

NIEZAWODNOŚĆ SAMOLOTÓW BEZPILOTOWYCH

MARIUSZ KRAWCZYK

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W pracy podjęto próbę oszacowania koniecznego poziomu niezawodności samolotu bezpilotowego, umożliwiającą jego eksploatację w połączonej przestrzeni powietrznej. W szczególności podano zasady klasyfikacji – przypisania samolotów bezpilotowych do klas właściwych samolotom cywilnym oraz omówiono główne założenia metody wyliczania niezawodności hipotetycznego samolotu bezpilotowego.

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. Ta mnogość i różnorodność rozwiązań technicznych powoduje, że zasadniczo samo nazwa UAV dzisiaj niewiele wyjaśnia. Dlatego właśnie pojawiły się nazwy typu MAV (Micro Air Vehicle), dla określenia najmniejszych obiektów (np. Black Widow – ok. 100g), czy HALE (High Altitude Long Endurance) grupujące największe, przeznaczone do misji o wymiarze międzykontynentalnym (np. Global Hawk – 2560kg).

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. W szczególności warto porównać dane statystyczne sporządzone dla lotnictwa wojskowego, transportowego i ogólnego przeznaczenia - tzw. GA (General Aviation). Wynika z nich [2], [10] m.in., że na każde 100 000 godzin lotu dla samolotów: Boeing 747, GA i UAV Predator RQ - 01 liczba zaobserwowanych wypadków wynosi odpowiednio 0.013; 1.22 oraz 32.0. Podobnie na niekorzyść UAV świadczy czas MTBF (Medium Time Between Failures), który dla samolotu Boeing 747 wynosi 532 godziny, a dla UAV Predator RQ - 01 jedynie 51 godzin. To proste zestawienie jak także prognozy zawarte w innych dokumentach [12], w których do 2015 roku zakłada się m.in. ograniczenie liczby wypadków UAV Predator RQ - 01 o połowę pokazuje rangę prezentowanego zagadnienia.

2. CS DLA UAV

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).

Certyfikacja statku powietrznego na runku europejskim/amerykańskim jest procesem niezwykle złożony – dlatego w dalszej części artykułu skoncentrowano się jedynie na dyskusji wokół zagadnień związanych z określeniem pożądanego poziomu niezawodności samolotów UAV, w kontekście dalej zapewnienia właściwego poziomu bezpieczeństwa lotów.

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:

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

Istotnym zagadnieniem staje się zatem sposób przypisania konkretnego UAV do jednej z przewidzianych przepisami klas (Tab. 1). Proponowana [12] metoda, wychodzi z założenia że niebezpieczeństwo związane z wystąpieniem katastrofy jest tym większe im większa jest energia kinetyczna samolotu, który uległ awarii. Dlatego podstawą klasyfikacji istniejących UAV jest ich maksymalna energia kinetyczna, która kolejno porównywana jest ze średnią energią kinetyczną samolotów wchodzących w skład danej klasy. Zakłada się przy tym, że maksymalna energia kinetyczna 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;

3. KATASTROFALNE ZDARZENIA Z UDZIAŁEM UAV

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

- a. aby w przypadku jego katastrofy z prawdopodobieństwem równym σ_{UAV} , wskaźnik ofiar trzecich (na ziemi) nie przekroczył krytycznej wartości $\gamma_{UAV_{kr}}$, w odniesieniu do jednej godziny lotu;
- b. aby nie przekroczyć krytycznego prawdopodobieństwa katastrofy w powietrzu $\kappa_{UAV_{kr}}$, w odniesieniu do jednej godziny lotu;

Wartości liczbowe współczynników γ i κ przyjęte zostaną zgodnie z teorią sterowania ryzykiem [8], [13] mówiącą, że „Katastrofalne warunki uszkodzenia muszą być skrajnie nieprawdopodobne”. Dlatego do określenia wartości $\sigma_{UAV_{kr}}$ przydatna jest Tab.1, w której zestawiono wartości liczbowe prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia w zależności od klasy cywilnego statku powietrznego [8]. Metoda pozwalająca na transformacje zawartości Tab. 1, tak aby

była ona użyteczna dla UAV zaprezentowana zostanie w opisie modelu katastrofy polegającej na rozbiciu się UAV na skutek utraty możliwości sterowania.

Wartość krytyczna κ_{UAV} natomiast, proponuje się przyjąć jako *constans* – $\kappa_{UAV_{kr}} = 10^{-9}$, niezależnie od typu UAV – sprawcy zderzenia, co jest zgodne bezpośrednio z zaleceniami FAA i EASA odnośnie maksymalnego poziomu katastrof statków cywilnych poruszających się w SES.

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	Klasa	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.

Warto zauważyć, że takie podejście EASA zmierzające do zapewnienia odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa w powietrzu nie jest w pełni adekwatne do specyfiki UAV. Te w odróżnieniu do samolotów „pilotowych” mogą mieć niejednokrotnie wielokrotnie mniejsze masy, jak np. wspomniana Black Widow (masa poniżej 100g). Daje to przesłanki, aby zderzenie MAV z samolotem klasycznym rozpatrywać raczej w aspekcie zderzenia z ptakiem niż zderzenia, które jednoznacznie inicjuje katastrofę z jej wszystkimi skutkami włącznie. Takie podejście przyjęto właśnie w omówionym w dalszej części artykułu modelu kolizji powietrznej, wprowadzając współczynnik ε_A . W przypadku współczynnika σ_{UAV} efekt intuicyjnie niewielkich skutków katastrofy MAV kompensowany jest w omówionym, w dalszej części artykułu modelu za pomocą tzw. współczynnika penetracji ε_G .

4. MODEL KATASTROFY (ROZBICIA) UAV

Przepisy FAR/CS 25 i 35 jednoznacznie określają poziom ryzyka jaki ponoszą pasażerowie w czasie lotu. Maksymalna liczba ofiar przypadająca na jedną godzin lotu dla większych samolotów transportowych została określona na $\gamma_{A/C_{kr}} = 5 \cdot 10^{-5}$. W stosunku do samolotów i śmigłowców wojskowych, na pierwszym miejscu podnosi się natomiast bezpieczeństwo osób trzecich, a więc ludzi narażonych potencjalnie na śmierć na skutek katastrofy maszyny wojskowej. Wskaźnik ofiar w tym przypadku, bazując na statystykach wypadków określono na $\gamma_{A/C_{kr}} = 1,8 \cdot 10^{-6}$.

Biorąc powyższe pod uwagę oraz zakładając, że poziom bezpieczeństwa użytkownika UAV w SES nie może być niższy od przyjętego dla samolotów cywilnych i maszyn wojskowych, niejako arbitralnie EASA poziom ten proponuje przyjąć na $\gamma_{UAV_{kr}} = 10^{-6}$, co w konsekwencji oznacza maksymalnie jedną ofiarę przypadającą na milion godzin lotów UAV.

Alternatywnie, co wydaje się podejściem bardziej uniwersalnym, w opracowaniach [4] i [8] ich autorzy swoje rozważania opierają na założonej tożsamość,

$$\gamma_{UAV_{kr}} = \sigma_{A/C_{kr}} \quad (1)$$

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.

Analizując skutki katastrofy UAV polegającej na jego uderzeniu w ziemię w większości przypadków zakłada się, że efekty te są proporcjonalne do energii jaką samolot posiada w chwili zderzenia, na którą składa się głównie jego energia kinetyczna oraz energia eksplozji paliwa. Kolejnym założeniem, które wydaje się oczywiste jest konstatacja, że liczba ofiar będzie tym większa im większa liczba osób przebywać będzie w rejonie katastrofy. Efekty katastrofy, występujące na pewnym obszarze, zwanym strefa rażenia, osłabione być mogą natomiast jeśli potencjalne ofiary przebywają np. w budynkach stanowiących dla nich rodzaj schronu. Znajomość zjawiska nie powoduje jednak, że istnieje ścisłe powiązanie powyższych założeń w jednoznaczne zależności analityczne. Próba uchwycenia, opisu matematycznego zjawiska w postaci modelu, ma zatem charakter kognitywny, gdzie pewne wielkości fizyczne próbuje się połączyć współczynnikami określanymi na podstawie analizy wypadków lotniczych.

Jednym z podstawowych pojęć pozwalających na wyliczenie skutków katastrofy UAV (obliczenia ilości potencjalnych ofiar) jest pole rażenia S_K , charakterystyczne dla każdego z rozpatrywanych UAV. Do wyznaczenia S_K najłatwiej skorzystać z formalizmu podanego w [12], który zakładając, że S_K jest proporcjonalna do energii kinetycznej UAV (energia wybuchu paliwa traktowana jest jako proporcjonalna do energii kinetycznej) można przedstawić w następujący sposób:

$$S_K = k \cdot \left(\frac{m \cdot V^2}{2} \right)^{2/3} \quad (2)$$

gdzie: m – masa, a V – prędkość UAV. Wychodząc z bilansu siły ciężkości i siły nośnej,

$$m \cdot g = \frac{1}{2} c_z \rho S V^2 \quad (3)$$

gdzie: g – przyspieszenie grawitacyjne, c_z – współczynnik siły nośnej, ρ – gęstość powietrza, a S – pole odniesienia UAV, zależność (2) łatwo przekształcić do postaci, w której wyrugowano niewygodną, ze względu na jej zmienność w przypadku różnych UAV, wielkość - prędkość lotu, na korzyść parametrów opisujących jednoznacznie obiekt, tj. masy i powierzchni odniesienia. Ostatecznie po elementarnych przekształceniach i założeniu, że współczynniki siły nośnej i gęstość powietrza dla wszystkich UAV mają wartość podobną otrzymujemy zatem:

$$S_K = 0.028 \cdot \left(\frac{m}{s} \right)^{2/3} \quad (4)$$

w której to wartość współczynnika 0.028 wyznaczono [12] na drodze statystycznej, po przeprowadzeniu analizy wypadków lotniczych. Wielkość pola rażenia jest mocno zróżnicowana dla

różnych typów samolotów. W przypadku Boeinga 747 – $S_K = 13\,684\text{m}^2$, natomiast Cessna 150 – $S_K = 150\text{m}^2$. Dokładność metody wyznaczenia strefy rażenia z oczywistych względów ma kolosalne znaczenie (zależność liniowa) dla dokładności modelu katastrofy UAV. Dlatego też podjęto próbę weryfikacji zależności (4), polegająca na porównaniu rzeczywistego, pokazanego na rys. 1 miejsca katastrofy z 10 kwietnia roku 2010 samolotu Tu-154M w pobliżu lotniska Sewiernyj pod Smoleńskiem, z wartością wyliczoną wg zależności (4). Przyjmując dane za katalogiem Janes'a wartość obliczeniowa S_K dla samolotu Tu-154M wynosi $S_K = 3788\text{m}^2$. Dokonując obliczeń na zdjęciu satelitarnym miejsca katastrofy otrzymujemy natomiast $S_K \approx 150 \cdot 25 = 3750\text{m}^2$, co pozytywnie weryfikuje zależność (4).



Rys. 1. Miejsce katastrofy samolotu Tu-154M (Sewiernyj)

Znając wielkość strefy rażenia S_K oraz gęstością zaludnienia, prawdopodobieństwo Π wystąpienia ofiar spowodowanych katastrofą UAV można wyznaczyć z następującej zależności,

$$\Pi = S_K \cdot D \cdot \varepsilon_G \quad (5)$$

Wartość współczynnika penetracji w zależności od współczynnika balistycznego β UAV, (który zdaniem autora w lepszy sposób niż wyłącznie masa m charakteryzuje obiekt, w aspekcie jego penetracji przy uderzeniu w przeszkodę), dobieramy z wykresu zamieszczonego na rys. 2, który sporządzono w oparciu o dane statystyczne zamieszczone w [8]. Współczynnik balistyczny β wyliczamy zgodnie z opisem zamieszczonym w [4] i [11]. Jego wartość:

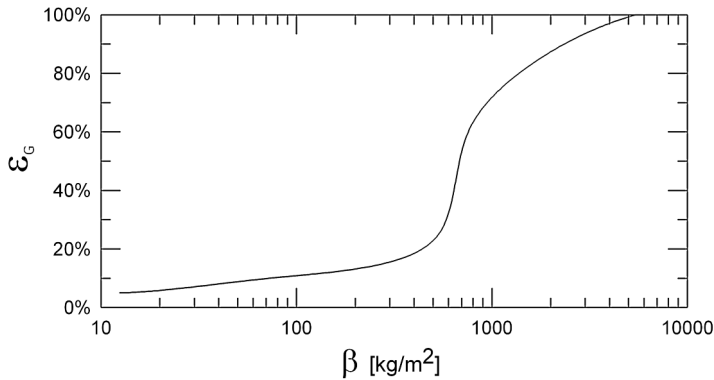
$$\beta = \frac{m}{c_x \cdot S} \quad (6)$$

gdzie: c_x – współczynnik siły oporu. Analizując wykres zamieszczony na rys. 2 konstatujemy, że dla samolotów o współczynniku balistycznym $\beta > 600$ (następuje gwałtowny wzrost współczynnika penetracji, który osiąga wartość $\varepsilon_G = 100\%$ dla UAV, o współczynniku balistycznym $\beta \geq 5500$ odpowiadającym dużym samolotom transportowym o masie $m \approx 250\,000\text{kg}$). Ostatecznie, po wyznaczeniu z (5) wielkości prawdopodobieństwa Π jako, że:

$$\gamma_{UAV_{kr}} = \sigma_{UAV} \cdot \Pi \quad (7)$$

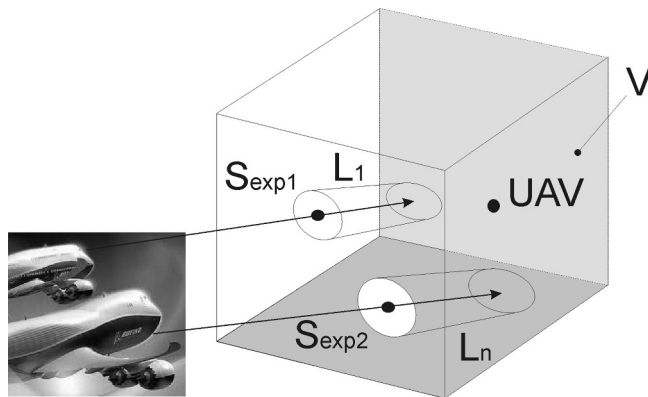
po przekształceniu wyrażenia (1) graniczne, dopuszczalne prawdopodobieństwo utraty UAV wyznaczyć możemy, z następującej zależności,

$$\sigma_{UAV_{kr}} = \frac{\sigma_{A/C_{kr}}}{\Pi} \quad (8)$$



Rys. 2. Współczynnik penetracji w zależności od współczynnika balistycznego

5. MODEL KATASTROFY POWIETRZNEJ UAV



Rys. 3. Koncepcja modelu „gazowego” katastrofy powietrznej (wg.[1])

Jednym z dwóch dominujących zagrożeń wynikających z eksploatacji UAV w SES jest potencjalne niebezpieczeństwo kolizji z innym statkiem powietrznym. Do wyznaczenia prawdopodobieństwa takiej kolizji najlepiej posłużyć się modelem „gazowym” [1], [8], ideę którego zaprezentowano na rys. 3. W modelu gazowym UAV traktowany jest jako cząsteczka gazu - 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, natomiast inni użytkownicy, nie posiadający żadnych urządzeń i systemów zapobiegających kolizji (np. TCAS - Traffic Collision Alert System), narażeni potencjalnie na kolizję z UAV, przez tenże czas obserwacji mogą:

- a. przez cały czas znajdować się w przestrzeni kontrolnej,
- b. znajdować się w przestrzeni kontrolnej przez czas $t_i < T$.

Celem wyznaczenia prawdopodobieństwa katastrofy powietrznej pomiędzy UAV, a jednym z samolotów cywilnych poruszających się w wyodrębnionej z SES przestrzeni kontrolnej, wprowadza się dodatkowo wielkości opisujące ruch innych użytkowników, takie jak: droga L przebyta wewnątrz przestrzeni kontrolnej oraz współczynnik $\varepsilon_A \leq 1$ uwzględniający nieuchronność katastrofy na skutek zderzenia z UAV o określonej masie całkowitej. Dla potrzeb obliczeń można przyjąć, że:

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

co oznacza, że każda kolizja z UAV, którego masa $m > 100 \text{ kg}$ prowadzi nieuchronnie do katastrofy. Natomiast dla UAV o masie $m < 100 \text{ kg}$ wartość współczynnika ε_A maleje liniowo przyjmując wartość $\varepsilon_A \approx 0$ dla najmniejszych MAV.

Przemnożenie pola ekspozycji S_{exp_i} i -tego samolotu przez przebytą przezeń drogę L_i w przestrzeni kontrolnej V daje w wyniku jego potencjalną objętość kolizji. Biorąc pod uwagę, że w czasie T wewnątrz przestrzeni kontrolnej V może znajdować się n samolotów całkowite prawdopodobieństwo zaistnienia katastrofy ostatecznie można wyrazić w następujący sposób,

$$K_{UAV} = \frac{\sum_{i=1}^n L_i \cdot S_{\text{exp}_i} \cdot \varepsilon_{A_i}}{V \cdot T} \quad (10)$$

Wielkość pola ekspozycji jest mocno zróżnicowana dla różnych typów samolotów. W przypadku samolotu Boeing 747 – $S_{\text{exp}} = 158 \text{ m}^2$, natomiast ATR 72 – $S_{\text{exp}} = 32.33 \text{ m}^2$.

6. WNIOSKI

Modele zaprezentowane w rozdziałach 4 i 5 stanowią efektywne narzędzia pozwalające na wyznaczenie pożądanej niezawodności projektowanego UAV i jego poszczególnych elementów w zależności od przyjętych WTT (Warunki Taktyczno-Techniczne).

W szczególności *Model rozbicia UAV* pozwala na wyznaczenie pożądanej niezawodności całego systemu UAV, w aspekcie zapewnienia wymaganego poziomu bezpieczeństwa związanego z zagrożeniem jakie dla osób trzecich stanowi UAV 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 przeznaczane do działania w rejonie dużych aglomeracji miejskich muszą być niewątpliwie bardziej niezawodne od tych wykorzystywanych np. do patrolowania granic, gdzie gęstość zaludnienia zwykle bywa niewielka.

Model katastrofy powietrznej pokazuje natomiast, że niezawodność systemów zapobiegających kolizji powietrznej typu TCAS (Traffic Collision Alert System) 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 FL460, tj. powyżej obszaru przeznaczonego dla lotów cywilnych (samoloty HALE) lub operujących lokalnie, na bardzo małych wysokościach, gdzie ruch lotniczy praktycznie nie występuje.

BIBLIOGRAFIA

- [1] S. Endoh: Aircraft Collision Models, M.S. Thesis. Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 1982,
- [2] M.T. DeGarmo: Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace, Center for Advanced Aviation System Development, 2004,
- [3] Z. Goraj, A. Frydrychewicz, R. Świtkiewicz, B. Hernik, J. Gadomski, T. Goetzendorf-Grabowski, M. Figat, S. Suchodolski, W. Chajec: 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, Technical sciences, vol. 52, no. 3, 2004,
- [4] D.W. King, A. Bertapelle, C. Moses: UAV failure rate criteria for equivalent level of safety, International Helicopter Safety Symposium, Montréal, 2005,
- [5] D.P. Murray: A Tiered Approach to Flight Safety Analysis, Keystone 2006,
- [6] D. Pettit, A. Turnbull: General Aviation Aircraft Reliability Study, NASA/CR-2001-210647, Hampton 2002,
- [7] M. Prażewska: Niezawodność urządzeń elektronicznych, WKiŁ, Warszawa 1987,
- [8] R.E. Weibel, R.J. Hansman: Safety considerations for operation of UAVs in the NAS, Report No. ICAT-2005-1, March 2005,
- [9] S. Tsach, D. Penn, A. Levy: 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 Defense: Airspace Integration Plan for Unmanned Aviation, 2004.

RELIABILITY OF THE UAV

Abstract

The paper deals the estimation of necessary reliability level for an unmanned aerial vehicle, to be capable to operate within the Single European Sky. In particular, classification principles are given – unmanned aircraft are assigned to classes appropriate for civil aircraft, as well as main assumptions are discussed for the method of reliability calculation in case of hypothetical unmanned aircraft.