

Sebastian GŁOWIŃSKI¹

CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE STATKU POWIETRZNEGO - LOT POZIOMY I ZAKRĘT

W artykule przedstawiono charakterystyki aerodynamiczne samolotu odrzutowego TS-11 Iskra. Na ich podstawie wyznaczono prędkość przeciągnięcia, minimalną i maksymalną lotu poziomego w różnych konfiguracjach. Opracowano diagram osiągow samolotu w zakręcie oraz diagram możliwości lotnych statku powietrznego.

MODELING OF THE TRAJECTORY OF AN AIRCRAFT IN THE SYMETRICAL FLIGHT

A dynamics characteristics of the jet training-combat aircraft was described. The minimal, maximal and speed of pulling in horizontal flight in different configurations were considered. The diagrams of performances the aircraft was draw up.

1. WSTĘP

Do określenia cech i funkcji statku powietrznego służą kryteria. Jednym z nich są osiągi, które stanowią mierzalne parametry charakteryzujące ruch samolotu w przestrzeni. Aby statek powietrzny mógł poruszać się w przestrzeni niezbędne są określone siły, których wartość wynika z możliwości konstrukcyjnych danego statku powietrznego (ciąg zespołu napędowego, rodzaj kadłuba, położenie i kształt płatów, powierzchnia skrzydeł, rodzaj usterzenia, itp.). Znajomość ww. parametrów umożliwia oszacowanie możliwości lotnych danego statku powietrznego.

1.1 Spis oznaczeń zastosowanych w artykule

C_D, C_L, C_M	– współczynniki siły oporu, nośnej i momentu pochylającego;
D, L, M	– siła oporu, siła nośna i moment pochylający [N, Nm];
\bar{c}	– średnia cięciwa aerodynamiczna;
g	– przyspieszenie ziemskie [m/s ²];
$G = m \cdot g$	– ciężar statku powietrznego [N];

¹ Politechnika Koszalińska, Zakład Mechatroniki i Mechaniki Stosowanej; 75-620 Koszalin;
ul. Raclawicka 15-17. tel: +48 94 347 -83-50, e-mail: sebastian.glowinski@tu.koszalin.pl

H_{Lotu}	– wysokość lotu [m];
m	– masa statku powietrznego [kg];
n	– współczynnik przeciążenia;
r	– promień zakrętu [m];
S	– pole powierzchni skrzydeł [m ²];
T_0	– ciąg silnika na poziomie morza [N];
T_H	– ciąg silnika na wysokości H_{Lotu} [N];
T_N	– ciąg niezbędny [N];
V	– prędkość statku powietrznego [m/s, km/h];
α	– kąt natarcia [rad, °];
ϕ	– przechylenie statku powietrznego [rad, °];
Ω	– prędkość kątowna statku powietrznego w zakręcie [1/s, °/s];
$\rho_0 = 1.225$	– gęstość powietrza na poziomie morza [kg/m ³];
$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{H_{Lotu}}{44300}\right)^{4.256}$	– gęstość powietrza w zakresie $0 \leq H_{Lotu} \leq 11000$ m [kg/m ³].

2. CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE STATKU POWIETRZNEGO

2.1 Siła nośna i siła oporu w locie poddźwiękowym

Siły aerodynamiczne, grawitacyjne, ciągu oraz momenty sił są głównymi elementami ruchu statku powietrznego. Są zależne od rodzaju statku powietrznego, jego konfiguracji, prędkości i wysokości lotu. Generalnie, siłę nośną i siłę oporu w ruchu symetrycznym można zapisać jako

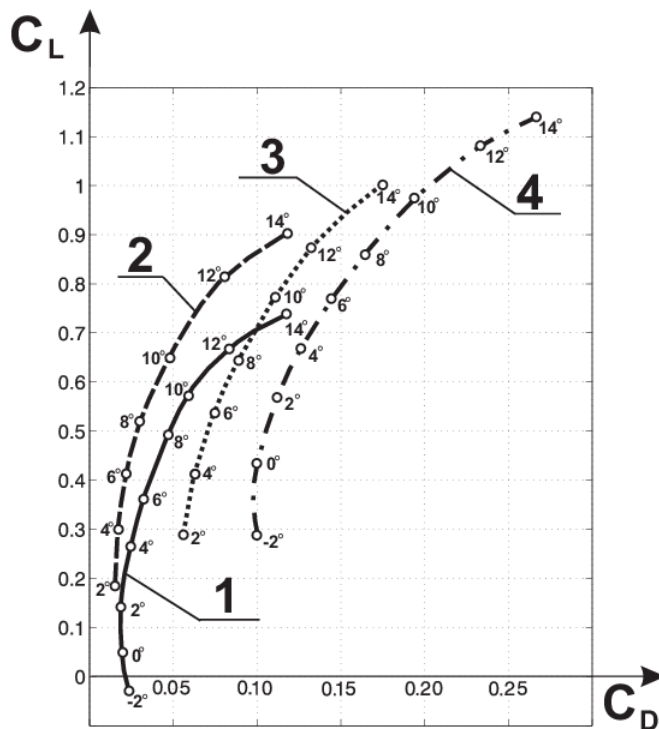
$$L = 0.5 \cdot C_L \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 \quad (1)$$

$$D = 0.5 \cdot C_D \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 \quad (2)$$

podczas gdy moment pochylający

$$M = 0.5 \cdot C_M \cdot S \bar{c} \rho V^2. \quad (3)$$

Pole powierzchni skrzydeł S oraz średnia cięciwa aerodynamiczna \bar{c} są stałymi, więc siły i moment działający na samolot będą zależne od gęstości powietrza (zmiana liniowa) i prędkości samolotu (funkcja kwadratowa).



Rys.1. Charakterystyki aerodynamiczne – krzywa biegunowa statku powietrznego $C_L = f(C_D)$: **1** - konfiguracja przelotowa, $n = 0$; **2** - konfiguracja przelotowa $n = n_{min}$; **3** - konfiguracja startowa, $n = 0$; **4** - konfiguracja lądowania $n = 0$.

Współczynniki sił i momentów aerodynamicznych są uzależnione od współczynnika proporcji, kąta natarcia i prędkości Macha. Na podstawie wartości ww. współczynników można wykreślić tzw. biegunową samolotu w zależności od konfiguracji statku powietrznego. Biegunową, czyli $C_L = f(C_D)$ dla wybranego statku powietrznego przedstawia Rys.1.

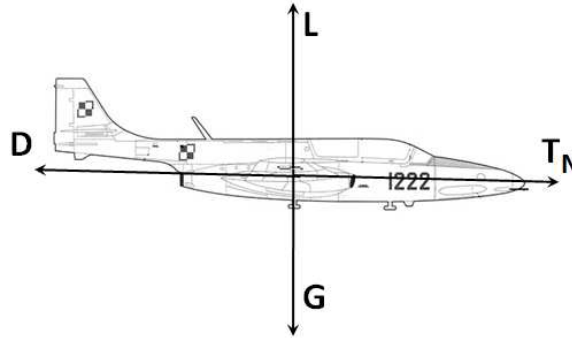
3. LOT POZIOMY

3.1 Ustalony lot poziomy

Warunki równowagi sił w ustalonym locie poziomym statku powietrznego (Rys.2.) można zapisać następująco

$$T_N - D = 0 \quad (4)$$

$$L - G = 0 \quad (5)$$



Rys.2. Równowaga sił w ustalonym locie poziomym

W locie ustalonym – poziomym (wysokość lotu $H_{lotu} = 0 \text{ m}$, masa samolotu $m = 3300 \text{ kg}$, kąt natarcia $\alpha = 5^\circ$, odpowiadający maksymalnej doskonałości samolotu $C_L/C_D = 10.7$). Ciąg niezbędny wynosi

$$T_N = \frac{G \cdot C_D}{C_L} = \frac{3300 \cdot 9.81 \cdot 0.025}{0.35} = 2312 \text{ [N]} \quad (6)$$

czyli obroty pędni silnika powinny wynosić ok. $10100 - 10200 \text{ obr/min}$ (w celu zachowania lotu poziomego). Prędkość odpowiadająca minimalnemu ciągowi wynosi

$$V_{T \min} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}} \sqrt[4]{\frac{1}{\pi \cdot AR \cdot C_D}} \approx 100 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \approx 241 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]. \quad (7)$$

Prędkość optymalna umożliwia lot w którym zapotrzebowanie na ciąg niezbędny jest minimalne. Lot odbywa się przy maksymalnej doskonałości samolotu. W konfiguracji gładkiej, bez pracującego silnika ($\alpha \approx 5^\circ$) otrzymamy

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L \max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3300 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 0.33}} = 67.15 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \approx 344 \text{ [km/h]} \quad (8)$$

Prędkość przeciągnięcia samolotu (masa = 3300 kg , kąt natarcia max $\alpha = 14^\circ$, obroty pędni silnika $n = 0 \text{ obr/min}$) można wyznaczyć z zależności

$$G = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L \max} \quad (9)$$

$$V_{przec} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L \max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3300 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 0.705}} = 65.45 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \approx 236 \text{ [km/h]} \quad (10)$$

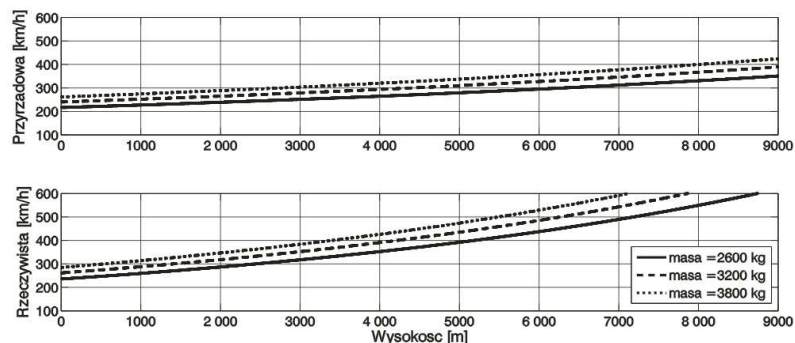
W konfiguracji do lądowania (podwozie wypuszczone, klapy wychylone)

$$V_{przec} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3300 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 1.14}} = 51.47 \left[\frac{m}{s} \right] \approx 185 [km/h] \quad (11)$$

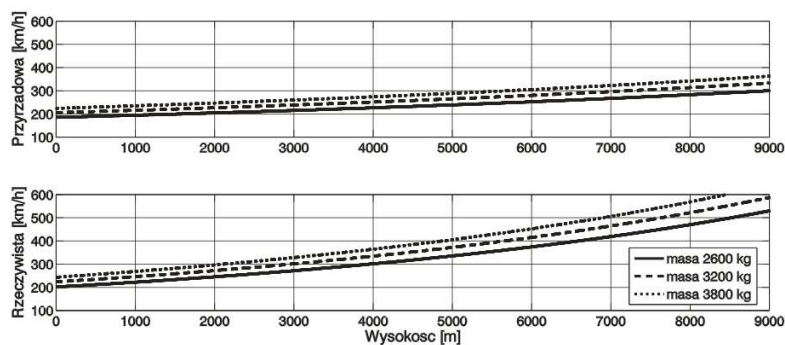
natomiast w konfiguracji gładkiej, przy silniku pracującym na obrotach minimalnych

$$V_{przec} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3300 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 0.9}} = 57.92 \left[\frac{m}{s} \right] \approx 208 [km/h] \quad (12)$$

Prędkość przeciągnięcia samolotu zależy od masy statku powietrznego oraz od wysokości lotu i kąta natarcia. Przykładowe parametry $V_{przec} = f(H_{lotu})$ przedstawia Rys.4.



Rys.4. Prędkość przyrzadowa i rzeczywista w $f(H)$, odpowiadająca minimalnemu ciągowi – konfiguracja gładka



Rys.5. Prędkość przyrzadowa i rzeczywista w $f(H)$ przeciągnięcia – konfiguracja gładka

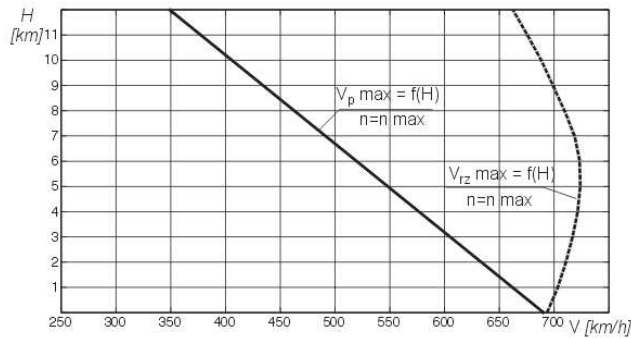
Prędkość maksymalną lotu poziomego można wyznaczyć z zależności (4). Warunki początkowe: wysokość lotu $H_{lotu} = 0$ m, masa samolotu $m = 3300$ kg, współczynnik siły oporu $C_{D_{min}}$, któremu odpowiada kąt natarcia $\alpha = 1^\circ$. Po przekształceniu

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2T_N}{\rho S C_{D\min}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10787}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 0.024}} = 204.77 \left[\frac{m}{s} \right] \approx 737 \text{ [km/h]} \quad (13)$$

Ciąg silnika odrzutowego nie zależy praktycznie od prędkości i zmienia się według zależności

$$T_H = T_0 \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0.7} \quad (14)$$

Maksymalna prędkość rośnie wraz z wysokością, ponieważ ograniczenie ciśnienia dynamicznego słabnie wraz ze zmniejszeniem gęstości. Zależność maksymalnej prędkości lotu poziomego w funkcji wysokości przedstawia Rys.5.



Rys.5. Zależność maksymalnej prędkości lotu poziomego od wysokości $V_{\max} = f(H)$

Przykładowo, dla wysokości $H_{lotu} = 5000 \text{ m}$, ciąg silnika dla maksymalnej prędkości obrotowej turbiny wynosi tylko 7550 N (770 kG), czyli stanowi ok. 70 % max ciągu na $H = 0 \text{ m}$. Prędkość maksymalna rzeczywista samolotu wynosi 750 km/h , co odpowiada prędkości przyrządowej ok. 550 km/h . Prędkość Macha wynosi 0.66 .

4. ZAKRĘT

4.1 Zakręt ustalony

Siły działające na statek powietrzny w zakręcie przedstawia Rys.6. Równania ruchu w zakręcie prawidłowym (bez bocznego ślizgu) można zapisać [1,2,3]

$$\begin{aligned} T - D &= 0 \\ L \cdot \sin \phi &= m \cdot r \cdot \Omega^2 \\ G - L \cdot \cos \phi &= 0. \end{aligned} \quad (15)$$

współczynnik przeciążenia i zależności trygonometryczne w zakręcie

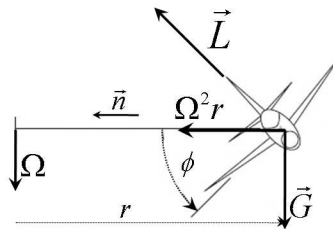
$$\frac{L}{G} = \frac{1}{\cos \phi} = n, \quad \sin \phi = \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}}, \quad \operatorname{tg} \phi = \sqrt{n^2 - 1}. \quad (16)$$

prędkość kątowna zakrętu wynosi

$$\Omega = \frac{L \cdot \sin \phi}{m \cdot V} = \frac{V}{r} = \frac{G \cdot \sin \phi}{\cos \phi \cdot m \cdot V} = \frac{g \cdot \operatorname{tg} \phi}{V} \quad (17)$$

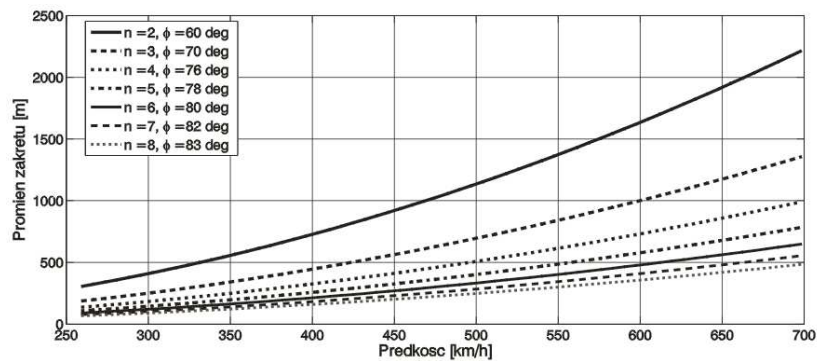
promień zakrętu prawidłowego

$$r = \frac{V}{\Omega} = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \phi}. \quad (18)$$



Rys. 6. Rozkład sił w zakręcie prawidłowym

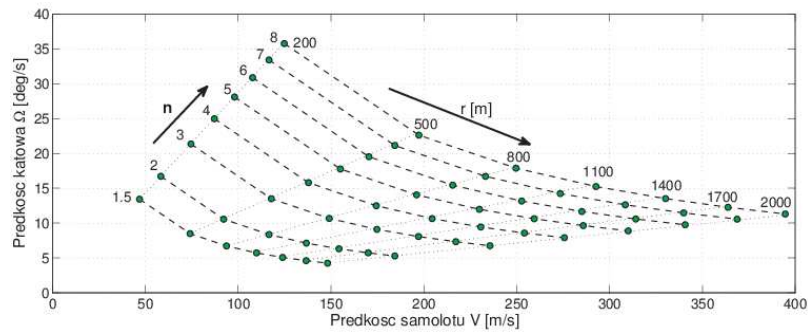
Zależność promienia zakrętu w funkcji prędkości dla stałych wartości przeciążenia (przechylenia) opisuje Rys.7.



Rys. 7. Zależność promienia zakrętu $r = f(V)$ dla różnych współczynników przeciążenia

Przykładowo, dla prawidłowego zakrętu wykonanego z parametrami: $V=400\text{km/h}$, $\phi=60^\circ$, przeciążenie wynosi 2, prędkość kątowna ok. 9/s , promień zakrętu 727m .

W celu znalezienia dwóch parametrów zakrętu, można skorzystać z diagramu osiągow w zakręcie. Jeśli za wartości graniczne przeciążenia n i promienia krzywizny r przyjmujemy $1.5 \leq n \leq 8$ oraz $200 \text{ m} \leq r \leq 2000 \text{ m}$ otrzymamy pełny diagram osiągow Rys .8. Diagram przedstawia relacje pomiędzy prędkością V , prędkością kątową zakrętu Ω , współczynnikiem przeciążenia n oraz promieniem zakrętu r . Mając dwa parametry zadane, można odczytać pozostałe dwa parametry zakrętu.



Rys. 8. Pełny diagram osiągow w zakręcie

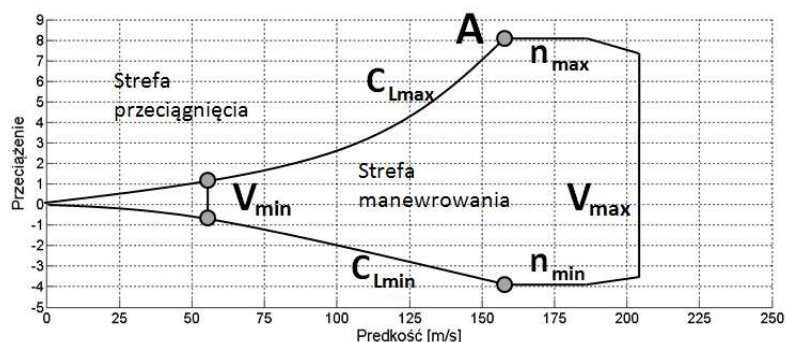
4.2 Zakręt nieustalony

W walce powietrznej bardzo ważnym manewrem jest wykonanie zakrętu przy największej prędkości katowej i najmniejszym promieniu. Odpowiada temu największy współczynnik przeciążenia n przy Ω_{\max} oraz V_{\min} [3]. Do tego celu wykorzystywany jest diagram $V - n$ (Rys. 9). Wykres przedstawia wartości przeciążenia w funkcji prędkości. Przykładowo, minimalna prędkość na diagramie dla parametrów $n = 8$, $C_{L\max} = 0.905$, $m = 3300 \text{ [kg]}$, $H_{\text{Lotu}} = 0 \text{ [m]}$, współczynnik przeciążenia $n=1$, jest równa prędkości przeciągnięcia $V_{\text{przec}} = 208 \text{ [km/h]}$. Maksymalna prędkość zależy od ciągu silnika, współczynnika oporu i wynosi $V_{\max} = 737 \text{ [km/h]}$. Istotnym punktem wykresu jest tzw. narożnik prędkości (punkt A na diagramie). Punkt A charakteryzuje możliwości pilotażowe samolotu czyli, największy możliwy współczynnik przeciążenia struktury statku powietrznego lub największy możliwy współczynnik siły nośnej. Jest to najmniejsza prędkość, przy której współczynnik przeciążenia osiąga największą wartość dla danego samolotu. Charakterystyczne parametry narożnika prędkości dla ww. danych można wyznaczyć następująco

$$V_{\text{cor}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot n_{\max}}{\rho \cdot S \cdot C_{L\max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3300 \cdot 9.81 \cdot 8}{1.225 \cdot 17.5 \cdot 0.905}} = 163.40 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \approx 588 \text{ [km/h]} \quad (19)$$

$$\Omega_{\text{cor}} = \frac{g \cdot \sqrt{n_{\max}^2 - 1}}{V_{\text{cor}}} = \frac{9.81 \cdot \sqrt{8^2 - 1}}{163.4} = 0.4765 \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \approx 27 \left[\frac{\text{deg}}{\text{s}} \right] \quad (20)$$

$$r_{\text{cor}} = \frac{V_{\text{cor}}^2}{g \cdot \sqrt{n_{\max}^2 - 1}} = \frac{163.4^2}{9.81 \cdot \sqrt{8^2 - 1}} = 342.90 \text{ [m]} \quad (21)$$



Rys. 9. Diagram V-n z zaznaczonymi strefami przeciągnięcia i manewrowania

5. WNIOSKI

Znajomość możliwości pilotażowych statku powietrznego jest niezbędna każdemu pilotowi i inżynierowi projektującemu samolot. Zaprezentowane możliwości pilotażowe i niektóre możliwości manewrowe wybranego statku powietrznego mogą stanowić uzupełnienie instrukcji techniki pilotowania. Ponadto umożliwiają dokładną analizę niebezpiecznych parametrów lotu (szczególnie na małej wysokości). Wykonanie zakrętu ze zbyt dużym przechyleniem na małej prędkości, może spowodować przeciągnięcie samolotu. Niestety zastosowany fotel katapultowy w samolocie TS-11 Iskra (minimalna wysokość katapultowania wynosząca 250 m w locie poziomym) nie zapewnia bezpiecznego opuszczenia samolotu na małej wysokości [6].

6. BIBLIOGRAFIA

- [1] Cook M.: *Flight Dynamics, principles*, Elsevier, Great Britain 2007.
- [2] Etkin B., Reid L.: *Dynamics of flight, stability and control*, Wiley, USA 1996.
- [3] Goraj Z.: *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [4] Stengel R.: *Flight Dynamics*, Princeton University Press, New Jersey 2004.
- [5] Stevens B., Lewis F., *Aircraft control and simulation*, Wiley, Mexico 2003.
- [6] *Samolot TS-11 „Iskra”, Instrukcja Techniki Pilotowania*, Ministerstwo Obrony Narodowej Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1851/78, Poznań 1978.
- [7] Milkiewicz A.: *Praktyczna aerodynamika lotu samolotu odrzutowego w tym wysokomanewrowego*. Wyd. ITWL, Warszawa 2011.