

dr inż. Mariusz Krawczyk

Centrum Nowych Technologii,
Instytut Lotnictwa
Al.Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska
E-mail: mariusz.krawczyk@ilot.edu.pl

Przesłanki determinujące niezawodność samolotów bezpilotowych

Słowa kluczowe: *samolot bezpilotowy, model zderzenia z ziemią, model kolizji powietrznej, analiza zagrożenia*

Streszczenie: W pracy wyznaczono niezbędną niezawodności kilku opracowanych w Polsce samolotów bezpilotowych, której osiągnięcie umożliwi ich eksploatację w połączonej przestrzeni powietrznej. Obliczenia prowadzone były wg modelu katastrofy powietrznej oraz modelu pozwalającego na oszacowanie liczby ofiar na skutek rozbicia się samolotu. Podane przykłady pozwalają na sprecyzowanie Warunków Taktyczno – Technicznych, w szczególności dotyczących obszaru eksploatacji tychże samolotów.

1. Wstęp

Idea samolotu bezpilotowego (UAV) nie jest nowa, jako że pierwsze tego typu konstrukcje powstały już w okresie I wojny światowej. Aby właściwie ocenić obecną „skalę zjawiska” najłatwiej przytoczyć zbiorcze zestawienie za katalogiem Jane’s Unmanned Aerial Vehicles and Targets, z którego wynika, że w chwili obecnej oficjalnie sklasyfikowanych jest przeszło 400 UAV oraz 120 celów latających.

Co powoduje zatem, że przy wyraźnie zidentyfikowanych walorach użytkowych systemów UAV, ich wykorzystanie w sektorze publicznym jest tak sporadyczne? Jedną z przyczyn jest niewątpliwie niewystarczający poziom niezawodności obecnych rozwiązań, niosący potencjalnie nieakceptowalnie wysokie prawdopodobieństwa wystąpienia wypadku, czy katastrofy.

Podstawą wdrożenia któregośkolwiek systemu UAV do użytkowania w cywilnej, a w przyszłości zapewne połączonej przestrzeni powietrznej (Single European Sky – SES) jest pozytywne przeprowadzenie właściwego procesu certyfikacji. W przypadku Europy jednostką nadzorującą tego typu działania jest EASA (European Aviation Safety Agency), której zadaniem jest także opracowanie wytycznych programu certyfikacji zwanych CS (Certification Specifications). Dla rynku amerykańskiego właściwą jednostką certyfikującą będzie natomiast FAA (Federal Aviation Administration).

Proces certyfikacji UAV zgodnie z założeniami przyjętymi przez FAA i EASA [12], [8], z założenia bazuje na obszernej wiedzy i przepisach jakie opracowano dla samolotów cywilnych. W szczególności wytyczne dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu samolotów cywilnych zawarto w następujących dokumentach:

- AMC 25-1309 - dla samolotów transportowych,
- FAA AC 23 –1309-1C – dla samolotów GA.

Przypisania konkretnego UAV do jednej z przewidzianych przepisami klas (Tab.1). Polega na porównaniu jego energii kinetycznej ze średnią energią kinetyczną samolotów

wchodzących w skład danej klasy. Zakłada się przy tym, że maksymalna energia kinetyczna UAV obliczana jest dla dwóch następujących scenariuszy:

- a. UAV z niezamierzonych przyczyn ląduje awaryjnie w terenie przygodnym – wtedy za jego prędkość obliczeniową przyjmuje się jako 130% prędkości przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania;
- b. Następuje utrata kontroli nad UAV, co prowadzi do jego rozbicia - wtedy za jego prędkość obliczeniową przyjmuje się 140% maksymalnej prędkości operacyjnej;

2. Katastrofalne zdarzenia z udziałem UAV

Pomijając kwestie ekonomiczne związane z awarią, przestojem, czy w ostateczności ze zniszczeniem samolotu, problem katastrofy UAV można rozpatrywać w aspektach zapewnienia takiego poziomu niezawodności UAV aby:

- a. nie przekroczyć krytycznego prawdopodobieństwa katastrofy w powietrzu κ_{UAVkr} , w przeliczeniu na jedną godzinę lotu;
- b. w przypadku jego katastrofy z prawdopodobieństwem równym σ_{UAV} , wskaźnik ofiar trzecich (na ziemi) nie przekroczył krytycznej wartości γ_{UAVkr} , w przeliczeniu na jedną godzinę lotu;

Wartości liczbowe współczynników κ i γ przyjęte zostały zgodnie z teorią sterowania ryzykiem [8], [13] mówiącą, że „Katastrofalne warunki uszkodzenia muszą być skrajnie nieprawdopodobne”. Wartość krytyczną κ_{UAV} przyjmuje się zatem (wg Tab.1) jako stałą - $\kappa_{UAVkr} = 10^{-9}$, niezależnie od typu UAV – sprawcy zderzenia, co jest tożsame z zaleceniami FAA i EASA odnośnie maksymalnego poziomu ryzyka wystąpienia katastrofy cywilnego statku powietrznego poruszającego się w SES. Natomiast do określenia wartości σ_{UAVkr} , przydatna jest Tab.1, w której zestawiono wartości liczbowe prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia w zależności od klasy cywilnego statku powietrznego [8]. Metoda pozwalająca na transformację zawartości Tab.1, tak aby była ona użyteczna dla UAV zaprezentowana zostanie w opisie modelu katastrofy polegającej na rozbiciu się UAV.

Tabela 1. Prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia (wg EASA).

Dokument		Prawdopodobieństwo zdarzenia						
		10^{-3}	10^{-4}	10^{-5}	10^{-6}	10^{-7}	10^{-8}	10^{-9} poniżej
FAA SSH		P		O		E.O		E.N
CS 25		P		N				E.N
CS 23	IV	P		O		E.O		E.N
	III	P		O		E.O	E.N	
	II	P		O	E.O	E.N		
	I	P	O	E.O	E.N			

P – Prawdopodobne; O – Odległe; E.O – Ekstremalnie Odległe; N – Nieprawdopodobne; E.N – Ekstremalnie Nieprawdopodobne.

Klasa I - typowe z silnikiem tłokowym, poniżej 6000lbs,

Klasa II – wielosilnikowe tłokowe lub turbinowe, poniżej 6000lbs,

Klasa III - typowe z silnikiem tłokowym, wielosilnikowe tłokowe lub turbinowe, powyżej 6000lbs,

Klasa IV – Kategoria Commuter.

Przykładowe obliczenia wykonano dla trzynastu UAV, w tym siedmiu produkowanych lub obecnie projektowanych w Polsce, oraz pięciu produkcji zagranicznej. Najmniejszy MAV Black Widow ma MTOW (Maximum Take-off Weight) $m = 60g$, natomiast największy Global Hawk $m = 11\ 622kg$. Wszystkie niezbędne do wykonania

obliczeń parametry UAV zamieszczono w Tab.2, gdzie: S - stanowi jego powierzchnia odniesienia, S_R – pole rażenia, ε_G – współczynnik penetracji, a ε_A – współczynnik wykorzystywany w modelu katastrofy powietrznej.

Tabela 2. Parametry obliczeniowe przykładowych UAV

Lp.	UAV	MTOW [kg]	S [m ²]	S _R [m ²]	ε _G	ε _A
1	Global Hawk	11 622	50,00	546,00	0,93	1
2	Predator	1 021	13,50	51,00	0,58	1
3	Czajka	473	10,20	21,94	0,21	1
4	Pheonix	270	56,80	3,31	0,09	1
5	Shadow 200	159	2,99	12,00	0,24	1
6	Samonit - 2	50	2,05	3,20	0,13	0,5
7	OCP - Jet	40	1,10	3,59	0,18	0,4
8	SMCP - Szerszeń	39	1,82	2,48	0,12	0,39
9	MJ-7 Szogun	29	1,11	2,33	0,13	0,29
10	SMCP - Komar	25	1,10	1,92	0,12	0,25
11	FlyEye	11	0,95	0,71	0,10	0,11
12	Mini	4,36	0,60	0,28	0,09	0,043
13	Black Widow	0,06	0,03	0,01	0,06	0,0006

3. Niezawodność UAV, a liczba ofiar wśród osób trzecich

Zakładając, że poziom bezpieczeństwa użytkowania UAV w SES nie może być niższy od przyjętego dla samolotów cywilnych i maszyn wojskowych, niejako arbitralnie EASA opierając się na przepisach FAR/CS 25 i 35 maksymalny wskaźnik ofiar z powodu rozbicia UAV proponuje przyjąć na $\gamma_{UAVkr} = 10^{-6}$, co stanowi maksymalnie jedną ofiarę przypadającą na milion godzin lotów UAV.

Alternatywnie, co wydaje się podejściem bardziej uniwersalnym, w opracowaniach [4] i [8] ich autorzy zakładają tożsamość,

$$\gamma_{UAVkr} = \sigma_{A/Ckr} \quad (1)$$

tj. równości wskaźnika ilości ofiar dla UAV i prawdopodobieństwa utraty samolotu cywilnego na skutek wystąpienia zdarzenia o charakterze katastrofalnym, dla przypomnienia wg FAA skutkujących:

- a. Ofiarami wśród załogi i pasażerów;
- b. Ofiarami wśród osób trzecich;
- c. Zwykle utratą samolotu.

Oba podejścia (założenia), dla UAV o masie $m < 6\,000\text{lbs}$ napędzie tłokowym, prowadzą do przyjęcia $\gamma_{UAVkr} = 10^{-6}$. Dla UAV większych albo z napędem turbinowym natomiast, wartości te będą mniejsze, zgodnie z zawartością Tab.1.

Tożsamość (1) przekształcić można do następującej postaci,

$$\sigma_{UAVkr} \cdot \Pi = \sigma_{A/Ckr} \quad (2)$$

gdzie: σ_{UAVkr} – prawdopodobieństwo katastrofy UAV, a Π – prawdopodobieństwo wystąpienia ofiar, w przypadku uderzenia UAV w ziemię. Aby zatem znając (z Tab.1) wartość σ_{AVkr} wyznaczyć wymaganą niezawodność krytyczną UAV, równą

$$Re_{UAVkr} = 1 - \sigma_{UAVkr} \quad (3)$$

niezbędne jest obliczenie prawdopodobieństwa wystąpienia ofiar po zderzeniu z UAV z ziemią, wg następującego modelu,

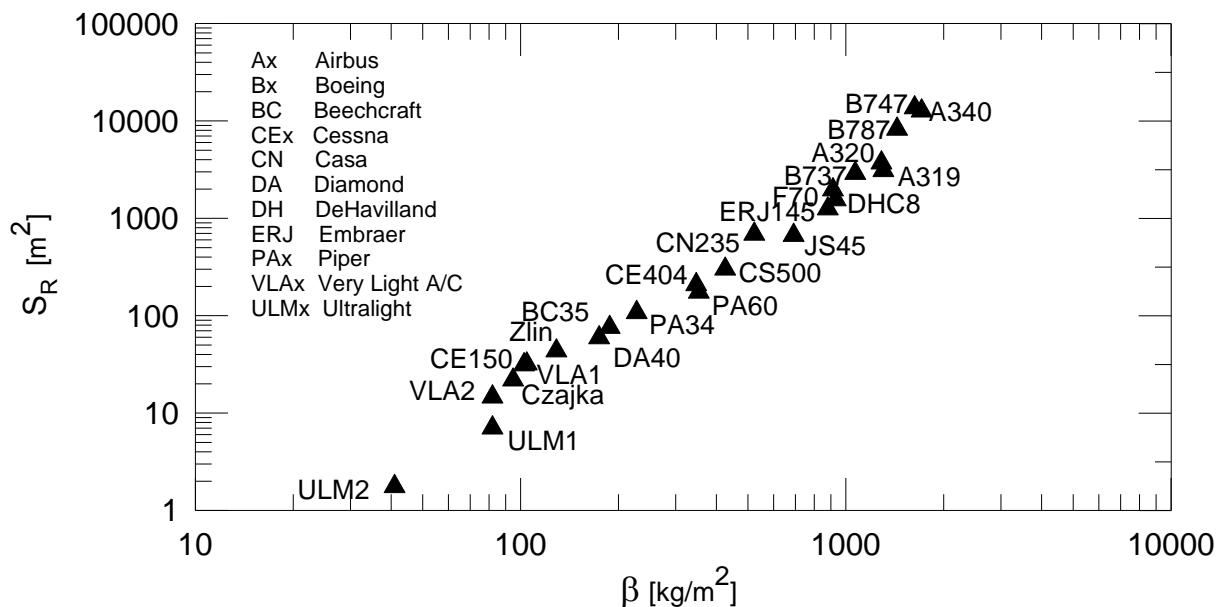
$$\Pi = S_R \cdot D \cdot \varepsilon_G \quad (4)$$

gdzie: S_R – jest polem rażenia, charakterystycznym dla każdego z rozpatrywanych UAV, D – gęstością zaludnienia w rejonie katastrofy, a ε_G – stanowi tzw. współczynnik penetracji uwzględniający osłabienia skutków katastrofy, jeśli potencjalne ofiary przebywają np. w budynkach stanowiących dla nich rodzaj schronu. Wielkość strefy rażenia wyznacza się z zależności empirycznej,

$$S_R = 0.028 \cdot \left(\frac{m}{s}\right)^{2/3} \quad (5)$$

gdzie: m – masa UAV, wyprowadzonej [12] przy założeniu, że jest ona proporcjonalna do energii jaką samolot posiada w chwili zderzenia, na którą składa się głównie jego energia kinetyczna oraz energia eksplozji paliwa. Wartości liczbowe S_R dla analizowanych UAV zamieszczono w Tab.2, natomiast na rys.1 zaprezentowano je dla samolotów GA (General Aviation i Transportowych), w zależności od współczynnika balistycznego β wyznaczanego zgodnie z wyrażeniem, gdzie c_x – stanowi współczynnik siły oporu.

$$\beta = \frac{m}{c_x \cdot S} \quad (6)$$



Rys.1. Wielkość strefy rażenia dla wybranych samolotów UAV, GA i Transportowych

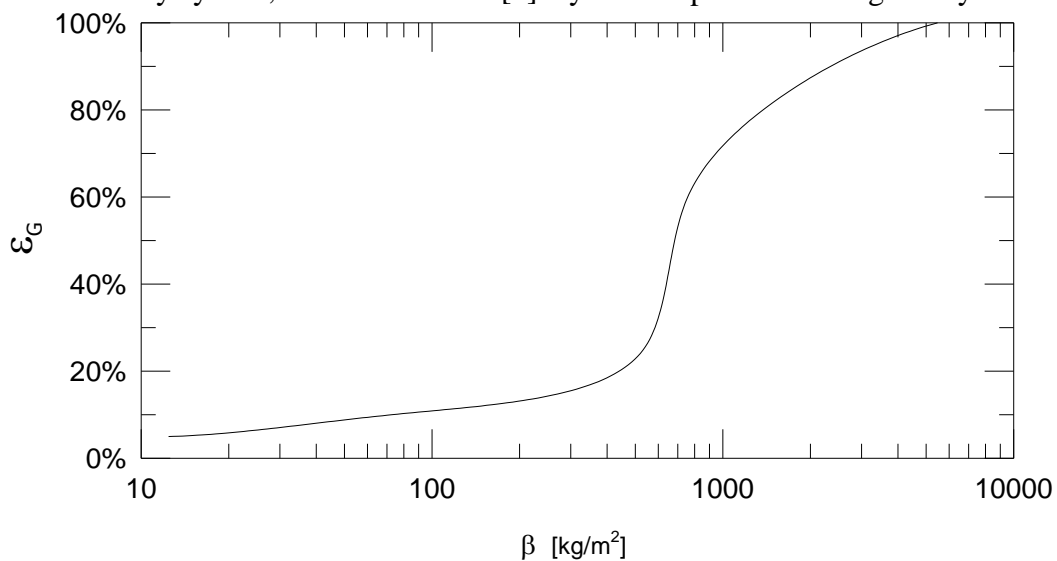
Dokładność metody wyznaczenia strefy rażenia z oczywistych względów ma kolosalne znaczenie (zależność liniowa) dla dokładności modelu katastrofy UAV. Dlatego też podjęto próbę weryfikacji zależności (5), polegającej na porównaniu rzeczywistego, pokazanego na rys. 2 miejsca katastrofy z 10 kwietnia roku 2010 samolotu Tu - 154M w pobliżu lotniska Sewiernyj pod Smoleńskiem, z wartością wyliczoną wg zależności (5). Przyjmując dane za katalogiem Janes'a wartość obliczeniowa S_R dla samolotu Tu - 154M

wynosi $S_R = 3\,788\text{m}^2$. Dokonując obliczeń na zdjęciu satelitarnym miejsca katastrofy otrzymujemy natomiast $S_R \approx 150 \times 25 = 3\,750\text{m}^2$, co pozytywnie weryfikuje zależność (5).



Rys. 2. Miejsce katastrofy samolotu Tu - 154M (Sewiernyj)

Wartość współczynnika penetracji ε_G natomiast dobierana jest, ze sporządzonego w oparciu o dane statystyczne, zamieszczone w [8] wykresu zaprezentowanego na rys.3.



Rys.3. Współczynnik penetracji w zależności od współczynnika balistycznego

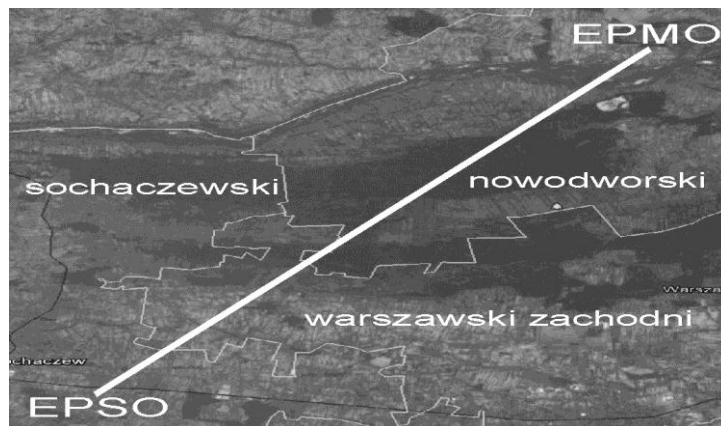
Dla potrzeb analizy projektowania systemów UAV przydatne jest także określenie jego niezawodności danej zależnością,

$$Re_{UAV_{kr}} = e^{\frac{-t}{MTBCF}} \quad (7)$$

gdzie, MTBCF oznacza Mean Time Between Critical Failure. Odwrotnością MTBCF jest oczekiwana w przeciągu godziny ilość uszkodzeń (lub zespołu uszkodzeń) systemu UAV prowadzących w konsekwencji do katastrofy.

Przedstawiony model oceny stopnia zagrożenia jakie potencjalnie UAV stanowi dla osób trzecich poddano eksperymentowi modelowemu, w wyniku którego otrzymano następujące, zamieszczone w tabeli zbiorczej Tab.3, wyniki. W szczególności rozważano trzy następujące scenariusze misji:

- a. Przelot pomiędzy lotniskiem EPMO położonym niedaleko Modlina, a EPSO zlokalizowanym w okolicach Sochaczewa. Zaprezentowana na rys. 2 trasa przelotu o łącznej długości ok. $L = 38\text{km}$ przebiega nad trzema powiatami: nowodworskim ($L_1 = 24,5\text{km}$), warszawskim - zachodnim ($L_2 = 5,5\text{km}$) oraz sochaczewskim ($L_3 = 8\text{km}$), w których gęstość zaludnienia stanowi odpowiednio 61 – 103 - 60 osób na 1km^2 .



Rys.4. Trasa przelotu pomiędzy EPMO, a EPSO

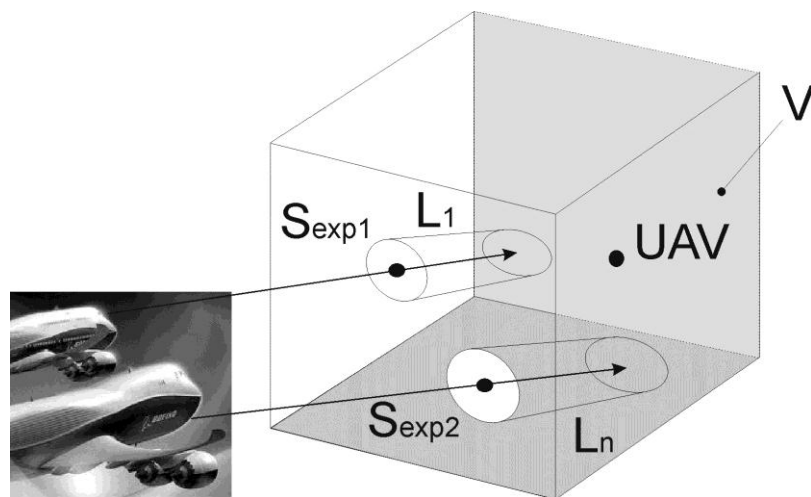
- b. Misja patrolowa, w równych udziałach (po 25%) nad czterema dzielnicami Miasta Stołecznego Warszawy, charakteryzującymi się największą gęstością zaludnienia, zdefiniowana jako liczba mieszkańców przypadająca na 1km^2 Ochoty ($D1 = 9\ 215$), Śródmieścia ($D2 = 8\ 120$), Woli ($D3 = 7\ 149$) i Mokotowa ($D4 = 6\ 372$);
- c. Misja patrolowa, w równych udziałach (po 25%) nad czterema dzielnicami Miasta Stołecznego Warszawy, charakteryzującymi się najmniejszą gęstością zaludnienia, zdefiniowana jako liczba mieszkańców przypadająca na 1km^2 , Białołęki ($D1 = 1\ 222$), Bielan ($D2 = 4\ 142$), Bemowa ($D3 = 4\ 532$) i Żoliborza ($D4 = 5\ 654$);

Tabela 3. Zbiorcze zestawienie wyników eksperymentu modelowego a, b oraz c

Lp.	Samolot	Misja „a”		Misja „b”		Misja „c”	
		Re_{UAVmin}	$MTBCF_{min}$	Re_{UAVmin}	$MTBCF_{min}$	Re_{UAVmin}	$MTBCF_{min}$
1	Global Hawk	0,99997	34 014	0,999999	999 999	0,999999	999 999
2	Predator	0,99950	1 981	0,999996	228 044	0,999991	114 986
3	Czajka	0,996759	308	0,999972	35 520	0,999944	17 910
4	Phoenix	0,949840	19	0,999564	2 294	0,999139	1 156
5	Shadow 200	0,994817	192	0,999955	22 202	0,999911	11 195
6	Samonit - 2	0,964074	27	0,999688	3 203	0,999380	1 614
7	OCP - Jet	0,976927	43	0,999800	4 988	0,999602	2 515
8	SMCP - Szerszeń	0,949923	19	0,999565	2 298	0,999137	1 158
9	MJ-7 Szogun	0,950772	20	0,999572	2 331	0,999152	1 178
10	SMCP - Komar	0,935233	15	0,999437	1 777	0,998884	896
11	FlyEye	0,789390	4	0,998170	546	0,996371	275
12	Mini	0,466845	~1	0,995367	215	0,990813	108
13	Black Widow	~1	~0	0,729767	3	0,464069	1

Kolejność UAV w Tab.3 determinuje ich masa. Zestawienie rozpoczynają samoloty najcięższe, kończą natomiast te najlżejsze. Jest zauważalne, że zgodnie z oczekiwaniem, wymagania co do niezawodności UAV zwykle maleją wraz z ich masą. Wyjątkiem stanowią dwa UAV: nr 4 - stratosferyczny Phoenix oraz nr 7 - cel powietrzny o napędzie odrzutowym OCP – Jet. Analizując zawartość Tab.3 konstatujemy, że dla dużego samolotu Phoenix, o rozpiętości skrzydeł $38.2m$, wymagania co do jego minimalnej niezawodności są wielokrotnie niższe, od wyznaczone dla zdecydowanie mniejszego samolotu Czajka. Przyczyną tego stanu rzeczy jest relatywnie mały współczynnik balistyczny samolotu Phoenix, dający w konsekwencji niewielki współczynnik penetracji oraz minimalny stosunek masy do powierzchni odniesienia skutkujący wyjątkowo niskim (jak na rozmiar samolotu) polem rażenia. Podobne przyczyny przedmiotowe (głównie stosunkowo duży współczynnik penetracji) powodują, że wymagania odnośnie minimalnej niezawodności mniejszego, o stosunkowo zwartej konstrukcji samolotu OCP – Jet, są wyższe niż większego i cięższego UAV Samonit – 2.

4. Niezawodność UAV, a zagrożenie kolizji powietrznej



Rys.5. Koncepcja modelu „gazowego” katastrofy powietrznej (wg.[1])

Prawdopodobieństwo katastrofy w powietrzu pomiędzy UAV, a innymi użytkownikami SES, dogodnie jest analizować posługując się modelem „gazowym” [1], [8], ideę którego zaprezentowano na rys.5. W modelu UAV traktowany jest jako cząsteczka - punkt materialny poruszający się wewnątrz przestrzeni kontrolnej o objętości V . Inni, cywilni użytkownicy $1, 2..n$ natomiast, traktowani są jako cząsteczki o wymiarze charakterystycznym S_{exp_i} , będącym polem ekspozycji (powierzchni czołowej) i -tego samolotu cywilnego. Zakłada się przy tym, że UAV przez cały czas obserwacji T znajduje się wewnątrz przestrzeni kontrolnej oraz, że inni użytkownicy, nie posiadają żadnych urządzeń i systemów zapobiegających kolizji (np. TCAS - Traffic Collision Alert System). Prawdopodobieństwo katastrofy, wyznaczamy z zależności,

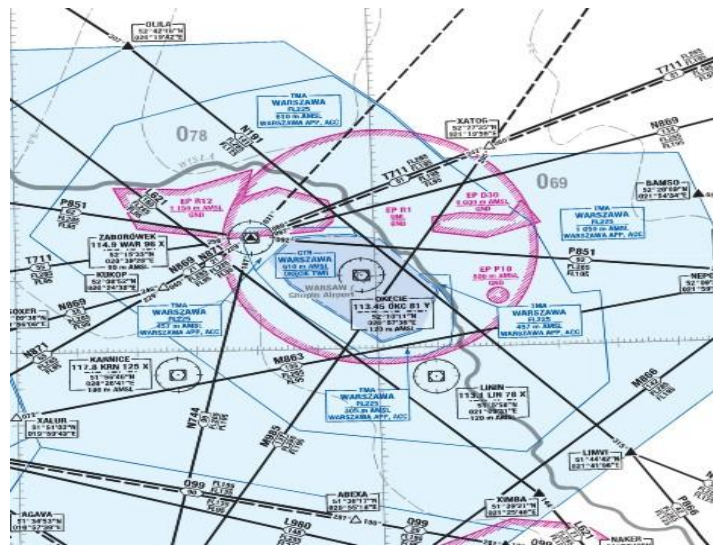
$$K_{UAV} = \frac{\sum_{i=1}^n L_i \cdot S_{exp_i} \cdot \varepsilon_{A_i}}{V \cdot T} \quad (8)$$

gdzie: L_i - droga przebyta wewnątrz przestrzeni, a $\varepsilon_{A_i} \leq 1$ – współczynnik uwzględniający nieuchronność katastrofy na skutek zderzenia i -tego samolotu z UAV. Dla potrzeb obliczeń można przyjąć, że

$$\varepsilon_A = \begin{cases} m/100, & m < 100kg \\ 1, & m \geq 100kg \end{cases} \quad (9)$$

co oznacza, że każda kolizja samolotu z UAV, którego masa $m > 100kg$ prowadzi nieuchronnie do katastrofy. Dla UAV o masie natomiast, wartość $m \leq 100kg$ jego współczynnika ε_A maleje liniowo, przyjmując wartość ostatecznie $\varepsilon_A \approx 0$ dla najmniejszych MAV.

Przedstawiony model wyliczający prawdopodobieństwo kolizji powietrznej poddano weryfikacji, polegającej na wykonaniu niezbędnych obliczeń na podstawie obserwacji rzeczywistego ruchu samolotów, w pokazanej na rys.6 przestrzeni powietrznej wokół portu lotniczego Warszawa Okęcie (EPWK). Wymiary prostokątnej strefy kontrolnej przyjęto na $10^5 \times 10^5 \times 1,2 \cdot 10^4 m$. EPWK, jak pokazano na rys.4, zlokalizowane zostało centralnie względem podstawy strefy. Obserwacje ruchu lotniczego prowadzono 29/02/2012 przez dwie godziny szczytu porannego, pomiędzy $7^{00} \div 9^{00}$. W tym czasie w strefie przebywało łącznie 30 samolotów. 10 z nich wystartowało z EPWK, 7 lądowało na nim, a 15 przecięło strefę na różnych FL , z czego 6 z nich leciało tranzytowo na $FL 340$. Podczas obserwacji rejestrowano wysokość i prędkość lotu oraz długość drogi jaka dany samolot pokonał wewnątrz strefy pomiarowej. Każdy obserwowany samolot został zidentyfikowany, co pozwoliło na wyznaczenie jego strefy ekspozycji S_{exp} w oparciu o dane katalogowe.



Rys.6. „Mapa” strefy pomiarowej z oznaczonymi drogami powietrznymi dla $FL \leq 285$

Wykonane obliczenia i rejestracje pozwoliły ostatecznie na wyznaczenie prawdopodobieństwa kolizji powietrznej wg zależności (8) z jednym ze znajdujących się tam UAV (obliczenia wykonano dla każdego UAV z Tab.3). W szczególności w obliczeniach, których zbiorcze wyniki zamieszczono w Tab.4 założono cztery scenariusze, w których przez cały czas obserwacji UAV hipotetycznie porusza się, niezależnie od swoich parametrów eksploatacyjnych:

- wewnątrz całej strefy pomiarowej;
- poniżej $FL 160$ (samoloty startujące i lądujące);
- po górnej drodze lotniczej na $FL 340$;
- w ścieżce schodzenia poczynając od $10NM$;

Analizując wyniki obliczeń zamieszczone w Tab.4 jest oczywiste, że poza bardzo małym Black Widow, pozostałe UAV, jeśli przyjąć zgodnie z modelem, że poruszają się one w sposób niekontrolowany w SES, stanowią realne, nieakceptowalnie wysokie zagrożenie dla bieżącego ruchu lotniczego. Wielkość prawdopodobieństwa wystąpienia katastrofy powietrznej z udziałem UAV, silnie zależy od przestrzeni, w której realizowany jest lot. Prawdopodobieństwo kolizji jest zdecydowanie większe w rejonie podejścia do lotnisk, czy wewnątrz wytyczonych dróg powietrznych. Natomiast w obszarach pozostałych prawdopodobieństwo to jest znacznie mniejsze, aczkolwiek pozostające na rekomendowanym przez FAA/EASA na poziomie 10^{-9} katastrof przypadających na jedną godzinę lotu.

Tabela 4. Zbiorcze zestawienie wyników eksperymentu modelowego a, b, c oraz d

Lp	Samolot	Misja „a” K_{UAVV}	Misja „b” $K_{UAVFL<160}$	Misja „c” $K_{UAVFL=340}$	Misja „d” $K_{UAVLANDING}$
1	Global Hawk	3,99E-7	3,83E-7	2,14E-5	0,943
2	Predator	3,99E-7	3,83E-7	2,14E-5	0,943
3	Czajka	3,99E-7	3,83E-7	2,14E-5	0,943
4	Phoenix	3,99E-7	3,83E-7	2,14E-5	0,943
5	Shadow 200	3,99E-7	3,83E-7	2,14E-5	0,943
6	Samonit – 2	2,00E-7	1,91E-7	1,05E-5	0,472
7	OCP – Jet	1,60E-7	1,53E-7	0,88E-5	0,377
8	SMCP – Szerszeń	1,56E-7	1,49E-7	0,82E-5	0,368
9	MJ-7 Szogun	1,16E-7	1,11E-7	0,61E-5	0,274
10	SMCP – Komar	0,98E-7	0,95E-7	0,53E-5	0,236
11	FlyEye	0,44E-7	0,42E-7	0,23E-5	0,104
12	Mini	0,17E-7	0,17E-7	0,09E-5	0,041
13	Black Widow	0,002E-7	0,002E-7	0,01E-5	0,0004

5. Wnioski

Integracja systemów UAV z SES wymaga opracowania nowych metod zabezpieczających bezpieczeństwo ruchu lotniczego, w zakresie zapobiegania kolizjom w powietrzu oraz minimalizowania liczby potencjalnych ofiar wśród osób trzecich, wynikających z rozbicia UAV.

Omówione modele (kolizji i rozbicia UAV) stanowią efektywne narzędzie do formowania wymienionych zadań.

W szczególności *Model rozbicia UAV* pozwala na wyznaczenie pożądanego poziomu niezawodności całego systemu UAV, w aspekcie zapewnienia wymaganego poziomu bezpieczeństwa związanego z zagrożeniem jakie dla osób trzecich UAV stanowi w przypadku jego katastrofy. Analizując model łatwo zauważyć, że większe, szybciej poruszające się UAV muszą być bardziej niezawodne, od MAV, których potencjalne zagrożenie jest stosunkowo niewielkie. Dużą rolę odgrywa także przewidywany obszar operacyjny. UAV przeznaczone do działania w rejonie dużych aglomeracji miejskich muszą być niewątpliwie bardziej niezawodne od tych wykorzystywanych np. do patrolowania granic, wzdłuż których gęstość zaludnienia zwykle bywa niewielka.

Model jednocześnie sygnalizuje poważne trudności jakie stoją przed konstruktorami dużych UAV, dla których wymagany całkowity MTBCF jest porównywalny z

przyjmowanym w obliczeniach czasem uszkodzenia prostego elementu elektronicznego(!), jakim jest np. pojedynczy bezpiecznik stosowany w samolotach wojskowych. Dla tych samolotów proste zabiegi poprawiające niezawodność, typu: stosowanie selekcyonowanych, najwyższej jakości elementów, czy redundancja układów krytycznych, wydają się być niewystarczające. Dlatego też prawdopodobnie czynniki decyzyjne (EASA, FAA) rozważają obligatoryjne wprowadzenie zasady permanentnego monitorowania UAV przez operatora naziemnego, z możliwością awaryjnego przejęcia kontroli w przypadkach krytycznych. Takie rozwiązanie z jednej strony stawia wysokie wymagania odnośnie łączności, jak np. duża niezawodność, małe opóźnienie transmisji, czy odporność na zakłócenia, z drugiej natomiast redefiniuje listę (skraca ją) zdarzeń krytycznych, które dla UAV sklasyfikowane były jako katastrofalne.

Model katastrofy powietrznej stanowi natomiast wystarczającą przesłankę, do opracowania dedykowanych dla UAV, specjalnych procedur ATM (Air Traffic Management) oraz do włączenia do ich systemów awionicznych urządzeń zapobiegających kolizji powietrznej, np. TCAS (Traffic Collision Avoidance System). Model pokazuje także, że niezawodność systemów zapobiegających kolizji powietrznej, tych UAV które z założenia poruszać się mają w rejonach podejścia do lotnisk czy też po drogach powietrznych musi być większa od tych przeznaczonych np. do wykorzystania powyżej obszaru przeznaczonego dla lotów cywilnych (samoloty HALE) lub operujących lokalnie, na bardzo małych wysokościach, gdzie ruch lotniczy praktycznie nie występuje.

Acknowledgement: Praca została wykonana w ramach projektu OR00011611 finansowanego przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

Literatura

1. Endoh S. Aircraft Collision Models, M.S Thesis. Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge 1982.
2. DeGarmo M.T. Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace. Center for Advanced Aviation System Development 2004.
3. Goraj Z, Frydrychewicz A, Świtkiewicz R, Hernik B, J. Gadomsk J, Goetzendorf-Grabowski T, Figat M, Suchodolski S, Chajec W. High altitude long endurance unmanned aerial vehicle of a new generation – a design challenge for a low cost, reliable and high performance aircraft. Bulletin of the Polish Academy of Sciences 2004; Technical sciences, vol. 52, no. 3.
4. King D.W, Bertapelle A, Moses C. UAV failure rate criteria for equivalent level of safety, International Helicopter Safety Symposium, Montréal 2005.
5. Murray D.P. A Tiered Approach to Flight Safety Analysis. Keystone 2006.
6. Pettit D, Turnbull A. General Aviation Aircraft Reliability Study, Hampton 2002; NASA/CR-2001-210647.
7. Prażewska M. Niezawodność urządzeń elektronicznych. WKiŁ Warszawa 1987.
8. Weibel R.E, Hansman R.J. Safety considerations for operation of UAVs in the NAS; Report No. ICAT-2005-1 March 2005.
9. Tsach S, Penn D, Levy A. Advanced technologies and approaches for next generation UAVS. 23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences Toronto 2002.

10. Boeing: Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 – 2008. 2009.
11. Columbia Accident Investigation Board: Determination of Debris Risk to the Public, Due to the Columbia Breakup During Reentry. Report Volume II 2003.
12. EASA. Advance -notice of proposed amendment (NPA) No 16/2005.
13. FAA. System safety analysis and assessment for part 23 airplanes. AC No: 23.1309-1D, 2009.
14. Office of the Secretary of Defence: Airspace Integration Plan for Unmanned Aviation, 2004.