

Sebastian GŁOWIŃSKI¹
Tomasz KRZYŻYŃSKI²

MODELOWANIE DYNAMIKI FOTEŁA KATAPULTOWEGO SAMOŁOTU TS-11 „ISKRA”

W artykule przedstawiono dynamikę fotela katapultowego o nazwie SK odrzutowego szkolno-bojowego samolotu TS-11 „Iskra”. Scharakteryzowano fotel katapultowy i zasadę jego działania. Opracowano model matematyczny oraz komputerowy obiektu przy wykorzystaniu programu MATLAB – Simulink i przeprowadzono symulację dla różnych prędkości lotu.

MODELING OF DYNAMICS EJECTION SEAT AIRCRAFT TS-11 “ISKRA”

A dynamics of motion of an ejection seat of the jet training-combat aircraft TS-11 “Iskra” was considered. The ejection seat of the name SK and its working principle was described. The mathematical model was presented and computer model was simulated by the use of a MATLAB – Simulink software.

1. WSTĘP

Pierwsze fotele katapultowe zastosowane zostały w samolotach Heinkel „He-162 Salamander” w 1939 roku. Część katapultowań kończyła się wówczas niepowodzeniem na skutek kolizji układu fotel-pilot ze statkiem powietrznym. Od tego czasu stale udoskonalano systemy ratownicze. Zgodnie z [2] fotele katapultowe można podzielić na 4 generacje:

- I. Pierwsza – opracowana w latach 1940-1965. Wykorzystano w niej sprężone powietrze, silnik raketowy lub pironabój. Zadaniem tego typu foteli było wyrzucenie pilota poza obręb samolotu. W pierwszych wersjach pilot manualnie otwierał spadochron.
- II. Druga – lata 1965 – 1975. Udoskonalono silnik raketowy zmniejszający prawdopodobieństwo odniesienia obrażeń. Ostatnie wersje foteli katapultowych tej generacji umożliwiają eksploatację na wysokości 0m przy prędkości 0km/h (klasa 0-0).

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

² Politechnika Koszalińska, Zakład Mechatroniki i Mechaniki Stosowanej; 75-620 Koszalin; ul. Raclawicka 15-17.
tel: +48 94 347 -83-95, e-mail: tomasz.krzyzynski@tu.koszalin.pl

III. Trzecia – lata 1975 – obecnie. Wykorzystano sensory, platformę żyroskopową do aktualizacji pozycji fotela, jego prędkości w stosunku do strug powietrza. Po przeanalizowaniu wagi pilota, komputer fotela katapultowego oblicza czas otwarcia spadochronu hamującego i spadochronu ratowniczego, np. fotel produkcji rosyjskiej o nazwie K-37-800 z 1992r.

IV. Czwarta – obecnie. Rozwój elektroniki w fotelu katapultowym mającej wpływ na parametry katapultowania, np. fotel K-36D-3,5 z 2001r.

Aktualnie eksploatowane samoloty wojskowe wyposażone są w fotele III i IV generacji, z pewnymi wyjątkami, jakim jest np. samolot TS-11 „Iskra”. Samolot ten powstał pod kierownictwem prof. Tadeusza Sołtyka w 1960 roku, a od 1962 roku jest eksploatowany przez lotnictwo wojskowe RP. Załogę stanowią 2 osoby (instruktor i uczeń). Podstawowe dane techniczne samolotu [4] to

- długość – 11,15 m,
- rozpiętość – 10,06m,
- wysokość – 3,5 m,
- powierzchnia nośna – 17,5 m,
- masa własna – 2560 m,
- ciężar całkowity – 3724 kg (wersja SNP),
- maksymalna masa startowa – 3838 kg,
- prędkość maksymalna – 720 km/h.

2. FOTEL KATAPULTOWY SAMOLOTU TS-11 „Iskra”

2.1 Budowa fotela SK

Samolot TS-11 „Iskra” wyposażony jest w dwa identyczne fotele katapultowe I generacji, zaliczane do foteli lekkich (56 kg ze spadochronem) [5]. Są one zamocowane w kabine za pomocą mechanizmu strzałowego oraz 2 szyn prowadzących mających za zadanie nadanie kierunku przy katapultowaniu. Fotele SK składają się ze szkieletu z miską (w której umieszczony jest spadochron ratowniczy S-3 serii 2M o wadze 20 kg), zagłówka, poduszki plecowej i pasów mocujących – taśm o szerokości 50 mm (plecowe, biodrowe, kroczone). Ponadto w skład wyposażenia wchodzi takie elementy jak: mechanizm sterowania odstrzałem, mechanizm strzałowy (z pironabojem PK-4-1), mechanizm regulacji długości pasów, uchwyt ręcznego wyciągnięcia zabezpieczenia lotnego oraz automat AD-3 zamocowany z prawej strony fotela, służący do rozpinania pasów (ustawiony na 1,5 sekundy). Celem zastosowania naboju PK-4-1 było uzyskanie takiej trajektorii, która uniemożliwia zderzenie pilota z usterzeniem pionowym. Zgodnie z [4] pierwszy katapultuje się pilot z II kabiny. Minimalna wysokość katapultowania wynosi 250 m przy prędkości samolotu podczas katapultowania $V_s = 350\div 400$ km/h, natomiast zalecana 600 m w locie poziomym i 1000 m w nurkowym. Pilot podczas startu do wysokości 250 m i podczas lądowania nie ma możliwości opuszczenia samolotu sposobem zasadniczym. Jednym sposobem ratunku jest lądowanie w terenie przygodnym. W historii eksploatacji samolotów TS-11 jest kilka przypadków pozytywnego zakończenia katapultowania na wysokości w granicach 250 - 600m. Tak było np. w 1995 roku ($h_{kat}=480$ m), 1987 rok ($h_{kat}=250$ m). Jednak występowały również sytuacje, w których pomimo wysokości powyżej 250 m nie udało się pilotowi uratować np. 2005 rok ($h_{kat}=290$ m).

Procedura katapultowania jest następująca [4]. Pilot podczas katapultowania powinien używając obu rąk, przestawić dźwignie awaryjnego zrzutu osłony kabiny w położenie od siebie, co spowoduje jej zrzut i odbezpieczenie mechanizmu strzałowego fotela katapultowego. Następnie opierając ręce na poręczach fotela, należy nacisnąć dłońmi dźwignie odstrzału fotela, powodując jego wystrzelenie. W związku z tym, że spadochron ratunkowy jest umieszczony w misce fotela katapultowego po wykatapultowaniu należy odepchnąć się od fotela. W przypadku przytrzymania się przez pilota dźwigni strzału, np. w dezorientacji wynikającej z rotacji fotela lub kolizji z elementami usterzenia ogonowego samolotu, istnieje prawdopodobieństwo, że zabraknie wysokości na otwarcie się spadochronu ratunkowego. Spadochron ratunkowy wyposażony jest w automat KAP-3P ustawiony na zwłokę czasową 2 s i wysokość 2400 m. Ma on za zadanie zainicjowanie otwarcia spadochronu (po oddzieleniu się pilota od fotela katapultowego na odległość powyżej 1,5 m i wyciągnięcie zawleczeni). Zwłoka czasowa zadziałania automatu KAP-3P niezbędna jest po to, aby pilot oddalił się od fotela na taką odległość by w chwili wypełnienia się czaszy spadochronu głównego i wyhamowania prędkości - opadający fotel nie zderzył się z pilotem i wypełnioną czaszą spadochronu. W dalszej części artykułu układ fotel katapultowy – pilot nazywany będzie obiektem.

2.1 Spis oznaczeń zastosowanych w artykule

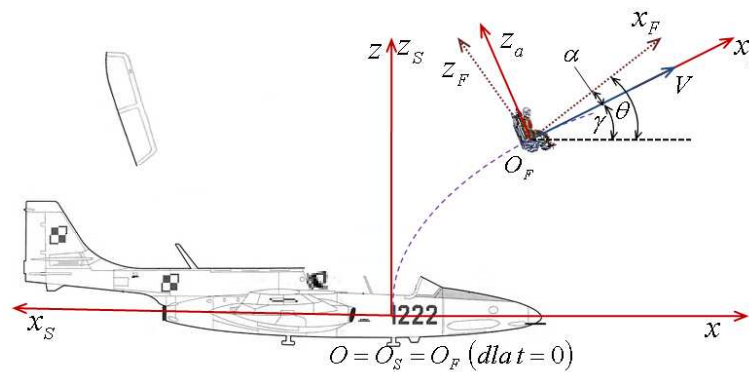
a, b	– współrzędne środka masy obiektu – dolna para rolek [m],
$c = \arcsin(\delta - \chi)$	– odległość środka ciężkości obiektu od dolnej pary rolek [m],
$C_{za}, C_{xa}, C_m = f(\alpha)$	– współczynniki siły nośnej, oporu i momentu pochylającego obiektu,
$d = \sqrt{a^2 + b^2}$	– składowa odległości środka ciężkości od dolnej pary rolek [m],
$g = 9.81$	– przyspieszenie ziemskie [m/s ²],
h	– wysokość lotu statku powietrznego [m],
I_y	– moment bezwładności obiektu względem osi y [kg•m ²],
n	– przeciążenie działające na obiekt podczas wystrzału,
$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h}{44300}\right)^{4.256}$	– gęstość powietrza dla $0 \leq h \leq 11000$ m [kg/m ³],
P_x, P_z, M	– siła oporu, nośna i moment pochylający obiektu [kg•m/s ² , kg•m ² /s ²]
S	– pole przekroju poprzecznego obiektu [m ²],
$Q = mg$	– siła ciężkości obiektu [kg•m/s ²],
$t_{pr} = 0.01875$	– czas ruchu fotela w prowadnicach na dolnej parze rolek [s],
V	– prędkość lotu obiektu [m/s],
V_x	– składowa pozioma prędkości obiektu [m/s],
V_z	– składowa pionowa prędkości obiektu [m/s],
V_s	– prędkość statku powietrznego [m/s],
V_0	– prędkość strzału obiektu [m/s],
$\alpha(0) = \chi - \gamma$	– kąt natarcia obiektu w czasie ruchu po prowadnicach [rad],

- θ – kąt pochylenia obiektu [rad],
 γ – kąt pochylenia toru lotu obiektu [rad],
 χ – kąt nachylenia prowadnic fotela [rad].

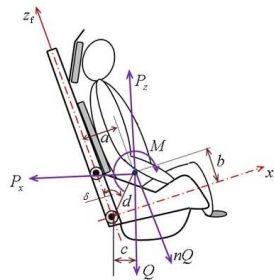
2.2 Model układu samolot – obiekt

Model samolotu wraz z obiektem rozpatrzono w układzie xz . W związku z powyższym, w niniejszym opracowaniu nie uwzględniano modelu przechylenia statku powietrznego. Zgodnie z przyjętym w literaturze [5] oznakowaniem, zastosowano 4 układy współrzędnych (Rys.1.):

- układ nieruchomy Oxz ,
- układ związany z samolotem $O_S x_S z_S$,
- układ związany z obiektem $O_F x_F z_F$,
- układ związany z kierunkiem napływających strug $O_F x_a z_a$.



Rys.1. Układy współrzędnych samolotu i obiektu



Rys.2. Siły i moment działające na obiekt

Rozważany statek powietrzny porusza się ze stałą prędkością V_s w locie poziomym (stała wysokość lotu). Obiekt traktowany jest jako bryła sztywna.

Po zainicjowaniu procesu katapultowania obiekt zaczyna poruszać się po prowadnicach z prędkością V_0 i przyspieszeniem n pod kątem χ . Siły i momenty działające na obiekt poruszający się po prowadnicach przedstawiono na Rys. 2.

Po opuszczeniu prowadnic przez obiekt na jego składową pionową ruchu wpływają początkowe warunki katapultowania, przyspieszenie ziemskie oraz składowa wypadkowej siły aerodynamicznej. Na składową poziomą wpływa początkowa prędkość w chwili opuszczenia prowadnic oraz siła oporu powietrza. Ponadto w wyniku działania momentu obrotowego, obiekt zaczyna poruszać się ruchem obrotowym z prędkością kątową ω .

2.3 Podstawowe równania ruchu obiektu

Równania ruchu obiektu opracowano na podstawie [2,5]. Prędkość początkowa obiektu w chwili zejścia z prowadnic określona jest następująco

$$V(0) = \sqrt{V_x^2 + V_z^2} = \sqrt{(V_s - V_0 \sin \chi)^2 + V_0^2 \cos^2 \chi}, \quad (1)$$

Początkowy kąt nachylenia toru lotu obiektu to

$$\sin \gamma = \frac{V_z}{V} = \frac{V_0 \cos \chi}{V}, \quad \gamma = \arcsin \frac{V_0 \cos \chi}{V}, \quad (2)$$

Składowe siły aerodynamicznej (nośna i oporu) oraz moment pochylający są następujące

$$\begin{cases} P_z = 0.5 \rho V^2 C_{xa} S, \\ P_x = 0.5 \rho V^2 C_{za} S, \\ M = 0.5 \rho V^2 C_m S l. \end{cases} \quad (3)$$

W czasie ruchu w prowadnicach na fotel działają 3 momenty

$$\begin{cases} M_1 = 0.5 \rho V^2 S (C_m l + C_{za} (a \cos \alpha - b \sin \alpha) + C_{xa} (b \cos \alpha + a \sin \alpha)), \\ M_2 = Qna, \\ M_3 = Qc. \end{cases} \quad (4)$$

Momenty powodują obrót fotela w trakcie zejścia z prowadnic o kąt

$$\Delta \theta = \frac{M_1 - M_2 - M_3}{I_y + md^2} \frac{t_{pr}^2}{2}. \quad (5)$$

2.4 Model matematyczny obiektu

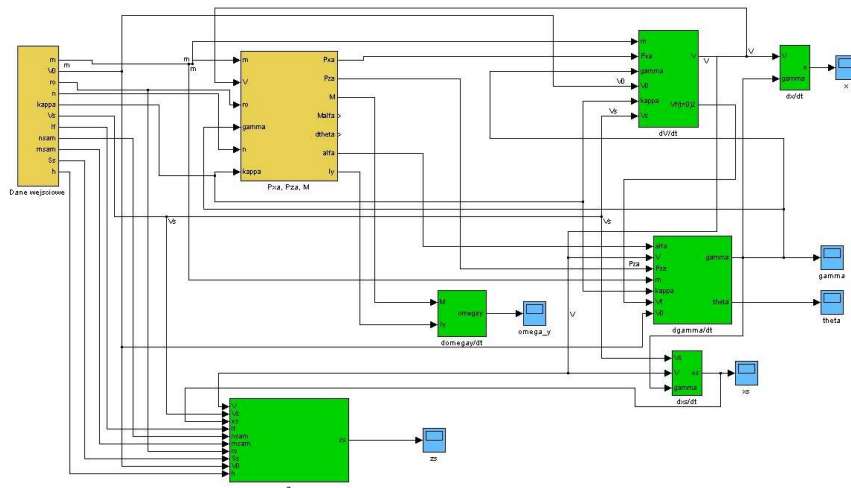
Rozpatrywany obiekt posiada 3 stopnie swobody. Równania ruchu obiektu możemy zapisać następująco

$$\begin{cases} m\dot{V} = -P_x - Q \sin \gamma, \\ mV\dot{\gamma} = P_z - Q \cos \gamma, \\ \dot{x} = V \cos \gamma, \\ \dot{z} = V \sin \gamma, \\ \dot{\theta} = \omega_y, \\ \dot{\omega}_y = \frac{M}{I_y}. \end{cases} \quad (6)$$

Powyższe równania wprowadzono do programu MATLAB – Simulink z następującymi warunkami początkowymi $h_{\text{lotu}}=250$ m, $V_{\text{lotu}}=250, 400$ oraz 650 km/h.

2.5 Model komputerowy

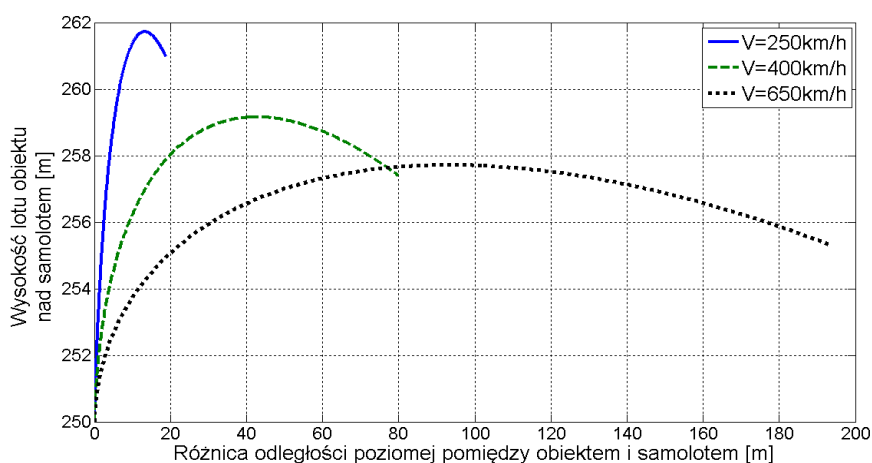
Model komputerowy opracowano przy wykorzystaniu metody blokowej (Rys.3). Charakterystyki aerodynamiczne, będące funkcjami kąta natarcia zmiennego w trakcie ruchu przyjęto na podstawie [3,6] i wprowadzono w postaci wyrażen analitycznych, natomiast charakterystyki masowe fotela zgodnie z [1].



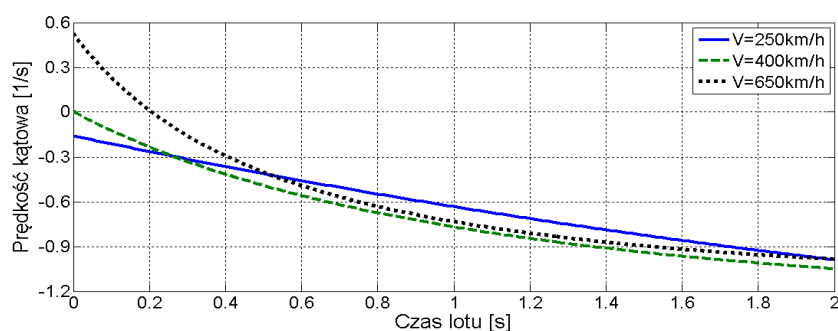
Rys.3. Model obiektu w Simulinku

3. WYNIKI

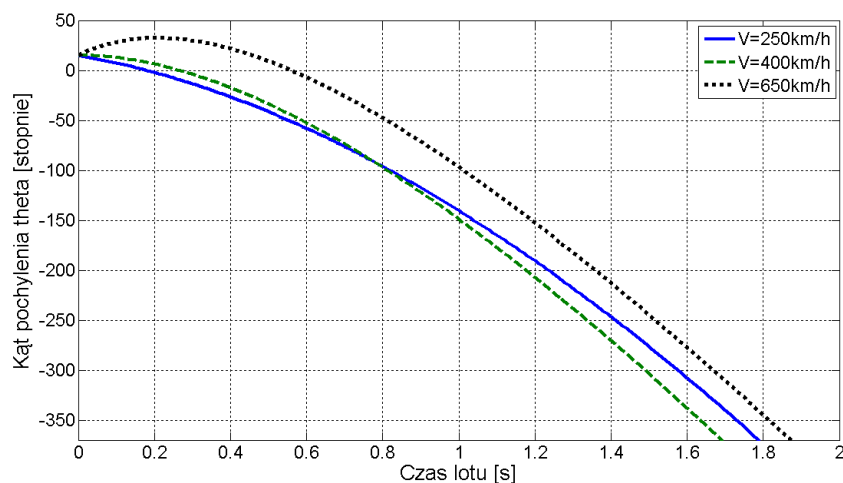
Przeanalizowano parametry zachowania obiektu na wysokości minimalnej wynoszącej 250m. Wzrost prędkości powoduje zmniejszenie wysokości przelotu obiektu nad statecznikiem pionowym (Rys.4). Najbardziej zalecana prędkość wynosi 350-400 km/h, co zapewnia przelot obiektu nad statecznikiem pionowym z zapasem wysokości ok. 2,5-3 m z kątem pochylenia fotela $\theta = -30^\circ$. W tym przypadku obiekt przelatuje częścią dolną przedniej miski fotela, zwróconą w kierunku statecznika. Po czasie od momentu katapultowania wynoszącym 1,5 s następuje zadziaływanie automatu AD-3 (pilot z fotelem są już w odległości bezpiecznej 50m za samolotem). Kąt pochylenia trajektorii fotela γ w tym momencie wynosi -2° . Kąt pochylenia obiektu w ciągu 1 s wynosi od 100° do 150° , w zależności od prędkości lotu.



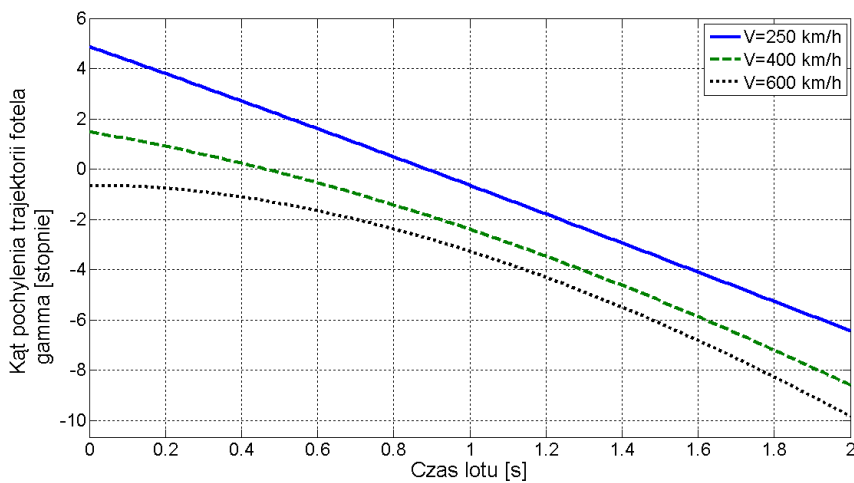
Rys.4. Tor lotu obiektu względem samolotu na wysokości $h=250\text{m}$ w czasie 2s



Rys.5. Zmiana prędkości kątowej ω_x obiektu w czasie



Rys.6. Zmiana kąta pochylenia obiektu θ w czasie



Rys.7. Zmiana kąta pochylenia trajektorii obiektu γ w czasie

4. WNIOSKI

Pomimo znaczącego postępu techniki nie istnieje fotel katapultowy pozwalający uratować życie pilota w każdej sytuacji i na każdej wysokości. Nawet najlepszy tego typu fotel klasy IV generacji wymaga, aby w momencie katapultowania kąty pochylenia i przychylenia oraz wektor pionowej składowej prędkości lotu (na bardzo małej wysokości)

były równe 0. Każde naruszenie jednego z tych warunków zwiększa minimalną dopuszczalną wysokość bezpiecznego katapultowania.

Eksploatowane fotele SK umożliwiają bezpieczne opuszczenie statku powietrznego w sytuacji awaryjnej przy spełnieniu szeregu warunków. Jednym z nich jest minimalna bezpieczna wysokość katapultowania – 250 m. Należy zwrócić uwagę, że nawet na tej wysokości proces katapultowania może być nieudany. W wyniku rotacji fotela (zmiana masy pilota w przypadku fotela SK znacząco wpływa na zmianę momentów bezwładności układu pilot-fotel), działającego przeciążenia oraz niewłaściwej prędkości katapultowania, może wystąpić kolizja układu fotel katapultowy – pilot z usterzeniem pionowym samolotu.

Zmiana fotela katapultowego w samolocie TS-11 na fotel klasy 0-0 (wysokość 0m i prędkość 0km/h) poprawiłaby bezpieczeństwo załogi eksploatującej ten typ statku powietrznego, jednak z kilku względów jest pomijana. Po pierwsze, koszty zastosowania nowoczesnego fotela są niewspółmiernie wysokie do aktualnej wartości eksploatowanego sprzętu. Po drugie, zastosowanie innego typu fotela (o większej masie niż SK) zmieniłoby wyważenie samolotu, co wiązałoby się koniecznością przeprowadzenia kosztownych badań przewyższających wartość samolotu.

W związku z tym, że samoloty pozostaną jeszcze przez kilka lat w służbie SZ RP w przyszłości celowe wydaje się przeanalizowanie układu pilot-fotel katapultowy oraz jego charakterystyki przy wykorzystaniu metod CFD (Computer Fluid Dynamics) i przeprowadzenie badań w tunelu aerodynamicznym. Konieczne jest rozwinięcie modelu i przeanalizowanie zachowania fotela katapultowego w układzie przestrzennym, z uwzględnieniem ślizgu, obrotu samolotu, występującego przeciążenia oraz wpływu wiatru. Symulacja katapultowania w różnych fazach lotu (jak np. korkociąg) pozwoli na uzyskanie pełnej informacji, a co za tym idzie zwiększy świadomość i pewność o skuteczności i niezawodności działania systemu.

4. BIBLIOGRAFIA

- [1] Jasztal M., Szajnar S.: *Wyznaczenie i analiza charakterystyk masowych układu fotel katapultowy-pilot*, Biuletyn WAT, Vol. LI, Nr 8 (2002).
- [2] Mohammad Salman Jamali: *Pilot Seat Ejection Simulation*, Hamdard Institute of Information and Technology, Hamdard University Karachi, Pakistan 2003.
- [3] Платонов К.: *Человек в полете*, Военное Издательство Министерства Союза ССР, Москва 1957.
- [4] *Samolot TS-11 "Iskra"*, *Instrukcja Techniki Pilotowania*, Ministerstwo Obrony Narodowej Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1851/78, Poznań 1978.
- [5] Szendzielorz C.: *Dynamika ruchu fotela odrzucanego względem samolotu w locie symetrycznym*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana* 1/2, 24, (1986).
- [6] Walczak W.: *Fotele katapultowe*, Centrum Szkolenia Inżynierijno-Lotniczego, Oleśnica 1996.