

CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE ŁUSKI NABOJU DZIAŁKA LOTNICZEGO W OPLYWIE PRZESTRZENNYM

JERZY MARYNIAK

Politechnika Warszawska

MIROSLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

1. Wstęp

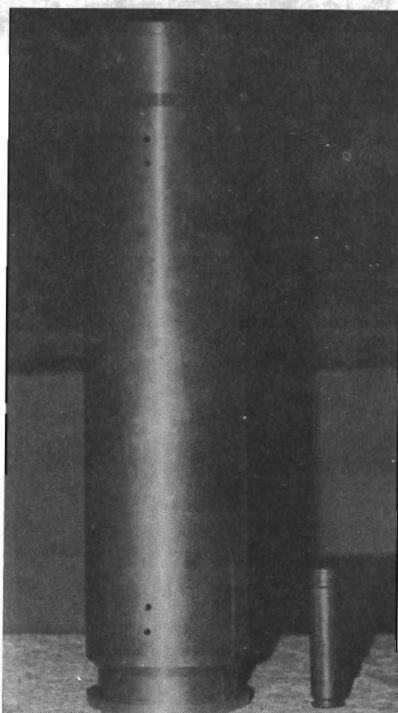
Przy badaniu własności dynamicznych ruchu łuski wyrzucanej z działka lecącego samolotu, niezbędna jest identyfikacja parametrów aerodynamicznych na drodze badań tunelowych.

Badania tunelowe są prowadzone zazwyczaj dla nowych rozwiązań konstrukcyjnych lub nowych koncepcji, czy to w celu potwierdzenia uzyskanych obliczeń teoretycznych, czy też jako jedyne źródło wyniku. Niniejsze badania dotyczą dmuchań tunelowych modelu łuski naboju działka lotniczego przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej.

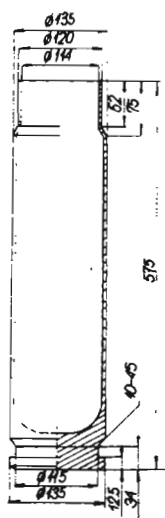
W wyniku tych badań uzyskano podstawowe aerodynamiczne charakterystyki tj: zależność współczynnika oporu czołowego Cx_{al} , współczynnika siły nośnej Cz_{al} oraz współczynnika momentu pochylającego Cm_{al} w funkcji kąta natarcia α .

2. Pomiary tunelowe współczynników aerodynamicznych

W celu przeprowadzenia dmuchań tunelowych i uzyskania niezbędnych charakterystyk aerodynamicznych wykonano model łuski o typowych kształtach (rys.1 i fot.1). Wykonany model spełniał niezbędne warunki dotyczące odpowiednich wymiarów ciała badanego w tunelu aerodynamicznym o średnicy przestrzeni pomiarowej 1,16m. Badania prowadzono przy ciśnieniu prędkości 100 kG/m². Pomiar przeprowadzono dla kątów natarcia α w zakresie od -2° do 182° .



Fot.1. Model łuski do badań aerodynamicznych i łuska oryginalna

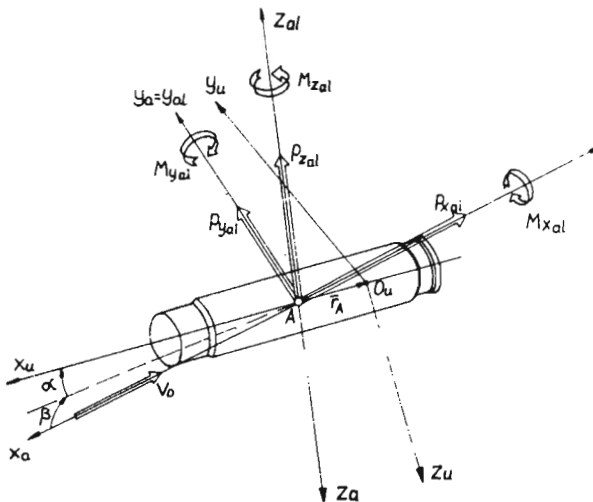


Rys. 1. Rysunek modelu łuski

Pomiar sił i momentów działających na model przeprowadzono za pomocą pięścieniowej wagi aerodynamicznej. Współczynniki sił i momentów aerodynamicznych przeliczono według zasad ogólnie przyjętych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej z uwzględnieniem poprawek wynikających z konstrukcji wagi i tzw. poprawki na druty zawieszenia.

Składowe sił i momentów aerodynamicznych mierzono w układzie prędkościowym labo-

ratoryjnym $0x_{al}y_{al}z_{al}$ związanym z kierunkiem przepływu ośrodka omywającego łuskę. W układzie tym oś $0x_{al}$ posiada kierunek i zwrot zgodny z kierunkiem i zwrotem opływu, oś $0z_{al}$ jest prostopadła do kierunku przepływu w płaszczyźnie symetrii ciała, a oś $0y_{al}$ prostopadła do płaszczyzny $x_{al}z_{al}$ (rys.2).



Rys. 2. Przyjęte układy odniesienia do aerodynamicznych badań tunelowych oraz siły i momenty aerodynamiczne

Składowymi siły aerodynamicznej łuski w tym układzie są:

$$P_{x_a} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_{x_{al}} \quad \text{— opór aerodynamiczny,}$$

$$P_{y_a} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_{y_{al}} \quad \text{— siła boczna,}$$

$$P_{z_a} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_{z_{al}} \quad \text{— siła nośna.}$$

Składowymi momentu aerodynamicznego łuski są:

$$Mx_a = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 L C m_{x_{al}} \quad \text{— moment przechylający,}$$

$$My_a = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 L C m_{y_{al}} \quad \text{— moment pochylający,}$$

$$Mz_a = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 L C m_{z_{al}} \quad \text{— moment odchylający,}$$

przy czym:

- ρ — gęstość powietrza,
 V_0 — prędkość przepływu niezakłóconego,
 L — charakterystyczny wymiar liniowy - całkowita długość łuski,
 $Cx_{al}, Cy_{al}, Cz_{al}$ — bezwymiarowe współczynniki oporu aerodynamicznego, siły bocznej i siły nośnej,
 $Cm_{x_{al}}, Cm_{y_{al}}, Cm_{z_{al}}$ — bezwymiarowe współczynniki momentów: przechylającego, pochylającego i odchylającego.

W związku z tym, że moment przechylający $Cm_{x_{al}} = 0$ bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne wyrażają się zależnościami:

$$Cx_{al} = \frac{2P x_a}{\rho S V_0^2},$$

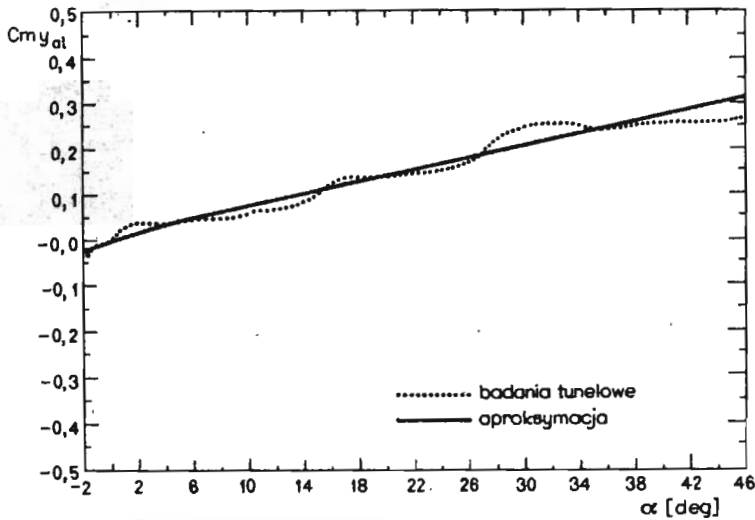
$$Cy_{al} = \frac{2P y_a}{\rho S V_0^2},$$

$$Cz_{al} = \frac{2P z_a}{\rho S V_0^2},$$

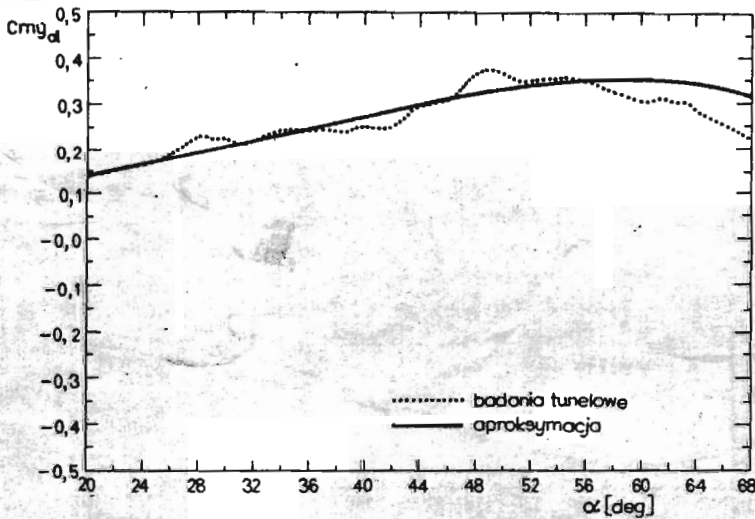
$$Cm_{y_{al}} = \frac{2M y_a}{\rho S V_0^2 L},$$

$$Cm_{z_{al}} = \frac{2M z_a}{\rho S V_0^2 L}.$$

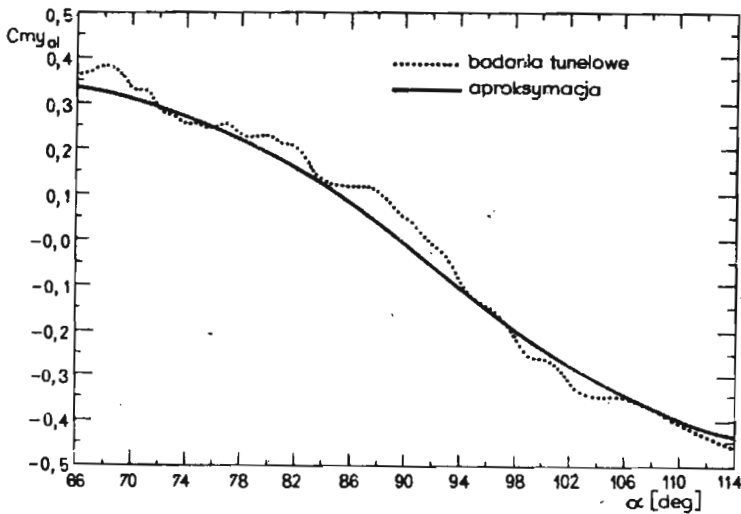
Z uwagi na brak ciągłości współczynnika momentu pochylającego (w skrajnych zakresach badanych przedziałów) wynikającej z małych wartości współczynnika $Cm_{y_{al}}$ oraz dużego tłumienia nadanego przez układ tensometryczny wykonano przedziałową aproksymację wielomianami algebraicznymi (rys.3 - 7). Przedziałową aproksymację współczynnika momentu pochylającego $Cm_{y_{al}}$ przeprowadzono w zakresie kątów natarcia -2° do 182° wielomianami algebraicznymi 4 rzędu. Zestawiony wykres zależności współczynników aerodynamicznych Cx_{al} , Cz_{al} i $Cm_{y_{al}}$ od kąta natarcia α przedstawiono na rys.8.



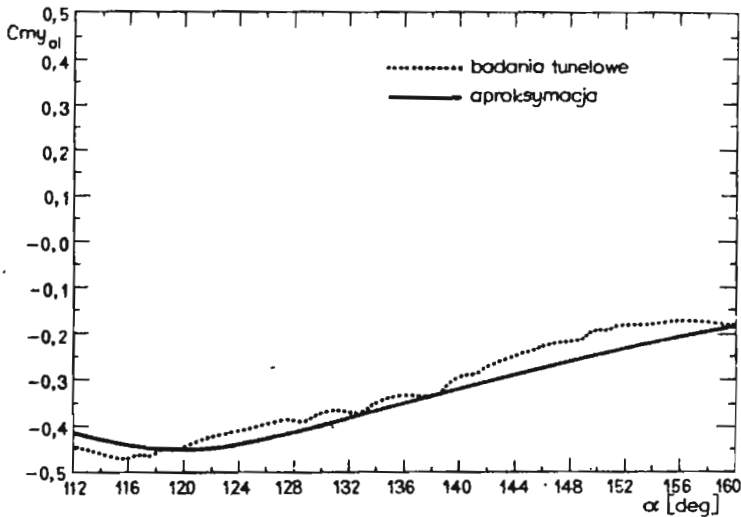
Rys. 3. Przebieg zmian bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznego momentu pochylającego $Cm_{y_{\alpha}}$ w funkcji kąta natarcia α w zakresie $-2^{\circ} \leq \alpha \leq 46^{\circ}$



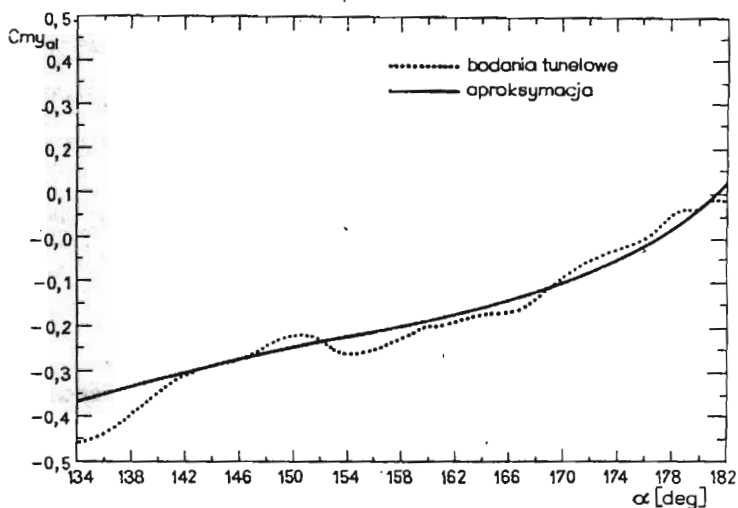
Rys. 4. Przebieg zmian bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznego momentu pochylającego $Cm_{y_{\alpha}}$ w funkcji kąta natarcia α w zakresie $20^{\circ} \leq \alpha \leq 68^{\circ}$



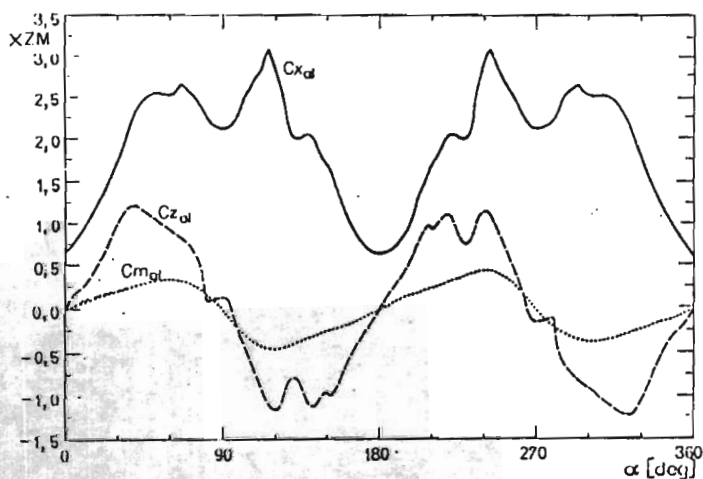
Rys. 5. Przebieg zmian bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznego momentu pochyłającego $Cm_{y_{ol}}$ w funkcji kąta natarcia α w zakresie $66^\circ \leq \alpha \leq 114^\circ$



Rys. 6. Przebieg zmian bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznego momentu pochyłającego $Cm_{y_{ol}}$ w funkcji kąta natarcia α w zakresie $112^\circ \leq \alpha \leq 160^\circ$



Rys. 7. Przebieg zmian bezwymiarowego współczynnika aerodynamicznego momentu pochylającego $Cm_{y,al}$ w funkcji kąta natarcia α w zakresie $134^\circ \leq \alpha \leq 182^\circ$



Rys. 8. Przebieg zmian bezwymiarowych współczynników aerodynamicznych: oporu aerodynamicznego Cx_{al} , siły nośnej Cz_{al} i momentu pochylającego $Cm_{y,al}$ w funkcji kąta natarcia α

Summary

The results of analysis of basic aerodynamical characteristics of an aviation shell model have been presented in the paper.

The results have been obtained from the wind tunnel tests for the attack angles ranging from 0 to Π .

By the use of the measurement results some relations for aerodynamical coefficients have been determined i.e. for drag coefficient C_x , lift coefficient C_z , pitching-moment coefficient C_m as the functions of attack angle.

The pitching-moment coefficient C_m was approximated by algebraic polynomials.

Резюме

В работе представлены результаты исследований основных аэродинамических характеристик модели гильзы патрона авиационной пушки, полученные из аэродинамического эксперимента, в интервале изменения углов атаки от 0 до Π . На основе результатов измерений определена зависимость аэродинамических коэффициентов: сопротивления C_x , подъемной силы C_z , продольного момента C_m в функции угла атаки и выполнены аппроксимации коэффициента продольного момента C_m алгебраическими многочленами.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku