, w *Theory and Applications of Ordered Fuzzy Numbers: A Tribute to Professor Witold Kosiński*, P. Prokopowicz i współprac. 2017, Springer International Publishing: Cham.
- [24] Dahlstrom, N., S. Dekker i S. Nahlinder, *Introduction of technically advanced aircraft in ab-initio flight training*. Technical Report, 2006 (2006-02).
- [25] de Voogt, A. i współprac., *Go-around accidents and general aviation safety*. Journal of Safety Research, 2022.
- [26] Dittmer, P. i D. Boyd, *Accident Rates, Phase of Operations, and Injury Severity for Solo Students in Pursuit of Private Pilot Certification (1994-2013)*. Journal of Aviation Technology and Engineering, 2016. 6(1).
- [27] Długiewicz, P. i Markowski, J., *Analysis of the operational parameters of the Cirrus SR22T aircraft for identification of deviations from standard operating procedures*. Transportation Research Procedia, 2019. 40: str. 1297.
- [28] Dornan, W.A. i współprac., *Best evidence for the FAA Industry Training Standards (FITS) program for pilot training in technically advanced aircraft*. The Collegiate Aviation Review International, 2018. 24(1).
- [29] EurLex. *Commission Regulation (EU) No 965/2012 of 5 October 2012*. Pobrano 28 czerwca 2022 z <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32012R0965&qid=1652340591955>.
- [30] EurLex. *Commission Regulation (EU) No 2018/395 of 13 March 2018*. Pobrano 28 czerwca 2022 z <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32018R0395>.
- [31] European Union Safety Agency, *Type-Certificate Data Sheet No. IM.E.105 for Continental TSIO-550 series engines*. 2020.
- [32] Federal Aviation Administration. *14 CFR § 23.2005 Certification of normal category airplanes*. 2022 Pobrano z <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/23.2005>.
- [33] Federal Aviation Administration. *14 CFR Part 91 - General Operating and Flight Rules*. 2022 Pobrano z <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/part-91>.
- [34] Federal Aviation Administration. *Air Traffic Procedures. Section 2. Departure Procedures*. 2022 Pobrano z https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aim_html/chap5_section_2.html.
- [35] Federal Aviation Administration, *FAA General Aviation Safety Outreach Initiative*. 2020.
- [36] Federal Aviation Administration. *General Aviation Safety*. 2018; Pobrano z <https://www.faa.gov/newsroom/general-aviation-safety>.
- [37] Federal Aviation Administration, *U.S. Civil Airmen Statistics*. 2019, FAA: Oklahoma City.
- [38] Federal Information & News Dispatch, *Aviation Safety Information Analysis and Sharing Project Demonstration for General Aviation (ASIAS for GA Project Demo)*. 2014: Washington. str. 17638.
- [39] Fultz, A.J. i W.S. Ashley, *Fatal weather-related general aviation accidents in the United States*. Physical Geography, 2016. 37(5): str. 291.
- [40] GAJSC - General Aviation Joint Steering Committee. *Controlled Flight Into Terrain*. 2017; Pobrano z <https://www.gajsc.org/safety-enhancements/controlled-flight-into-terrain-cfit/>.
- [41] GAJSC - General Aviation Joint Steering Committee. *GAJSC Goals*. 2022; Pobrano z <https://www.gajsc.org/>.
- [42] GAJSC - General Aviation Joint Steering Committee, *GAJSC Safety Enhancements Description and Status*. 2020.

- [43] Galej, P. *Podstawy prawne implementacji systemu zarządzania bezpieczeństwem w polskich przedsiębiorstwach lotniczych*. w trakcie II Ogólnopolskiej konferencji „Air law and technology”. 2014. Rzeszów.
- [44] Garmin International Inc., *Cirrus Perspective by Garmin - Cirrus SR2x Integrated Avionics System Pilot's Guide*. 2018, Olathe, NB, USA: Garmin.
- [45] Garmin International Inc., *G1000 Integrated Flight Deck Pilot's Guide TBM 850 & TBM 900*. 2015, Olathe, NB, USA: Garmin.
- [46] Gebre-Egziabher, D., R.C. Hayward i J.D. Powell, *A Low Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications*. 1998. 518.
- [47] Gegov, A., *Basic Types of Fuzzy Rule Based Systems*, w *Complexity Management in Fuzzy Systems: A Rule Base Compression Approach*. 2007, Springer Berlin Heidelberg: Berlin, Heidelberg. str. 7.
- [48] Gegov, A., *Introduction*, w *Complexity Management in Fuzzy Systems: A Rule Base Compression Approach*. 2007, Springer Berlin Heidelberg: Berlin, Heidelberg. str. 1.
- [49] Gegov, A., *Rule Base Reduction Methods for Fuzzy Systems*, w *Complexity Management in Fuzzy Systems: A Rule Base Compression Approach*. 2007, Springer Berlin Heidelberg: Berlin, Heidelberg. str. 17.
- [50] General Aviation Manufacturers Association, *2019 GAMA Annual Report*. 2021: Washington.
- [51] General Aviation Manufacturers Association. *GAMA Members*. 2022 [28 czerwca 2022]; Pobrano z <https://gama.aero/about-gama/member-companies/>.
- [52] Goblet, V.P., *Phase of flight identification in general aviation operations*, in *Aeronautics and Astronautics*. 2016, Purdue University.
- [53] Godlewski, M., *FAA Moves Ahead With Airman Certification Standards for CFIs*, w *Flying*. 2021, Flying Media.
- [54] Greatrix, D.R., *Powered Flight*. 2012: Springer.
- [55] Hadjimichael, M., *A fuzzy expert system for aviation risk assessment*. *Expert systems with applications*, 2009. 36(3): str. 6512.
- [56] Henchie, S., *Flight Data Monitoring within a Safety Management Programme*. FDM Short Course, Cranfield University, UK, 2011.
- [57] Huang, C., *Analysis of Part 135 Aircraft Accidents to Facilitate Flight Data Monitoring*. *International journal of aviation, aeronautics, and aerospace*, 2020. 7(1): str. 12.
- [58] International Civil Aviation Organization, *Safety Management Manual ICAO [Doc 9859]*. 2013.
- [59] Kalagher, H., *Fuel Planning Errors in General Aviation from 2015 to 2020*. *Aerospace Medicine and Human Performance*, 2021. 92(12): str. 970.
- [60] Kaľavský, P. i współprac., *Pilots' performance in changing from analogue to glass cockpits*. *Transport Means*, 2018: str. 1104.
- [61] Knecht, W.R., *The "killing zone" revisited: Serial nonlinearities predict general aviation accident rates from pilot total flight hours*. *Accid Anal Prev*, 2013. 60: str. 50.
- [62] Ladkin, P.B., *Computer-related incidents with commercial aircraft*. University of Bielefeld, 1998.
- [63] Lager, E. i M. Melin, *Proactive flight safety - a feasibility study on optimal use of flight data monitoring and incident reports in an airline*. *Int J Occup Saf Ergon*, 2022. 28(2): str. 1311.
- [64] Langton, R. i współprac., *Aircraft fuel systems*. 2009. John Wiley & Sons.
- [65] Li, G. i S.P. Baker, *Correlates of pilot fatality in general aviation crashes*. *Aviation, space, and environmental medicine*, 1999. 70(4): str. 305.
- [66] Li, G. i S.P. Baker, *Crash risk in general aviation*. *Jama*, 2007. 297(14): str. 1596.

- [67] Li, G. i współprac., *Factors associated with pilot error in aviation crashes*. Aviation, space, and environmental medicine, 2001. 72(1): str. 52.
- [68] Łuczak, K., *Zarządzanie bezpieczeństwem w lotnictwie cywilnym*. 2016: Uniwersytet Śląski w Katowicach.
- [69] Majumdar, N., K. Marais i A. Rao, *Analysis of general aviation fixed-wing aircraft accidents involving inflight loss of control using a state-based approach*. Aviation (Vilnius, Lithuania), 2021. 25(4): str. 283.
- [70] Merkisz, J., J. Markowski i J. Pielecha, *Selected issues in exhaust emissions from aviation engines*. 2014: Nova Science Publishers, Incorporated.
- [71] Miljković, D. *Aircraft Piston Engine Problem Detection Using CHT-EGT Trajectory*. W trakcie 2022 45th Jubilee International Convention on Information, Communication and Electronic Technology (MIPRO). 2022. IEEE.
- [72] Miljković, D. *Detecting aircraft piston engine problems by analysis of engine parameters*. w trakcie 2019 42nd International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics (MIPRO). 2019. IEEE.
- [73] Miljković, D., *Engine Monitors for General Aviation Piston Engines Condition Monitoring*. HDKBR INFO Magazin, 2013. 3(2): str. 19.
- [74] MITRE. <https://www.mitre.org/publications/project-stories/general-aviation-pilots-get-their-gaard-up-with-new-app>. Pobrano 21 lipca 2022.
- [75] National Business Aviation Association. *NBAA Business Aviation Fact Book*. 2022 Pobrano 29 czerwca 2022 z <https://nbaa.org/business-aviation/nbaa-business-aviation-fact-book/>.
- [76] National General Aviation Flight Information Database. *Welcome to the National General Aviation Flight Information Database (NGAFID)* 2012 Pobrano 25 lipca 2022 z <https://ngafid.org/>.
- [77] National Transportation Safety Board, *Introduction of Glass Cockpit Avionics into Light Aircraft*. Safety Study, 2012.
- [78] National Transportation Safety Board, *US Civil Aviation Accident Rates 2001 - 2020*. 2022, NTSB: Washington.
- [79] Oehling, J. i D.J. Barry, *Using machine learning methods in airline flight data monitoring to generate new operational safety knowledge from existing data*. Safety science, 2019. 114: str. 89.
- [80] Performance.gov. *Reduce the rate of aviation accidents*. 2017 Pobrano 22 lipca 2022 z <https://obamaadministration.archives.performance.gov/content/reduce-rate-aviation-accidents-0.html>.
- [81] Piegat, A., *Fuzzy modeling and control*. Vol. 69. 2013: Physica.
- [82] Pradera, A. i współprac., *On Fuzzy Set Theories*, w *Fuzzy Logic: A Spectrum of Theoretical & Practical Issues*, P.P. Wang, D. Ruan i E.E. Kerre, Editors. 2007, Springer Berlin Heidelberg: Berlin, Heidelberg. str. 15.
- [83] Puranik, T.G. i współprac. *General Aviation Approach and Landing Analysis Using Flight Data Records*. w trakcie 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2016.
- [84] Rao, A.H. i K. Marais, *A state-based approach to modeling general aviation accidents*. Reliability engineering & system safety, 2020. 193: str. 106670.
- [85] Rutkowski, L., *Metody i techniki sztucznej inteligencji: Inteligencja obliczeniowa*. 2 ed. 2009, Warszawa: Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN.
- [86] SAGEM. Safran Group, *Analysis Ground Station V 1.2. User Manual*. 2008: Massy Cedex.
- [87] Shao, B.S., M. Guindani i D.D. Boyd, *Causes of fatal accidents for instrument-certified and non-certified private pilots*. Accid Anal Prev, 2014. 72: str. 370.

- [88] Shavit, C. *Cloud Ahoy - Debriefing for pilots*. 2022 Pobrano 27 maja 2022 z <https://www.cloudahoy.com/>.
- [89] Siddique, N. i H. Adeli, *Computational intelligence; synergies of fuzzy logic, neural networks and evolutionary computing*. 2013, Wile: Portland.
- [90] Skybrary. *The European General Aviation Safety Team (EGAST)*. 2018 Pobrano 22 lipca 2022 z <https://skybrary.aero/articles/european-general-aviation-safety-team>.
- [91] Skybrary. *General Aviation (GA)*. 2022 Pobrano 28 czerwca 2022.
- [92] Sobieralski, J.B., *The cost of general aviation accidents in the United States*. Transportation research. Part A, Policy and practice, 2013. 47: str. 19.
- [93] Studenski, R., *Wypadki przy pracy*, w *Ergonomia i ochrona pracy*, D. Koradecka, Editor. 2007, Wydawnictwo Akademii Techniczno-Humanistycznej. str. 708.
- [94] Summers, M.M., *Scenario-based training in technically advanced aircraft as a method to improve risk management*. Embry-Riddle Aeronautical University Daytona Beach, Florida Pobrano z http://www.faa.gov/education_research/training/fits/research/media/SBT_for_RM.pdf, 2007.
- [95] Swinney, J.D., *Optimizing the Event Set for Collegiate Aviation FOQA Programs*. Collegiate Aviation Review, 2013. 31(2): str. 122.
- [96] Takahashi, T.T. i M. Delisle. *(Un) stabilized Approach-An Introduction to Dynamic Flight Conditions during Takeoff and Landing Climb*. W trakcie *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2018.
- [97] United States General Accounting Office, *GAO-01-916 General Aviation. Status of the Industry, Related Infrastructure, and Safety Issues*. 2001: Washington.
- [98] Walker, G., *Redefining the incidents to learn from: Safety science insights acquired on the journey from black boxes to Flight Data Monitoring*. Safety science, 2017.
- [99] Wiegmann, D. i współprac., *Human error and general aviation accidents: A comprehensive, fine-grained analysis using HFACS*. 2005.
- [100] Zadeh, L.A., *Fuzzy logic—a personal perspective*. Fuzzy sets and systems, 2015.
- [101] Zadeh, L.A., *Fuzzy sets*. Information and Control, 1965.
- [102] Żurek, J., *Wybrane metody oceny bezpieczeństwa w lotnictwie*. Problemy eksploatacji, 2009(4).