

prof. dr hab. inż. Jerzy MARYNIAK *
dr inż. Edyta ŁADYŻYŃSKA – KOZDRAŚ **
dr inż. Maciej LASEK ***
mgr inż. Marek KALSKI *

* Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechnika Warszawska

** Zakład Mechaniki Stosowanej Politechnika Warszawska

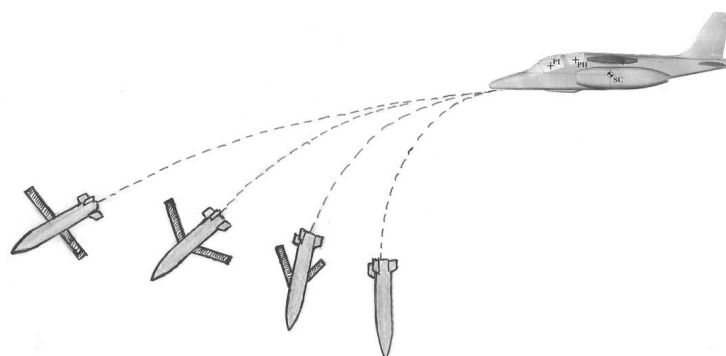
*** Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

MODELOWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA LOTU BOMBY USKRZYDLONEJ O ZMIENNEJ KONFIGURACJI SKRZYDEŁ

W oparciu o modelowe badania aerodynamiczne wyznaczono charakterystyki aerodynamiczne dla różnych kątów rozłożenia skrzydeł w zakresie $0 \leq \nu \leq 90 \text{deg}$. Opracowano model matematyczny i symulacyjny. Przedstawiono symulację numeryczną pokazując tory lotu zrzutu z różnych wysokości, na różnych prędkościach oraz skosach skrzydeł $\nu_x=0, 30, 60, 90 \text{deg}$ i bomby bez skrzydeł. Wyniki przedstawiono graficznie.

1. Wstęp

W pracy przedstawiono możliwości zastosowania dla pewnej klasy bomb lotniczych systemu uskrzydłonego adaptera o zmiennym skosie skrzydeł, umożliwiającego podwieszenie bomby w celu zwiększenia jej zasięgu (rys.1).



Rys. 1. Zrzut bomby przy różnym rozwarciu skrzydeł: 1. $\nu_x=0 \text{deg}$, 2. $\nu_x=30 \text{deg}$, 3. $\nu_x=60 \text{deg}$ i w konfiguracji gładkiej „4”

Opracowanie systemu umożliwiającego zrzut środków bojowych z samolotów spoza zasięgu obrony przeciwlotniczej przeciwnika jest jednym z ważniejszych zagadnień taktyki zakładającej atak na cele naziemne spoza strefy rażenia obrony przeciwlotniczej (rys.1).

Powstało kilka rozwiązań takich urządzeń. Między innymi zestaw LongShot – Uskrzydłony Zestaw Nawigacyjny firmy Lockheed Martin [3,21] LongShot jest tanim, samonośnym skrzydlatym adapterem, umożliwiającym zwiększenie zasięgu

istniejących lotniczych środków bojowych klasy powietrze-ziemia oraz ich autonomiczne kierowanie (rys.2, rys.3). Konfiguracja adaptera umożliwia użycie szerokiego wachlarza środków bojowych o wagomiarze do 250 kilogramów (rys.4)



Rys. 2. Bomba kasetowa Rockeye z adapterem LongShot [3,21] podwieszona pod skrzydłem samolotu



Rys. 3. Zrzut bomby CBU-87/97 z samolotu z rozłożonym adapterem [21]

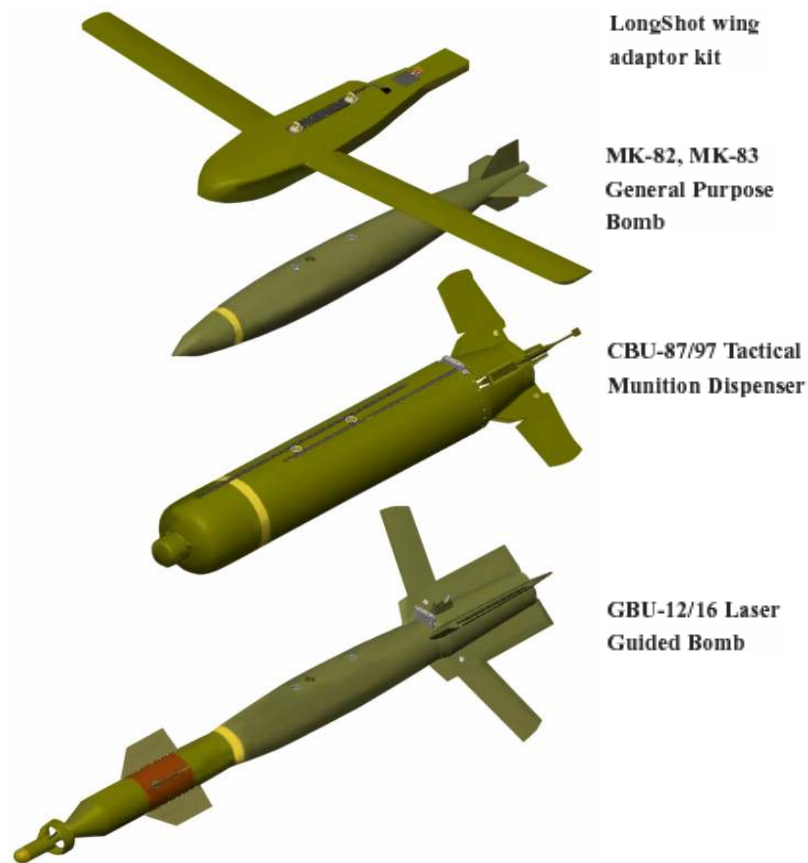
LongShot jest tanim i prostym adapterem z integralnym sterowaniem GPS, który można zamontować do większości bomb używanych w siłach powietrznych USA (np. rys.4). Można go używać jako taniego sposobu uczynienia ze zwykłej bomby pocisku precyzyjnego o dużym zasięgu lub w celu przedłużenia zasięgu dla bomby precyzyjnej. Adapter umożliwia zrzut z wysokości do 12000m i umożliwia uzyskanie zasięgu do 100km.

Adapter firmy Lockheed Martin wykorzystano jako wzór przy opracowaniu [3] aerodynamicznych badań modelowych oraz symulacji numerycznej.

Dynamikę bomb lotniczych przedstawiano w szeregu pracach [7, 14, 18, 19, 20]. Szczególną uwagę należy zwracać na moment zrzutu i lot w pobliżu nosiciela, gdzie duże znaczenie odgrywa interferencja bomba – nosiciel [4, 5, 6, 15, 16, 17].

Środki rażenia w postaci bomb podwieszanych pod adapter, który umożliwia precyzyjne sterowanie aktywne na zadany cel lub lot programowy po zadanym torze, wymagają odpowiedniego sterowania oraz nałożenia więzów umożliwiających zadany program realizacji lotu [1, 2, 8, 9, 12, 13].

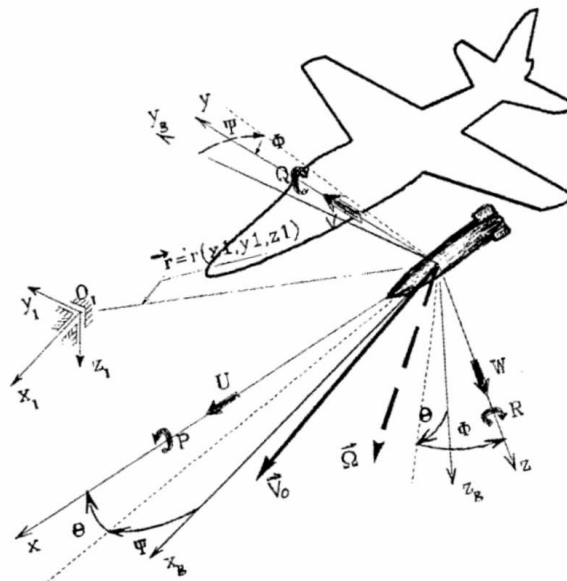
Przedstawione w literaturze prace mogą i powinny być wykorzystane przy nowoprojektowanych i modyfikowanych środkach rażenia w Polsce.



Rys. 4. Przykład możliwych podwieszek pod adapter LongShot [21]

2. Model matematyczny lotu zasobnika - bomby

Dynamiczne równania ruchu wyprowadzono w układzie odniesienia względnym sztywno związanym z zasobnikiem Oxyz (rys.5).



Rys.5. Przyjęte układy odniesienia oraz kąty położenia i składowe prędkości liniowej i kątowej

Na rys.5 przedstawiono przyjęte układy odniesienia oraz prędkości: liniową \vec{V}_0 ruchu bomby i kątową $\vec{\Omega}$ obrotu bomby oraz ich składowe, gdzie:

$O_1x_1y_1z_1$ – układ odniesienia nieruchomy – inercyjny;

$Ox_gy_gz_g$ – układ odniesienia z początkiem w punkcie „O” bomby, równoległy do układu inercyjnego $O_1x_1y_1z_1$;

$Oxyz$ – układ odniesienia z początkiem w punkcie „O” sztywno związany z zasobnikiem;

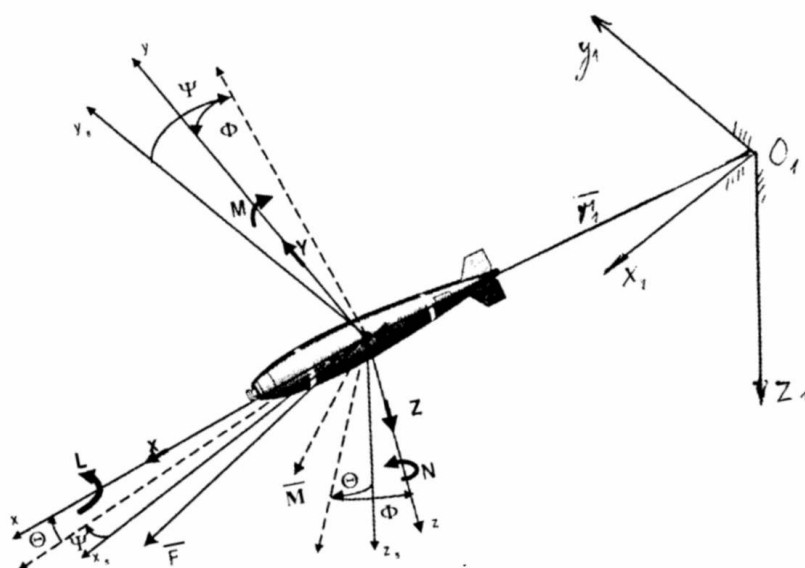
ψ – kąt odchylenia zasobnika;

θ – kąt pochylenia zasobnika;

ϕ – kąt przechylenia zasobnika;

Przy czym: prędkość lotu zasobnika $\vec{V}_0 = U\vec{i} + V\vec{j} + W\vec{k}$ (1)

prędkość kątowa zasobnika $\vec{\Omega} = P\vec{i} + Q\vec{j} + R\vec{k}$ (2)



Rys. 6. Układy współrzędnych związane z bombą oraz siły i momenty sił działające na bombę w locie

Ogólne równania ruchu dla nieodkształcalnego obiektu latającego wyprowadzono stosując równania dynamiki [10,11] w układzie odniesienia $Oxyz$ sztywno związanym z obiektem (rys.6), którego początek znajduje się w dowolnie przyjętym punkcie „O” niebędącym środkiem masy.

Pochodna pędu Π względem czasu równa się sumie sił zewnętrznych F :

$$\frac{\delta \Pi}{\delta t} + \Omega \times \Pi = F \quad (3)$$

Pochodna krętu K_0 względem czasu równa się sumie momentów sił zewnętrznych M_0 :

$$\frac{\delta K_0}{\delta t} + \Omega \times K_0 + V_0 \times \Pi = M_0 \quad (4)$$

przy czym

$$\Pi = m \cdot (V_0 + \Omega \times r_C) \quad (5)$$

Równania (3), (4), (5) po przekształceniach w postaci macierzowej:

$$\tilde{M} \dot{V} + KMV = Q^* \quad (6)$$

gdzie: \mathbf{K} – macierz związków kinematycznych,

$$\tilde{\mathbf{M}} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_w - \text{zmodyfikowana macierz bezwładności [11],}$$

$$\dot{\mathbf{V}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T - \text{wektor przyspieszeń,} \quad (7)$$

$$\mathbf{V} = [U, V, W, P, Q, R]^T - \text{wektor prędkości,} \quad (8)$$

$$\mathbf{Q}^* = [X, Y, Z, L, M, N]^T - \text{wektor sił zewnętrznych.} \quad (9)$$

Składowe wektora sił zewnętrznych działających na obiekt:

$$\mathbf{Q}^* = \mathbf{Q}^a + \mathbf{Q}^g + \mathbf{Q}^T + \mathbf{Q}^\delta \quad (10)$$

Gdzie: \mathbf{Q}^a - wektor sił i momentów sił aerodynamicznych,

\mathbf{Q}^g - wektor sił i momentów grawitacyjnych,

\mathbf{Q}^T - wektor sił i momentów sił od zespołu napędowego,

\mathbf{Q}^δ - wektor sił sterujących.

Postacie macierzy sił zewnętrznych w rozwiniętej formie przedstawiono w pracy [10].

Do obliczeń przyjęto, że bomba posiada płaszczyznę symetrii Oxz, geometryczną, aerodynamiczną oraz masową.

$$y_c=0, S_y=0, J_{yz}=J_{xy}=0, C_y=0,$$

Powoduje to, że równania ruchu bomby zostają uproszczone do postaci:

$$\begin{aligned} m(\dot{U} + QW - RV) - S_X(Q^2 + R^2) + S_Z(\dot{Q} + PR) = -mg \sin \theta + \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (c_X \cos \beta \cos \alpha - C_Z \sin \alpha) + X_a Q \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} m(\dot{V} + RU - PW) + S_X(\dot{R} + QP) - S_Z(\dot{P} - QP) = mg \cos \theta \sin \Phi + \\ + \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-c_X \sin \beta) + Y_P P + Y_R R + Y_{\delta_V} \delta_V \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} m(\dot{W} + PV - QU) - S_X(\dot{Q} - PR) - S_Z(Q^2 + P^2) = mg \cos \theta \cos \Phi + \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (c_X \cos \beta \sin \alpha + c_Z \cos \alpha) + Z_a Q + Z_\delta \delta_H \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} J_X \dot{P} - (J_y - J_z) QR - J_{xz}(\dot{R} + PQ) - S_z(\dot{V} - PW + UR) = -mg z_c \cos \theta \sin \Phi + \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 [z_a (-c_X \sin \beta) + c(c_{mxa} \cos \beta \cos \alpha - c_{mza} \sin \alpha)] + \\ + L_P P + L_R R + L_{\delta_L} \delta_L \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} J_y \dot{Q} - (J_z - J_x) RP - J_{xz}(R^2 - P^2) - S_X(\dot{W} + VP - UQ) + S_Z(\dot{U} - VR + QW) = \\ = -mg(z_c \sin \theta + x_c \cos \theta \cos \Phi) + \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [-z_a (C_x \cos \beta \sin \alpha - c_{za} \sin \alpha) + \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned}
& + x_a (c_x \cos \beta \sin \alpha + c_z \cos \alpha) + c(-c_{mxa} \sin \beta + c_{mya} \cos \beta)] + M_q Q + M_{\delta_H} \delta_H \\
J_z \dot{R} - (J_x - J_y) P Q - J_{zx} (\dot{P} - R Q) + S_x (\dot{V} - W P + R U) & = m g x_c \cos \theta \sin \Phi + \\
+ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [x_a (-c_x \sin \beta + c_y \cos \beta) - c(c_{mxa} \cos \beta \sin \alpha + c_{mya} \sin \beta \sin \alpha + & \\
C_{mza} \cos \alpha)] + N_p P + N_{\delta_V} \delta_V & \quad (16)
\end{aligned}$$

Pochodne aerodynamiczne od ruchów obrotowych wynikających z prędkości kątowej obiektu (2) (rys.5) zostały wyprowadzone w [10,11].

- Związki kinematyczne prędkości liniowych:

$$\frac{dx_1}{dt} = U \cos \Psi \cos \Theta + V(\cos \Psi \sin \Theta - \sin \Psi \sin \Phi) + W(\cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Psi \sin \Phi) \quad (17)$$

$$\frac{dy_1}{dt} = U \sin \Psi \cos \Theta + V(\sin \Psi \sin \Theta + \cos \Psi \cos \Phi) + W(\cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \cos \Psi \sin \Psi) \quad (18)$$

$$\frac{dz_1}{dt} = -U \sin \Theta + V \sin \Psi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta \quad (19)$$

- Związki kinematyczne prędkości kątowych:

$$\frac{d\phi}{dt} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \quad (20)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \quad (21)$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta \quad (22)$$

- Kąt natarcia: $\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}, \quad (23)$

- Kąt ślizgu: $\beta = \operatorname{arcsin} \frac{V}{V_0}, \quad (24)$

- Prędkość liniowa rakiety: $V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2. \quad (25)$

- Wysokość lotu rakiety: $H = -z_1, \quad (26)$

- Gęstość powietrza: $\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4.256}$ dla $0 < H < 11000$ m (27)

Dla bomb sterowanych precyzyjnie naprowadzanych na cele stosuje się prawa sterowania związane z dynamicznymi równaniami ruchu (11)-(16) w postaci [8,9]:

$$T_3^j \dot{\delta}_j + T_2^j \delta_j = \sum K_k^j (k - k_z) + \delta_{j0} \quad (28)$$

gdzie: δ_j - wychylenie j-tej powierzchni sterowej ($j=H, V, L, T$),

T_3^j, T_2^j - stałe czasowe systemu wykonawczego,

K_k^j - współczynniki wzmocnienia sygnałów sterujących,

$k=U, V, W, P, Q, R, x, y, z, \phi, \theta, \psi$ - parametry kinematyczne lotu.

Opisane prawa sterowania są to kinematyczne związki uchybów zadanych i realizowanych parametrów lotu. Parametry realizowane są to rzeczywiste parametry

lotu obiektu aktualnie przez niego realizowane. W czasie lotu są one porównywane z parametrami zadanymi (oznaczonymi dolnym indeksem „z”), które wynikają z żądanego stanu lotu obiektu w przestrzeni [8,9,12].

Zadane parametry lotu wprowadzone są do praw sterowania jako: parametry lotu, z przyjętego systemu naprowadzania na cel, samonaprowadzania się rakiety śledzącej cel, programu lotu, śledzenia przeszkód terenowych lub osiągnięcia zadanego celu lub stanu lotu.

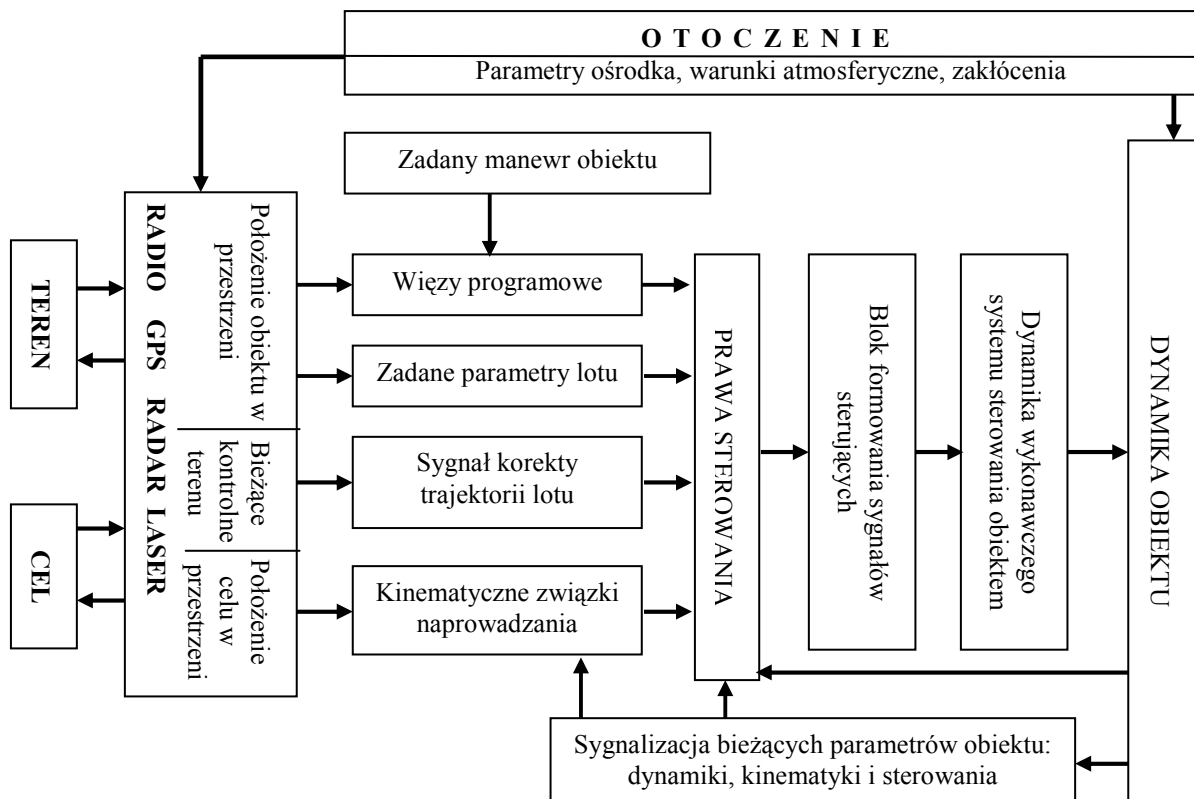
Więzy programowane:

$$r_1 = f_3(x_1, y_1, z_1, \phi_z, \theta_z, \psi_z) \quad (29)$$

Kinematyczne związki naprowadzania [1, 2, 3, 4, 7, 8]

$$\dot{r}_{RP} = f_1(V_0, V_C, \phi_C, \theta_C, \psi_C, \phi, \theta, \psi, \Omega, \Omega_C) \quad (30)$$

Na rys.7 przedstawiono schematycznie możliwości zastosowania praw sterowania, przyjętej metody naprowadzania oraz wzajemnych sprzężeń [8].



Rys. 7. Schemat blokowy sprzężeń własności dynamicznych obiektu z prawami sterowania, kontrolą terenu i celu [8]

3. Charakterystyki aerodynamiczne uskrzydłonej bomby

Do symulacji numerycznej niezbędna jest znajomość charakterystyk aerodynamicznych bomby podwieszanej pod adapterem przy różnym rozwarciu skrzydeł (rys.1).

Siły i momenty aerodynamiczne sił działające na bombę zostały wyznaczone w laboratoryjnym układzie aerodynamicznym $Ax_{al}y_{al}z_{al}$ (rys.8).

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne C_x – opory, C_z – siły nośnej, C_m –

momentu pochylającego mają postać:

$$C_z = \frac{P_{za}}{\frac{1}{2} \rho V_p^2 S}, \quad C_x = \frac{P_{xa}}{\frac{1}{2} \rho V_p^2 S}, \quad C_m = \frac{M_{ya}}{\frac{1}{2} \rho V_p^2 S l} \quad (31)$$

gdzie: P_{xa} , P_{za} , M_{ya} – siły i momenty aerodynamiczne uzyskane w pomiarach [N, Nm];

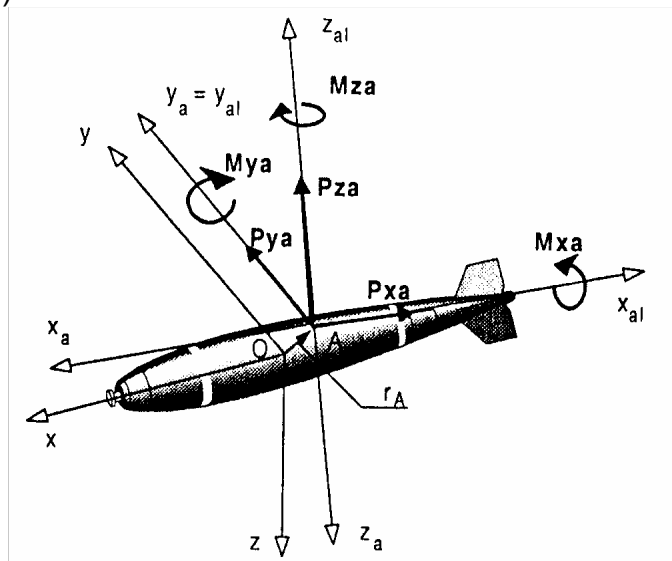
$\rho=1,225\text{kg/m}^3$ – gęstość powietrza;

$V_p=40\text{m/s}$ – prędkość ośrodka przepływającego w tunelu;

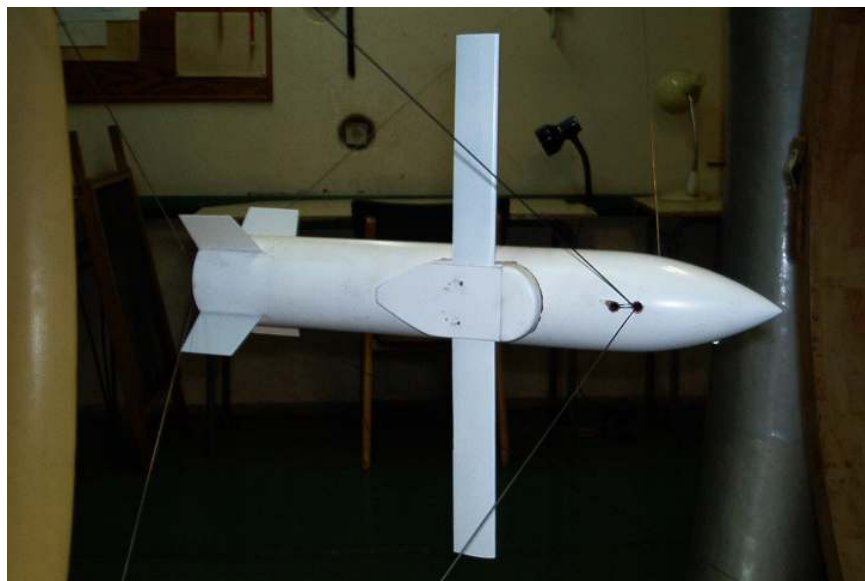
$S=0,01334\text{m}^2$ – powierzchnia odniesienia: maksymalny przekrój poprzeczny korpusu modelu;

$l=0,41257\text{m}$ – długość modelu bomby.

Wagowe badania modelu w tunelu aerodynamicznym wykonano dla bomby lotniczej LBKas250 w konfiguracji gładkiej oraz z zamontowanym adapterem uskrzydlonym, przy różnych skosach skrzydeł ($\nu_x=0\text{deg}$, $2.\nu_x=30\text{deg}$, $\nu_x=60\text{deg}$ i w konfiguracji gładkiej).



Rys. 8. Siły i momenty sił aerodynamicznych działające na bombę

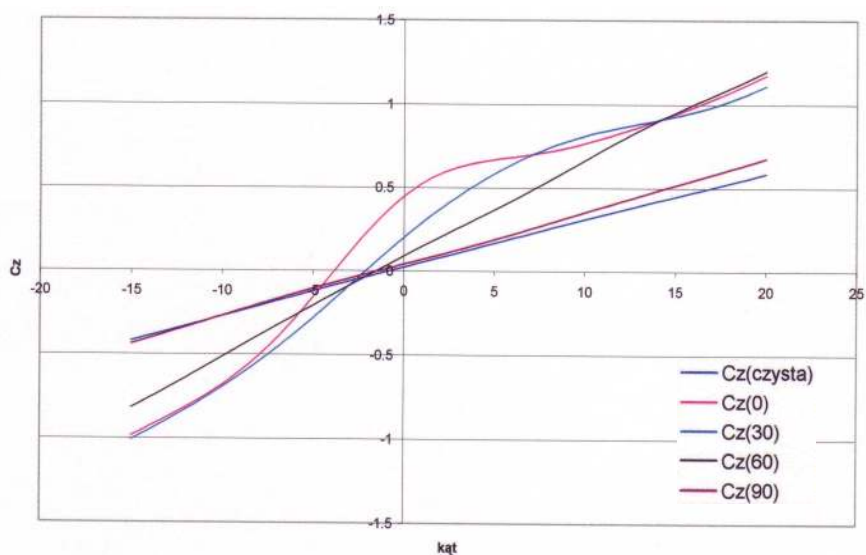


Rys. 9. Model bomby z widocznym adapterem o rozwarcie skrzydeł 0deg zawieszony na wadze w tunelu aerodynamicznym Witoszyńskiego ITLiMS Politechnika Warszawska

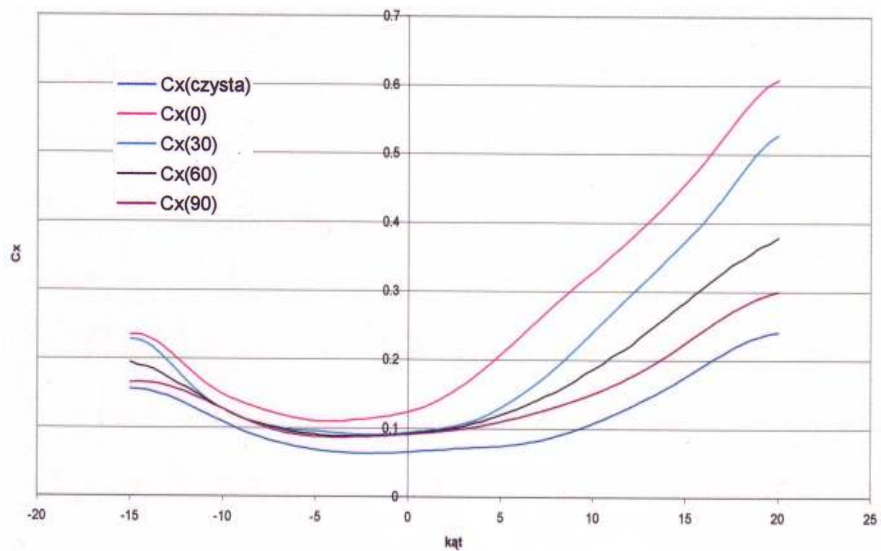


Rys. 10. Model bomby z widocznym adapterem o rozwarciu skrzydeł 60deg zawieszony na wadze w tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki, ITLiMS Politechnika Warszawska

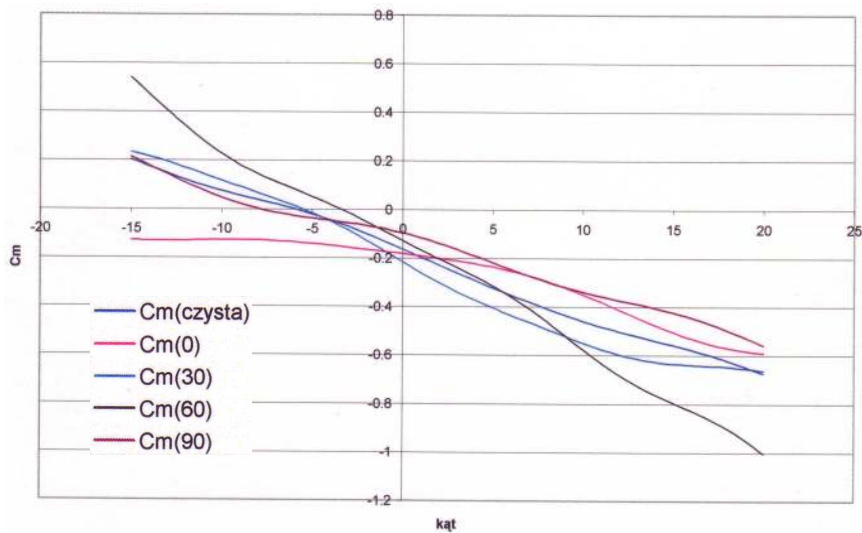
Wyznaczone charakterystyki aerodynamiczne dla modelu bomby kasetowej LBKas250 przedstawiono na wykresach zbiorczych (rys.11 – rys.14).



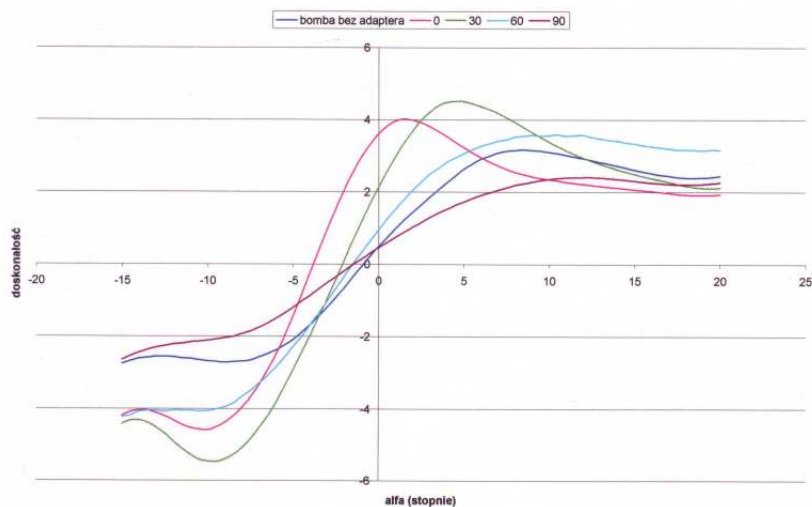
Rys.11. Zależność współczynników siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia α dla różnych kątów skosu skrzydeł



Rys.12. Zależność współczynników oporu aerodynamicznego C_x w funkcji kąta natarcia α



Rys.13. Zależność współczynników aerodynamicznego momentu pochylającego C_m od kąta natarcia α dla różnych kątów skosu skrzydeł



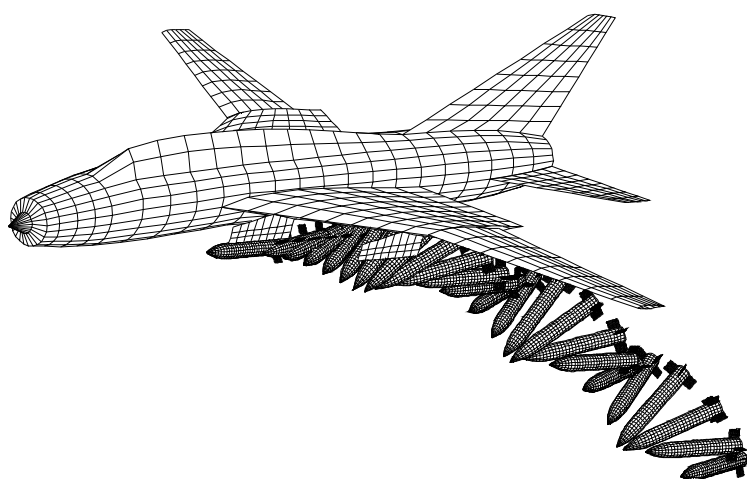
Rys.14. Zależność doskonałości aerodynamicznej C_z/C_x w zależności od kąta natarcia α dla różnych kątów skosu skrzydeł

4. Symulacja numeryczna zrzutu bomby

Symulację numeryczną przeprowadzono dla bomby kasetowej LBKas250 [7,18,19,20] dla różnych wysokości zrzutu, prędkości nosiciela oraz dwóch kątów toru nosiciela w momencie zrzutu: w locie poziomym $\theta=0\text{deg}$ oraz na wznoszeniu $\theta=15\text{deg}$.

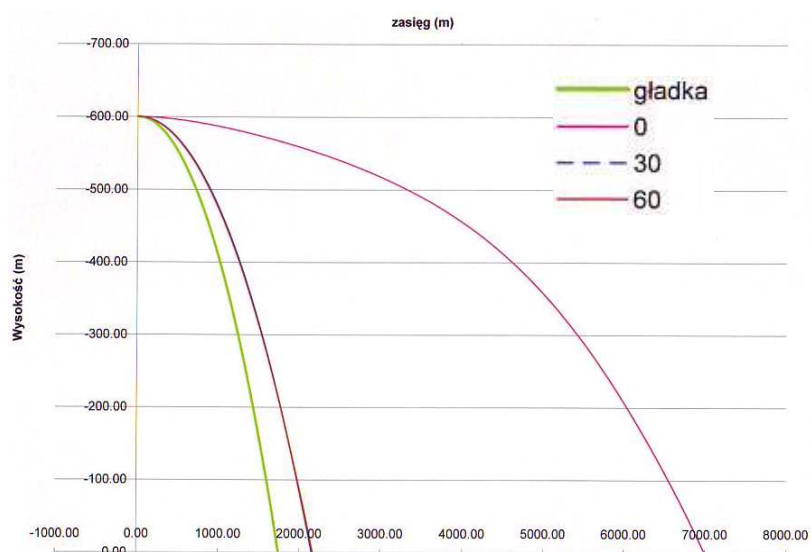
W pracy przedstawiono wybrane wyniki symulacji uzyskane z obliczeń dla bomby niesterowalnej, z zastosowaniem dynamicznych równań ruchu (11)-(16) oraz związków kinematycznych (17)-(26) uzyskanych w pracy [3] oraz symulacji odejścia bomby od nosiciela [4,5,6,7].

4.1. Zrzut w locie poziomym

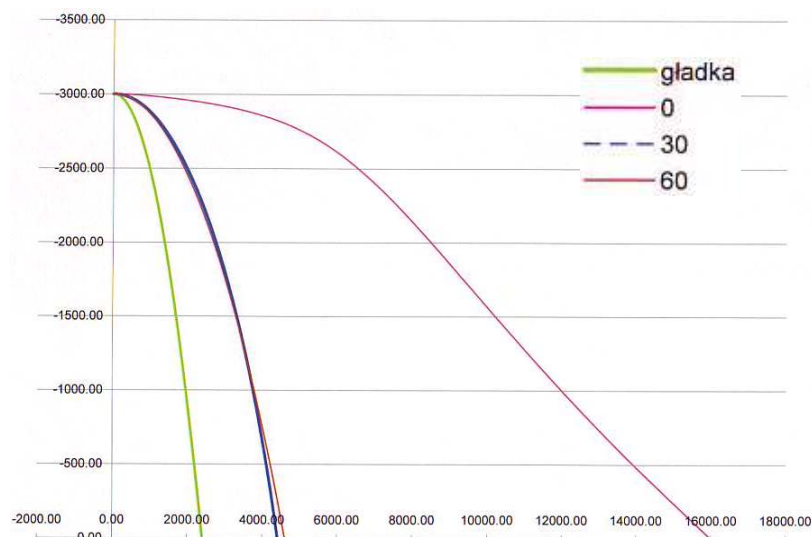


Rys.15. Wizualizacja odejścia bomby gładkiej LBKas o wazoniarze 250kg od samolotu Su-22M4 w locie poziomym [7]

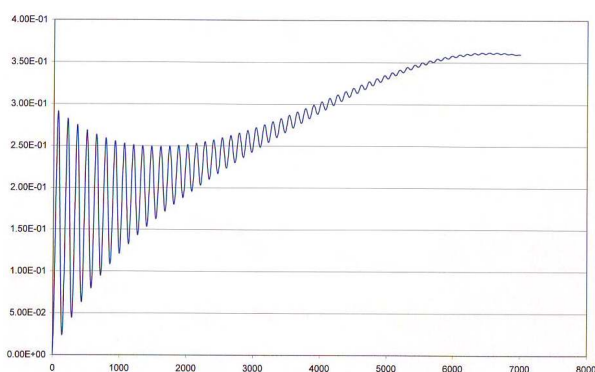
Na rys.15 przedstawiono symulację numeryczną [7] po penalizacji samolotu nosiciela i bomby uwzględniając pełną dynamikę bomby i parametry zrzutu. Wykonane obliczenia przedstawiają trajektorie ruchu bomb przy różnych rozwarciach skrzydeł.



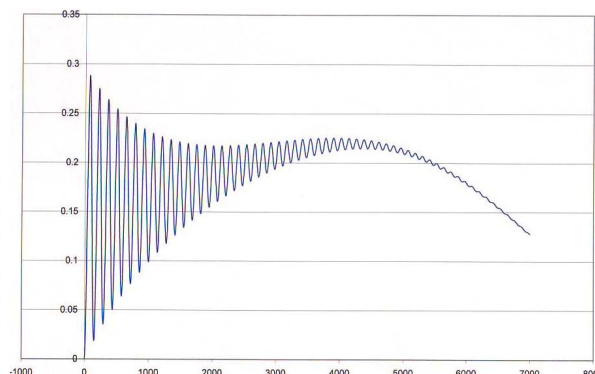
Rys.16. Zrzut z wysokości $h=600\text{m}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ w locie poziomym



Rys.17. Zrzut z wysokości $h=3000\text{m}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ w locie poziomym



Rys.18. Zmiana kąta natarcia przy zrzucie z wysokości $h=3000\text{m}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ w locie poziomym $\theta=0\text{deg}$ – bomba gładka



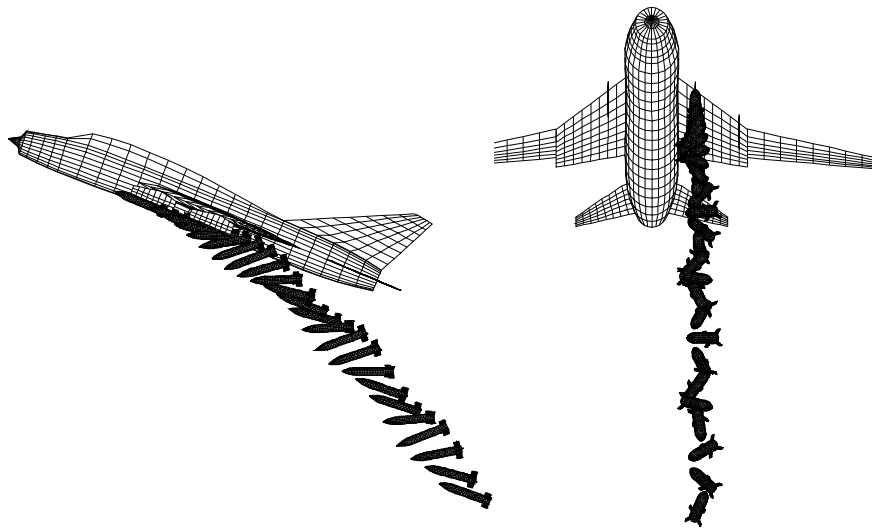
Rys.19. Oscylacje bomby na torze, zmiana kąta pochylania θ przy zrzucie z wysokości $h=3000\text{m}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ w locie poziomym $\theta=0\text{deg}$

Uwidocznione oscylacje bomby w momencie zrzutu przy odejściu od nosiciela uwidocznione na wizualizacji numerycznej (rys.15) zostały potwierdzone niezależnymi obliczeniami (rys.18, rys.19) potwierdzając poprawność opracowanych modeli.

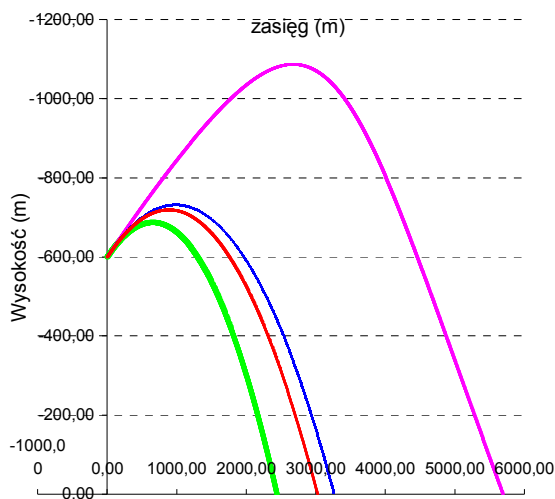
4.2. Zrzut w locie wznoszącym

Również w locie wznoszącym zrzut bomby w zależności od rozłożenia skrzydeł adaptera wpływa na zasięg w locie ślizgowym – bomba szybuje. Jak można się spodziewać, największy zasięg osiągany jest przy całkowicie rozłożonych skrzydłach adaptera. Jest to zgodne z uzyskanymi charakterystykami aerodynamicznymi (rys.11)-(rys.14). Zwłaszcza rys.14, przedstawiający doskonałość aerodynamiczną dla różnych konfiguracji uskrzydlenia, uwidacznia tę zależność. Doskonałość określa fizycznie, na jaką odległość poszybuje bomba z danej wysokości przy pogodzie

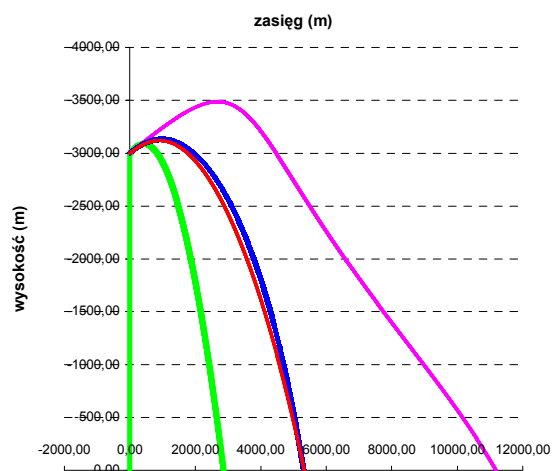
bezwietrznej tzn. określa wielokrotność wysokości: zasięg $x_1 = \frac{C_z}{C_x} h$ [m].



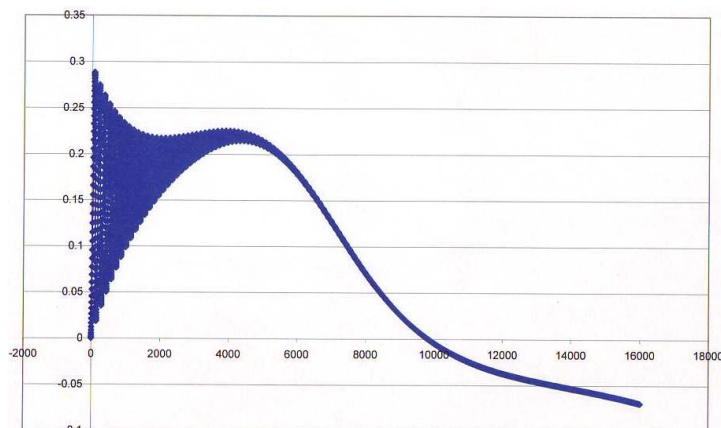
Rys.20. Wizualizacja odejścia bomby gładkiej LBKas o wagoniarze 250kg od samolotu Su-22M4 w locie poziomym [7]



Rys.21. Trajektoria zrzutu bomby z wysokości $h=600\text{m}$ w locie wznoszącym $\theta=15\text{deg}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ dla różnych skosów skrzydeł



Rys.21. Trajektoria zrzutu bomby z wysokości $h=3000\text{m}$ w locie wznoszącym $\theta=15\text{deg}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$ dla różnych skosów skrzydeł



Rys.22. Oscylacje kąta pochylania θ bomby gładkiej na torze, przy zrzucie w locie wznoszącym $\theta=15\text{deg}$ z wysokości $h=3000\text{m}$ przy prędkości $V_0=600\text{km/h}$

5. Wnioski

Przedstawiona symulacja numeryczna wykazała poprawność modelu matematycznego zastosowanego do obliczeń. Porównanie wyników przedstawionych w pracy z badaniami eksperymentalnymi podanymi w cytowanej literaturze wykazuje zgodność, co do opisu fizyki zjawiska i wyników ilościowych.

Opracowany model matematyczny można stosować przy symulacji numerycznej zrzutu dowolnych środków rażenia w dowolnej konfiguracji nościela po uprzednim wyznaczeniu parametrów początkowych oraz parametrycznej identyfikacji zrzucanego obiektu.

Aerodynamiczne badania przeprowadzone w wagowym tunelu aerodynamicznym Wituszyńskiego w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej są słuszne dla projektowanego adaptera uskrzydłonego oraz podwieszanej bomby LBKas250.

W przypadku zastosowań do innych środków rażenia należy przeprowadzić nowe badania aerodynamiczne lub zastosować metody numeryczne (np. panelowe) wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych.

Literatura

- 1) Graffstein J.: „*Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki sterowanego automatycznie samolotu bezpilotowego w locie programowym*”; rozprawa doktorska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska;
- 2) Graffstein J., Krawczyk M., Maryniak J.: „*Modelowanie dynamiki lotu sterowanego automatycznie samolotu bezpilotowego z wykorzystaniem więzów nieholonomicznych*”; Modelowanie w Mechanice XXXVI, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, z. 4/97, Gliwice 1997;
- 3) Kalski M.: „*Aerodynamika i dynamika uskrzydłonej bomby – badania modelowe i symulacja numeryczna*”; praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 2006;
- 4) Lasek M.: „*Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzucanych z samolotu zasobników*”; rozprawa doktorska, promotor prof. K. Sibilski, Wojskowa Akademia Techniczna;
- 5) Lasek M., Sibilski K.: „*Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzucanych z samolotu zasobników*”; Mechanika w Lotnictwie ML-IX 2000, Wyd. PTMTS, Warszawa 2000;
- 6) Lasek M., Sibilski K.: „*Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zasobników zrzucanych z samolotu wykonującego manewr*”; Mechanika w Lotnictwie ML-X 2002, Wyd. PTMTS, Warszawa 2002;
- 7) Lasek M., Żyłuk A.: „*Badania bomby lotniczej o wazoniarze 250kg*”; Mechanika w Lotnictwie ML-XI 2004, Wyd. PTMTS, Warszawa 2004;
- 8) Ładyżyńska-Kozdraś E.: „*Prawa sterowania obiektów w ruchu przestrzennym jako uchyby między parametrami realizowanymi i zadanymi – proste i skuteczne zastosowania przy naprowadzaniu rakiet*”; Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających, Zeszyty Naukowe Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 2006;
- 9) Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J.: „*Modelowanie i symulacja numeryczna lotu sterowanego lotniczego pocisku klasy AMG-84 „Harpoon” z turbinowym silnikiem*”

- odrzutowym*”, Zbiór prac VI Międzynarodowej Konferencji Naukowo Technicznej "Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej – CRAAS 2005", pod redakcją Cz.Niżankowskiego Kraków 2005;
- 10) Maryniak J.: „*Dynamika lotu*” Mechanika Techniczna t.II Dynamika układów mechanicznych, cz.V; Wyd. Komitet Mechaniki PAN – Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk; Warszawa 2005;
 - 11) Maryniak J. „*Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*”; Praca Naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika, nr 32; Wyd. PW, Warszawa 1978;
 - 12) Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Deptuła R., Cichoń M.: „*Prawa sterowania jako kinematyczne związki uchybów zadanych i realizowanych parametrów ruchu obiektów latających*”; cz.I i II; Materiały IV Konferencji PTMTS „Nowe kierunki rozwoju mechaniki”, Zeszyty Naukowe KMS, Politechnika Śląska 20/2003; Gliwice 2003;
 - 13) Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Wolski K, Sibilski K.: „*Modeling of Motion of an Automatically Controlled Beam-Riding Guided Missile in Terms of the Maggi Equations*”, American Institute of Aeronautics and Astronautics – AIAA 200S-6038;
 - 14) Maryniak J., Michalewicz K., Winczura Z.: „*Badania teoretyczne własności dynamicznych lotu obiektów zrzuconych z samolotu*”; Mechanika Teoretyczna i Stosowana, Vol. 15, Wyd. PTMTS, Warszawa 1977;
 - 15) Maryniak J., Tarka B.: „*Wpływ położenia płata na współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego*”; Mechanika Teoretyczna i Stosowana, nr 1-2, Vol. 25, Wyd. PTMTS, Warszawa 1987;
 - 16) Tarka B., Maryniak J.: „*Modelowanie matematyczne ruchu zasobnika lotniczego w pobliżu nosiciela*”; ITWL, Materiały Konferencji Naukowo-Technicznej, Wyd.ITWL, Warszawa 1978;
 - 17) Tarka B., Maryniak J.: „*Wpływ interferencji aerodynamicznej na parametry ruchu zasobnika lotniczego po zrzucie z samolotu*”; Mechanika w Lotnictwie ML-III 1988, Wyd. PTMTS; Warszawa 1988;
 - 18) Winczura Z.: „*Badania dynamiki latających środków bojowych*”; Wyd. ITWL, Warszawa 1994;
 - 19) Żyluk A.: „*Eksperymentalna weryfikacja matematycznego modelu dynamiki lotu bomb lotniczych*”; Mechanika w Lotnictwie ML-X 2002, Wyd. PTMTS; Warszawa 2002;
 - 20) Żyluk A., Winczura Z., Olejniczak E.: „*Wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych bomb lotniczych przy pomocy radaru balistycznego*”; Mechanika w Lotnictwie ML-IX 2000, Wyd. PTMTS; Warszawa 2000;
 - 21) Strona internetowa producenta adaptera „Longshot”: www.missilesandfirecontrol.com/ourproducts/strikeweapons/longshort.html;

**Praca została wykonana w ramach projektu badawczego Grant KBN
O-TOOB 013 25**