

# Projekt wstępny zrzuconego miniaturowego obiektu precyzyjnego rażenia

## Design of miniature object thrown off precision destruction

PAWEŁ DOBRZYŃSKI  
BOGDAN MACHOWSKI  
JANUSZ ROSIAK  
ADRIAN SZKLARSKI \*

Materiały z XX SKWPIE, Jurata 2016 r.  
DOI: 10.17814/mechanik.2016.7.121

Tematem niniejszego artykułu jest przedstawienie projektu wstępnego konstrukcji bomby precyzyjnego rażenia przeznaczonej do niszczenia celów opancerzonych oraz infrastruktury militarnej. Opracowano model konstrukcyjny, matematyczny i symulacyjny bomby na różnych prędkościach i wysokościach zrzutu.

**SŁOWA KLUCZOWE:** bomba, konstrukcja, aerodynamika

*The theme of this article is to present the preliminary design precision guided bombs designed to destroy armored targets and military infrastructure. A model of engineering, mathematical and simulation bombs at various speeds and altitudes dump.*

**KEYWORDS:** bomb, structure, aerodynamics

W pracy przedstawiony został wstępny projekt bomby w układzie klasycznym o zwiększonej precyzji trafienia. Opracowanie systemu wsparcia wojsk w postaci środków bojowych zrzucanych z autonomicznych obiektów latających jest jednym z najważniejszych zagadnień związanych z obroną. W Polsce powstaje coraz więcej rozwiązań dronów, które mogą być nosicielami tego typu bomb.

Praktycznie stosowane są różnorodne systemy korygowania toru lotu oraz różne elementy wykonawcze dla zapewnienia realizacji procesu samonaprowadzania. Autorzy proponują trzy warianty korygowania toru lotu bomby, realizowalne technicznie, które łączą właściwość istotną z punktu skuteczności tj. masa nieprzekraczająca w każdym przypadku 1000 [g].

### Potencjalny środek przenoszenia bomby miniaturowej

Do działań na dużym promieniu przewiduje się użycie bezzałogowej platformy E-310 firmy EUROTECH Sp. z o.o. przedstawionym na podstawie materiałów informacyjnych firmy na rys. 1.

Platforma bezzałogowa E-310 została zaprojektowana do przenoszenia wysokiej klasy sensorów rozpoznawczych, zarówno optoelektronicznych jak i radarowych (SAR) oraz



Rys. 1. Podstawowe dane bezzałogowej platformy E-310 firmy EUROTECH Sp. z o.o. [3]. Podstawowe parametry: czas trwania misji: 8-12 h, udźwieg (payload): 20 kg, pułap lotu: 5000 m, prędkość: 120-160 km/h, promień działania: do 150 km, start: z wyrzutni pneumatycznej

\* Dr inż. Paweł Dobrzyński (pawel.dobrzynski@wat.edu.pl); dr inż. Bogdan Machowski (bogdan.machowski@wat.edu.pl) – Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa; mgr inż. Janusz Rosiak (janusz.rosiak@pcosa.com.pl) – PCO S.A.; mgr inż. Adrian Szklarski (szklarskia@witu.mil.pl) – Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia.

innego specjalistycznego wyposażenia. Łatwość obsługi, niezależność systemu od infrastruktury naziemnej (lotnisk) oraz duża konfigurowalność platformy daje szeroki wachlarz zastosowań zarówno dla użytkowników cywilnych, wojskowych jak również innych służb mundurowych.

Do działań na małym promieniu przewiduje się użycie bezzałogowej ośmiowirnikowej platformy firmy Robokopter Technologies Sp. z o.o. podobnej konstrukcyjnie do Oktokopter RKT-04 (rys. 2), ale o zwiększonym udźwigu do 20 kg. Obydwie platformy w celu zapewnienia możliwości wykrycia i identyfikacji celu powinny być wyposażone w mini głowicę optoelektroniczną.

### Wstępny projekt konstrukcyjny bomby, obliczenie współczynnika oporu całkowitego opracowanej konstrukcji

Podstawowe założenia na konstrukcję bomby wynikają z jej przeznaczenia i analizy misji. Punktem wyjściowym jest zaproponowany nosiciel, którego znane są parametry lotu szczególnie w chwili zrzutu: prędkość w chwili zrzutu bomby  $v_{0,z} = 40 \text{ m/s}$  (liczba Macha 0,12), wysokość zrzutu  $h_z = 3000 \text{ m}$ , ponadto maksymalny udźwieg nosiciela  $m_n = 12 \text{ kg}$ . Ze względu na konstrukcję bomby ważnym jest geometryczny parametr samolotu warunkujący geometrię środka bojowego. Parametr ten określa wysokość między pasem startowym, a częścią spodnią samolotu X.

Oktokopter RKT-04, ośmiowirnikowa platforma przeznaczona do profesjonalnego filmowania z powietrza. Wyposażona jest w trzyosiową, aktywnie stabilizowaną głowicę potrafiącą unieść kamerę o wadze 5 kg. Ramiona są demontowane, co umożliwia wygodny transport.



Rys. 2. Podstawowe dane bezzałogowej ośmiowirnikowej platformy. Podstawowe parametry: wymiary w cm: średnica: 160 mm (ze śmigłami: 198), masa własna: 9 kg, udźwieg: do 7 kg, czas lotu przy standardowym obciążeniu: 25-35 min [4]

Biorąc pod uwagę powyższe założenia, oraz przyjmując standardowe parametry atmosfery na torze lotu określono następujące wymiary bomby:

a) korpus – średnica korpusu została przyjęta wg. założeń wstępnych określających wymiar X i wynosi  $\phi = 0,09 \text{ m}$ , oraz długość bomby  $L = 650 \text{ mm}$ .

b) część przednia – w celu wstępnej minimalizacji oporów części czołowej oszacowany został jej optymalny kształt „noska” na dane warunki lotu, przy określonej liczbie Reynoldsa  $\lambda_{nos} = 7,2$  długość części nosowej wynosi  $L_{nos} = 0,18 \text{ m}$ .

Powyższa analiza przy założeniu stałej objętości skorupy pozwala szacować całkowity współczynnik oporu pary nosok – kadłub wyrażony przez zależność wydłużeń obu elementów, który wynosi  $x_{x(n+k)} = 0,438$ .

c) Część dennej – dla przyjętej prędkości lotu długość części dennej pocisku została przyjęta jako 30% średnicy korpusu i wynosi  $L_d = 0,12$  m. Kształt części dennej w celu uzyskania minimalnego współczynnika oporu jest opisany krzywą drugiego stopnia. Ponadto dno posiada podstawę o średnicy kalibru bomby oraz część górną, której średnica wynosi:

$$\phi_d = \phi - 2 \cdot L_d \cdot \operatorname{tg} \gamma = 0,089 \text{ m}$$

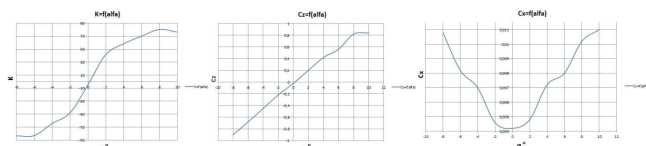
Współczynnik ciśnienia dennej wynosi  $(-\bar{p}_n)_{\eta=1} = 0,225$ , zaś współczynnik oporu części dennej wynosi  $c_{xd} = 0,00694$ .

d) stabilizatory – stabilizatory mają za zadanie zapewnić stabilizację obiektu, jednakże z założenia zadania wynika, iż bomba ma być sterowana w związku z powyższym przyjęty został współczynnik stabilizacji zapewniający sterowność bomby, wydłużenie skrzydła 2, oraz kąt skosu przyjęto 35,8. Liczba Reynoldsa  $\approx 3,2 \cdot 10^6$ .

Jako profil stabilizatora został przyjęty profil NACA 63-009 o danych przedstawionych w tabl. 1.

TABLICA

$\alpha$	8	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10
cz	-0,9	-0,68	-0,45	-0,22	-0,02	0,2	0,42	0,56	0,56	0,82	0,84
cx	0,0108	0,0082	0,007	0,0046	0,0042	0,0048	0,0072	0,008	0,0102	0,011	
cm	-0,224	-0,17	-0,115	0,052	-0,001	0,054	0,105	0,16	0,22	0,25	



Rys. 3. Podstawowe charakterystyki aerodynamiczne bomby miniaturowej, gdzie: K – doskonałość profilu.

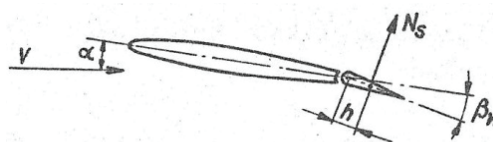
Pole przekroju poprzecznego bomby wynosi  $S_b = 0,0063$  m<sup>2</sup>. Uwzględniając szerokość brzechwy i wydłużenie otrzymano następujące pole stabilizatora jest równe  $S_T = 0,0032$  m<sup>2</sup>. Dla powyższego współczynnik siły nośnej stabilizatora wynosi  $c_{st} = 4,278 \cdot \alpha$ .

W wstępnym projekcie położenie środka ciężkości bomby przyjęte zostało w połowie jej długości, jednocześnie z warunków na wydłużenie wynika, iż położenie środka parcia całej konstrukcji pokrywa się ze środkiem ciężkości  $x_{sp} = x_{sc}$ . Mając na uwadze że założenie z warunków na stabilizację obiektu określone zostało położenie środka stabilizatora na korpusie bomby, które wynosi  $x_b = 0,59$  m.

e) Stery – ponieważ założeniem jest opracowanie kierownej bomby, trzeba jej zapewnić możliwość sterowania w trakcie lotu. Wybierając dla bomby stery płytowe w układzie steroletek istnieje możliwość realizacji generowania sił i momentów sterujących bombą. Pozostaje ocena oddziaływania momentu zawiasowego na aktuator oraz dobór położenia osi obrotu steru.

Momenty zawiasowe, są to momenty sił aerodynamicznych działające na organy kierowania względem ich osi obrotu, a nie środka ciężkości. Aby obracać organy kierowania konieczne jest przewyższenie momentu zawiasowego. Prędkość obrotu zależy od mocy momentu dysponowanego napędem steru. W ten sposób wielkość momentów zawiasowych wpływa na manewrowość aparatu latającego.

Schemat powstawania momentu zawiasowego przedstawia rys. 4. Niech  $N_s$  będzie normalną do płaszczyzny steru składową siły aerodynamicznej,  $h$  – odległość od środka parcia do osi obrotu steru (przy czym  $h > 0$  jeśli środek parcia jest położony za osią obrotu).



Rys. 4. Schemat powstawania momentu zawiasowego

Ponieważ siła nośna steru jest prostopadła do prędkości lotu:

$$Z_{ster} = N_s \cos(\alpha + \beta_w)$$

co przy małym  $(\alpha + \beta_w)$  daje  $Z_{ster} = N_s$  i dlatego  $M_{zaw} = -Z_{ster}h$ .

Moment zawiasowy przyjęto wyrażać przez bezwymiarowy współczynnik momentu zawiasowego  $M_{zaw}$ :

$$M_{zaw} = c_{Lzaw} q_{ster} S_{ster} b_{Aster}$$

z tego wynika:

$$c_{Lzaw} = \frac{Z_{ster}}{q_{ster}} \frac{h}{b_{Aster}} = -c_z \frac{h}{b_{Ap}}$$

## Układ samonaprowadzania i zapalnik bomby miniaturowej

### a) Układ samonaprowadzania

Proponowane są trzy warianty korygowania toru loty bomby, realizowane przy wykorzystaniu jednego z zespołów sensorów; GNS/INS [5], matryca termowizyjna – mikrobolometryczna niechłodzona, sensor promieniowania laserowego odbitego od celu.

We wszystkich ww. rozwiązaniach wykorzystuje się automatycznego mikropilota do stabilizacji charakterystyk dynamicznych bomby.

### b) Zapalnik zbliżeniowy

Zapalnik zbliżeniowy jest urządzeniem, które ma wywołać detonację pocisku (raketowego, moździerzowego lub bomby) w pewnej odległości od celu, aby zwiększyć efektywność rażenia.

W skład proponowanej konstrukcji zapalnika wchodzi nadajnik laserowy, detektor sygnału laserowego, dekodery i układ wykonawczy. Istotą jego działania jest wysłanie zakodowanej „paczki” impulsów laserowych, odbiór i analiza odbitych impulsów od celu, a następnie zezwolenie na detonację w układzie wykonawczym, jeżeli algorytm funkcjonalny układu zostanie poprawnie zrealizowany.

## Podsumowanie

Dla oceny jakości sterowania miniaturowej bomby lotniczej z wykorzystaniem zaproponowanych rozwiązań przeprowadzono badania symulacyjne z wykorzystaniem modeli układów samonaprowadzania,

Wyniki symulacji, a także ilościowa ocena będzie przedmiotem kolejnej publikacji zespołu.

## LITERATURA

- Koruba Z., Osiecki J.W. „Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia”. Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2006.
- Żyłuk A. «Badania symulacyjne balistyki zewnętrznej lotniczych środków bojowych». Prace Naukowe ITWL, Zeszyt nr 24, Warszawa 2009.
- www.eurotech.com.pl.
- www.robotoptertech.pl.
- Głębocki R., Vogt R. „Układ automatycznego naprowadzania bomb lotniczych oparty na systemie INS”. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej. Mechanika, Rzeszów 2007.