

## WPLYW POŁOŻENIA PŁATA NA WSPÓLCZYNNIKI AERODYNAMICZNE ZASOBNIKA LOTNICZEGO

JERZY MARYNIAK

*Instytut Techniki Lotniczej  
i Mechaniki Stosowanej PW*

BOLESŁAW TARKA

*Instytut Techniczny Wojsk  
Lotniczych*

Pewne anomalie obserwowane w procesie odejścia zasobników lotniczych od nosicieli [3] nasilające się ze wzrostem liczby  $Ma$  lotu oraz ilości i wymiarów zasobników spowodowały podjęcie przez placówki naukowe, zajmujące się problematyką aerodynamiki i mechaniki lotu prac związanych z doświadczalnym i teoretycznym badaniem zjawiska interferencji aerodynamicznej w układzie nosiciel-zasobniki.

Badania tunelowe w zależności od ich zakresu i zastosowanej metody badań, pozwalają wyznaczyć współczynniki charakteryzujące wpływ nosiciela na wartości poszczególnych członów wyrażeń na współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego [1]. W trakcie w/w badań można także bezpośrednio wyznaczyć wartości współczynników aerodynamicznych zasobników lotniczych badanych w konfiguracji odpowiadającej konkretnym warunkom eksploatacyjnym.

### 1. Siły i momenty sił aerodynamicznych zasobnika

Siły i momenty sił aerodynamicznych działających na zasobnik wprowadzono z uwzględnieniem interferencji aerodynamicznej między podwieszeniem a samolotem [2].

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne zależą od kątów natarcia  $\alpha_\beta$  i ślizgu  $\beta_\beta$  na podwieszeniu przy czym kąty natarcia i ślizgu mierzone są względem osi symetrii.

$$\begin{aligned}C_{XB} &= C_{XB}(\alpha_B, \beta_B), & C_{mXB} &= C_{mXB}(\alpha_B, \beta_B), \\C_{YB} &= C_{YB}(\alpha_B, \beta_B), & C_{mYB} &= C_{mYB}(\alpha_B, \beta_B), \\C_{ZB} &= C_{ZB}(\alpha_B, \beta_B), & C_{mZB} &= C_{mZB}(\alpha_B, \beta_B),\end{aligned}$$

gdzie:

— kąt natarcia zasobnika

$$\alpha_B = \alpha + \varphi_{YB}, \quad (1)$$

— kąt ślizgu zasobnika

$$\beta_B = \beta - \varphi_{ZB}, \quad (2)$$

przy czym:

— kąt natarcia samolotu

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}, \quad (3)$$

— kąt ślizgu samolotu

$$\beta = \operatorname{arcsin} \frac{V}{V_0}, \quad (4)$$

— prędkość lotu

$$V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2. \quad (5)$$

Siły i momenty sił aerodynamicznych działających i na podwieszenia w układzie odniesienia  $Oxyz$  związanym z samolotem mają postać:

— siły aerodynamiczne

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{F}_{CB} + \mathbf{F}_{B\Omega} = \begin{bmatrix} X^B \\ Y^B \\ Z^B \end{bmatrix}, \quad (6)$$

— momenty aerodynamiczne

$$\mathfrak{M}_B = \mathbf{r}_B \times \mathbf{F}_{CB} + \mathfrak{M}_{CB} + \mathfrak{M}_{B\Omega} = \begin{bmatrix} L^B \\ M^B \\ N^B \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Składowe sił i momentów sił aerodynamicznych podwieszeń uzyskane w laboratoryjnym układzie prędkościowym wyrażają się zależnościami:

— opór aerodynamiczny

$$P_{XB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 C_{XB}(\alpha_B, \beta_B), \quad (8)$$

— siła boczna

$$P_{YB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 C_{YB}(\alpha_B, \beta_B), \quad (9)$$

— siła nośna

$$P_{ZB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 C_{ZB}(\alpha_B, \beta_B), \quad (10)$$

— moment przechylający

$$M_{XB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 l_B C_{mXB}(\alpha_B, \beta_B), \quad (11)$$

— moment pochyłający

$$M_{YB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 l_B C_{mYB}(\alpha_B, \beta_B), \quad (12)$$

— moment odchylający

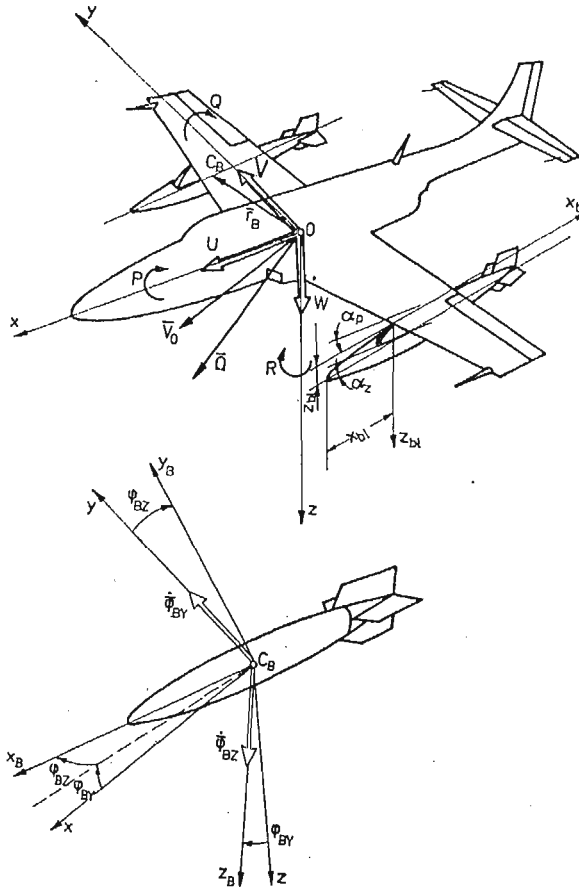
$$M_{ZB} = \frac{1}{2} \rho S_B V_0^2 l_B C_{mZB}(\alpha_B, \beta_B). \quad (13)$$

gdzie:

$S_B$  — powierzchnia odniesienia podwieszenia, największy przekrój poprzeczny,

$l_B$  — długość podwieszenia.

Składowe prędkości lotu w układzie związanym z samolotem przedstawia rys. 1



Rys. 1. Geometria wzajemnych położenia płata i zasobnika w czasie badań tunelowych.

— wektor chwilowej prędkości liniowej  $V_0$

$$V_0 = iU + jV + kW, \quad (14)$$

$U$  — prędkość podłużna,

$V$  — prędkość boczna,

$W$  — prędkość unoszenia.

— wektor chwilowej prędkości kątowej samolotu  $\Omega$

$$\Omega = iP + jQ + kR. \quad (15)$$

przy czym

$P$  — kątowna prędkość przechylenia,

$Q$  — kątowna prędkość pochylenia,

$R$  — kątowna prędkość odchylenia.

Składowe siły aerodynamiczne podwieszów w układzie odniesienia  $Oxyz$  związanym z samolotem mają postać:

$$F_B = \frac{1}{2} \rho V_0^2 A_a \sum_{i=1}^n S_{Bi} \begin{bmatrix} C_{XB_i} \\ C_{YB_i} \\ C_{ZB_i} \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^n \begin{bmatrix} 0 & X_{Q_i}^B & 0 \\ Y_{P_i}^B & 0 & Y_{R_i}^B \\ 0 & Z_{Q_i}^B & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^B \\ Y^B \\ Z^B \end{bmatrix} \quad (16)$$

gdzie:

$S_{Bi}$  — powierzchnia odniesienia  $i$ -tego podwieszenia,

$X_{Q_i}^B, Y_{P_i}^B, Y_{R_i}^B, Z_{Q_i}^B$  — pochodne aerodynamiczne sił składowych  $i$ -tego podwieszenia względem prędkości kątowych samolotu  $P, Q, R$ .

— macierz transformacji

$$A_a = \begin{bmatrix} -\cos\beta \cos\alpha & -\sin\beta \cos\alpha & \sin\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ -\cos\beta \sin\alpha & -\sin\beta \sin\alpha & -\cos\alpha \end{bmatrix} \quad (17)$$

Składowe momenty sił aerodynamicznych podwieszów w układzie odniesienia  $Oxyz$  związanym z samolotem mają postać:

$$\mathfrak{M}_B = \frac{1}{2} \rho V_0^2 \sum_{i=1}^n \left( S_{Bi} \begin{bmatrix} 0 & -Z_{B_i} & Y_{B_i} \\ Z_{B_i} & 0 & -X_{B_i} \\ -Y_{B_i} & X_{B_i} & 0 \end{bmatrix} A_a \begin{bmatrix} C_{XB_i} \\ C_{YB_i} \\ C_{ZB_i} \end{bmatrix} \right) + \frac{1}{2} \rho V_0^2 A_a \sum_{i=1}^n S_{Bi} l_{Bi} \begin{bmatrix} C_{mXB_i} \\ C_{mYB_i} \\ C_{mZB_i} \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^n \begin{bmatrix} L_{P_i}^B & 0 & L_{R_i}^B \\ 0 & M_{Q_i}^B & 0 \\ N_{P_i}^B & 0 & N_{R_i}^B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^B \\ M^B \\ N^B \end{bmatrix} \quad (18)$$

przy czym  $X_{B_i}, Y_{B_i}, Z_{B_i}$  — składowe wektora  $r_{B_i}$  położenia środka masy  $C_{B_i}$   $i$ -tego podwieszenia względem bieguna  $O$  w układzie odniesienia  $Oxyz$  (rys. 1) a  $L_{P_i}^B, L_{R_i}^B, M_{Q_i}^B, N_{P_i}^B$  i  $N_{R_i}^B$  pochodne aerodynamiczne składowych momentów  $L_i^B, M_i^B, N_i^B$   $i$ -tego podwieszenia względem kątowych prędkości samolotu  $P, Q, R$ .

## 2. Współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego z uwzględnieniem interferencji płata

Celem określenia wpływu usytuowania zasobnika lotniczego względem płata na charakterystyki aerodynamiczne zasobnika, wykonano badania modelu płat-zasobnik w tunelu aerodynamicznym Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej.

Badany układ składał się z płata o profilu NACA 64209 odpowiadającego profilowi przykadłubowej części skrzydła samolotu TS-11 „Iskra” oraz modelu typowego zasobnika lotniczego. Na rys. 1 przedstawiono geometrię wzajemnych położów płata i zasobnika

w czasie badań doświadczalnych. Układ płyt-zasobnik był badany przy następujących położeniach jego elementów:

$$\begin{aligned}\alpha_p &= +6^\circ; +3^\circ; -2^\circ, \\ \alpha_z &= -15^\circ - +15^\circ \text{ z krokiem } 2,5^\circ, \\ \bar{x} &= -0,2-1, \\ \bar{z} &= 2-4.\end{aligned}$$

gdzie:

$\alpha_p$  — kąt natarcia płyta,  
 $\alpha_z$  — kąt natarcia zasobnika,

$\bar{x} = \frac{x_{bl}}{l_B}$  — względne położenie czuba zasobnika w stosunku do cięciwy płyta,

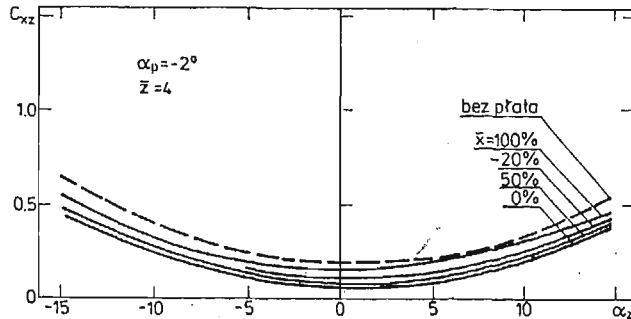
$\bar{z} = \frac{z_{bl}}{D}$  — odległość osi symetrii zasobnika od płaszczyzny przechodzącej przez

cięciwę płyta w stosunku do średnicy zasobnika,

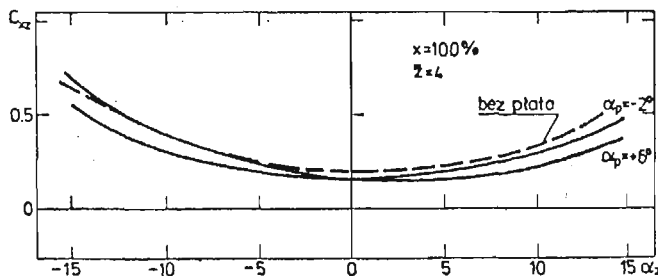
$l_B$  — cięciwa płyta,

$D$  — średnica zasobnika,

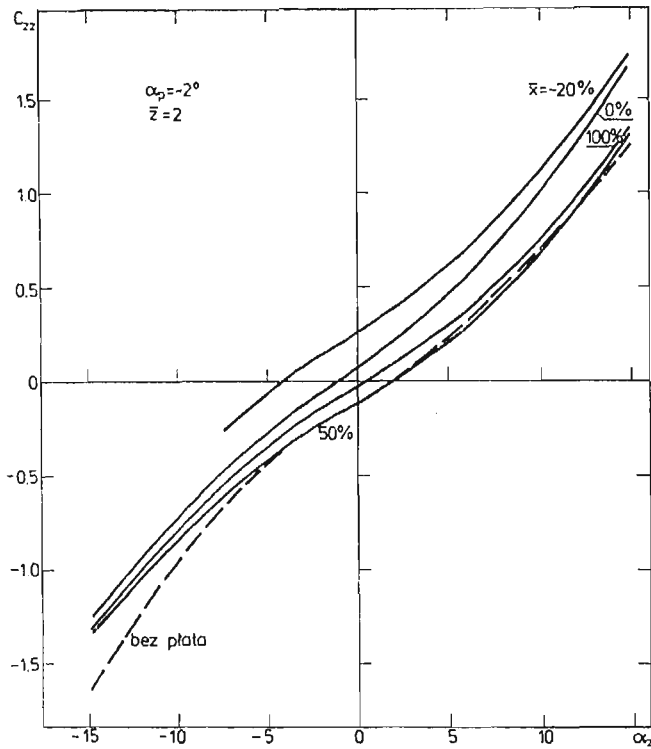
Wybrane wyniki badań tunelowych przedstawiono w postaci zbiorczych wykresów obrazujących wpływ  $\alpha_p$ ;  $\alpha_z$ ;  $\bar{x}$ ;  $\bar{z}$  na wartości współczynników oporu  $C_{xB}$ , współczynników siły nośnej  $C_{zB}$  i momentu pochylającego  $C_{mzB}$  zasobnika — rys. 2, 3, 4, 5, 6 i 7.



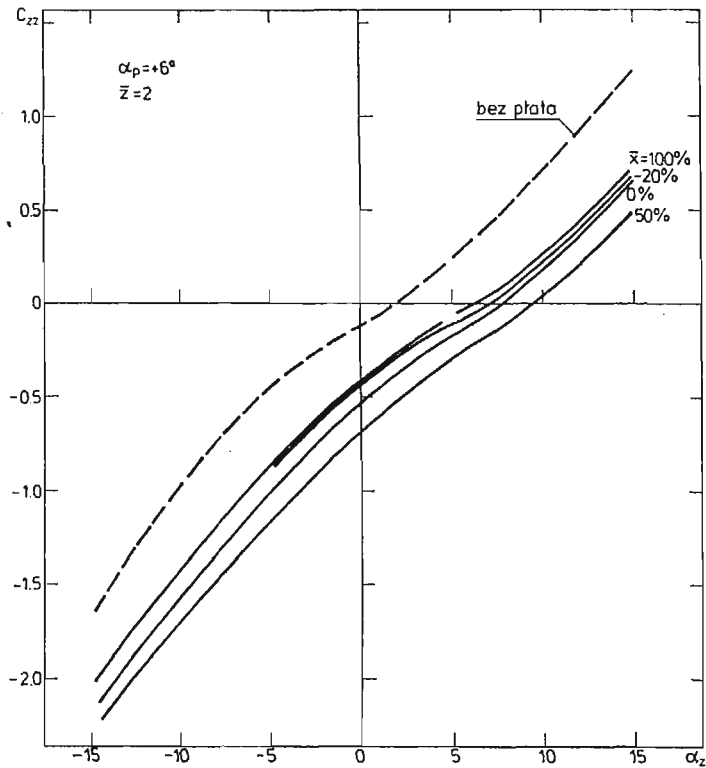
Rys. 2. Zależność współczynnika siły oporu zasobnika od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i położenia zasobnika względem cięciwy  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = -2^\circ$  i  $\bar{z} = 4$ .



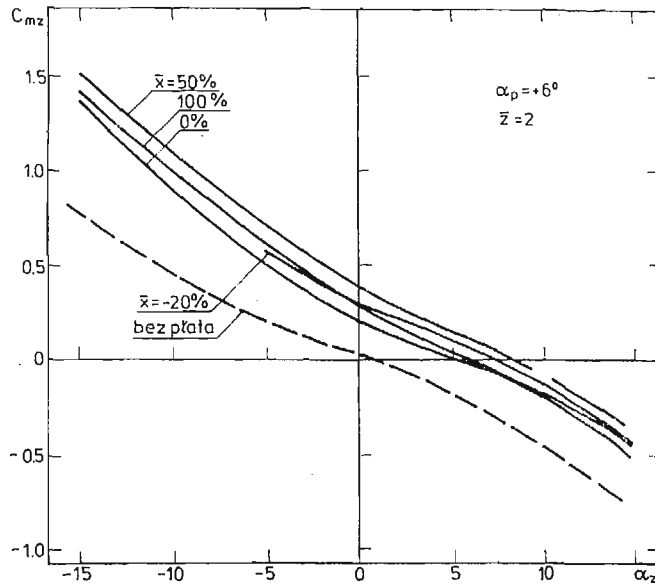
Rys. 3. Zależność współczynnika siły oporu zasobnika  $C_{xz}$  od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i kąta natarcia płyta  $\alpha_p$  dla  $\bar{x} = 100\%$  i  $\bar{z} = 4$ .



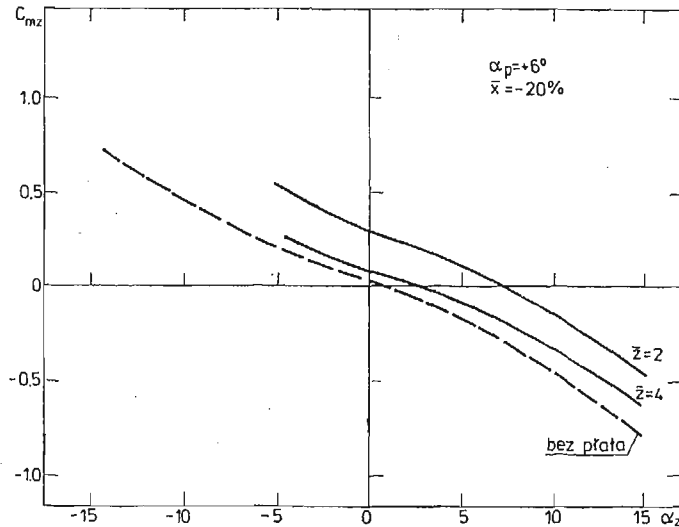
Rys. 4. Zależność współczynnika siły nośnej zasobnika  $C_{zz}$  od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i położenia zasobnika względem cięciwy płata  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = -2^\circ$  i  $\bar{z} = 2$ .



Rys. 5. Zależność współczynnika siły nośnej zasobnika  $C_{zz}$  od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i położenia zasobnika względem cięciwy płata  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$  i  $\bar{z} = 2$ .



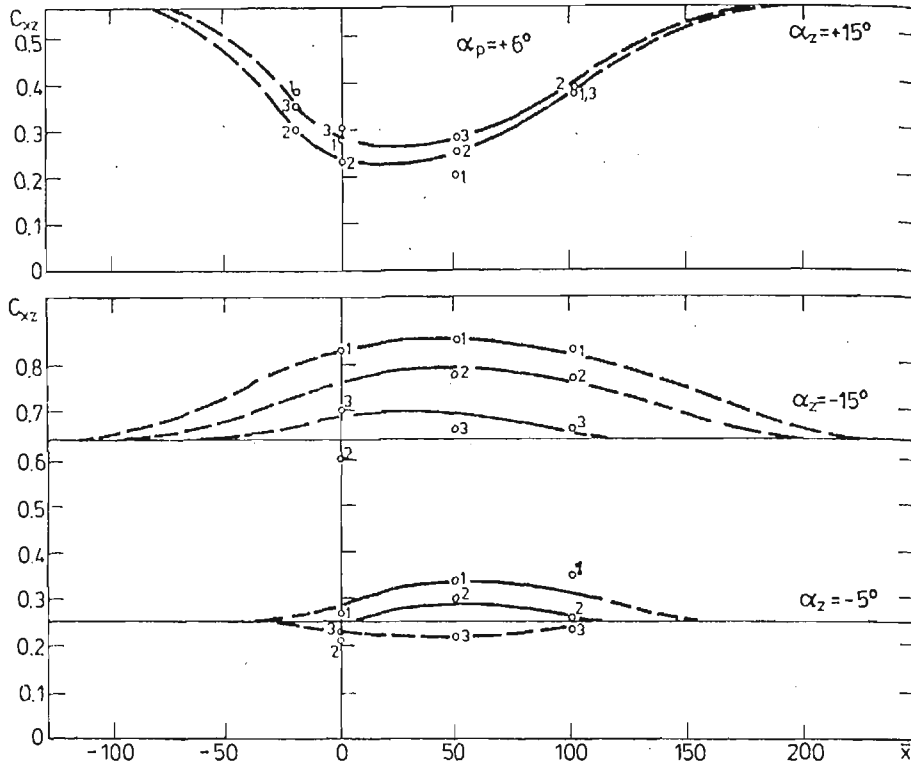
Rys. 6. Zależność współczynnika momentu pochylającego zasobnika  $C_{mz}$  od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i położenia zasobnika względem cięciwy płata  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$  i  $\bar{z} = 2$ .



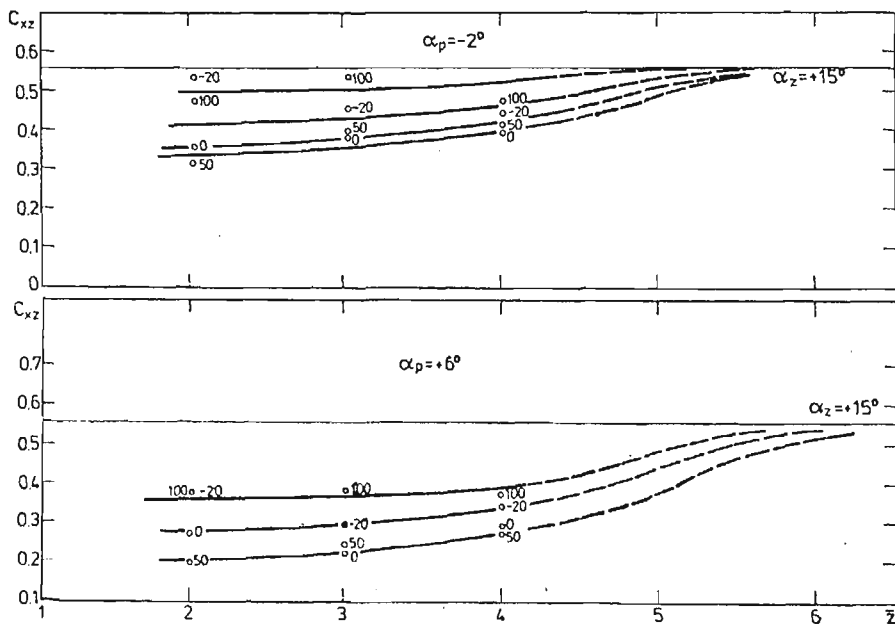
Rys. 7. Zależność współczynnika momentu pochylającego zasobnika  $C_{mz}$  od kąta natarcia zasobnika  $\alpha_z$  i odległości osi symetrii zasobnika od cięciwy płata  $\bar{z}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$  i  $\bar{x} = -20\%$ .

Linia przerywana odpowiada wartościom tych współczynników dla modelu badanego bez obecności płata.

Na rys. 8, 9, 10, 11, 12 i 13 przedstawiono przebiegi zmian współczynników  $C_{x,B}$ ,  $C_{z,B}$ ,  $C_{mzB}$  w funkcji  $(\bar{x}, \bar{z})$  dla wybranych wartości  $\alpha_p$  i  $\alpha_z$ . Takie zobrazowanie miało na celu ocenę zakresu wpływu oddziaływania płata na wartości współczynników aerodynamicznych zasobnika.

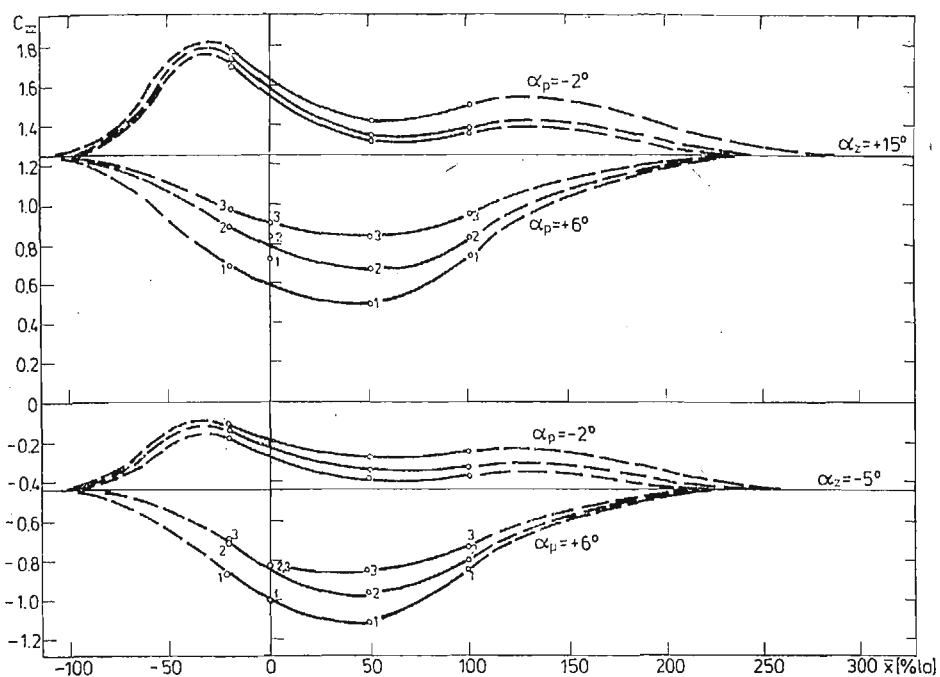


Rys. 8. Zależność współczynnika siły oporu zasobnika  $C_{xz}$  od położenia zasobnika względem cięciwy płat:  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$ ;  $\alpha_z = +15^\circ$ ;  $-5^\circ$ ;  $-15^\circ$ ,  $\bar{z} = 2; 3; 4$ .

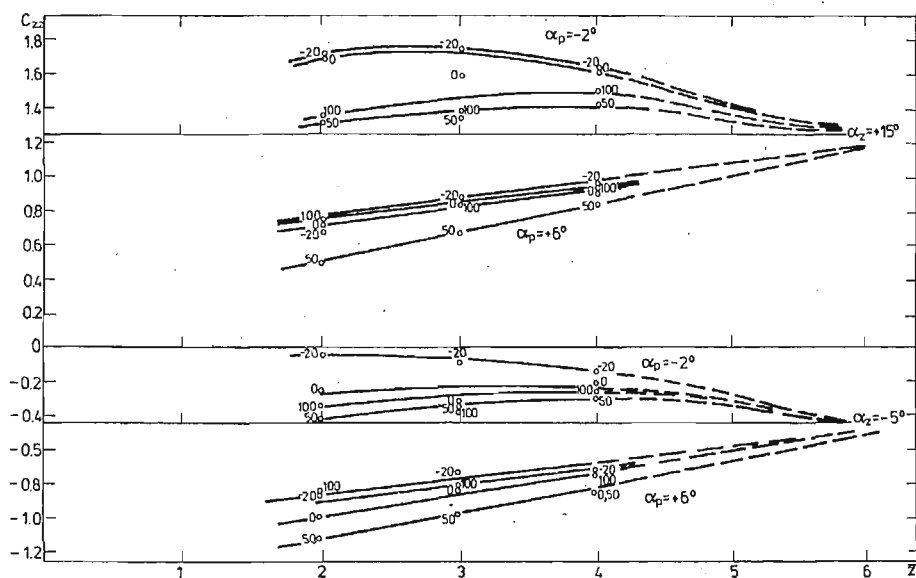


Rys. 9. Zależność współczynnika siły oporu zasobnika  $C_{xz}$  od odległości osi symetrii zasobnika od cięciwy płata  $\bar{z}$  dla  $\alpha_p = -2^\circ$ ;  $+6^\circ$ ;  $\bar{x} = -20\%$ ,  $0\%$ ,  $50\%$ ,  $100\%$ ;  $\alpha_z = +15^\circ$ .

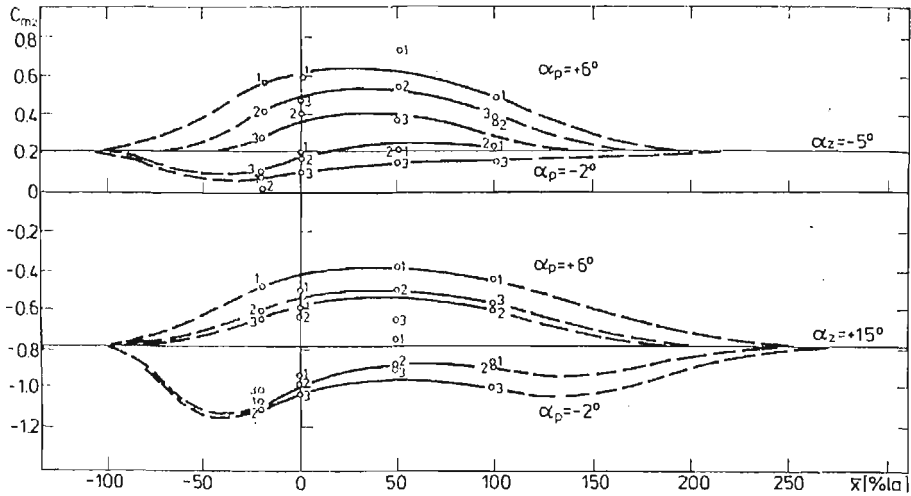




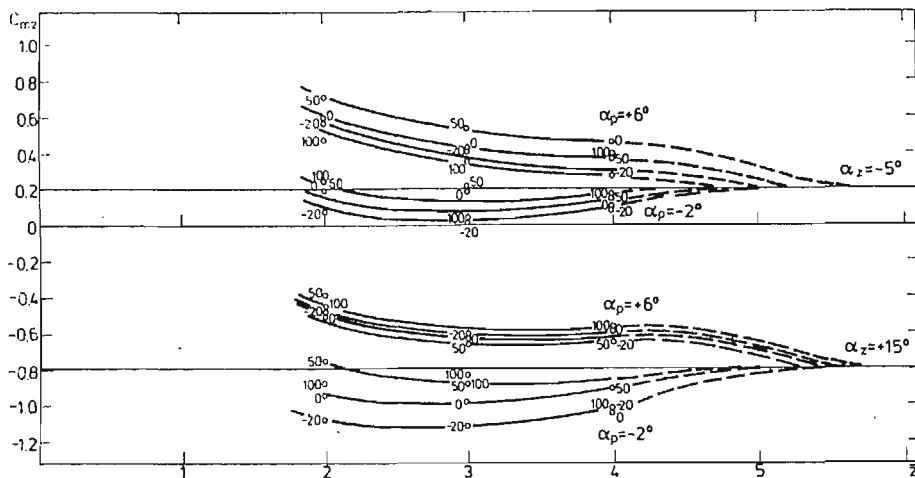
Rys. 10. Zależność współczynnika siły nośnej  $C_{zz}$  zasobnika od położenia zasobnika względem cięciwy płyta  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ; -2^\circ$ ,  $\alpha_z = +15^\circ; -5^\circ$ ,  $\bar{z} = 2; 3; 4$ .



Rys. 11. Zależność współczynnika siły nośnej  $C_{zz}$  zasobnika od odległości osi symetrii zasobnika od cięciwy płyta  $\bar{z}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ, -2^\circ$ ,  $\alpha_z = +15^\circ; -5^\circ$   $\bar{x} = -20\%, 0\%, 50\%, 100\%$ .



Rys. 12. Zależność współczynnika momentu pochylającego zasobnika  $C_{mz}$  od położenia zasobnika względem cięciwy płata  $\bar{x}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$ ;  $-2^\circ$ ,  $\alpha_x = +15^\circ$ ;  $-5^\circ$ ,  $\bar{z} = 2, 3, 4$ .



Rys. 13. Zależność współczynnika momentu pochylającego zasobnika  $C_{mz}$  od odległości osi symetrii zasobnika od cięciwy płata  $\bar{z}$  dla  $\alpha_p = +6^\circ$ ;  $-2^\circ$ ,  $\alpha_x = +15^\circ$ ;  $-5^\circ$ ,  $\bar{x} = -20\%$ ;  $0\%$ ;  $50\%$ ;  $100\%$ .

Liniami przerywanymi przedstawiono prawdopodobne przebiegi zmian tych współczynników poza zakresem objętym badaniami.

### 3. Wnioski

- 1) Wyniki badań tunelowych pozwalają na jednoznaczne stwierdzenie, że obecność płata w zasadniczy sposób wpływa na wszystkie badane współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego.

- 2) Wpływ płata jest szczególnie widoczny na rys. 4 i 5 oraz 6 i 7 przedstawiających przebiegi wartości współczynnika  $C_{ZB}$  i współczynnika  $C_{mZB}$  w funkcji kąta natarcia  $\alpha_z$  dla wybranych wartości  $\alpha_p$ ;  $\bar{x}$  i  $\bar{z}$ ,
- 3) Zmiana kąta natarcia płata (dla  $\bar{z} = 2$ ) od  $\alpha_p = +6^\circ$  do  $\alpha_p = -2^\circ$  powoduje przyrost wartości współczynnika siły nośnej  $C_{ZB}$  o 125% (dla  $\bar{x} = -20\%$  i  $\alpha_z = 10^\circ$ ) oraz o 70% (dla  $\bar{x} = 100\%$  i  $\alpha_z = 10^\circ$ ).
- 4) W przypadku współczynnika momentu pochylającego  $C_{mZB}$ , zmiana kąta natarcia płata (dla  $\bar{z} = 2$ ) od  $\alpha_p = +6^\circ$  do  $\alpha_p = -2^\circ$  powoduje spadek  $C_{mZB}$  o 105% (dla  $\bar{x} = -20\%$  i  $\alpha_z = 10^\circ$ ) oraz o 45% (dla  $\bar{x} = 100\%$  i  $\alpha_z = 10^\circ$ ).
- 5) Najmniejszy wpływ wywiera płat na wartości współczynnika siły oporu  $C_{XB}$  (rys. 2 i 3). Dla  $\alpha_z = 10^\circ$  wzrost kąta natarcia płata od  $\alpha_p = +6^\circ$  do  $\alpha_p = -2^\circ$  powoduje zmianę wartości  $C_{XB}$  rzędu 20%.
- 6) Dla  $\alpha_p = +6^\circ$  wartości współczynnika  $C_{ZB}$  zasobnika badanego w obecności płata są mniejsze od wartości  $C_{ZB}$  zasobnika badanego bez płata (rys. 4). W przypadku współczynnika  $C_{mZB}$  sytuacja jest odwrotna (rys. 6).
- 7) Z analizy przebiegu zmian współczynnika  $C_{ZB}$  w funkcji  $\bar{x}$  (rys. 10) oraz funkcji  $\bar{z}$  (rys. 11) wynika, że wpływ płata może być pomijalny dla  $-100\% \leq \bar{x} < 250\%$  i  $\bar{z} > 6$ . Identyczna zależność charakterystyk zasobnika od jego lokalizacji występuje w przypadku współczynnika  $C_{mZB}$  (rys. 12 i 13) oraz  $C_{XB}$  (rys. 8 i 9).

#### Literatura

1. P. MARSDEN, A. HAINES, *Aerodynamic loads on external stores. A review of experimental data and method of prediction*, R and M No 3503, November 1962.
2. J. MARYNIAK, *Ogólne modelowanie fizyczne i matematyczne obiektów latających jako elementów systemu symulatora — matematyczny model sterowanego samolotu*, Sprawozdanie nr 141/85 Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1985.
3. B. TARKA, J. MARYNIAK, *Modelowanie matematyczne ruchu zasobnika w pobliżu nosiciela*, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Materiały Konferencji Naukowo-Technicznej, Warszawa 1978.

#### Резюме

#### ВЛИЯНИЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ АВИАЦИОННЫХ КОНТЕЙНЕРОВ.

В статье на основе экспериментальных испытаний в аэродинамической трубе определено аэродинамические коэффициенты сопротивления, подъемной силы и моментов сил. Разработано влияние линейного и углового расположения контейнера относительно крыла самолета на аэродинамические силы и моменты сил.

#### Summary

#### INFLUENCE OF THE WING POSITION ON AERODYNAMIC COEFFICIENTS OF AN UNDER — WING PACK.

In the paper we determine the drag, lift and moments coefficients using aerodynamic balance technique. During investigations the influence of the linear and angular position of the airplane wing on the aerodynamic forces and moments has been investigated.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 6 lutego 1986 roku.