



ANALIZA WPLYWU UKŁADU KONSTRUKCYJNEGO BOMBY KIEROWANEJ NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

ANALYSIS OF THE EFFECT OF THE GUIDED BOMB'S STRUCTURAL SYSTEM ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Mirosław WIJASZKA, *miroslaw.wijasza@itwl.pl*, ORCID: 0000-0003-0074-4731

Wiesław MILEWSKI, *wieslaw.milewski@itwl.pl*, ORCID: 0000-0002-2128-6736

Tomasz KLEMBBA, *tomasz.klemba@itwl.pl*, ORCID: 0000-0001-8822-6394

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych - *The Air Forces Institute of Technology*

DOI 10.5604/01.3001.0016.3024

Streszczenie: W artykule zaprezentowano wyniki obliczeń charakterystyk aerodynamicznych oraz numerycznej symulacji lotu bomby korygowanej z wykorzystaniem laserowego systemu naprowadzania dla wybranych układów konstrukcyjnych bomb lotniczych. Dodatkowo obliczenia charakterystyk aerodynamicznych przeprowadzono z wykorzystaniem różnych metod obliczeniowych, a ich wyniki zestawiono i porównano. Do celów symulacyjnych ruch przestrzenny bomby opisano układem dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych, które uzupełniono prawami sterowania. Podstawowym celem pracy była analiza wpływu układu konstrukcyjnego bomby na jej charakterystyki aerodynamiczne oraz wyodrębnienie cech aerodynamicznych właściwych dla układów konstrukcyjnych a predysponujących dany układ do zastosowania przy konstrukcji bomb kierowanych. W pracy przedstawiono przykładowe wyniki obliczeń.

Słowa kluczowe: modelowanie, symulacja numeryczna, aerodynamika, bomba korygowana, balistyka zewnętrzna

1. Wstęp

Kierowane bomby lotnicze projektowane są w oparciu o różne układy (cechy) konstrukcyjne określone położeniem powierzchni nośnych (skrzydeł) i sterowych (stery) względem

Abstract: The paper presents results of calculations of aerodynamic characteristics and numerical simulations of flight of guided aerial bombs with a laser guiding system for their selected structural configurations. Moreover, the aerodynamic characteristics were calculated with different methods and the results were compared. A system of twelve differential regular equations supplemented by principles of steering was used to describe bomb's spatial motion for simulation purposes. The main objective of the paper was the analysis of an influence which bomb's structural configuration effects on aerodynamic characteristics and the identification of aerodynamic properties which are specific for these structural configurations and which could be preferred at designing of guided bombs. Exemplary results of calculations are presented in the paper.

Keywords: modelling, numerical simulation, aerodynamics, guided bomb, external ballistics

1. Introduction

Guided aerial bombs are designed on the basis of different structural configurations (specifications) defined by position of lifting surfaces (wings) and controlling sur-

korpusu bomby. Do najczęściej stosowanych należą układ klasyczny (tail control) i układ typu kaczka (canard control). W układzie klasycznym stery znajdują się za skrzydłami (licząc od nosa bomby), natomiast w układzie typu kaczka stery znajdują się przed skrzydłami. Położenie sterów względem skrzydła determinuje charakterystyki aerodynamiczne bomby kierowanej, a więc określa charakter lotu balistycznego bomby oraz wpływ sterowania na przebieg lotu. Oprócz wyżej wymienionych układów stosowany jest również, chociaż znacznie rzadziej, układ w którym do sterowania używane jest skrzydło (wing control).

W artykule zaprezentowano proces obliczania charakterystyk aerodynamicznych z wykorzystaniem różnych metod oraz porównanie ich wyników. Obliczone charakterystyki posłużą do numerycznej symulacji lotu bomby korygowanej, także z wykorzystaniem laserowego systemu naprowadzania, w oparciu o autorski program symulacyjny.

2. Układy konstrukcyjne bomb lotniczych

W pracy zostaną przeanalizowane dwa najbardziej typowe układy konstrukcyjne – klasyczny i typu kaczka oraz układ typu „wing control”. Wymiary korpusu, skrzydeł i sterów dla obu układów są identyczne. Układy różnią się tylko położeniem skrzydeł względem sterów. Założono również, że środek ciężkości bomby zawsze występuje w jednym miejscu – w środku korpusu.

Ster /rudder:

- typ /type – ścięta delta (*cropped delta*)
- $C_T = 30$ mm
- $C_R = 90$ mm
- $h = 60$ mm

Skrzydło / wing:

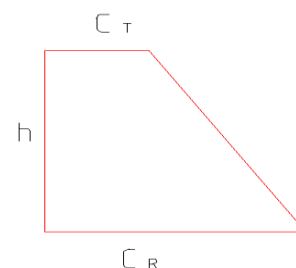
- typ /type – ścięta delta /*cropped delta*
- $C_T = 48$ mm
- $C_R = 148$ mm

faces (rudders) against the bomb's body. Systems of tail control (classical) and canard control belong to the most popular. In the classical system the rudders are placed behind the wings (looking from the bomb's nose), whereas in the canard system the rudders are placed before the wings. Position of rudders against the wing determines the aerodynamical characteristics of a guided bomb, i.e. it defines the bomb's ballistic fight characteristics and how the rudders affect the trajectory. Apart of the systems mentioned above, a wing control system is sometimes used, as well.

The paper presents a procedure for calculating the aerodynamic characteristics by using different methods with a comparison of results. Calculated characteristics will be used for numerical simulation of flight of a corrected bomb, including the use of a laser guided system, basing on author's own simulating program.

2. Structural Configurations of Aerial Bombs

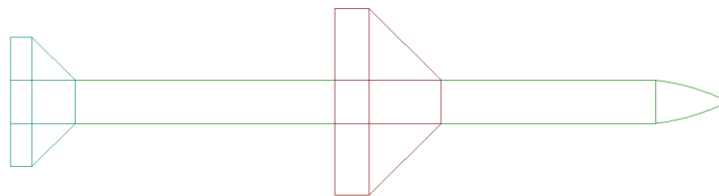
Two most typical structural configurations will be studied in the paper – the classical and canard system, and the wing control system. Dimensions of body, wings and rudders are identical for both systems. The systems differ only by position of wings against the rudders. Moreover, it was assumed that the centre of bomb gravity is always placed in the same place – in the centre of the body.



- $h = 100$ mm
- Korpus z nosem / *body with nose*:
- długość / *length* $L = 1000$ mm
 - średnica / *diameter* $d = 60$ mm

a. Układ klasyczny i „wing control”

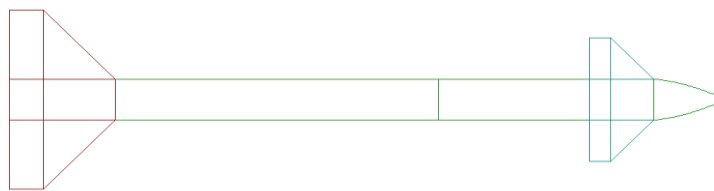
a. Classical and wing control systems



Rys. 1. Bomba w układzie klasycznym i „wing control”
Fig. 1. Bomb in classical and wing control systems

b. Układ typu kaczka

b. Configuration of canard system



Rys. 2. Bomba w układzie typu kaczka
Fig. 2. Bomb in configuration of canard system

3. Metody obliczania charakterystyk aerodynamicznych

3. Method for Calculation of Aerodynamical Characteristics

Dostępna literatura specjalistyczna prezentuje cały szereg metod obliczania charakterystyk aerodynamicznych, zaczynając od prostych metod analitycznych, poprzez metody wykorzystujące programy do analiz balistycznych, metody oparte na pomiarach w tunelach aerodynamicznych, kończąc na metodach numerycznych do rozwiązywania zagadnień przepływu płynów (CFD). W pracy zostaną zastosowane dwie pierwsze metody. Zjawisko interferencji aerodynamicznych pomiędzy elementami konstrukcyjnymi zostało pominięte.

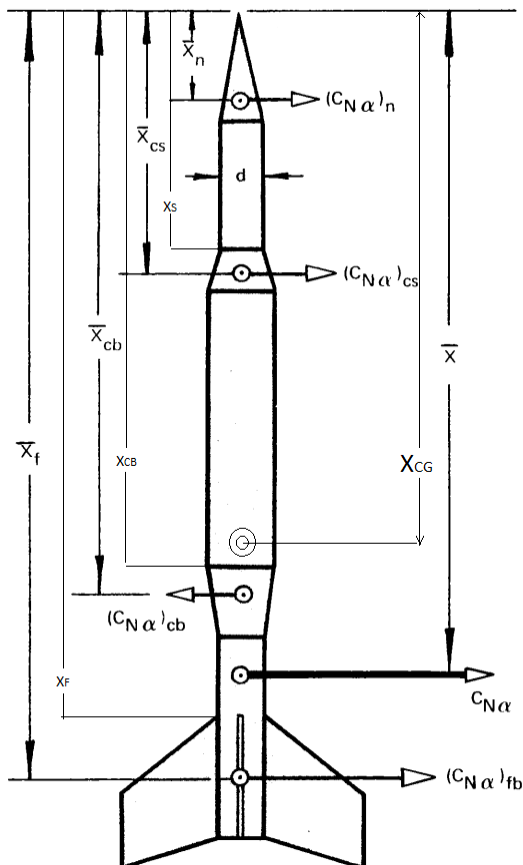
Many methods calculating the aerodynamical characteristics are available in specialistic literature, starting from simple analytical methods, through the methods employing programs to ballistic analyses, and the methods based on measurements in aerodynamic tunnels, and ending on numerical methods for finding solutions of questions concerning the flow of liquids (CFD). The paper deals with two first methods. The effect of aerodynamic interference between structural components was neglected.

3.1. Metoda Barrowman'a

Pierwsze publikacje dotyczące obliczenia siły nośnej oraz położenia środka parcia zostały zaproponowane przez Barrowman'a (Barrowman, 1988). W ww. pracy autor przedstawia szereg wzorów za pomocą których można oszacować współczynniki siły nośnej (normalnej) dla poszczególnych elementów (regionów) obiektu balistycznego oraz położenie jej środka parcia, przy założeniu, że obiekt jest symetryczny, kąty natarcia nie przewyższają 10° a prędkość badanej obiektu jest znacznie niższa od prędkości dźwięku. Dodatkowo Barrowman zakłada, że siła nośna od cylindrycznego kadłuba dla powyższych założeń jest pomijalna.

3.1. Barrowman's Method

The first publications concerning calculation of the lifting force and position of the centre of the thrust were proposed by Barrowman (1988). Author presents there some formulas which can be used for estimation of coefficients of the lift (vertical) for particular components (areas) of a ballistic object and position of its thrust centre assuming that the object is symmetrical and the attacking angles are below 10° , and the velocity of the investigated object is well below the velocity of sound. Moreover, Barrowman assumes that the lift produced by the cylindrical body can be neglected for the assumptions which were mentioned above.



Rys. 3. Obiekt balistyczny – podział na elementy (Barrowman, 1988)

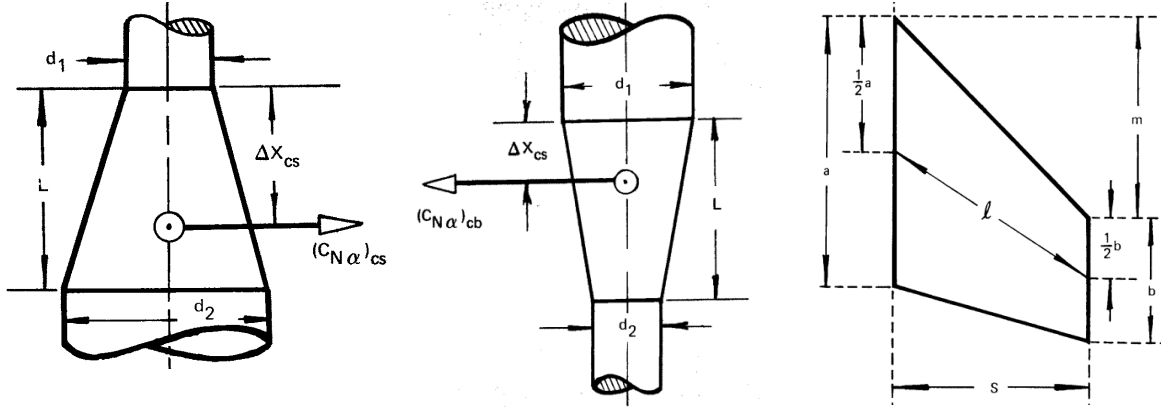
Fig. 3. Ballistic object – illustration of components (Barrowman, 1988)

$$C_{N\alpha} = (C_{N\alpha})_n + (C_{N\alpha})_{cs} + (C_{N\alpha})_{cb} + (C_{N\alpha})_{fb} \quad (3.1)$$

Gdzie (where):

$$(C_{N\alpha})_n = 2, (C_{N\alpha})_{cs(cb)} = 2 \left[\left(\frac{d_2}{d} \right)^2 - \left(\frac{d_1}{d} \right)^2 \right],$$

$$(C_{N\alpha})_{fb} = \left(1 + \frac{d}{S+d} \right) \frac{4n \left(\frac{S}{d} \right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2l}{a+b} \right)^2}} \quad (3.2)$$



Rys. 4. Elementy obiektu (Barrowman, 1988)
Fig. 4. Components of the object (Barrowman, 1988)

$$C_{M\alpha} = \frac{(C_{N\alpha})_n(\bar{x}_n - \bar{x}_{CG})}{d} + \frac{(C_{N\alpha})_{cs}(\bar{x}_{cs} - \bar{x}_{CG})}{d} \quad (3.3)$$

$$+ \frac{(C_{N\alpha})_{cb}(\bar{x}_{cb} - \bar{x}_{CG})}{d} + \frac{(C_{N\alpha})_{fb}(\bar{x}_f - \bar{x}_{CG})}{d}$$

Gdzie (where):

$$\bar{x}_n = 0,67L, \quad \bar{x}_{cs(cb)} = x_{s(cb)} + \frac{L}{3} \left[1 + \frac{1 - \frac{d_1}{d_2}}{\left(1 - \frac{d_1}{d_2} \right)^2} \right]$$

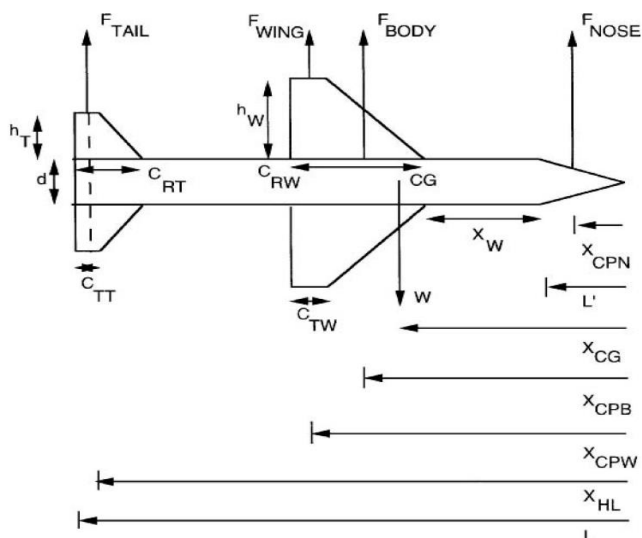
$$\bar{x}_f = x_f + \frac{m(a+2b)}{3(a+b)} + \frac{1}{6} \left(a + b - \frac{ab}{a+b} \right)$$

3.2. Teoria cienkiego profilu lotniczego

Metody obliczania charakterystyk aerodynamicznych bazujące na teorii cienkiego profilu lotniczego zostały zaprezentowane w pracach (Zarchan, 2012), (Eugene & Fleeman, 2022).

3.2. Theory of Thin Aerial Profile

Methods calculating aerodynamic characteristics on the basis of a thin aerial profile were presented in the works of (Zarchan, 2012), (Eugene & Fleeman, 2022).



Rys. 5. Siły nośne dla poszczególnych elementów (Zarchan, 2012)

Fig. 5. The lifts of particular components (Zarchan, 2012)

Pomijając efekt interferencji, dla prędkości znacznie mniejszych od prędkości dźwięku ($\text{Mach} < \sqrt{1 + \left(\frac{8}{\pi A}\right)^2}$) i kątów natarcia mniejszych od 10° współczynnik siły nośnej można obliczyć korzystając ze wzoru:

$$C_N = 2\alpha + \frac{1.5S_{PLAN}\alpha^2}{S_{Ref}} + \frac{\pi AS_W\alpha}{S_{Ref}} + \frac{\pi AS_T(\alpha + \delta)}{S_{Ref}} \quad (3.4)$$

Mnożąc siłę poprzez ramię jej działania otrzymamy moment, a więc współczynnik momentu pochylającego obliczamy ze wzoru:

$$C_M = 2\alpha \left(\frac{X_{CG} - X_{CPN}}{d} \right) + \frac{1.5S_{PLAN}\alpha^2}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{CPB}}{d} \right) + \frac{\pi AS_W\alpha}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{CPW}}{d} \right) + \frac{\pi AS_T(\alpha + \delta)}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{HL}}{d} \right) \quad (3.5)$$

Gdzie:

$$X_{CPN} = 0,67L', \quad X_{CPW} = L' + X_W + 0,7C_{RW} + 0,2C_{TW},$$

$$X_{CPB} = \frac{0,67A_N L' + A_B [L' + 0,5(L - L')]}{A_N + A_B}$$

Powyższe wzory podane są dla układu klasycznego, ale co do zasady właściwe są dla każdego z układów po wprowadzeniu właściwych wartości poszczególnych zmiennych.

Neglecting the effect of interference, the coefficient of lift can be calculated from formula for velocities significantly lower than sound velocity ($\text{Mach} < \sqrt{1 + \left(\frac{8}{\pi A}\right)^2}$) and for attacking angles lower than 10° :

Product of force and arm of its action is the moment, then the coefficient of declining moment can be calculated from the formula:

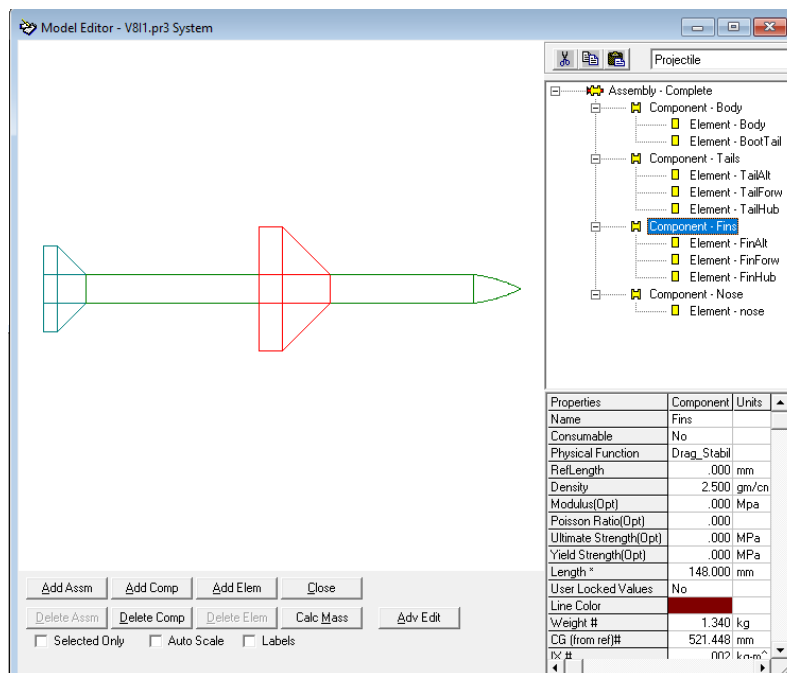
The above formulae are given for the classical configuration but in general they are suitable for another one when proper values are used for particular variables.

3.3. Wykorzystanie oprogramowania specjalistycznego

Na rynku dostępny jest cały szereg programów służących do analiz balistycznych. Jednym z profesjonalnych programów tego typu jest Prodas (Prodas, 2008). Obliczanie charakterystyk aerodynamicznych sprowadza się do wprowadzenia danych fizycznych bomby i wygenerowania współczynników.

3.3. Application of Specialised Program

There is a lot of programs available for ballistic analyses. Prodas (Prodas, 2008) is one of such professional programs. Aerodynamic characteristics can be calculated after entering physical specifications of a bomb and receiving the coefficients.



Rys. 6. Prodas - okno programu do wprowadzania danych (Prodas, 2008)

Fig. 6. Prodas – window of program for data input (Prodas, 2008)

4. Obliczenia

Przedstawione w rozdziale 3 metody obliczania charakterystyk aerodynamicznych zostały wykorzystane do obliczenia podstawowych współczynników aerodynamicznych tj:

$C_{N\alpha}$ – pochodna współczynnika siły normalnej względem kąta natarcia,

$C_{N\delta}$ – pochodna współczynnika siły normalnej względem kąta wychylenia steru,

C_{Ma} – pochodna współczynnika siły momentu statycznego względem kąta natarcia,

dla trzech układów konstrukcyjnych przedstawionych w rozdziale 2. Wyniki obliczeń przedstawiono w tabeli 1.

4. Calculations

The methods presented in chapter 3 for calculation of aerodynamic characteristics were used to calculate main aerodynamic coefficients, i.e.:

$C_{N\alpha}$ – derivative of vertical force coefficient against the angle of attack,

$C_{N\delta}$ – derivative of vertical force coefficient against rudder declination angle,

C_{Ma} – derivative of static moment force coefficient against the angle of attack,

for three structural configurations presented in chapter 2. Results of calculations are presented in table 1.

Tabela 1. Zestawienie charakterystyk aerodynamicznych

Table 1. Comparison of aerodynamic characteristics

Współczynnik Coefficient	Barrowman			Teoria cienkiego profilu Theory of thin profile			Prodas		
	Sterowanie w układzie kaczka Canard control	Sterowanie w układzie skrzydła Wing control	Sterowanie w układzie klasycznym Tail control	Sterowanie w układzie kaczka Canard control	Sterowanie w układzie skrzydła Wing control	Sterowanie w układzie klasycznym Tail control	Sterowanie w układzie kaczka Canard control	Sterowanie w układzie skrzydła Wing control	Sterowanie w układzie klasycznym Tail control
$C_{N\alpha}$	32,26	32,26	32,26	32,22	32,22	32,22	33,18	33,18	33,18
$C_{N\delta}$	8.53	21,7	8.53	8,2	22,2	8,2	9,35	23,8	9,35
C_{Ma}	-86	-49,1	-49,1	-89,5	-45,1	-45,1	-70,6	-42	-42

Wyraźnie widać, że wyniki obliczeń są podobne. Wynika z tego, że każda z przedstawionych metod może być stosowana do wstępnego określania charakterystyki aerodynamicznej bomby i dokonywania przy ich wykorzystaniu numerycznego modelowania ruchu bomby w przestrzeni.

Zapiszmy równanie (3.5) następująco (Zarchan, 2012)

It is clearly visible that results of calculations are similar. It indicates that each of presented methods may be used for initial determination of bomb's aerodynamic characteristics and for numerical modelling of the bomb movement in the space.

Let's put the equation (3.5) in following way (Zarchan, 2012)

$$C_M = y_1\alpha + y_2\alpha^2 + y_3\delta \quad (4.1)$$

Gdzie (where):

$$y_1 = 2 \left(\frac{X_{CG} - X_{CPN}}{d} \right) + \frac{\pi AS_W}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{CPW}}{d} \right) + \frac{\pi AS_T}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{HL}}{d} \right)$$

$$y_2 = \frac{1.5S_{PLAN}}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{CPB}}{d} \right) \quad y_3 = \frac{\pi AS_T}{S_{Ref}} \left(\frac{X_{CG} - X_{HL}}{d} \right)$$

Powyższe równanie posłuży do obliczenia tzw. trymowanego kąta natarcia, czyli kąta natarcia jaki stateczna statycznie i dynamicznie bomba osiągnie dla danego kąta wychylenia steru δ_{Tr} w momencie równowagi momentów. W takiej sytuacji $C_M = 0$ (Zarchan, 2012, s. 487), więc:

The above equation is used to calculate the so called trimming angle of attack which is an angle of attack for a statically and dynamically balanced bomb settled for a specific declination of the rudder δ_{Tr} at the instance when the moments are balanced. Then $C_M = 0$ (Zarchan, 2012, p. 487), and:

$$0 = y_1\alpha_{Tr} + y_2\alpha_{Tr}^2 + y_3\delta_{Tr} \quad (4.2)$$

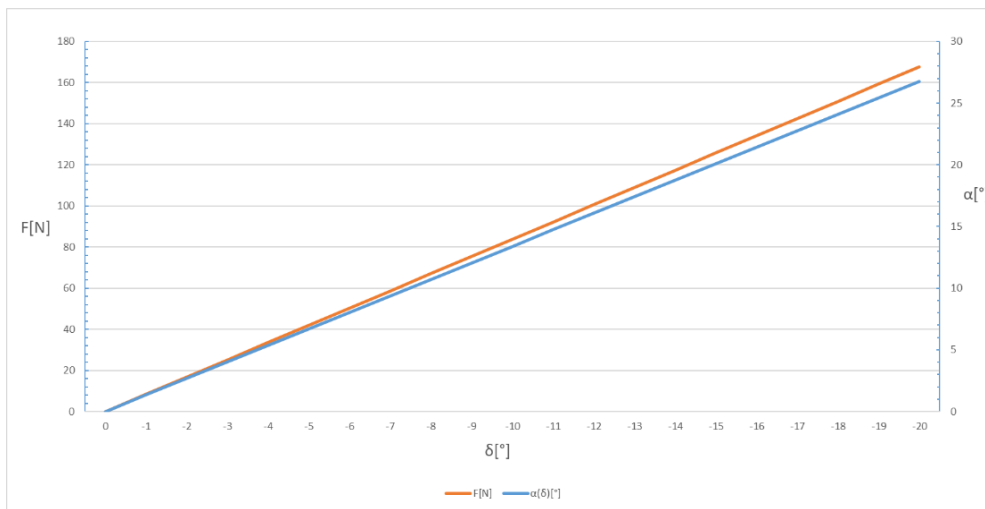
Rozwiązując powyższe równanie i odrzucając nierealne wartości otrzymujemy

Solving the above equation and rejecting the unreal values we can get

$$\alpha_{Tr} = \frac{-y_1 - \sqrt{y_1^2 - 4y_2y_3\delta_{Tr}}}{2y_2} \quad (4.3)$$

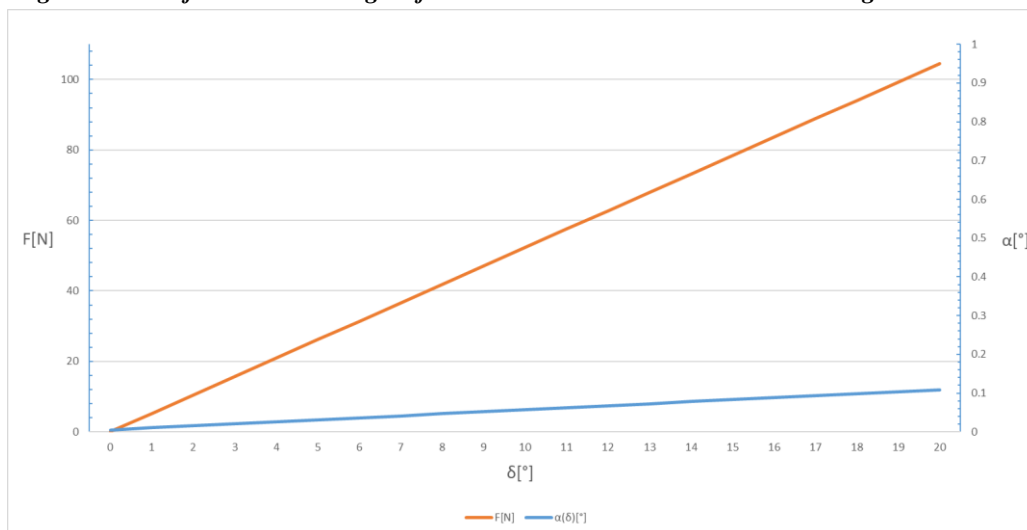
Wykorzystując wzór (4.3) możemy obliczyć jak będzie zmieniał się kąt natarcia bomby w zależności od kąta wychylenia sterów w stanie równowagi momentów, a tym samym jaka siła nośna (normalna) będzie działała na bombę dla każdego z układów konstrukcyjnych. Obliczone współczynniki w funkcji kąta natarcia (dla prędkości $V=100$ m/s) zostały przedstawione w formie wykresów na rysunkach 7 ÷ 9.

Formula (4.3) can be used to determine changes of bomb's angle of attack depending on declination angle of rudders in the state of balanced moments, and by the same the lift (vertical) acting into the bomb in each structural configuration. Coefficients calculated as function of angle of attack (at velocity $V=100$ m/s) are presented in the graphs in figures 7 ÷ 9.



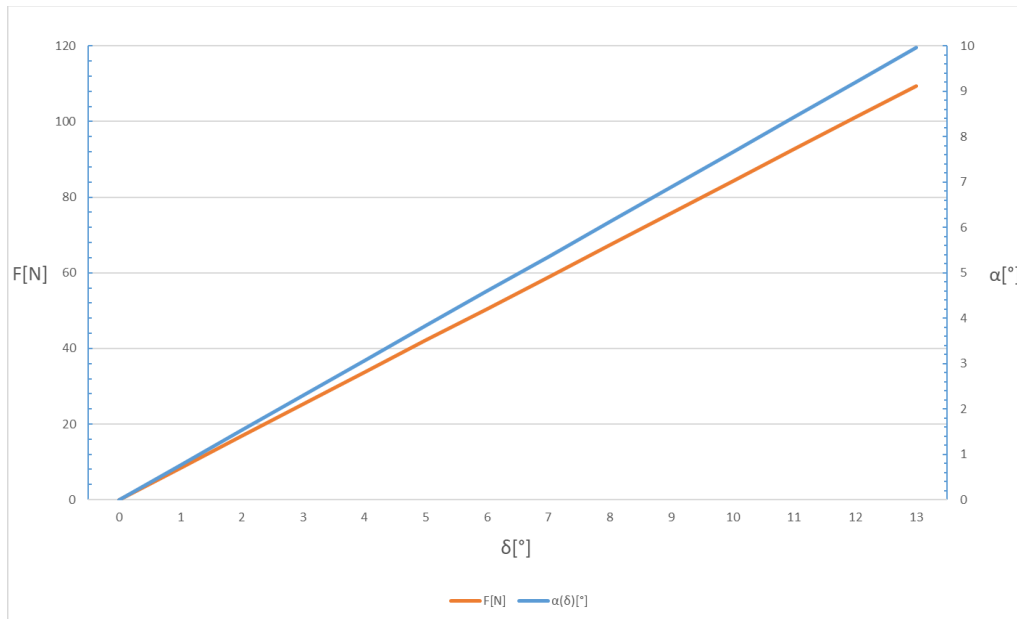
Rys. 7. Wykres siły normalnej i kąta natarcia w funkcji kąta wychylenia steru: sterowanie w układzie klasycznym

Fig. 7. Vertical force and the angle of attack versus the rudder declination angle: tail control



Rys. 8. Wykres siły normalnej i kąta natarcia w funkcji kąta wychylenia steru: sterowanie w układzie skrzydła

Fig. 8. Vertical force and the angle of attack versus the rudder declination angle: wing control



Rys. 9. Wykres siły normalnej i kąta natarcia w funkcji kąta wychylenia steru: sterowanie w układzie kaczka

Fig. 9. Vertical force and the angle of attack versus the rudder declination angle: canard control

Analiza powyższych wykresów prowadzi do następujących wniosków:

- Dla użytecznych kątów natarcia $\alpha < 22^\circ$ (Eugene & Fleeman, 2022) największą siłę normalną można uzyskać stosując układ klasyczny (tail control). Wynika to bezpośrednio z konstrukcji – w układzie klasycznym, aby nadać bombie dany kąt natarcia należy wychylić stery w przeciwną stronę względem kąta natarcia bomby. Dzięki temu możliwe jest uzyskanie dużych wartości współczynnika siły nośnej (duży kąt natarcia bomby przy małym lokalnym kącie natarcia sterów), pomimo faktu, że powierzchnie sterów w bardzo małym zakresie nadają bombie siłę nośną;
- Dla małych kątów natarcia bomby największy współczynnik siły nośnej uzyskuje się dla bomby w układzie kaczki (canard control). Wynika to z faktu, iż dla tego układu konstrukcyjnego powierzchnie sterów w znacznym zakresie nadają bombie siłę nośną;
- Bomba w układzie kaczki może być wykorzystywane tylko w ograniczonym zakresie kątów natarcia, ponieważ lokalny kąt natarcia sterów szybko osiąga kąt krytyczny $\alpha = 22^\circ$ (w tym

Following conclusions can be drawn from the above graphs:

- For efficient angles of attack $\alpha < 22^\circ$ (Eugene & Fleeman, 2022) the greatest vertical force can be received at the tail control configuration. It is a direct effect of the classical configuration design that setting the bomb in a specific angle of attack requires declination of rudders in the opposite direction against the bomb's angle of attack. Doing so, it is possible to get high values of the lift coefficient (great bomb's angle of attack at low local angle of attack of rudders), despite the fact that surface of rudders contributes in a small degree into the bomb's lift;
- For small bomb's angles of attack the greatest lift coefficient is received at the canard control configuration. It is due to the fact that for such structural configuration the surface of rudders contributes significantly to the bomb's lift;
- The bomb with the canard configuration may be used only at the limited range of angles of attack as the rudders' local angle of attack rapidly

wypadku dla $\delta = 14^\circ$);

- W układzie „wing control”, w przypadku zamontowania skrzydła w taki sposób aby środek ciężkości bomby pokrywał się ze środkiem parcia sterów, przy zerowej wartości kąta natarcia uzyskuje się równie duże siły jak dla wersji z układu typu kaczka. Wykorzystanie powyższej zalety może być szczególnie przydatne dla bomb z detektorem sztywno związanym z korpusem bomby.

5. Symulacje

5.1. Wstęp

Symulacje zostały przeprowadzone z wykorzystaniem autorskiego oprogramowania stworzonego na potrzeby pracy (Wijaszka, 2020). Do symulacji wykorzystano charakterystyki aerodynamiczne wygenerowane w programie Prodas. Dynamika bomby oparta została na rozwiązaniach klasycznych. Zgodnie z drugą zasadą dynamiki Newtona dokonuje się bilansu sił i momentów działających na bombę oraz formułuje równania wektorowe zarówno dla ruchu postępowego jak i obrotowego. Na ich podstawie wyprowadza się sześć równań skalarnych. Powstały układ równań uzupełnia się o związki kinematyczne oraz trajektorie bomby. Ostatecznie uzyskuje się układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych (Kowaleczko, 2018).

Wszystkie przedstawione symulacje zostały wykonane dla następujących parametrów:

- prędkość początkowa $V = 100$ m/s;
- wysokość zrzutu $H = 2000$ m;
- pozostałe parametry zerowe.

5.2. Donośność bomby

Pierwszą symulację jaką wykonano był zrzut swobodny bomby przy zerowych kątach wychylenia sterów, a jego wyniki przedstawia rys. 10.

reaches the critical angle $\alpha = 22^\circ$ (in this case at $\delta = 14^\circ$);

- In configuration of „wing control” when the wing is so fixed that the bomb’s centre of gravity is the same as the centre of thrust of rudders, and the angle of attack is zero, the received forces can be also so great as for the canard configuration. This advantage can be especially useful for the bombs with a detector fixed rigidly to the bomb’s body.

5. Simulations

5.1. Introduction

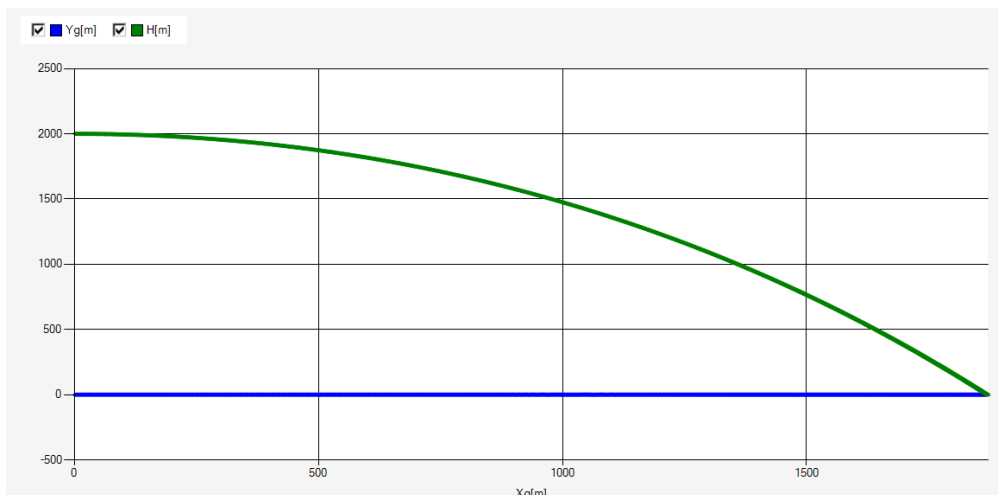
Simulations were carried out using the author’s computer code prepared for the project (Wijaszka, 2020). Aerodynamic characteristics received with Prodas program were used for the simulation. Dynamics of the bomb was based on classical solutions. According to the second principle of Newton’s dynamics the balance of forces and moments acting into the bomb is performed and vector equations are formulated both for the linear and rotating movements. On the grounds of them six scalar equations are derived. Received system of equations is completed by kinematic relations and bomb’s trajectories. Finally a system of twelve regular differential equations is received (Kowaleczko, 2018).

All presented simulations were performed at following parameters:

- Initial velocity $V = 100$ m/s;
- Altitude of dropping $H = 2000$ m;
- Remaining parameters equal to zero.

5.2. Range of the Bomb

The first simulation was made for a free dropping of bomb with null angles of inclination of rudders and the results are shown in Fig. 10.



Rys. 10. Trajektoria bomby dla zerowych kątów wychylenia sterów

Fig. 10. Bomb's trajectory at rudders zero angle of incidence

Jak wynika z symulacji, dla zerowych kątów wychylenia sterów wszystkie bomby poruszają się torem balistycznym upadając mniej więcej w tym samym miejscu.

Kolejna symulacja polegała na zrzucie bomby z wychylnym sterem elewacji o kąt:

- $\delta = 5^\circ$ - dla bomby w układzie „canard control” i „wing control”;
- $\delta = -5^\circ$ - dla bomby w układzie „tail control”.

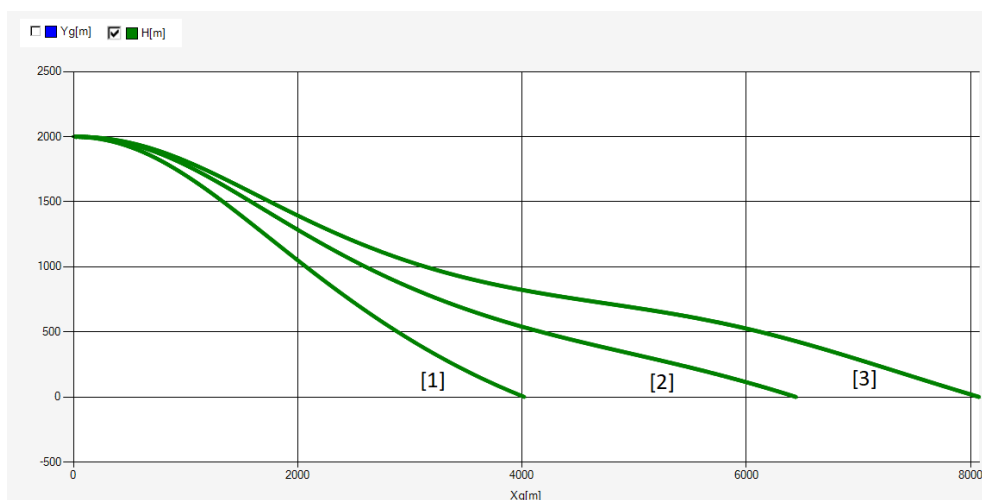
Wyniki symulacji przedstawiono na rys. 11 i 12.

Simulation shows that at zero incidence of rudders all bombs move along the ballistic path and fall close to the same site.

In the next simulation the bomb was dropped with the elevation rudder inclined by angle:

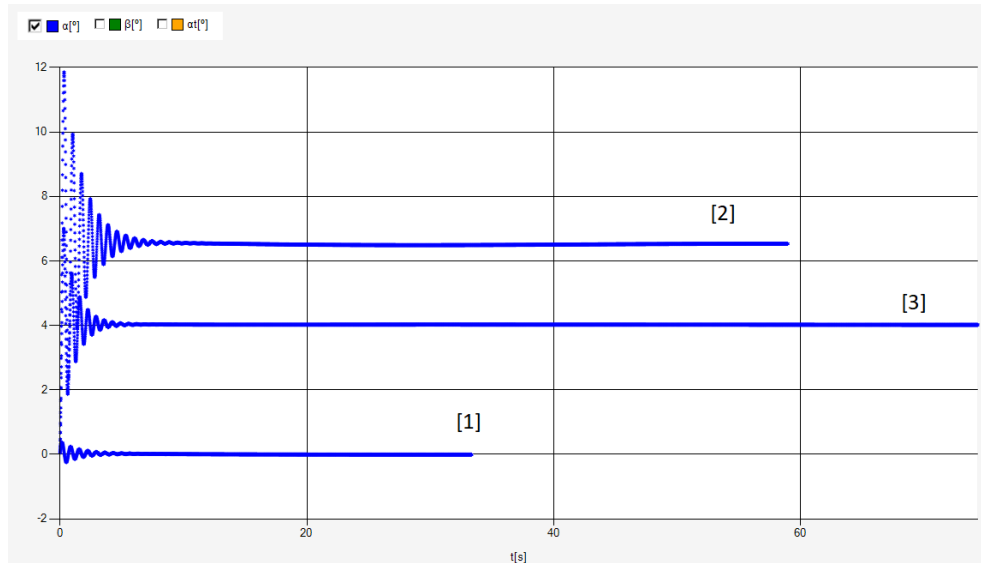
- $\delta = 5^\circ$ - for bomb with canard control and wing control;
- $\delta = -5^\circ$ - for bomb with tail control.

Results of simulations are shown in figures 11 and 12.



Rys. 11. Trajektoria bomb w zależności od układu konstrukcyjnego: 1– sterowanie w układzie skrzydła, 2 – sterowanie w układzie klasycznym, 3 – sterowanie w układzie kaczka

Fig. 11. Trajectories of bombs depending on the structural configuration: 1– wing control, 2 – tail control, 3 – canard control



Rys. 12. Kąt natarcia bomby dla danego układu konstrukcyjnego: 1 – sterowanie w układzie skrzydła, 2 – sterowanie w układzie klasycznym, 3 – sterowanie w układzie kaczka

Fig. 12. Bomb's angle of attack for specific structural configurations: 1 – wing control, 2 – tail control, 3 – canard control

Z wykresu donośności rys. 11 wynika, że układem o największej doskonałości aerodynamicznej jest układ typu kaczka. Mniejszą donośnością cechuje się układ klasyczny, a najslabiej wypada układ typu „wing control”. Wyniki tej symulacji są zgodne z obliczeniami z rozdziału 4. Odczytując z rys. 7 ÷ 9 wartości siły normalnej dla kąta wychylenia steru $\delta = 5^\circ$ dla „canard control” i „wing control” i $\delta = -5^\circ$ dla „tail control” uzyskujemy odpowiednio 45 N, 35 N i 40 N.

Podobną zgodność widać porównując wyniki symulacji zaprezentowane na rys. 12, przedstawiające na jakim poziomie stabilizuje się kąt natarcia bomby, z ich odpowiednikiem z obliczeń, których wyniki prezentują rysunki 7 ÷ 9.

5.3. Naprowadzanie bomby na cel

W tym rozdziale zostaną przedstawione symulacje naprowadzania bomby na cel. Wykorzystano tu model matematyczny detektora echa sygnału laserowego zaprezentowany w pracy (Wijaszka, 2020). Zadaniem detektora jest ciągłe dążenie (poprzez układ

The graph of range in Fig. 11 shows that the highest aerodynamic performance is represented by the canard configuration. The classical configuration provides lower range, and the wing control configuration is the worst one. Results of this simulation comply with calculations in chapter 4. Reading out from figures 7 ÷ 9 the values of vertical force for rudder's incidence angle $\delta = 5^\circ$ for canard control and wing control, and $\delta = -5^\circ$ for tail control we can get respectively 45 N, 35 N and 40 N.

Similar compliance can be seen at comparison of simulation results shown in Fig. 12, presenting the levels of stabilisation for bomb's angle of attack, with corresponding results of calculations shown in figures 7 ÷ 9.

5.3. Guiding the Bomb into Target

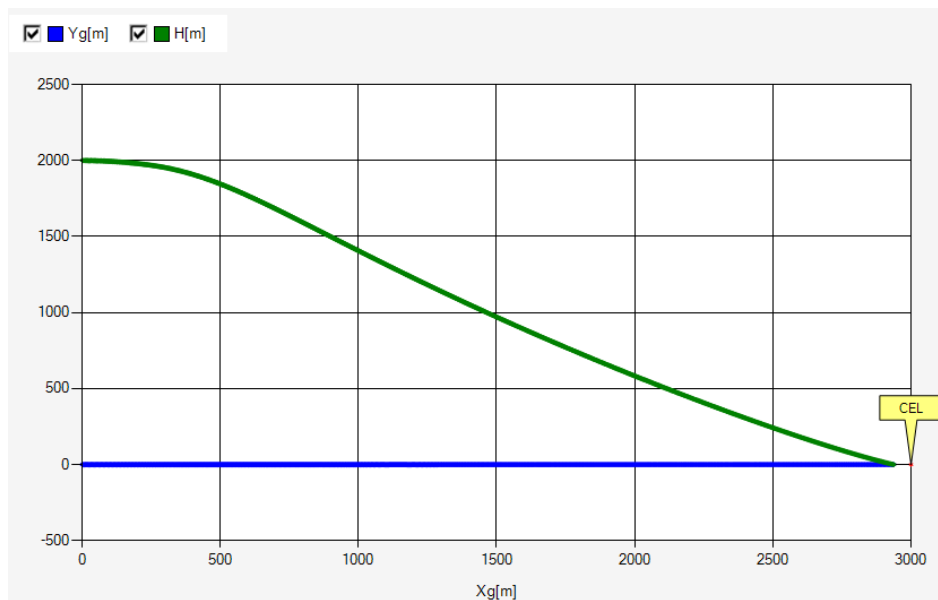
In this chapter simulations are presented about guiding the bomb into a target. Mathematical model of a laser reflected signal detector presented in the work of (Wijaszka, 2020) was used. Operation of detector is a continuous pursuit (via the rudder servomo-

wykonawczy sterów) do minimalizacji kąta obserwacji celu (kąt między linią obserwacji celu a osią detektora, będącej osią bomby). Dla symulacji wykorzystano parametry początkowe przedstawione w podrozdziale 0. Cel został umieszczony w pozycji $\text{cel} = [3000,0,0]$, co oznacza, że cel leży na powierzchni Ziemi, w odległości 3 km od punktu zrzutu bomby i w jej osi.

5.3.1. Symulacje zrzutu bomby w układzie klasycznym

tors) to minimise the target observation angle (angle between the target observation line and the axis of detector being the axis of the bomb). Initial parameters presented in subchapter 5.1 were used for the simulation. The target was defined in position $\text{target} = [3000,0,0]$, what means that it is on the earth surface at the distance of 3 km from bomb's dropping point and in its axis.

5.3.1. Simulations of Bomb Dropping in Classical Configuration



Rys. 13. Trajektoria bomby – sterowanie w układzie klasycznym

Fig. 13. Bomb's trajectory - tail control

Upadek bomby nastąpił w odległości 63 m przed celem. Maksymalne wychylenie sterów ustawiono na $|\delta_{\text{MAX}}| = 7^\circ$.

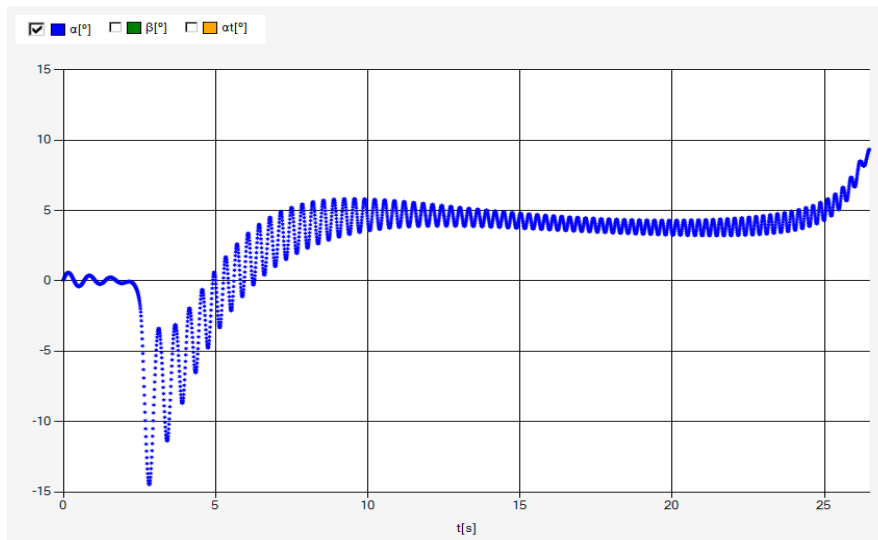
Na rys. 14 przedstawiono charakter zmian kąta natarcia bomby w czasie lotu, natomiast na rys. 15 zmiany kąta wychylenia sterów elewacji. Z wykresów wynika, że wychylenie sterów powoduje powstawanie dużych momentów sił, które są wynikiem istnienia dużego ramienia siły sterowania (odległość między punktem parcia sterów, a środkiem ciężkości bomby – tu 45 cm) co jest charakterystyczne dla tego układu konstrukcyjnego. Ciągła praca sterów prowadzi do

The fall of the bomb was at the distance of 63 m before the target. Maximal incidence of rudders was set at $|\delta_{\text{MAX}}| = 7^\circ$.

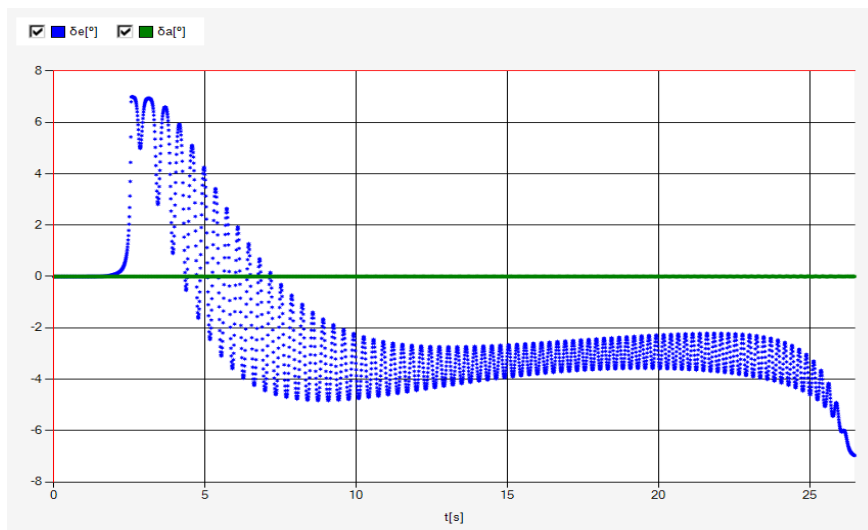
Fig. 14 shows the changes of bomb's angle of attack during the flight, and Fig. 15 shows the changes of elevation rudders incidence. The graphs indicate that the incidence of rudders generates high moments of forces in effect of a high arm of control force (distance between the point of rudders thrust and the centre of bomb's gravity – here 45 cm) what is typical for this structural configuration. Continuous operation of rudders generates the oscillations of the an-

powstania oscylacji kąta natarcia, co zwiększa siłę oporu aerodynamicznego i utrudnia zadanie procesowi sterowania. Konieczne jest wprowadzenie specjalnych praw sterowania oraz dodatkowych czujników parametrów lotu albo konstrukcji wspierających jak np. stabilizator aerodynamiczny detektora.

gle of attack what increases the aerodynamic drag and harms the process of steering. Then, it is necessary to introduce special control principles and additional sensors of flight parameters, or some supporting designs such as for instance an aerodynamic stabiliser of detector.



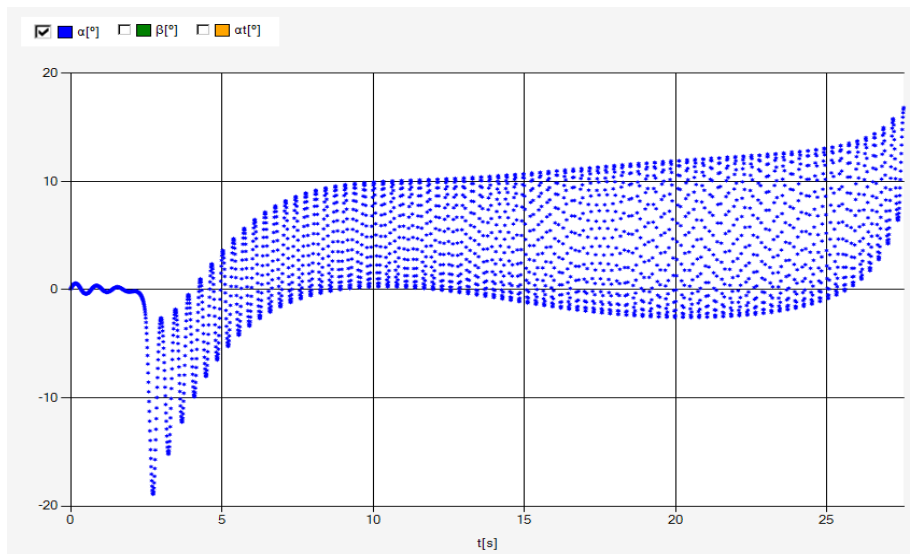
Rys. 14. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie klasycznym
Fig. 14. Bomb's angle of attack - tail control



Rys. 15. Kąt wychylenia sterów elewacji - sterowanie w układzie klasycznym, $|\delta_{MAX}| = 7^\circ$
Fig. 15. Angle of incidence of elevation rudders - tail control, $|\delta_{MAX}| = 7^\circ$

Próba zwiększania maksymalnego kąta wychylenia sterów do $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$, przynosi pojawienie się rosnących oscylacji bomby oraz przyrost błęd naprowadzania.

Any attempt on increasing the maximal angle of rudders incidence to $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$ generates the increased oscillations of the bomb and errors of guiding.

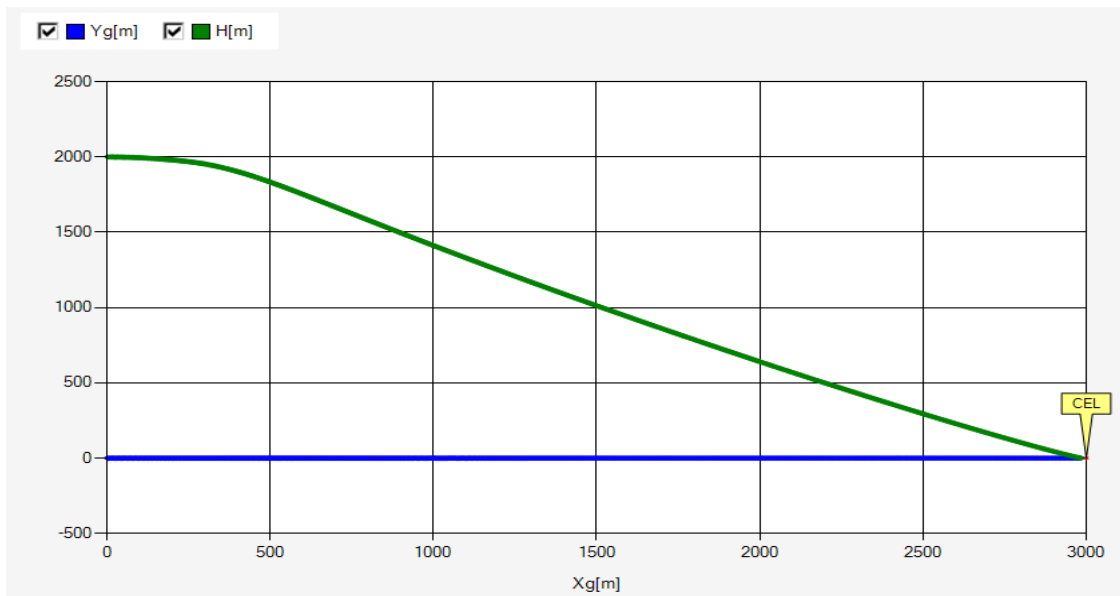


Rys. 16. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie klasycznym, $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$

Fig. 16. Bomb's angle of attack - tail control, $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$

5.3.2. Symulacje zrzutu bomby w układzie typu kaczka

5.3.2. Simulations of Bomb Dropping in Canard Configuration



Rys. 17. Trajektoria bomby - sterowanie w układzie kaczka

Fig. 17. Bomb's trajectory - canard control

Upadek bomby nastąpił w odległości 22 m od celu. Maksymalne wychylenie sterów ustawiono na $|\delta_{MAX}| = 7^\circ$.

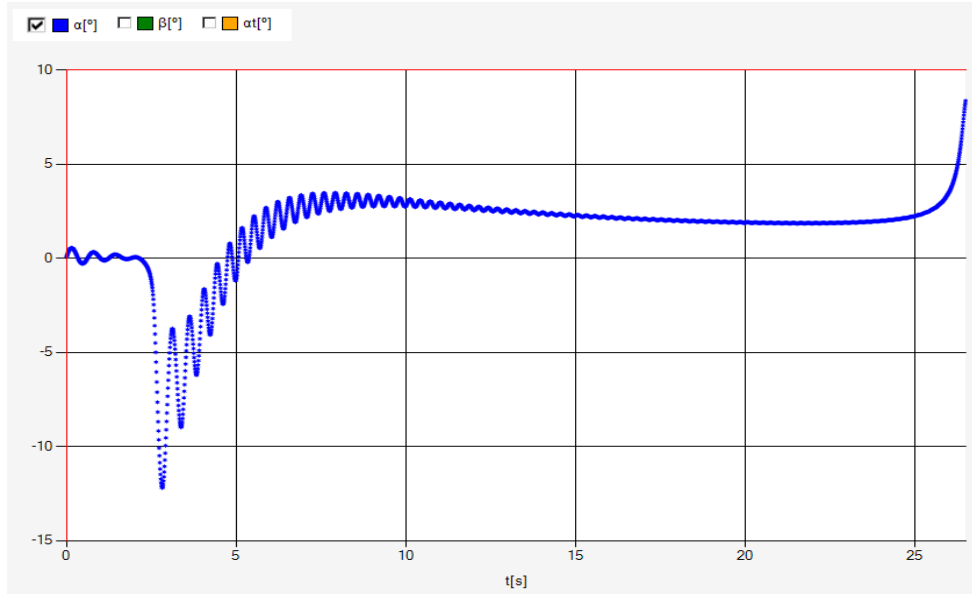
Z wykresów rys. 18 i 19 wynika, że proces sterowania bombą również, tak jak to miało miejsce w przypadku układu klasycznego, powoduje powstawanie oscylacji, ale

The bomb fell 22 m from the target. Maximal incidence of rudders was set at $|\delta_{MAX}| = 7^\circ$.

Graphs shown in figures 18 and 19 indicate that the bomb steering process generates the oscillations, similarly as it took place in the classical configuration, but they

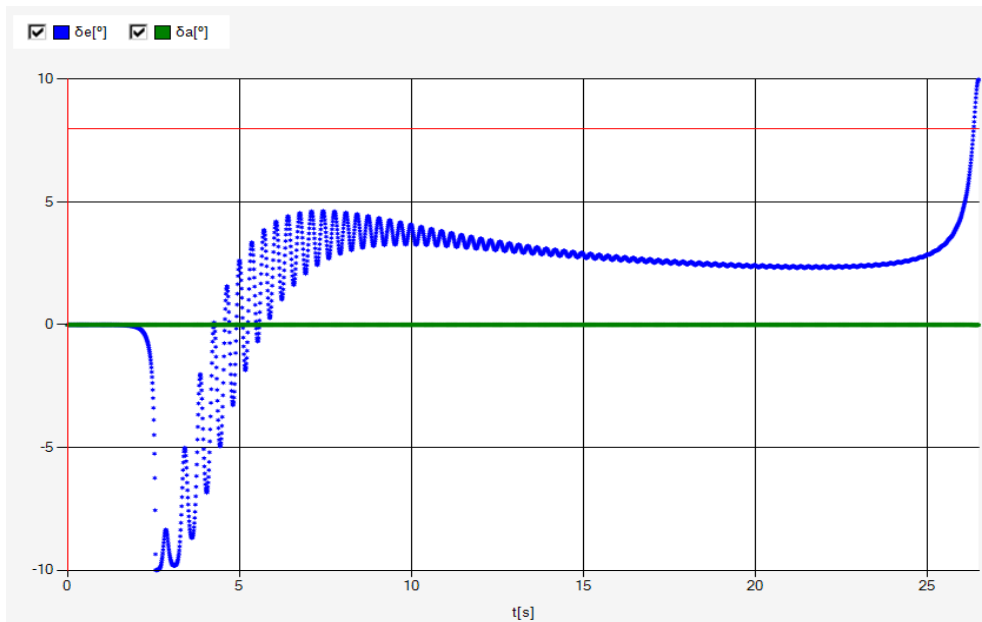
są one znacznie mniejsze – ramię działania siły sterów w tym układzie wynosi 36 cm. Znacznie lepsza jest też dokładność naprowadzania.

are significantly lower – the arm of acting force of the rudders in this configuration is 36 cm. The accuracy of guidance is also significantly greater.



Rys. 18. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie kaczka $|\delta_{MAX}|=7^\circ$

Fig. 18. Bomb's angle of attack - canard control $|\delta_{MAX}|=7^\circ$



Rys. 19. Kąt wychylenia sterów elewacji - sterowanie w układzie kaczka, $|\delta_{MAX}|=7^\circ$

Fig. 19. Elevation rudders incidence angle - canard control, $|\delta_{MAX}|=7^\circ$

Dodatkowo, zwiększenie maksymalnego kąta wychylenia sterów do $|\delta_{MAX}|=10^\circ$ powoduje nieznaczny wzrost oscylacji rys. 20 i znaczne zwiększenie dokładności – upadek

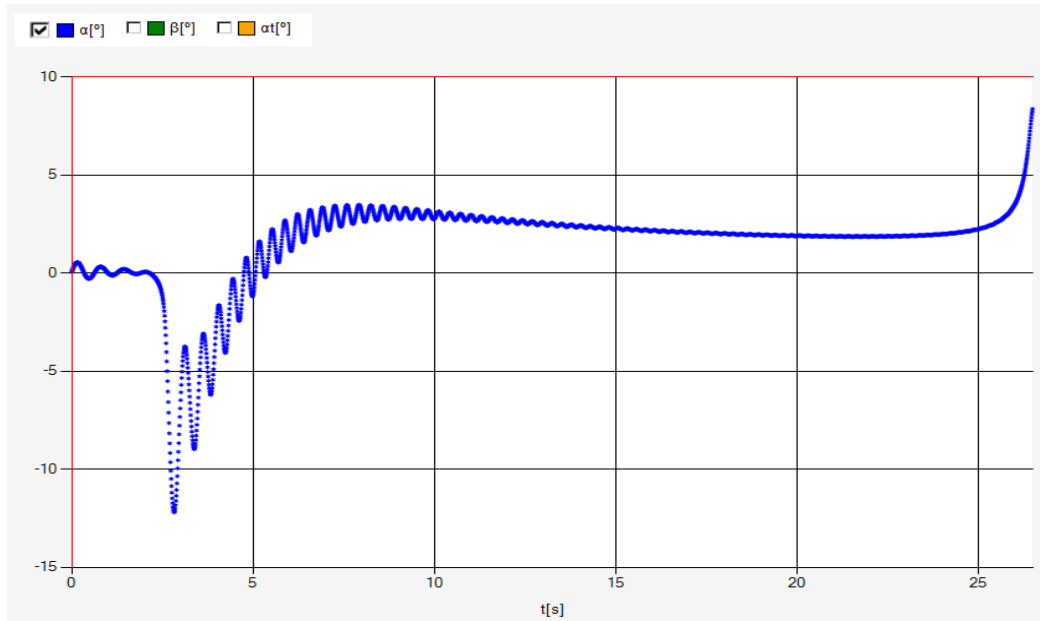
Moreover, the increase of rudders maximal incidence angle to $|\delta_{MAX}|=10^\circ$ causes insignificant increase of oscillations - Fig. 20 – and significant increase of accuracy –

bomby 15 m od celu.

Dalsze zwiększenie maksymalnego kąta wychylenia sterów do $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$ powoduje już tylko wzrost oscylacji rys. 21. Natomiast dokładność naprowadzania ulega zmniejszeniu - upadek bomby 17 m od celu.

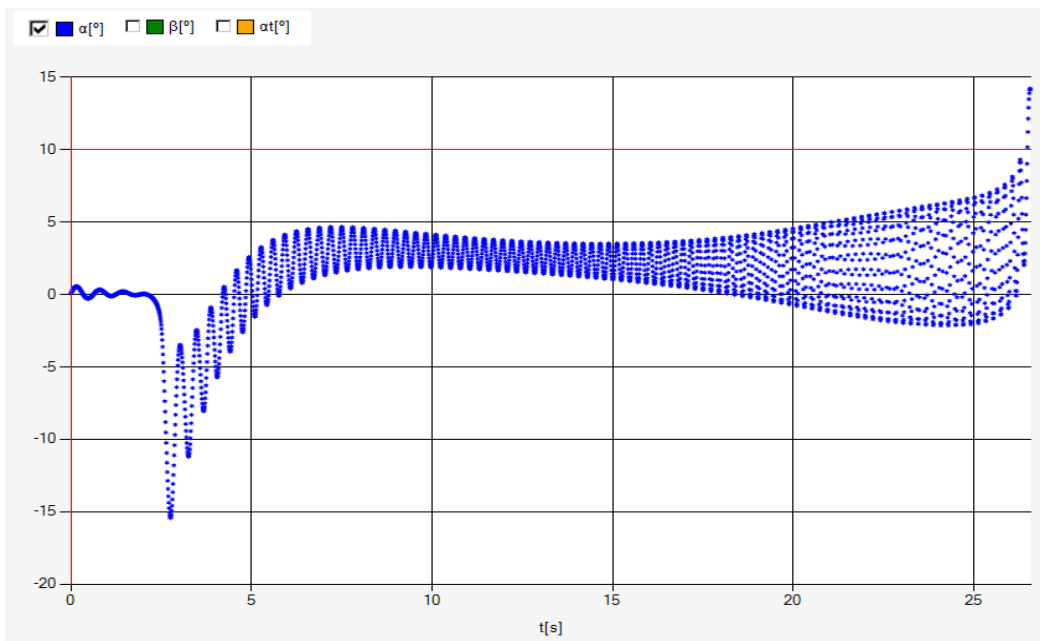
the bomb fell 15 m from the target.

Further increase of rudders maximal incidence angle to $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$ results only in greater oscillations, Fig. 21. And the accuracy of the guidance decreases – the bomb falls 17 m from the target.



Rys. 20. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie kaczka $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$

Fig. 20. Bomb's angle of attack - canard control $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$



Rys. 21. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie kaczka $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$

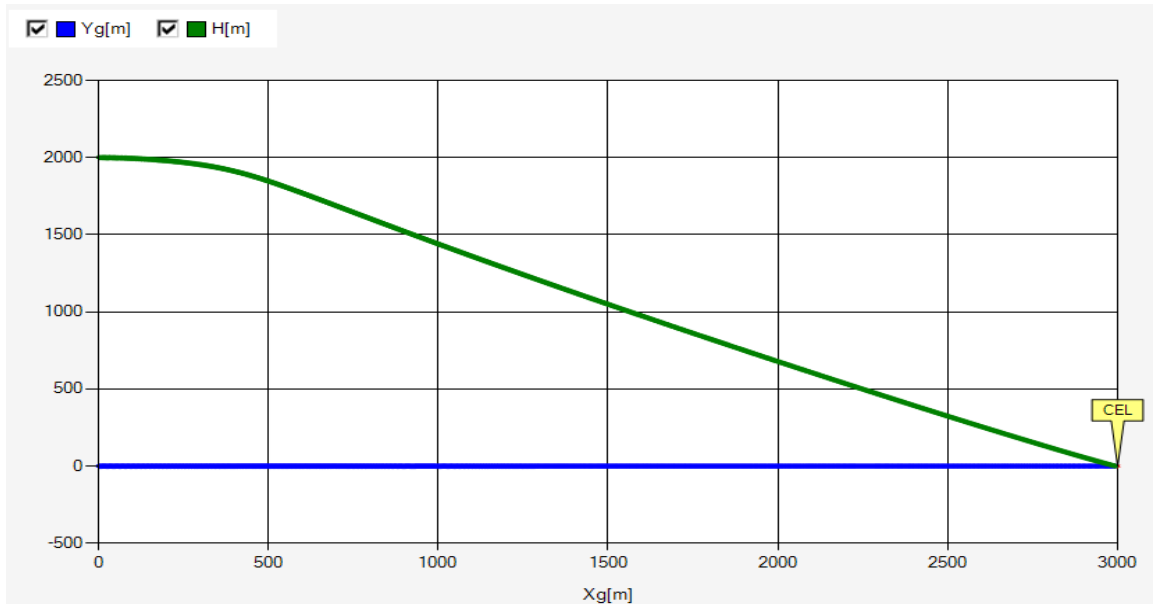
Fig. 21. Bomb's angle of attack - canard control $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$

5.3.3. Symulacje zrzutu bomby w układzie typu „wing control”

Upadek bomby nastąpił w odległości 6 m od celu. Maksymalne wychylenie sterów ustawiono na $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$.

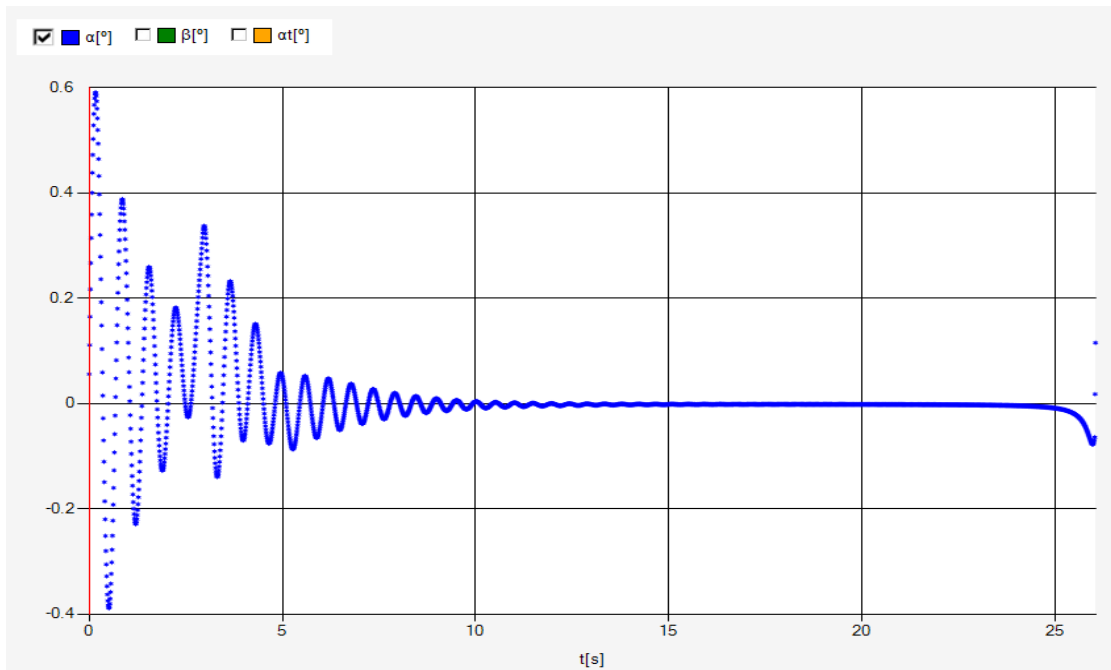
5.3.3. Simulations of Bomb Dropping in Wing Control Configuration

The bomb fell 6 m from the target. Maximal incidence of rudders was set at $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$.



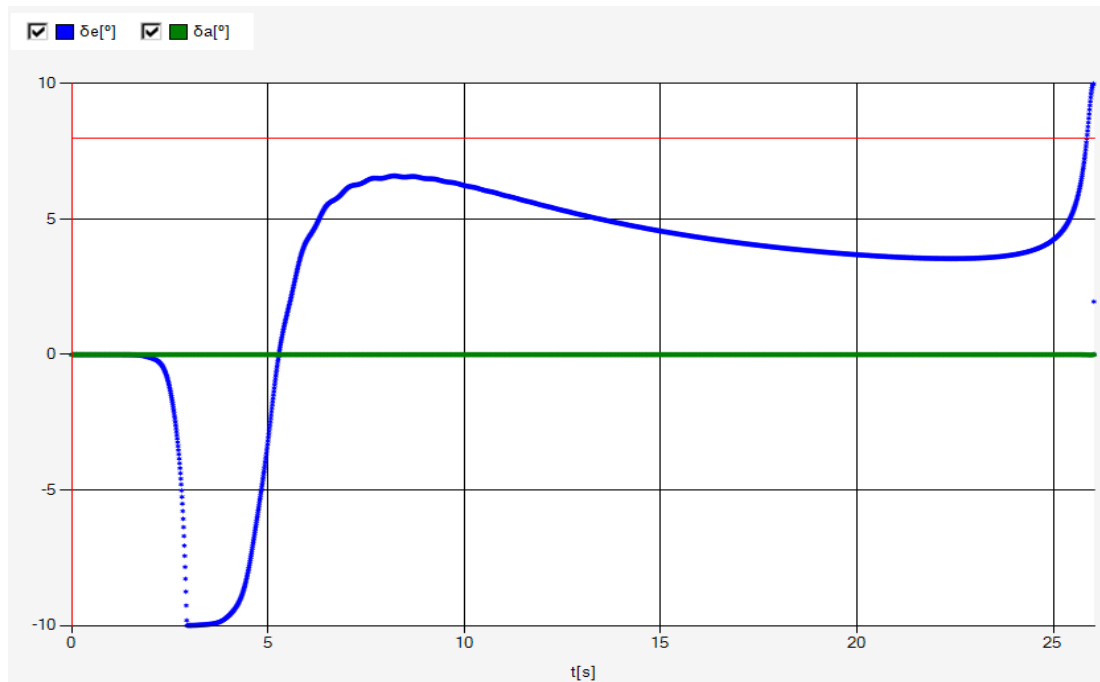
Rys. 22. Trajektoria bomby – sterowanie w układzie skrzydła

Fig. 22. Bomb's trajectory - wing control

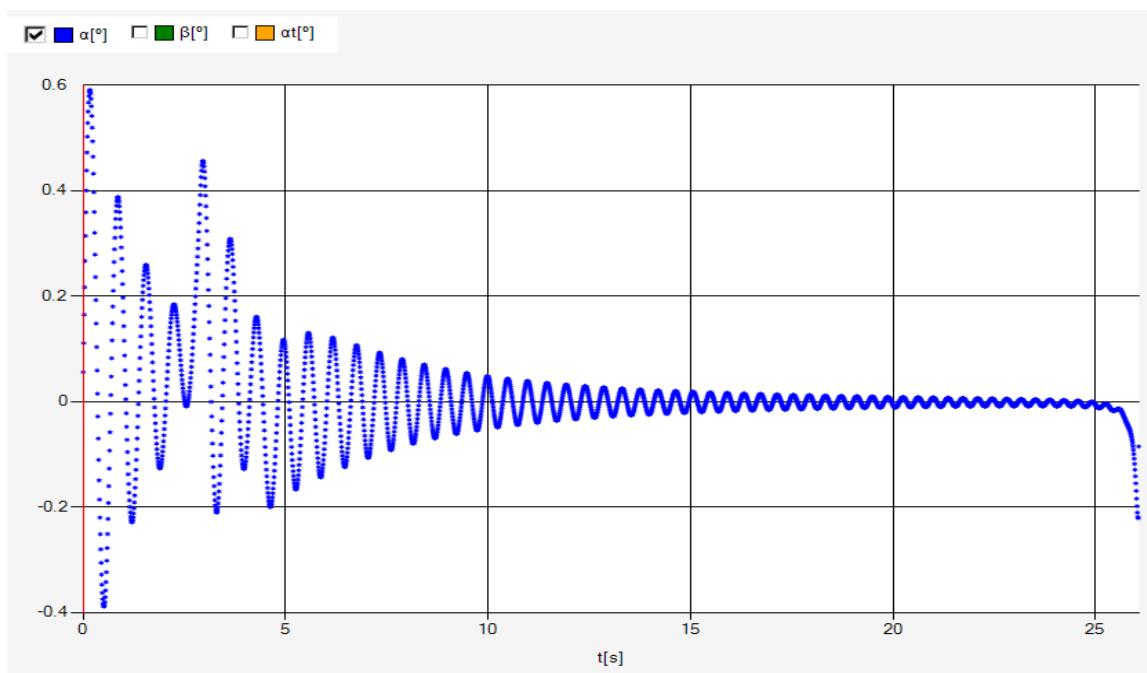


Rys. 23. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie skrzydła $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$

Fig. 23. Bomb's angle of attack - wing control $|\delta_{MAX}| = 10^\circ$



Rys. 24. Kąt wychylenia sterów elewacji - sterowanie w układzie skrzydła, $|\delta_{MAX}|=10^\circ$
 Fig. 24. Elevation rudders incidence angle - wing control, $|\delta_{MAX}|=10^\circ$



Rys. 25. Kąt natarcia bomby - sterowanie w układzie skrzydła $|\delta_{MAX}|=13^\circ$
 Fig. 25. Bomb's angle of attack - wing control $|\delta_{MAX}|=13^\circ$

Z wykresów na rys. 23 i 24 wynika, że proces sterowania bombą zbudowanej w układzie „wing control” przebiega bardzo płynnie. Oscylacje występują tylko w początkowym okresie zrzutu bomby – tzw.

Graphs presented in figures 23 and 24 show that the bomb designed in wing control configuration can be controlled very smoothly. Oscillations are present only in the initial phase of bomb's dropping – so

oscylacje własne układu, a ich amplituda jest znikoma – nie przekracza 0.5° . Dokładność naprowadzania jest najlepsza w stosunku do symulacji innych układów konstrukcyjnych i wynosi 6 m.

Zwiększenie maksymalnego kąta wychylenia sterów do $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$ powoduje nieznaczny wzrost oscylacji gasnących do około $0,1^\circ$ - rysunek 25, ale także dalszy wzrost dokładności naprowadzania - upadek bomby nastąpił w odległości 1 m od celu.

6. Podsumowanie

Podstawowym celem pracy była analiza wpływu układu konstrukcyjnego bomby na jej charakterystyki aerodynamiczne oraz wyodrębnienie cech aerodynamicznych właściwych dla układów konstrukcyjnych, a predestynujących dany układ do zastosowania przy konstrukcji bomb kierowanych. W tym celu przedstawiono metody obliczeń charakterystyk aerodynamicznych bomby lotniczej, wykonano obliczenia oraz wykonano szereg numerycznych symulacji lotu bomby korygowanej z wykorzystaniem laserowego systemu naprowadzania dla wybranych układów konstrukcyjnych bomb lotniczych. Wymiary korpusu, skrzydeł i sterów dla wszystkich konstrukcji bomby są identyczne. Układy różnią się tylko położeniem skrzydeł względem sterów.

Przeprowadzone analizy nie dają jednoznacznej odpowiedzi na pytanie ogólne o najbardziej optymalny układ konstrukcyjny do zastosowania przy projektowaniu lotniczej bomby kierowanej, natomiast pokazują wady i zalety analizowanych układów oraz podpowiadają w jakich sytuacjach dany układ może być bardziej lub mniej optymalny.

Układ klasyczny „tail control” bomby umożliwia uzyskanie dużych przyspieszeń bocznych dla dużych kątów natarcia, co może być pożądane przy naprowadzaniu na cel, ale implikuje stosowanie detektorów o dużych ką-

called own oscillations with negligent amplitude below 0.5° . Accuracy of guidance is the best one comparing to simulations for other structural configurations, and equals 6 m.

Increase of rudders maximal incidence angle to $|\delta_{MAX}| = 13^\circ$ causes insignificant increase of damping oscillations to ca. 0.1° - Fig. 25, but also further increase of guidance accuracy – the bomb falls 1m from the target.

6. Summary

The main objective of the paper was to analyse the influence of the bomb's structural configuration into its aerodynamic characteristics and to specify some aerodynamic properties of these structural configurations which could be used for designing the guided bombs. For this reason the methods were presented for calculation of aerodynamic characteristics of aerial bombs, and the calculations were carried out both with a series of numerical simulations for the flight of a bomb corrected by a laser guiding system for selected structural configurations of aerial bombs. Dimensions of body, wings and rudders are identical for all designs of bombs. The configurations differ only by position of wings against the rudders.

Performed analyses do not provide clear answer on general question about the most suitable structural configuration for designing the aerial guided bomb, but show disadvantages and benefits of analysed configurations and suggest in what circumstances a specific configuration may be more or less optimal.

Bomb's tail control configuration provides high lateral accelerations for high angles of attack what may be preferable at guiding into a target but requires application of detectors with large fields of view

tach obserwacji celu oraz dobrze dobranych praw sterowania (dodatkowych czujników) stabilizujących tor lotu bomby. Niskie momenty zawiasowe umożliwiają stosowanie prostych mechanizmów wykonawczych sterów.

Układ typu kaczka „canard control” zapewnia największe przyspieszenia boczne, ale tylko w zakresie małych kątów natarcia, więc wymagane przyspieszenia trzeba zapewnić odpowiednią powierzchnią nośną sterów i skrzydeł. Dla małych kątów natarcia właściwe sterowanie można zapewnić stosując detektory stabilizowane aerodynamicznie.

Układ typu „wing control” umożliwia uzyskanie zerowych momentów sił sterujących (gdy punkt parcia skrzydeł pokrywa się ze środkiem ciężkości bomby) co znacznie ułatwia sterowanie. Jest to najlepsze rozwiązanie konstrukcyjne do pracy z detektorem sztywno związanym z bombą (strap down seeker). Wymagane przyspieszenia boczne trzeba zapewnić odpowiednią powierzchnią nośną skrzydeł.

for observation of a target and well matched principles of steering (additional sensors) for stabilisation of bomb's flying path. Low hinge moments facilitate the use of simple servomechanisms in rudders.

The canard control configuration provides the greatest lateral acceleration but only in the range of small angles of attack, and the required accelerations have to be secured by a suitable lifting surface of rudders and wings. At low angles of attack the proper steering can be secured by using aerodynamically stabilised detectors.

The wing control configuration provides null values of moments of steering forces (when the point of wings thrust covers the bomb's centre of gravity) what significantly facilitates the steering. It is the best structural solution for the detector fixed rigidly to the bomb (strap down seeker). The required lateral accelerations have to be secured by suitable lifting surface of wings.

Literatura / Literature

- [1] Arrow Tech Associates Inc. (2008), Prodas V3 Technical Manual, USA.
- [2] Barrowman. J.S. (1988) Calculating the centre of pressure of a model rocket TIR-33 in High Power Rocketry
- [3] Eugene L. Fleeman,(2022), Missile Design Guide
- [4] Kowaleczko G. (2018), Modelowanie dynamiki lotu obiektów latających, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa.
- [5] Wijaszka M. (2020), Analiza skuteczności sterowania bomby lotniczej z laserowym układem korekcji lotu, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa.
- [6] Zarchan, P. (2012), “Tactical and Strategic Missile Guidance”, MIT Lincoln Laboratory Lexington, Massachusetts,USA.

