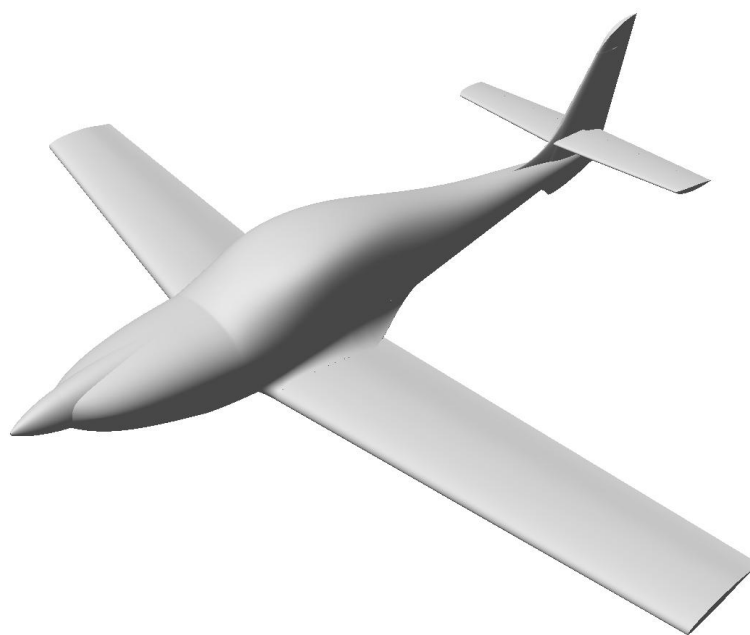




Analiza koncepcji pod kątem własności aerodynamicznych i korkociągowych samolotu AT-5. Etap I i II.



Opracował:

prof. dr hab. inż. Zdobysław Goraj
dr inż. Marcin Figat

Dyrektor Uczelnianego Centrum Badawczego
Lotnictwa i Kosmonautyki Politechniki Warszawskiej
Prof. dr hab. inż. Jacek Rokicki

Zleceniodawca: AT-P Aviation Sp. z o.o.

WARSZAWA, Listopad 2013

Spis treści

Oznaczenia	4
1. Wstęp.....	5
2. Dane geometryczne	6
2.1. Wartości odniesienia:	6
2.2. Konwencja znaków dla współczynników aerodynamicznych	6
3. Analiza aerodynamiczna	8
4. Wyniki.....	9
4.1. Podstawowe charakterystyki aerodynamiczne samolotu AT-5	10
4.2. Charakterystyki poprzeczne samolotu AT-5.....	12
4.2.1. Współczynnik siły bocznej C_s	12
4.2.2. Współczynnik momentu odchylającego C_n	13
4.2.3. Współczynnik momentu przechylającego C_l	14
4.2.4. Wnioski do analizy wyników	14
4.2.5. Pochodna współczynnika siły bocznej usterzenia pionowego względem kąta ślizgu	24
4.3. Charakterystyki poprzeczne samolotu AT-5 z wychylonym sterem kierunku	25
4.3.1. Współczynnik siły bocznej C_s	25
4.3.2. Pochodna współczynnika siły bocznej C_s po kącie wychylenia steru kierunku a_{v2}	28
4.3.3. Współczynnik momentu odchylającego C_n	29
4.3.4. Współczynnik momentu przechylającego C_l	32
4.4. Współczynniki i pochodne sił i momentów względem prędkości odchylenia.....	36
4.4.1. Współczynnik siły bocznej C_s w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg].....	36
4.4.2. Współczynnik momentu odchylającego C_n w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg].....	37
4.4.3. Współczynnik momentu przechylającego C_n w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg].....	38
4.4.4. Pochodne sił i momentów względem prędkości odchylenia dla różnych kątów natarcia samolotu.....	39
4.5. Wnioski do wyników Rozdziału 4	40
5. Propozycje modyfikacji konfiguracji samolotu:	41
5.1 Zmiana powierzchni usterzenia pionowego samolotu	41

5.2	Zmiana kąta wznosu płata z 5[deg] na 3[deg].....	42
5.3	Samolot bez wzniosu.....	43
6.	Wnioski Końcowe	45
	Spis rysunków	47
	Literatura	51

Oznaczenia

α – kąt natarcia;

β – kąt ślizgu;

δ – kąt wychylenia powierzchni sterowej;

C_L – współczynniki aerodynamiczny siły nośnej;

C_D – współczynniki aerodynamiczny siły oporu;

C_S – współczynniki aerodynamiczny siły bocznej;

C_m – współczynniki aerodynamiczny momentu pochylającego;

C_n – współczynniki aerodynamiczny momentu odchylającego;

C_l – współczynniki aerodynamiczny momentu przechylającego;

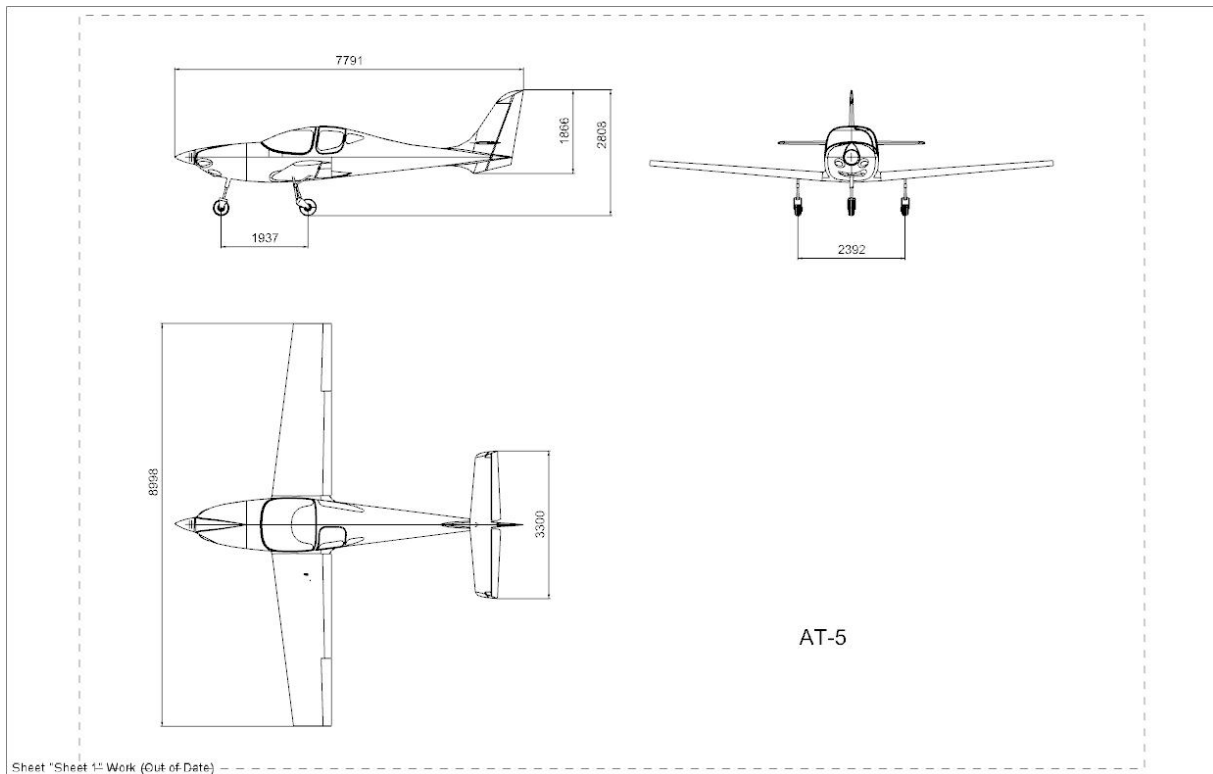
C_{sr} – pochodna współczynnika siły bocznej względem bezwymiarowej prędkości odchylenia;

C_{nr} – pochodna współczynnika momentu odchylającego względem bezwymiarowej prędkości odchylenia;

C_{lr} – pochodna współczynnika momentu przechylającego względem bezwymiarowej prędkości odchylenia;

1. Wstęp

Analizie aerodynamicznej poddany został samolot AT-5 w konfiguracji gładkiej. Celem analizy było wyznaczenie charakterystyk poprzecznych samolotu dla zakrytych katów natarcia oraz dużych kątów ślizgu.



Rys. 1 Samolot AT-5



Rys. 2 Model samolotu AT-5 przygotowany do obliczeń

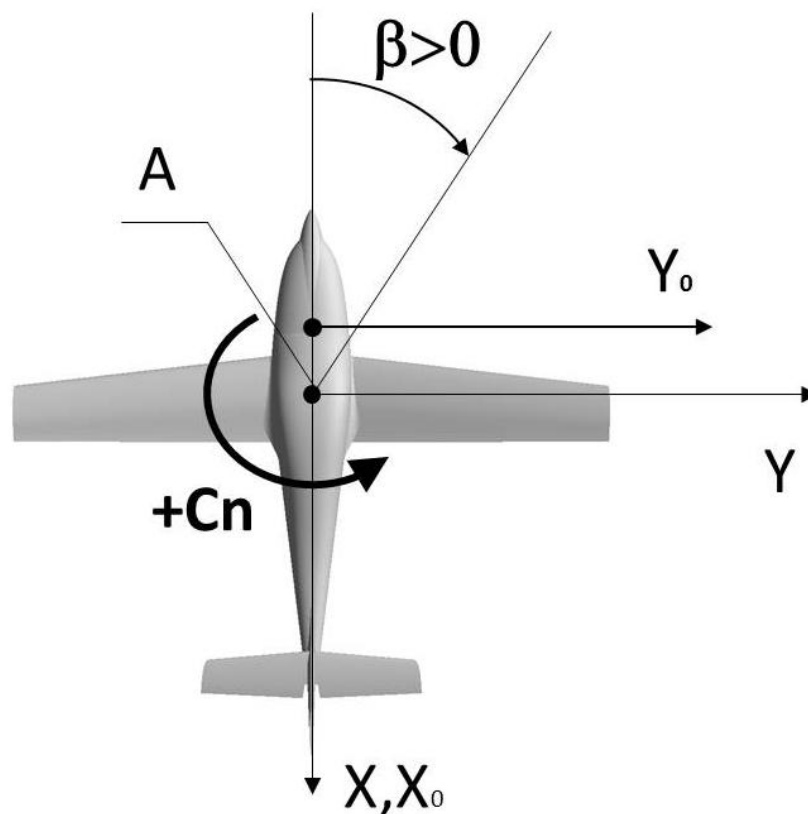
2. Dane geometryczne

2.1. Wartości odniesienia:

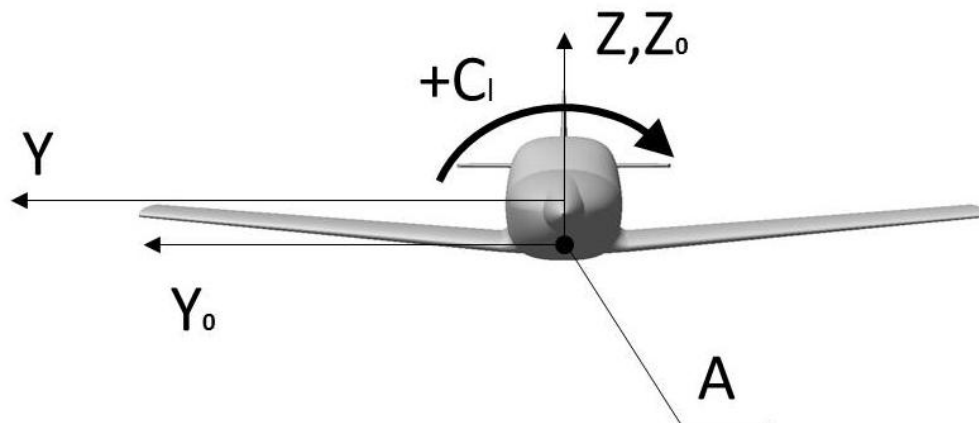
- Powierzchnia płata: $S = 10,17 [m^2]$
- Rozpiętość płata: $b = 9,000 [m]$
- Średnia Cięciwa Aerodynamiczna: $\bar{c} = 1,153 [m]$
- położenie bieguna (punktu A) do obliczeń momentów względem układu OX_0Y_0
 $Z_0: x_{25\%SCA} = 1,053 [m]$
- położenie bieguna (punktu A) do obliczeń momentów względem układu OX_0Y_0
 $Z_0: z_{25\%SCA} = -0,346 [m]$
- Powierzchnia usterzenia pionowego: $S_v = 1,665 [m^2]$

2.2. Konwencja znaków dla współczynników aerodynamicznych

Konwencja sił bocznej oraz momentów odchylającego i przechylającego jest przedstawiona na Rys. 3 i Rys. 4.

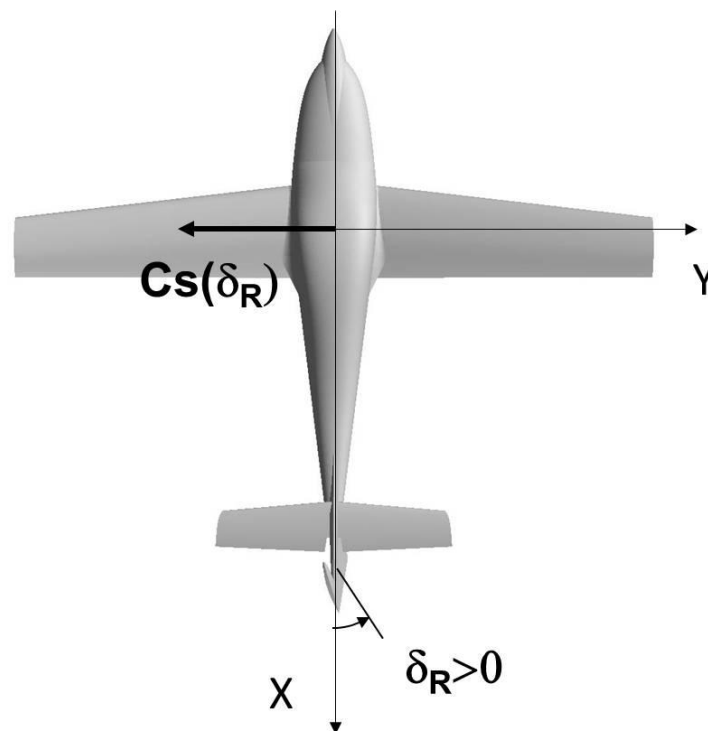


Rys. 3 Konwencja znaków dla przepływu asymetrycznego



Rys. 4 Konwencja znaków dla współczynnika momentu przechylającego (widok z przodu)

Konwencja wychylenia steru kierunku oraz siły bocznej jest przedstawiona na Rys. 5.



Rys. 5 Konwencja znaków dla kąta wychylenia steru kierunku - dodatnie wychylenie steru generuje ujemną siłę boczną.

Uwaga – przyjęta konwencja znaków dla C_s , C_l , C_n , δ_R jest przeciwna do stosowanej w większości podręczników akademickich, DATA UNITs, DATCOM itp.

3. Analiza aerodynamiczna

Do obliczeń aerodynamicznych samolotu nie używano charakterystyk profili. Wszystkie obliczenia samolotu zostały oparte na rzeczywistej geometrii skrzydła, kadłuba i usterzeń.

Numeryczne obliczenia aerodynamiczne modelu samolotu AT-5 przeprowadzono przy pomocy programu MGAERO. Program wyznacza charakterystyki aerodynamiczne samolotu w oparciu o równania Eulera (przepływ nielepki).

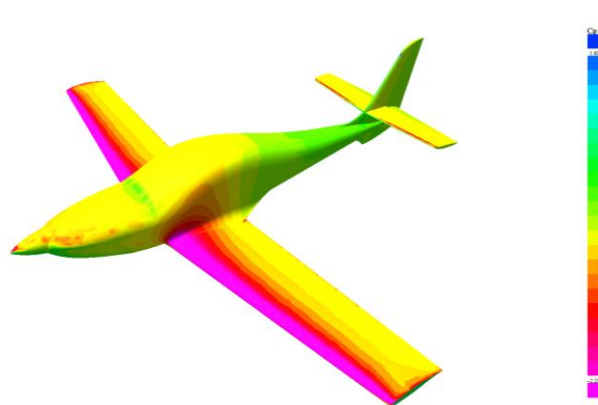
Założenia do obliczeń:

- liczba Mach'a: $Ma=0,1$;
- wysokość lotu $H=0[m]$;
- globalny moment aerodynamiczny wyznaczany jest względem 25% średniej cięciwy aerodynamicznej;
- wszystkie współczynniki aerodynamiczne odniesione są do powierzchni płata
- współczynniki momentu odchylającego C_n i momentu przechylającego C_l odniesione są do połowy rozpiętości $b/2$.
- Konwencja znaków w programie MGAERO - C_s (siła boczna dodatnia na prawe skrzydło) i C_n (moment odchylający jest dodatni gdy jest przeciwny do ruchu wskazówek zegara patrz Rys. 3) muszą być ujemne aby samolot był stateczny
- Obliczenia wykonane zostały dla następującego zakresu kątów natarcia: 0 do 40[deg] (co 5[deg]) oraz kątów ślizgu od 0 do 25[deg] (co 5[deg]).

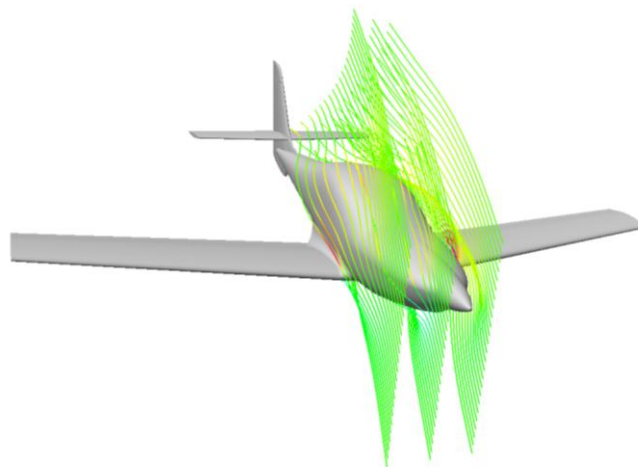
4. Wyniki

Wyniki obliczeń zawierają:

- podstawowe charakterystyki samolotu AT-5 ($C_L(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ i $C_L(C_D)$),
- rozkłady współczynników siły bocznej oraz momentów odchyłającego i przechylającego w zakresie kątów natarcia od 0-40[deg],
- rozkłady współczynników siły bocznej oraz momentów - odchyłającego i przechylającego w zakresie kątów natarcia od 0-40 dla trzech wychyleń steru kierunku $\delta_R=5[\text{deg}]$, $\delta_R=15[\text{deg}]$, $\delta_R=25[\text{deg}]$,
- rozkład pochodnych siły bocznej oraz momentów odchyłającego i przechylającego względem bezwymiarowej prędkości odchylenia oraz kąta natarcia.
- propozycje ewentualnych, acz niekoniecznych modyfikacji geometrii samolotu, których celem jest zmiana wartości współczynnika siły bocznej samolotu.

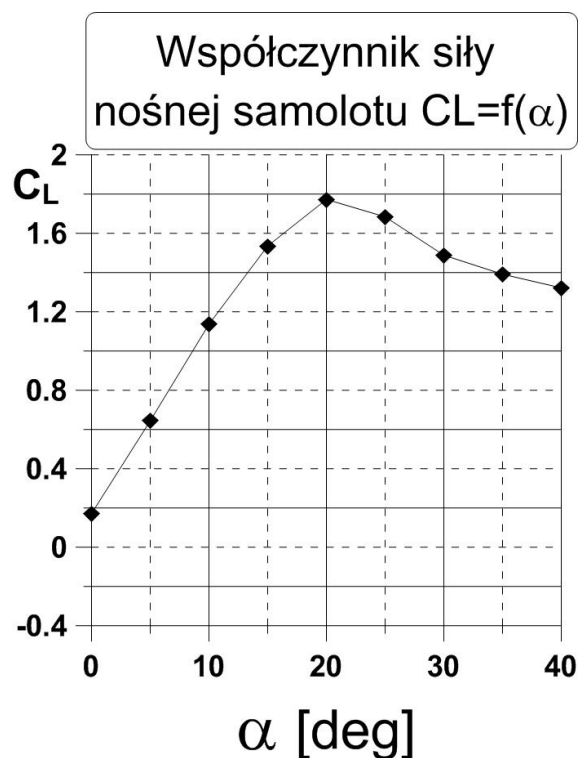


Rys. 6 Rozkład C_p dla AT-5 $\alpha=20$ [deg] $\beta=0$ [deg]

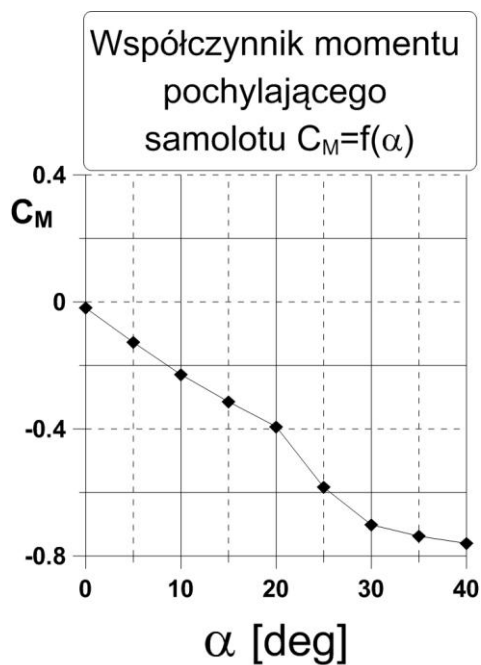


Rys. 7 Wizualizacja przepływu za pomocą linii prądu $\alpha=15$ [deg] i $\beta=15$ [deg]

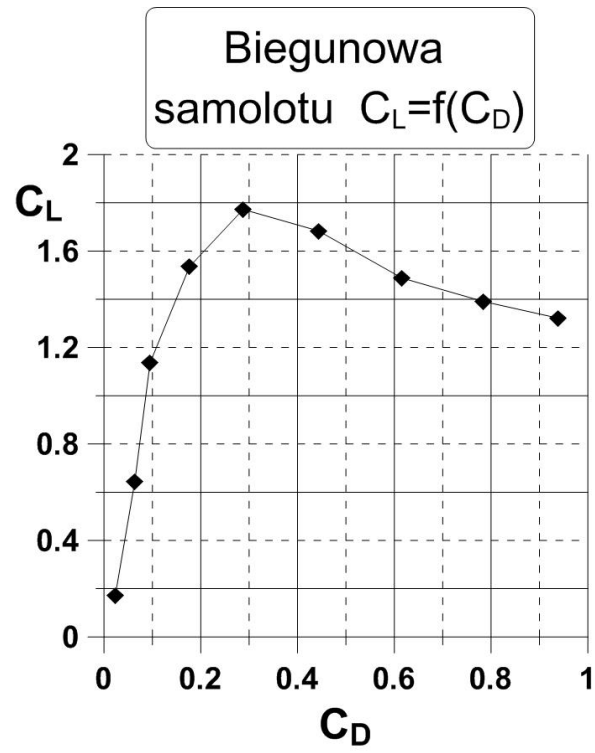
4.1. Podstawowe charakterystyki aerodynamiczne samolotu AT-5



Rys. 8 Współczynnik siły nośnej całego samolotu w funkcji kąta natarcia, $\beta=0$ [deg]



Rys. 9 Współczynnika momentu pochylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia, $\beta=0$ [deg]

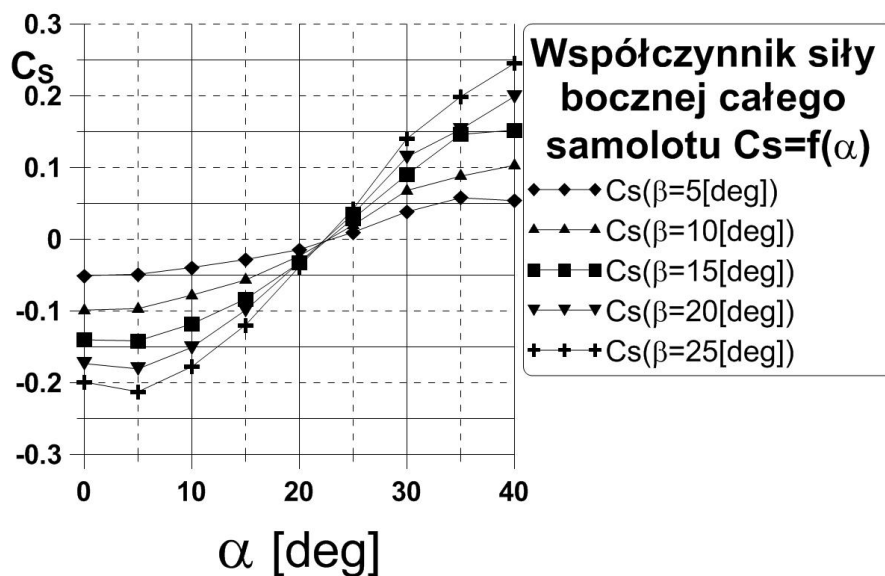


Rys. 10 Biegunowa samolotu

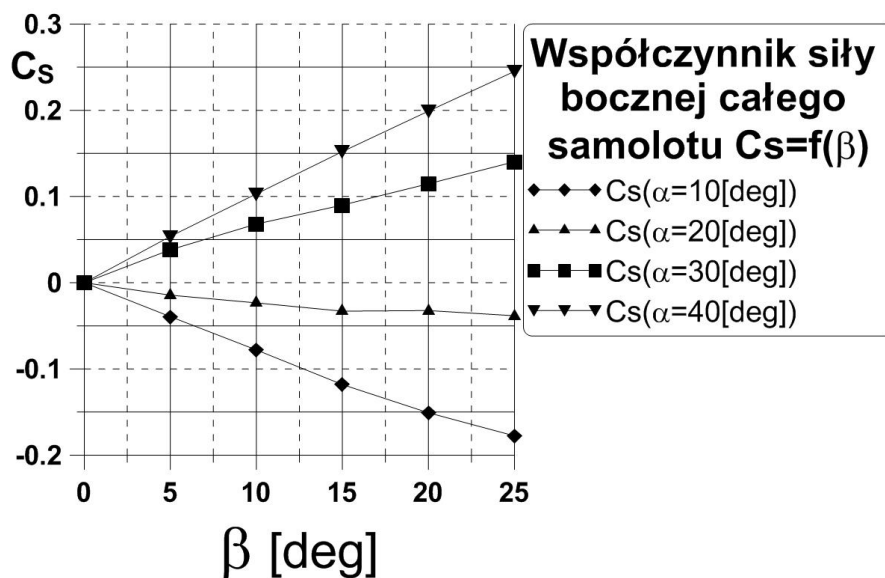
4.2. Charakterystyki poprzeczne samolotu AT-5

Wyniki zawierają rozkłady współczynników siły bocznej C_s oraz momentów aerodynamicznych - odchylającego i przechylającego w funkcji kąta natarcia α [deg] oraz kąta ślizgu β [deg].

4.2.1. Współczynnik siły bocznej C_s

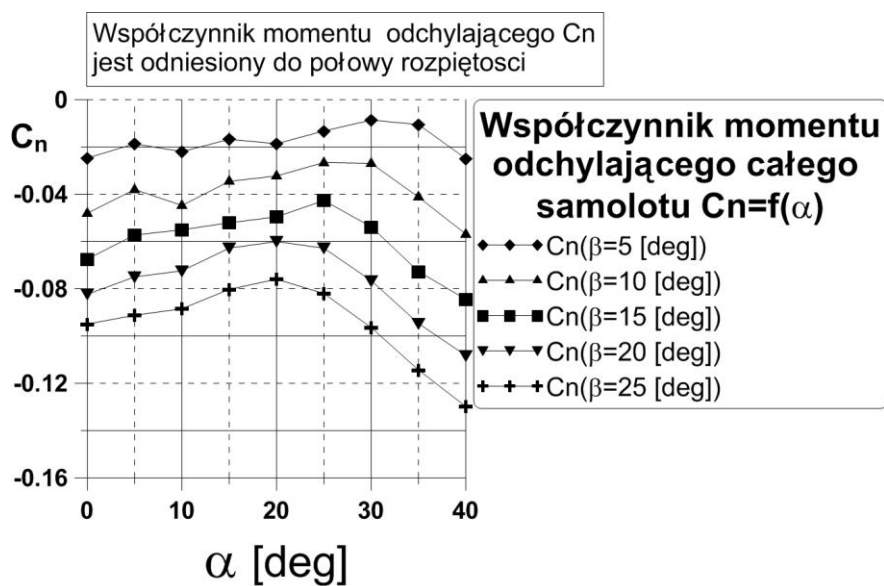


Rys. 11 Zmiana współczynnika siły bocznej C_s całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β

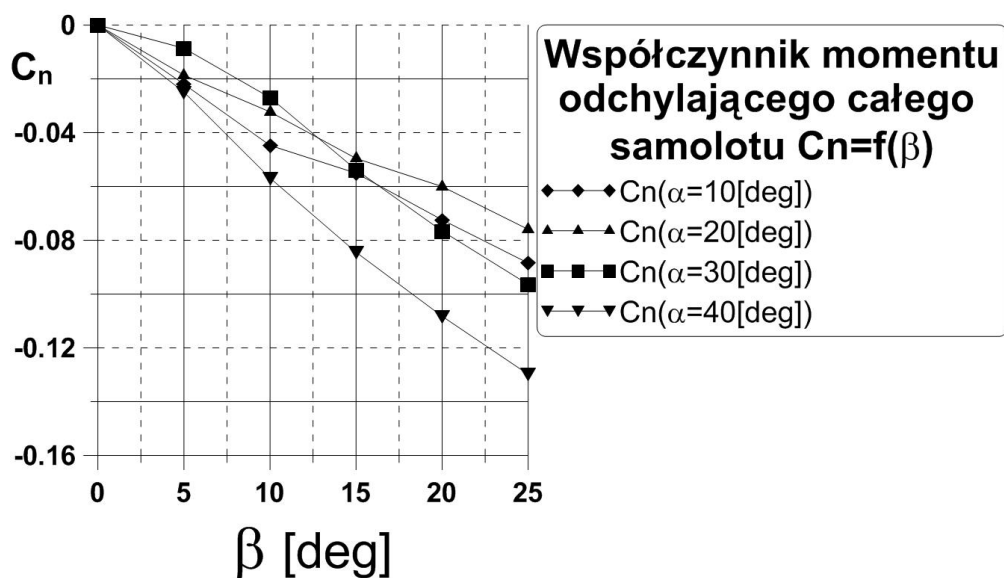


Rys. 12 Zmiana współczynnika siły bocznej C_s całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β

4.2.2. Współczynnik momentu odchyłającego C_n

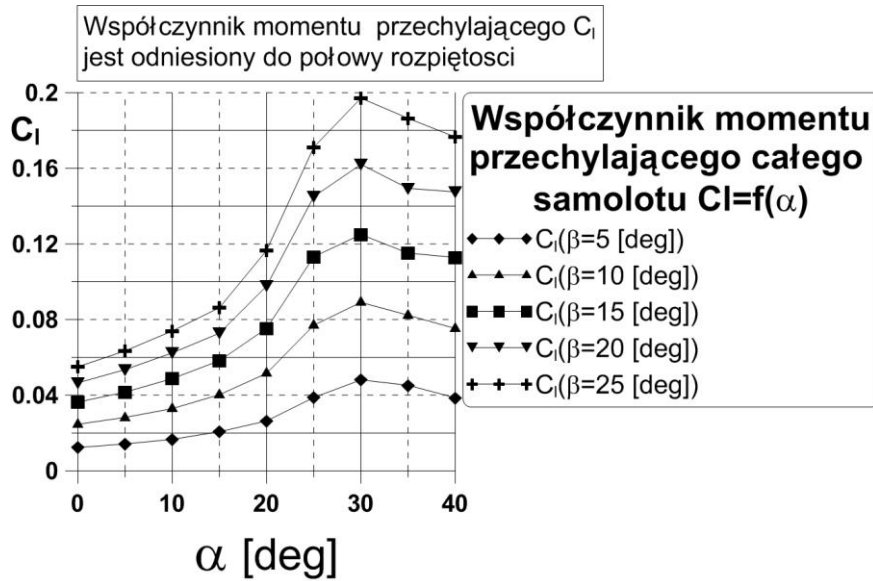


Rys. 13 Zmiana współczynnika momentu odchyłającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β

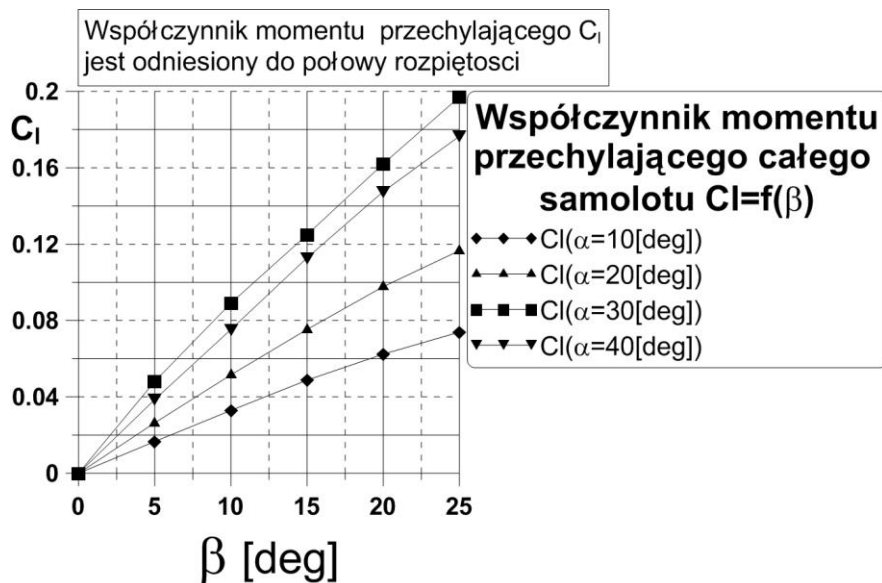


Rys. 14 Zmiana współczynnika momentu odchyłającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β

4.2.3. Współczynnik momentu przechylającego C_l



Rys. 15 Zmiana współczynnika momentu przechylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β



Rys. 16 Zmiana współczynnika momentu przechylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β

4.2.4. Wnioski do analizy wyników

Analiza wykazała iż samolot jest stateczny statycznie w kierunku poprzecznym (tzn.

$$\frac{\partial C_n}{\partial \beta} < 0 \text{ oraz } \frac{\partial C_l}{\partial \beta} < 0. \text{ Obliczenia wykonano tylko dla kąta ślizgu } \beta \leq 25 \text{ [deg] Rys. 14.}$$

Kierunki momentów odchylającego i przechylającego są prawidłowe. Problemem może być

zmiana znaku współczynnika siły bocznej dla ok. 22 [deg] kąta natarcia (patrz Rys. 12). Dlatego też w dalszej części przeprowadzono analizę wpływu głównych zespołów płatowca na współczynniki siły bocznej C_s oraz momentów przechylającego C_l i odchylającego C_n .

Oznaczenia przedstawione na wykresach definiują następujące współczynniki:

C_{sTOTAL} – całkowity współczynnik siły bocznej samolotu

C_{sV} – współczynnik siły bocznej od usterzenia pionowego

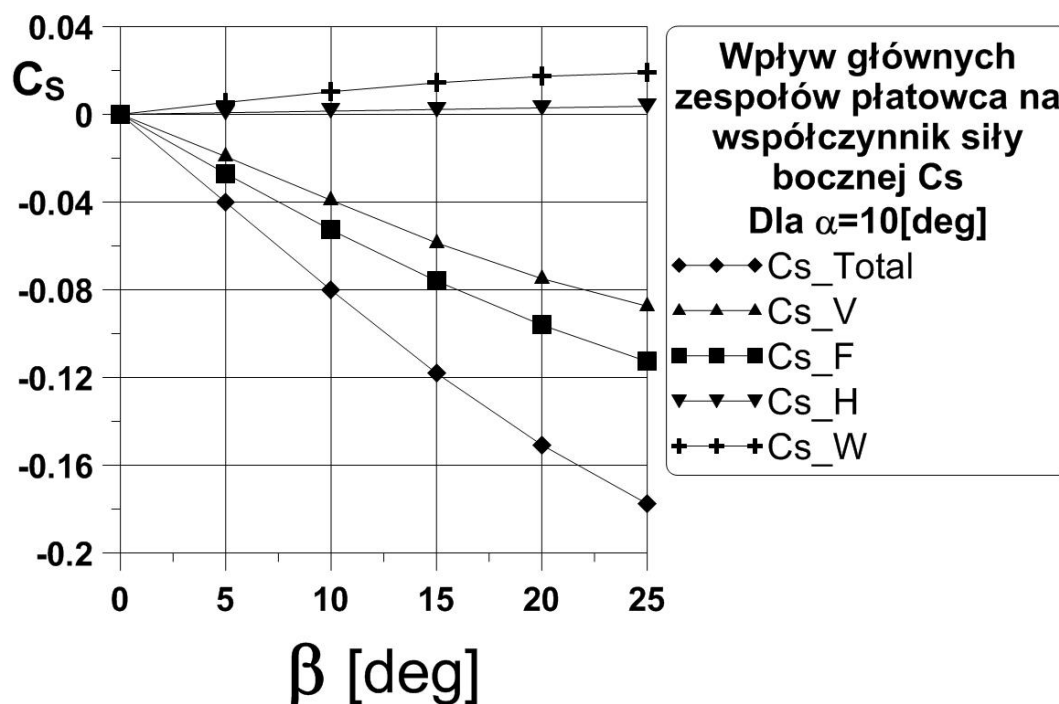
C_{sF} – współczynnik siły bocznej od kadłuba

C_{sH} – współczynnik siły bocznej od usterzenia

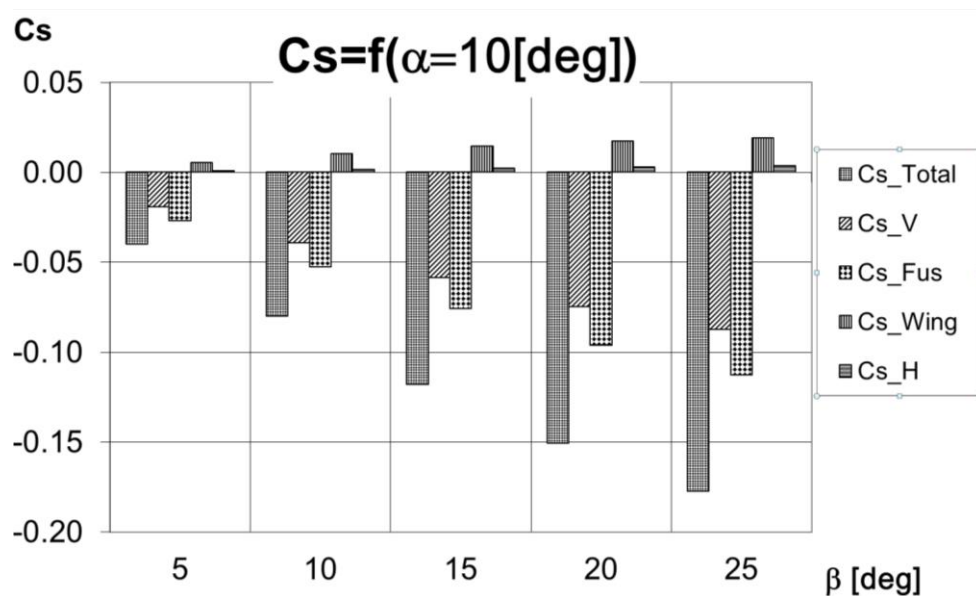
C_{sW} – współczynnik siły bocznej od kadłuba

Odpowiednio indeksy TOTAL, V, F, H, W zostały również zastosowane do oznaczeń współczynników momentów odchylającego C_n i przechylającego C_l .

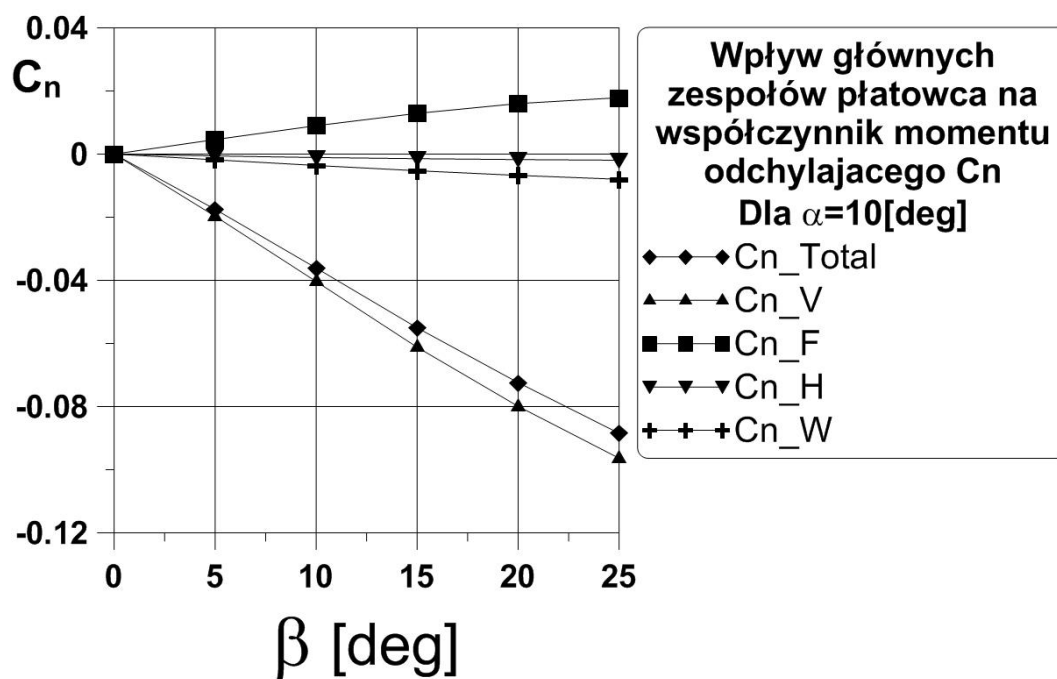
Kolejne wykresy (rys.16- 32) przedstawiają wyniki obliczeń współczynników C_s , C_l i C_n z rozbiem na główne zespoły płatowca.



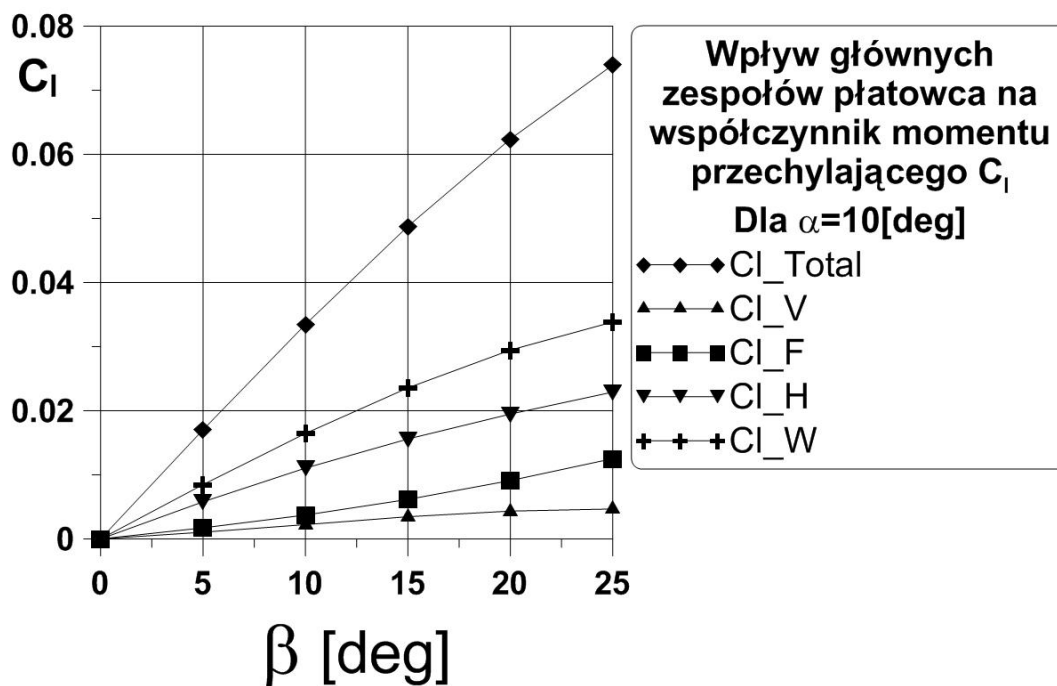
Rys. 17 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10$ [deg]



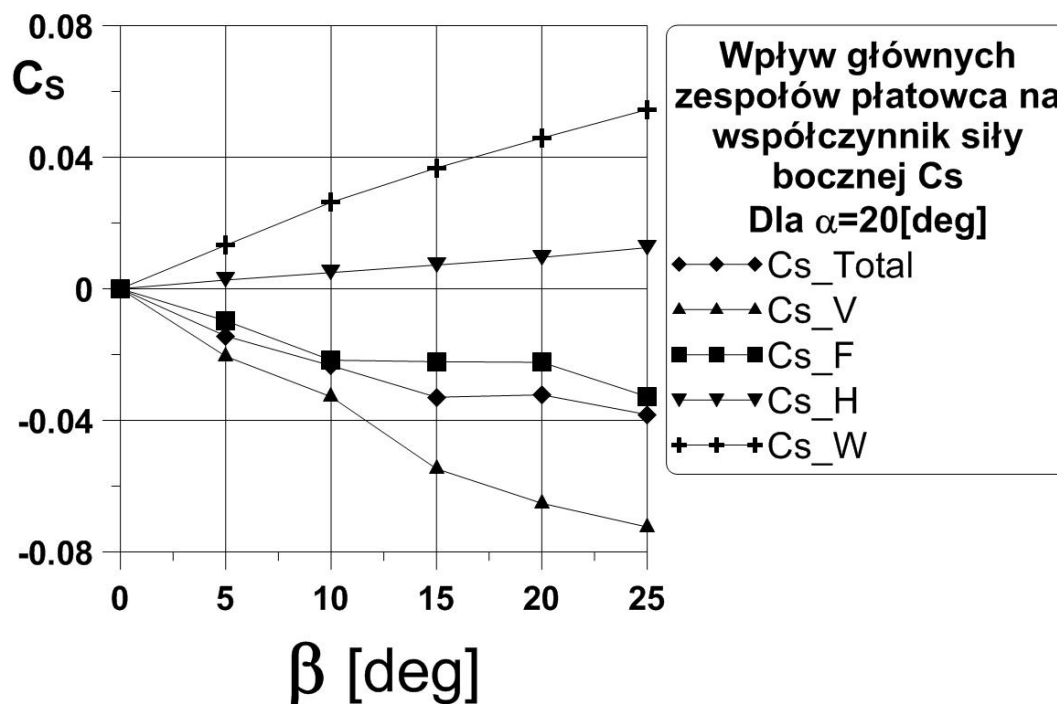
Rys. 18 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha = 10$ [deg]



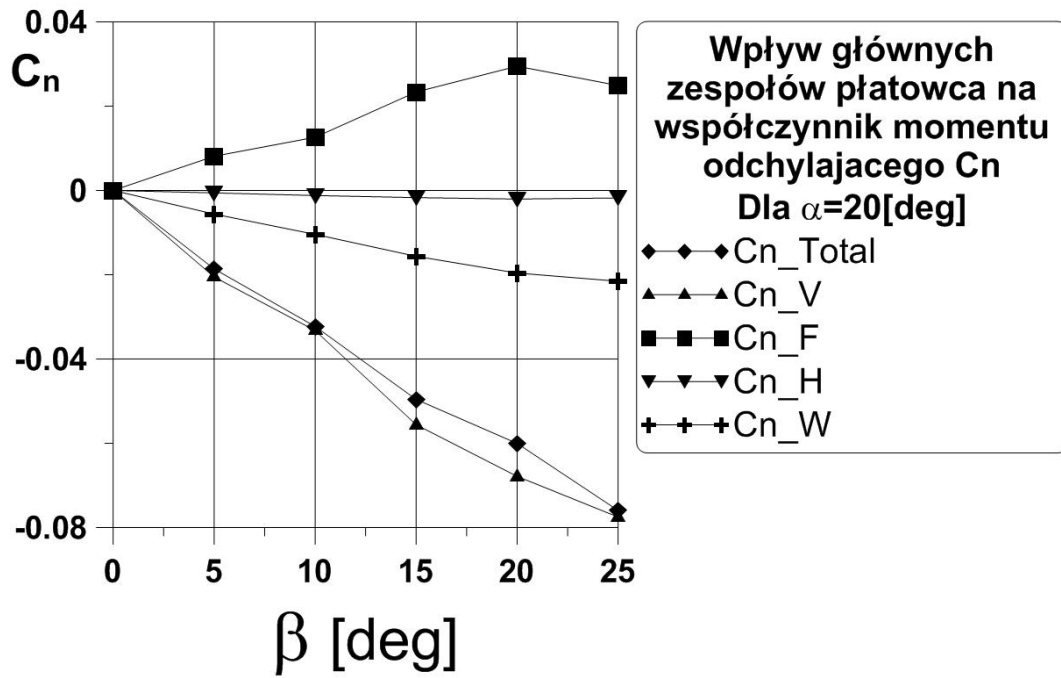
Rys. 19 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha = 10$ [deg]



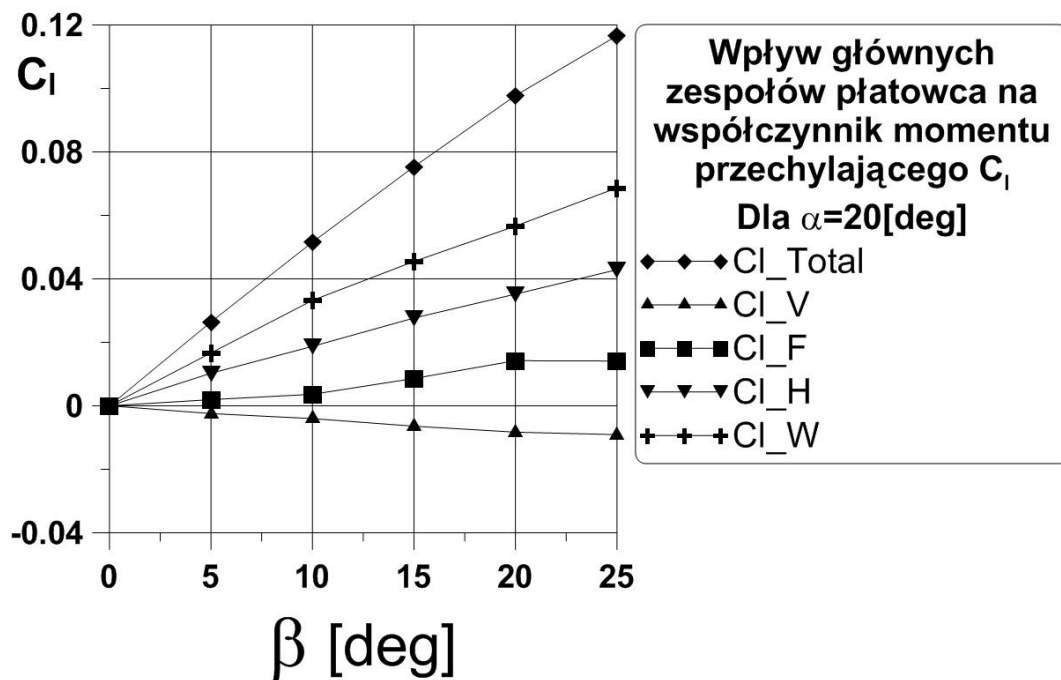
Rys. 20 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10[\text{deg}]$



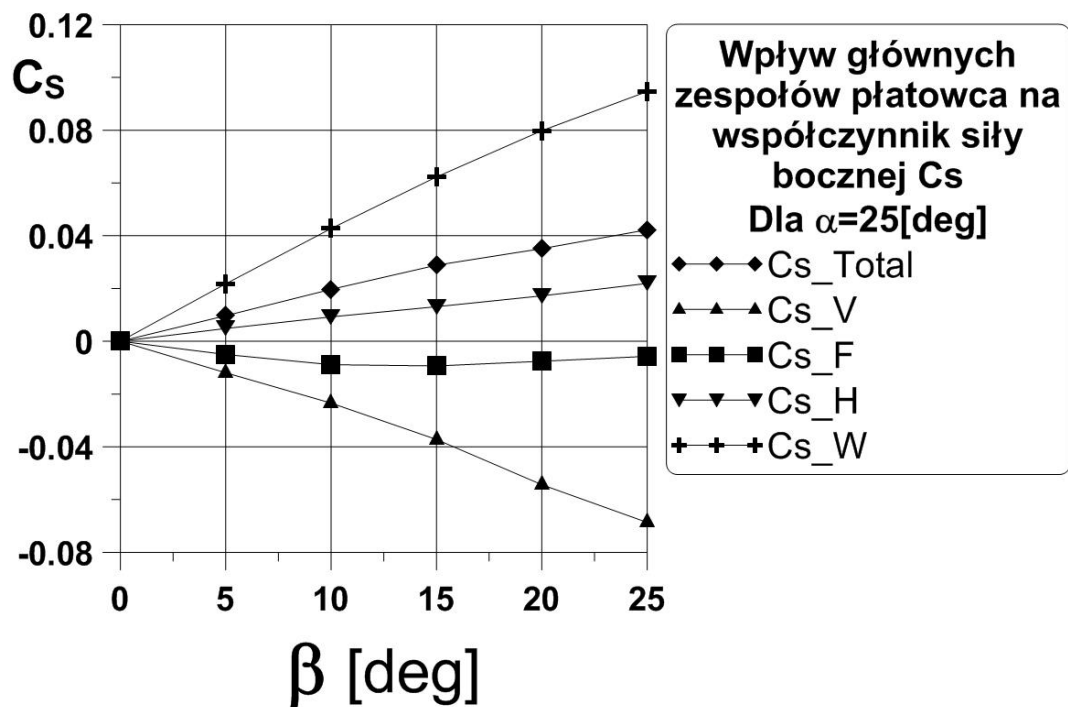
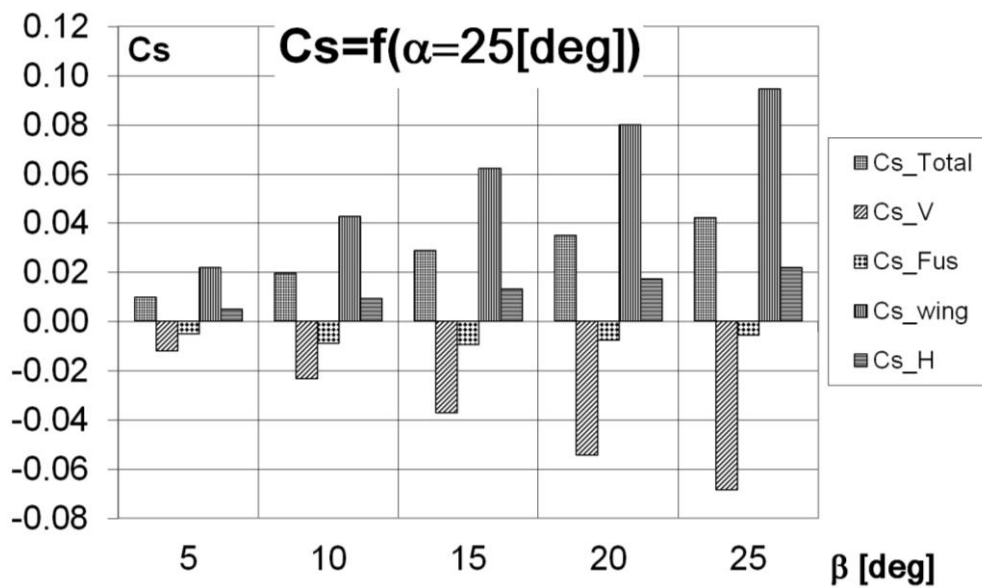
Rys. 21 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$

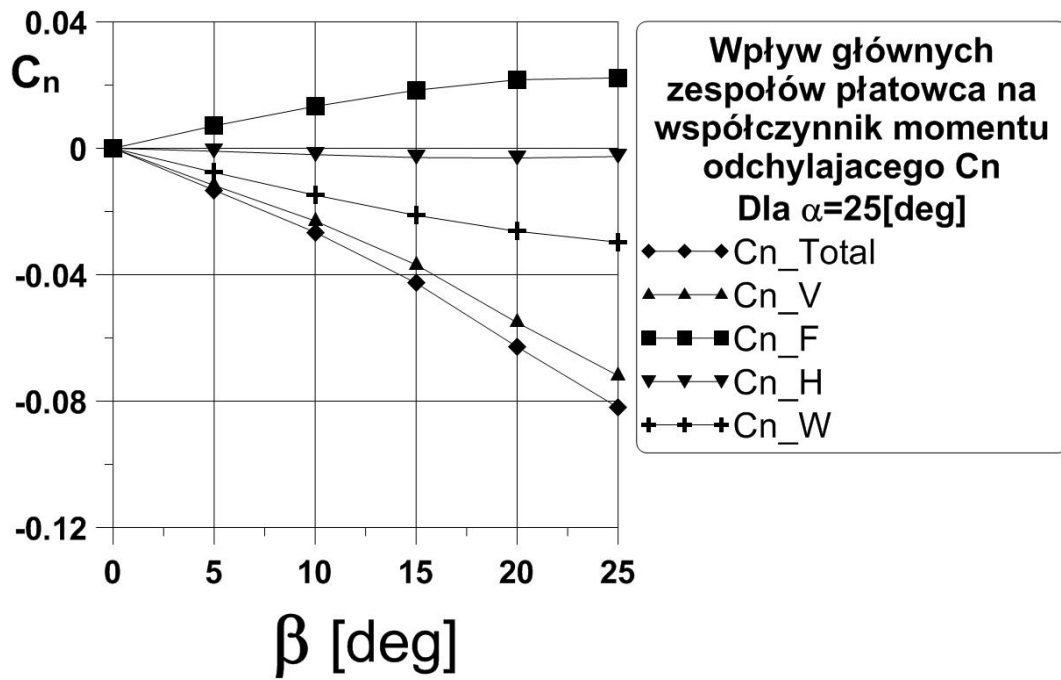


Rys. 22 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$

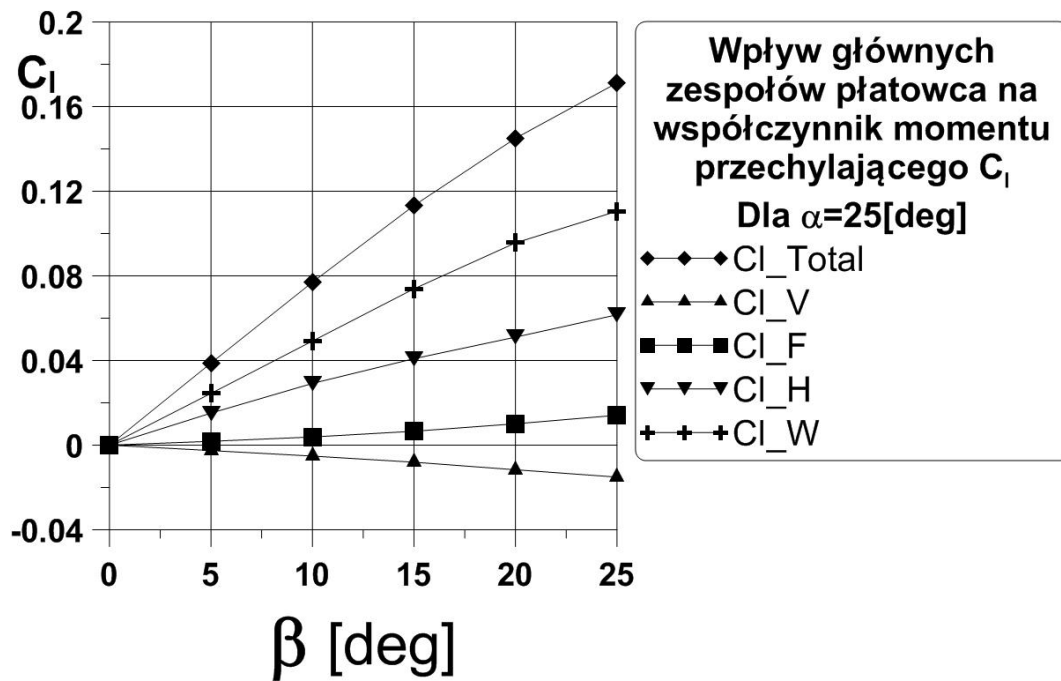


Rys. 23 Rozkład współczynnika momentu przechyłającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$

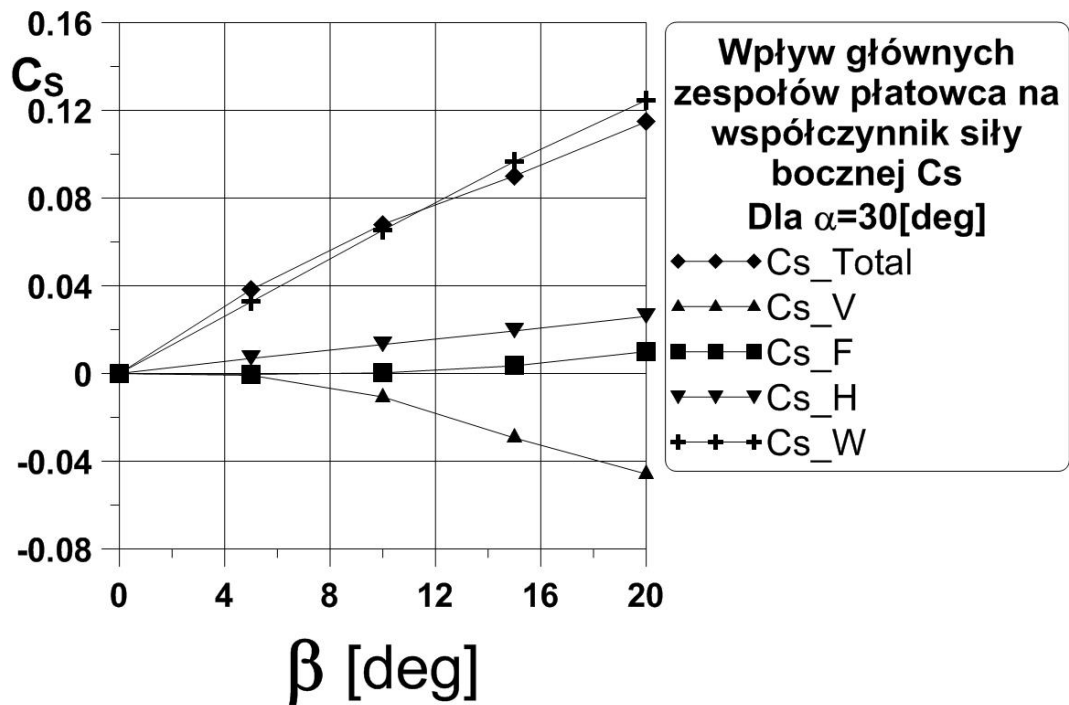
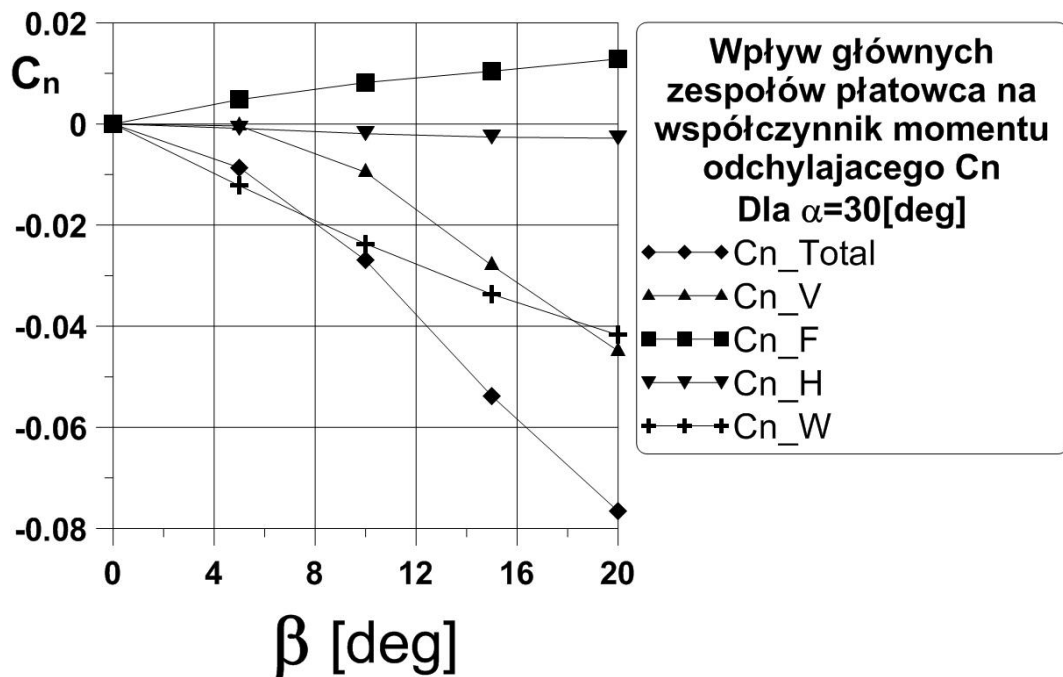
Rys. 24 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$ Rys. 25 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$

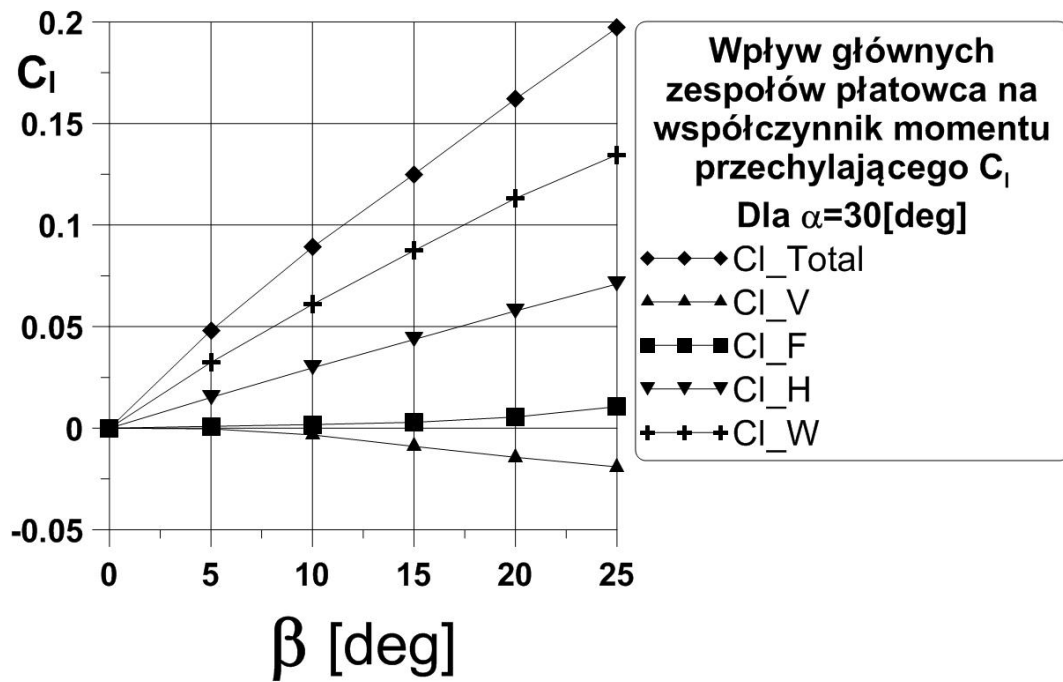


Rys. 26 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$

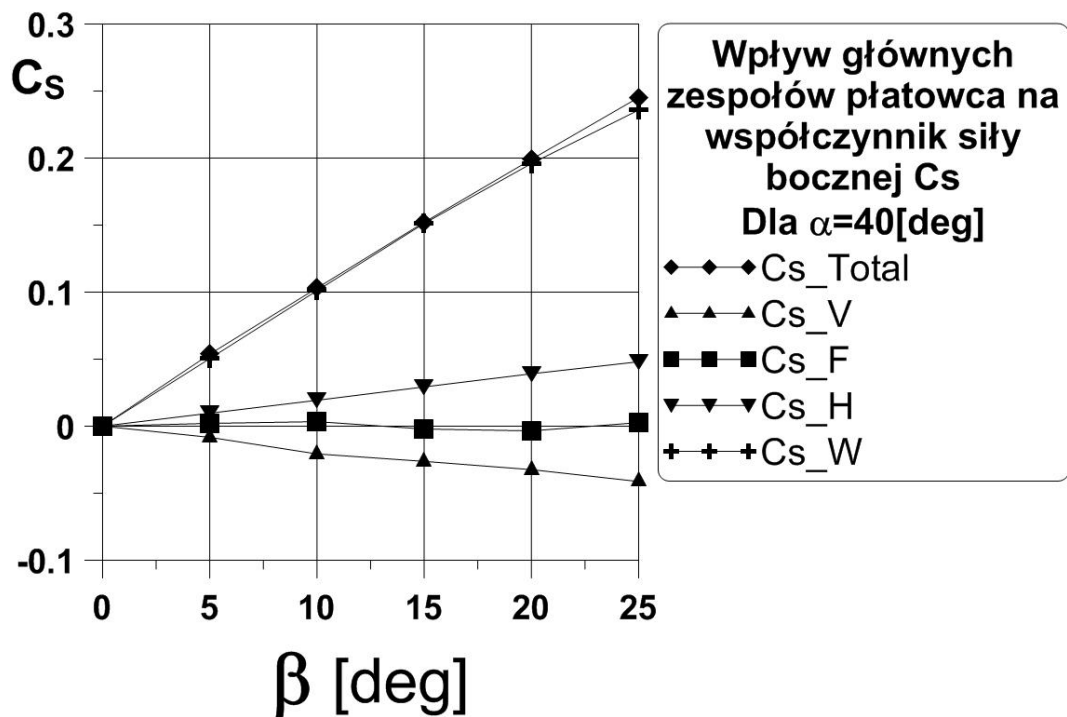


Rys. 27 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$

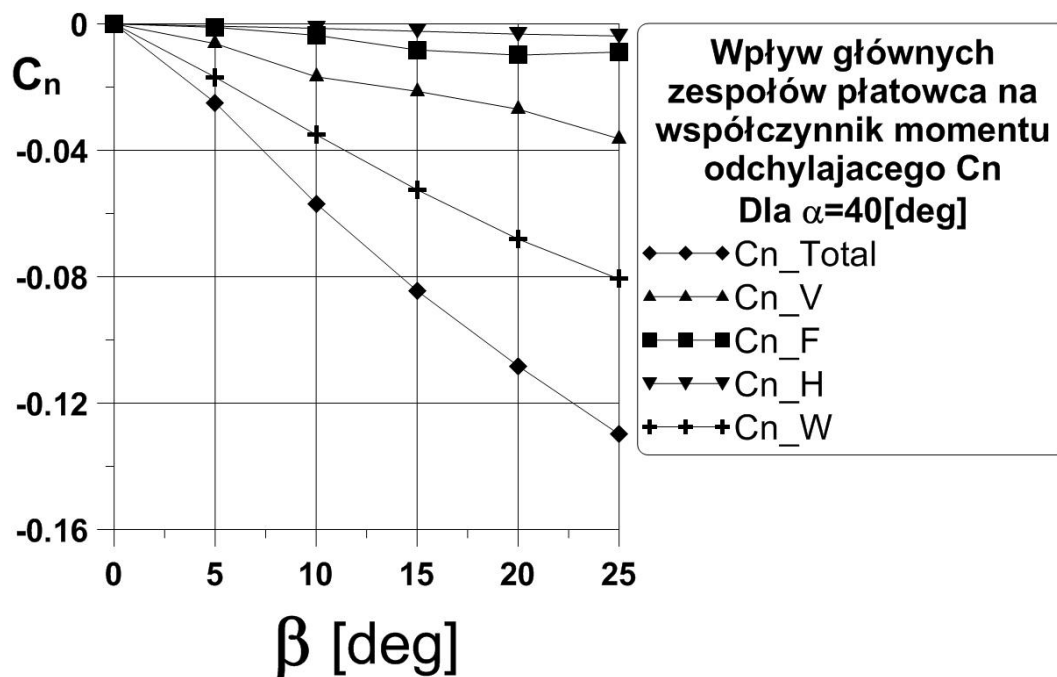
Rys. 28 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$ Rys. 29 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$



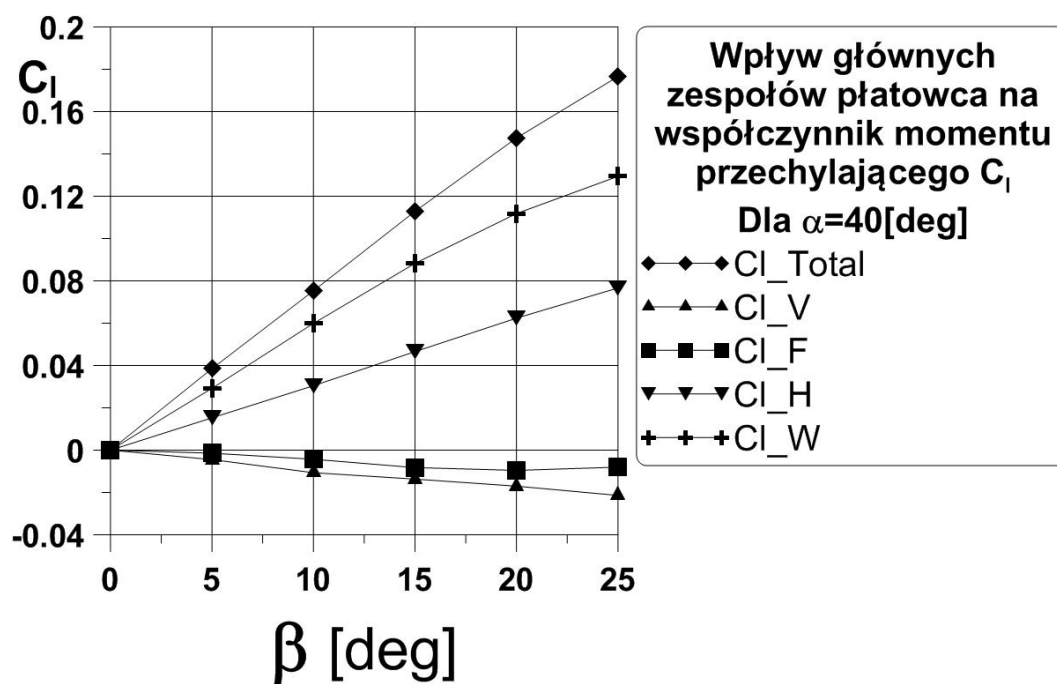
Rys. 30 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$



Rys. 31 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40[\text{deg}]$

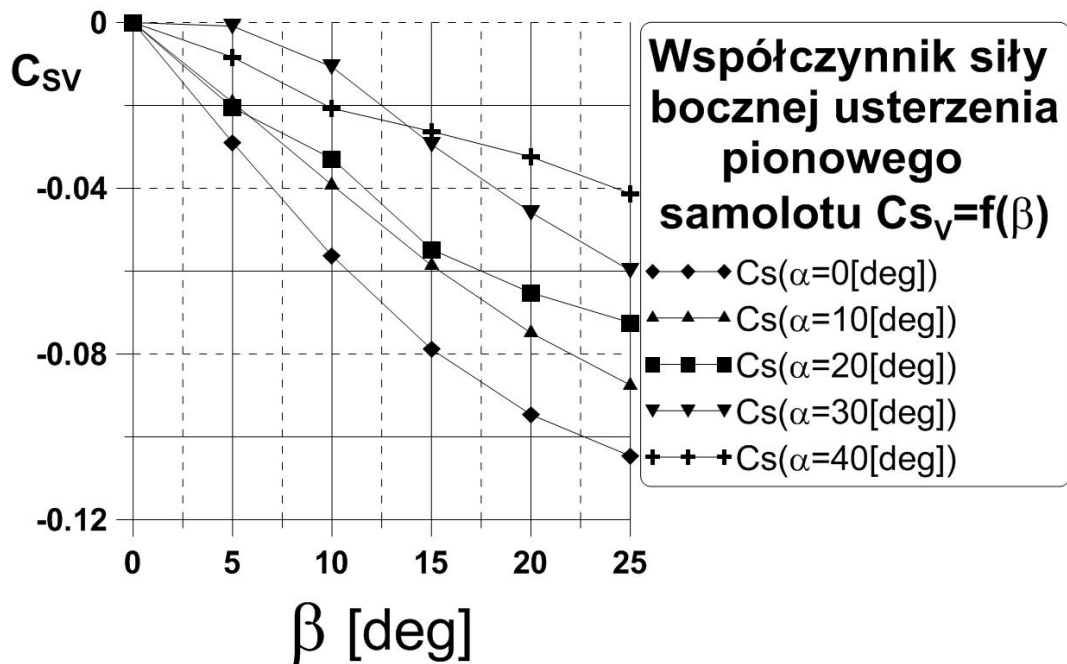


Rys. 32 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40$ [deg]

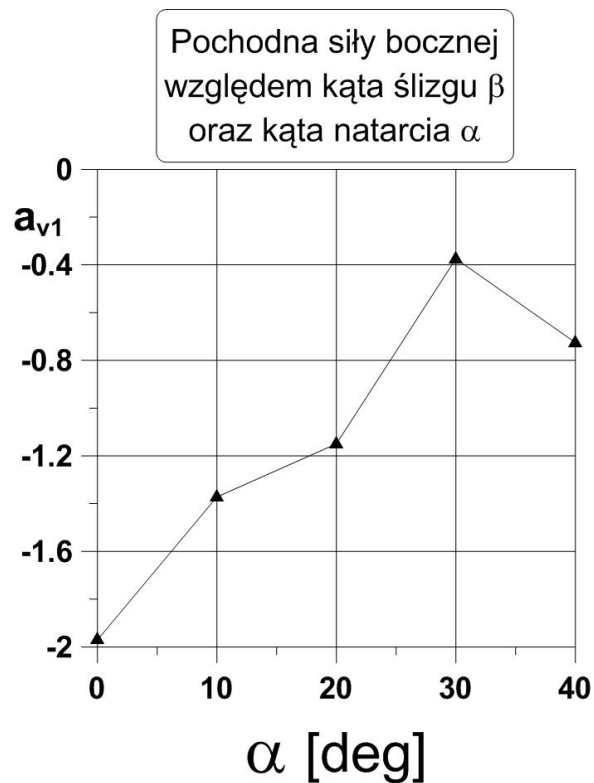


Rys. 33 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40$ [deg]

4.2.5. Pochodna współczynnika siły bocznej usterzenia pionowego względem kąta ślizgu



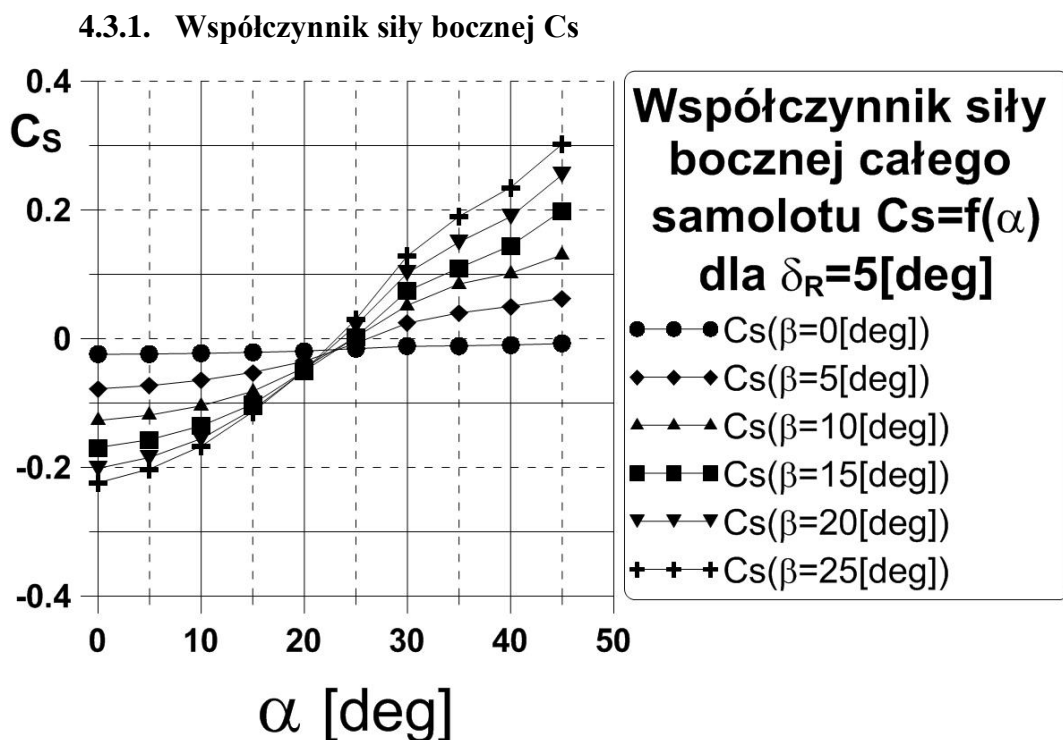
Rys. 34 Rozkład siły bocznej względem kąta natarcia dla $\beta=0[\text{deg}]$ odniesiony do powierzchni płata S



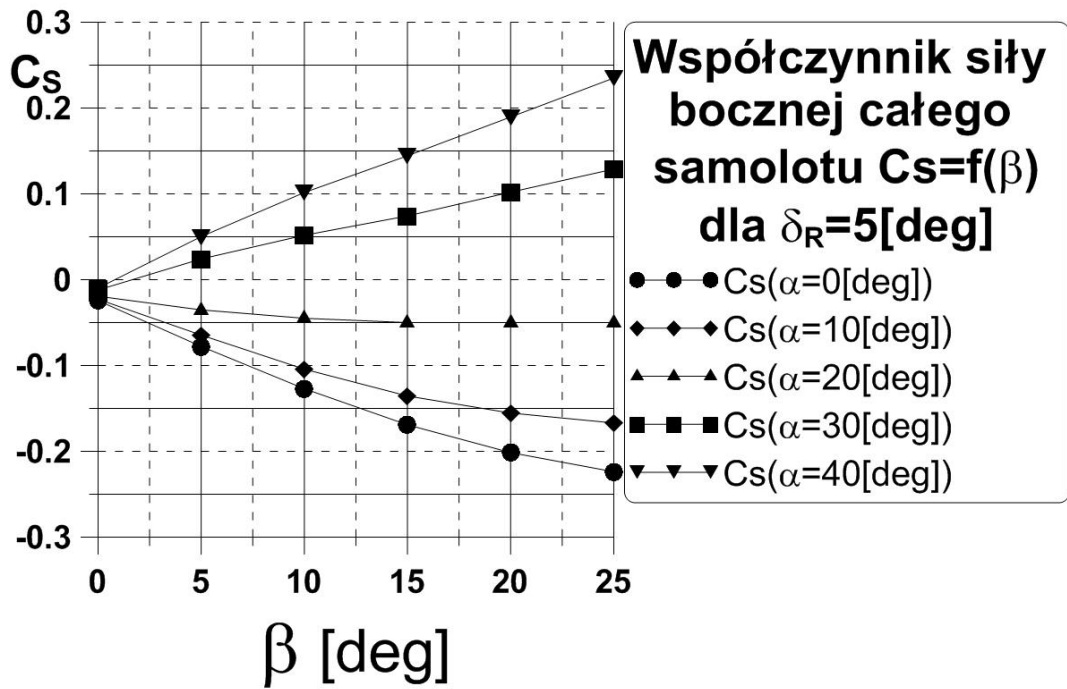
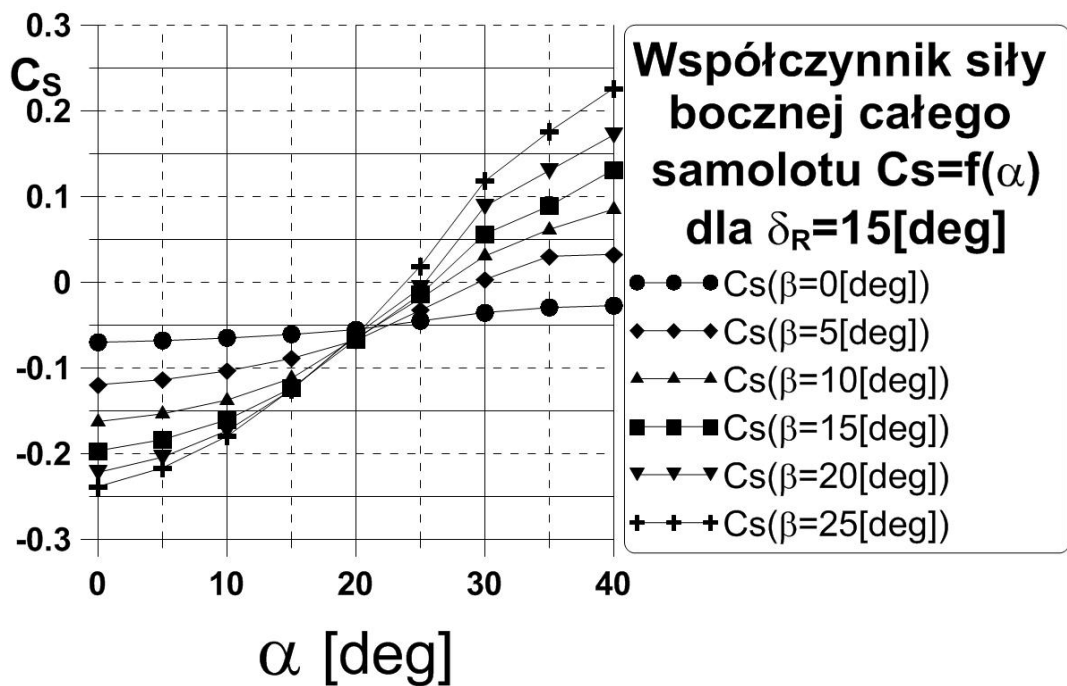
Rys. 35 Gradient siły bocznej na usterzeniu pionowym w funkcji kąta natarcia, odniesiony do powierzchni usterzenia pionowego $S_v=1,665[\text{m}^2]$.

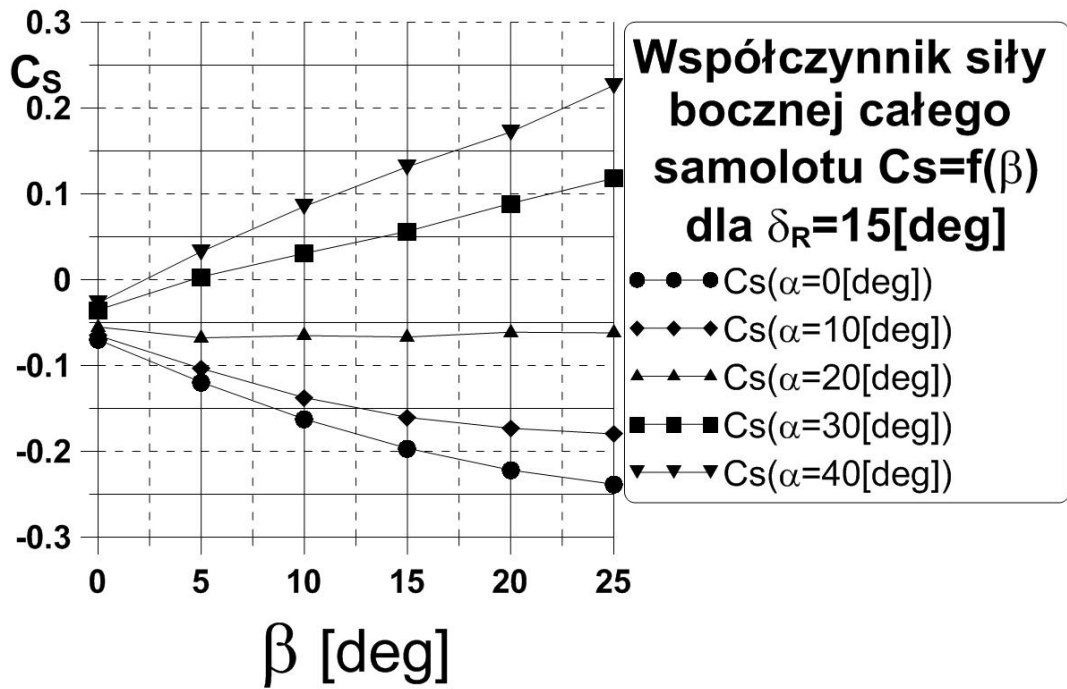
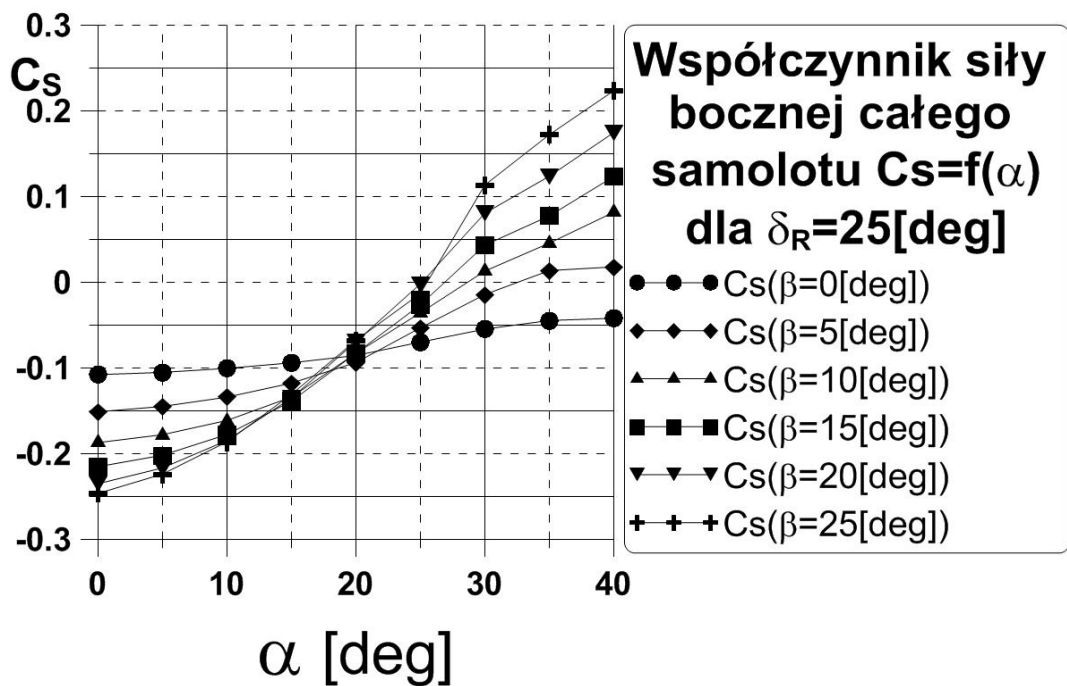
4.3. Charakterystyki poprzeczne samolotu AT-5 z wychylonym sterem kierunku

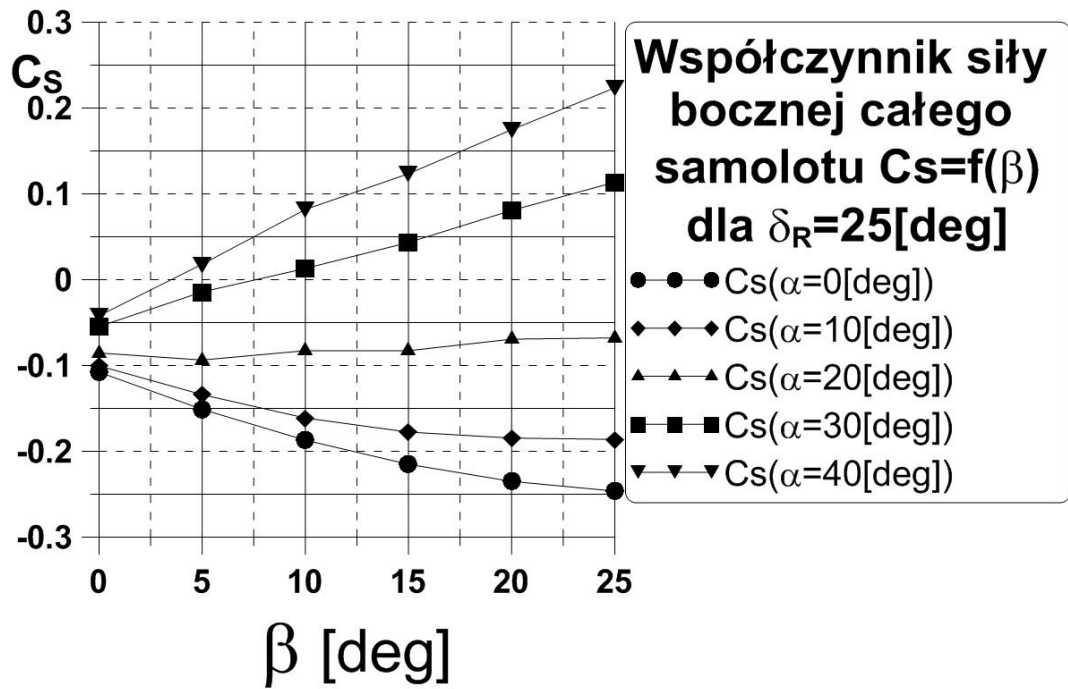
Obliczenia przeprowadzono dla trzech wychyleń steru kierunku $\delta_R=5,15,25[\text{deg}]$. Konwencja znaków przedstawiona została w punkcie 2.2. Wyniki zawierają zmiany współczynników siły bocznej C_s oraz momentów odchylającego C_n i przechylającego C_l w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β dla stałego wychylenia steru kierunku.



Rys. 36 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$

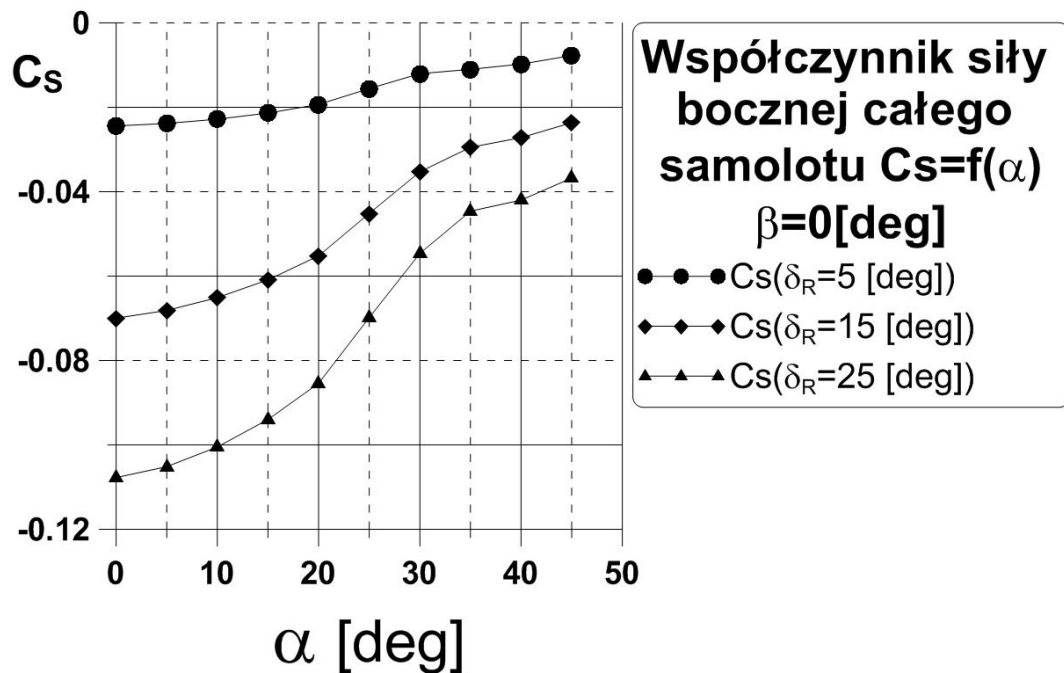
Rys. 37 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu β [deg]Rys. 38 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia α [deg]

Rys. 39 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$ Rys. 40 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$

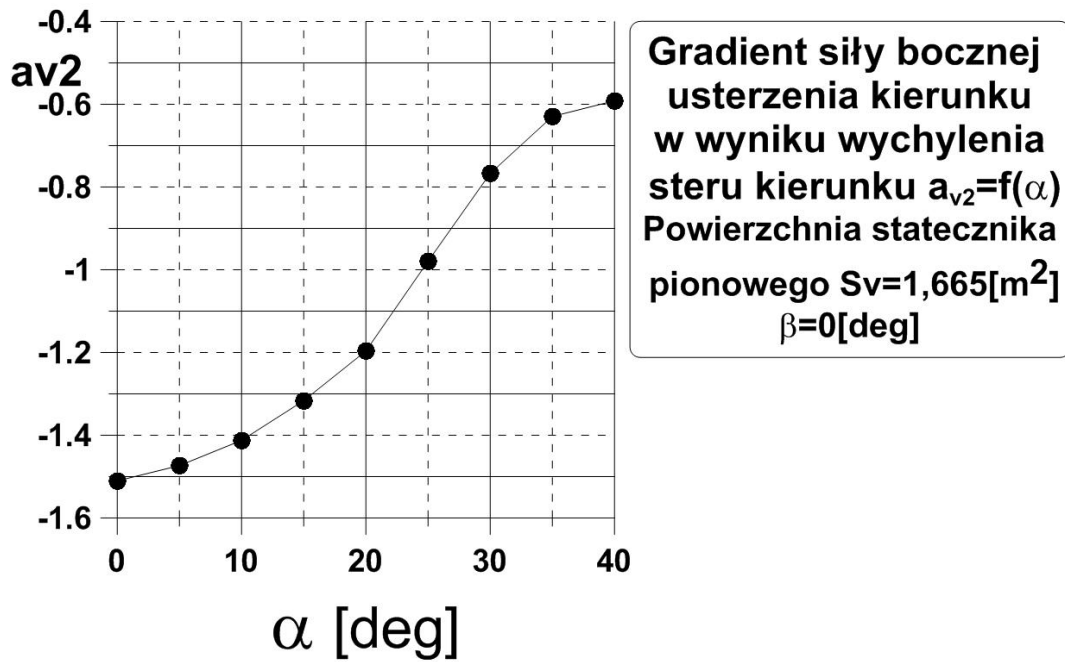


Rys. 41 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$

4.3.2. Pochodna współczynnika siły bocznej C_s po kącie wychylenia steru kierunku a_{v2}

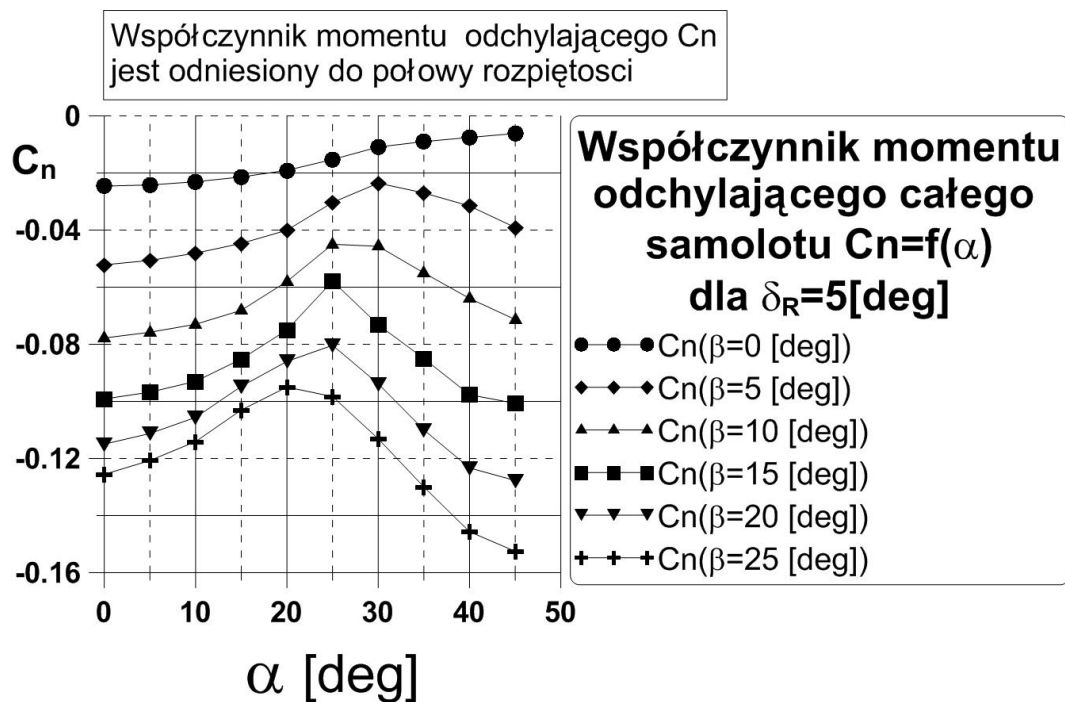


Rys. 42 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu względem kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$ dla kilku wychyleń steru kierunku $\delta_R[\text{deg}]$ odniesiona do powierzchni płata S

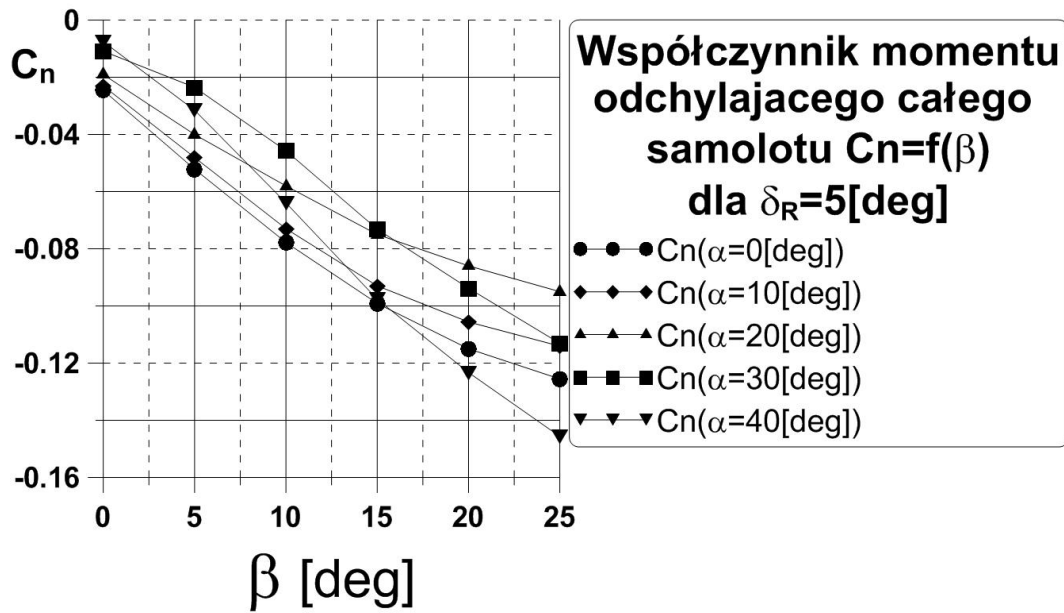


Rys. 43 Zmiana wartości gradientu a_{v2} względem kąta natarcia α [deg] samolotu, odniesiony do powierzchni usterzenia pionowego S_v

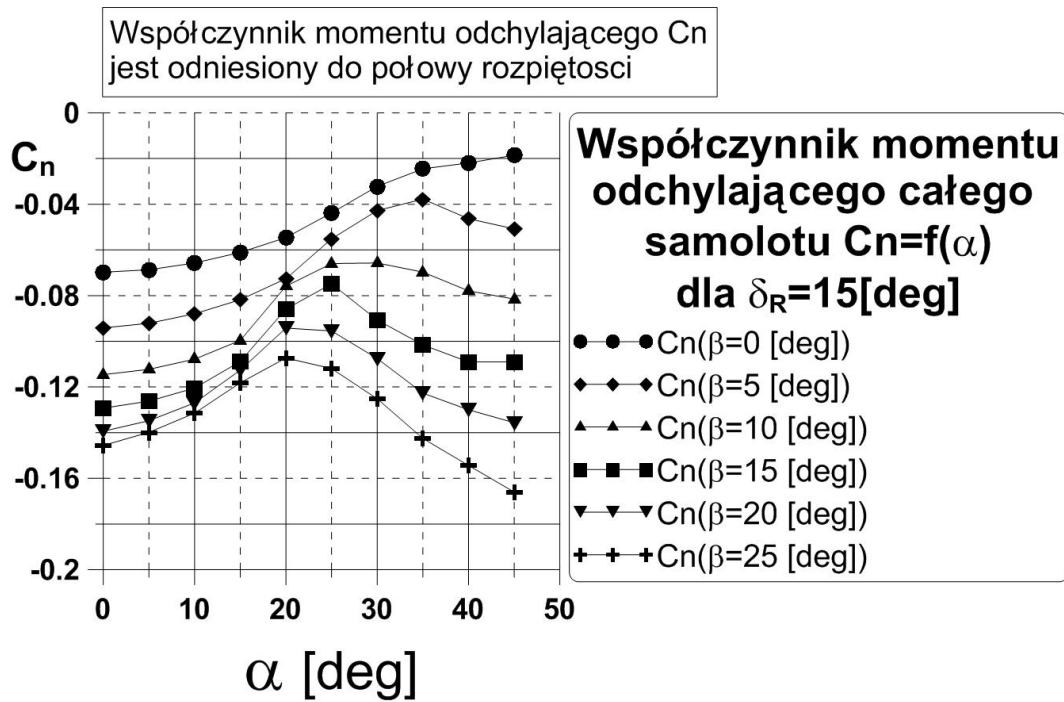
4.3.3. Współczynnik momentu odchylającego C_n



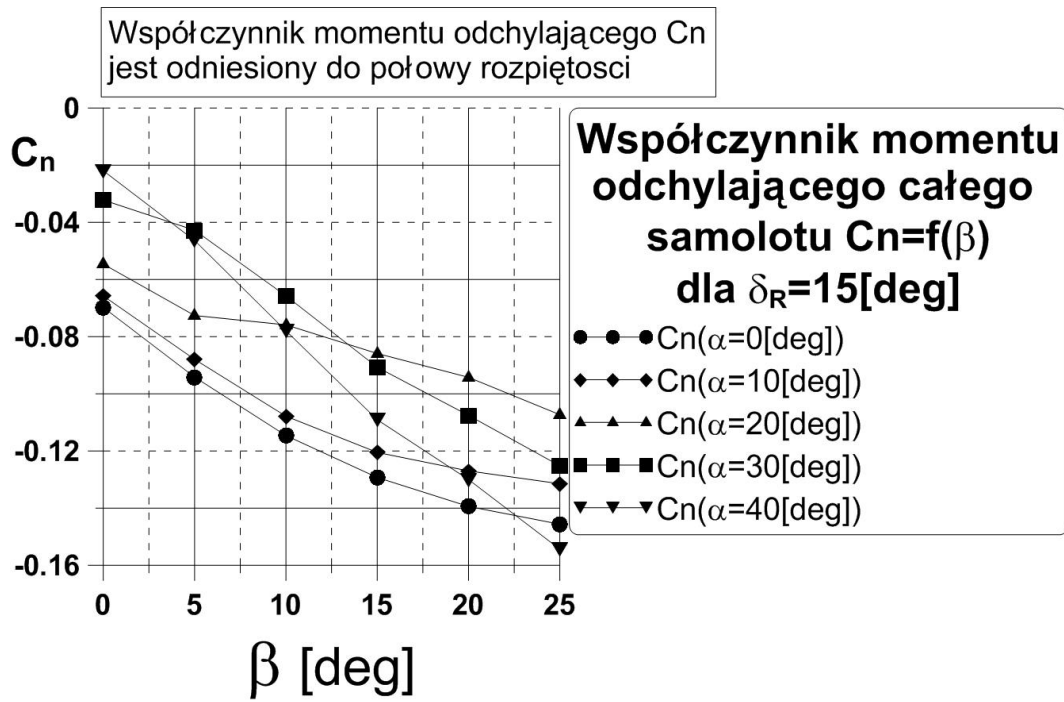
Rys. 44 Rozkład współczynnika momentu odchylającego samolotu dla $\delta_R=5[deg]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[deg]$



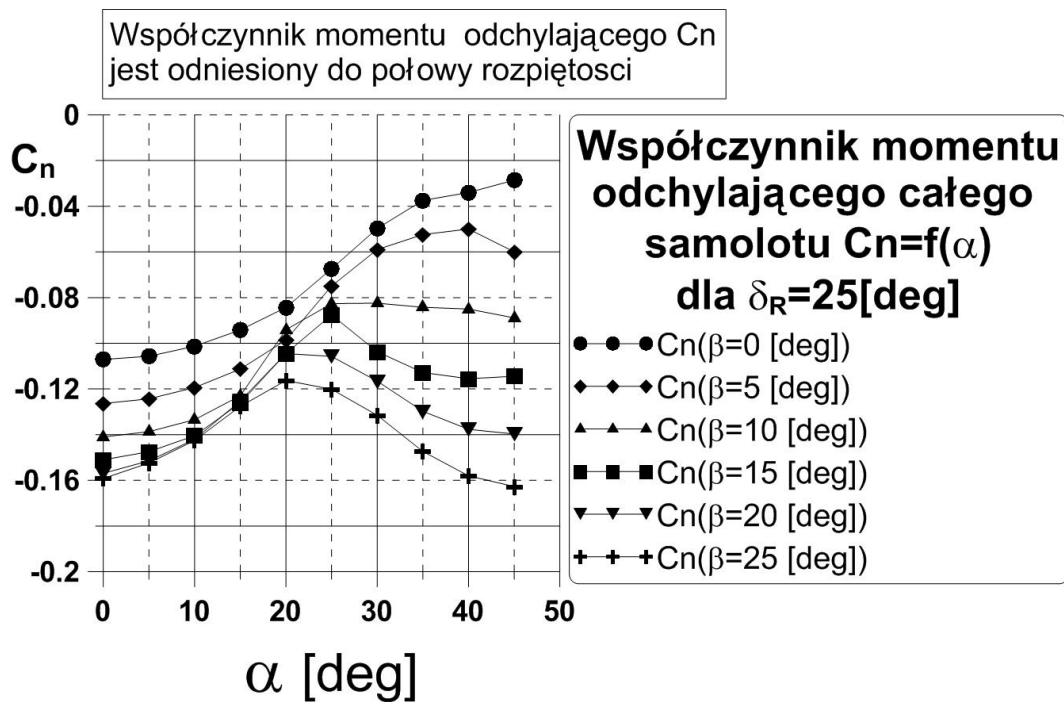
Rys. 45 Rozkład współczynnika momentu odchylającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$



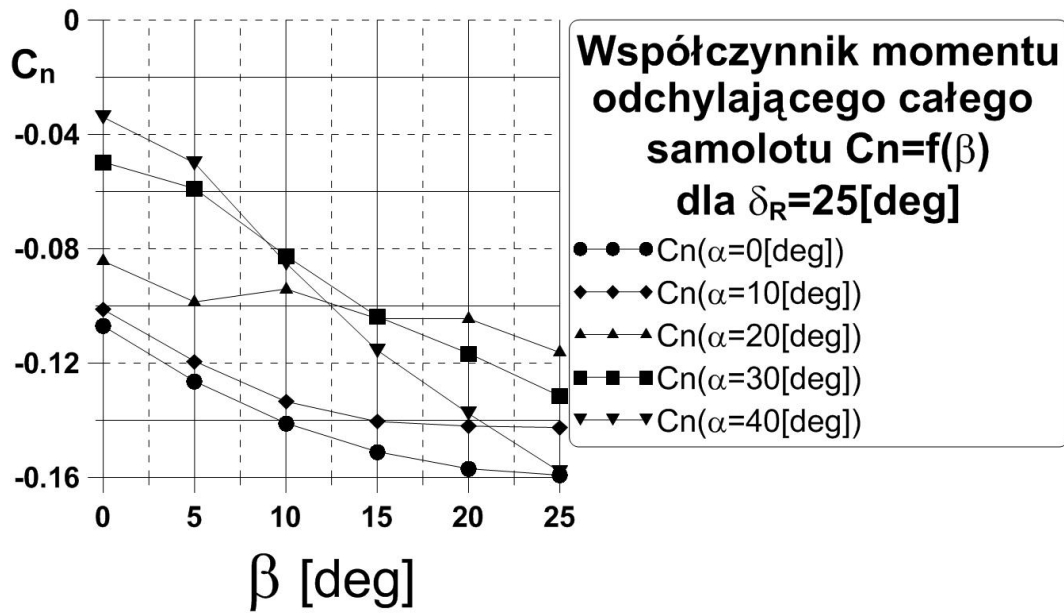
Rys. 46 Rozkład współczynnika momentu odchylającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$



Rys. 47 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$

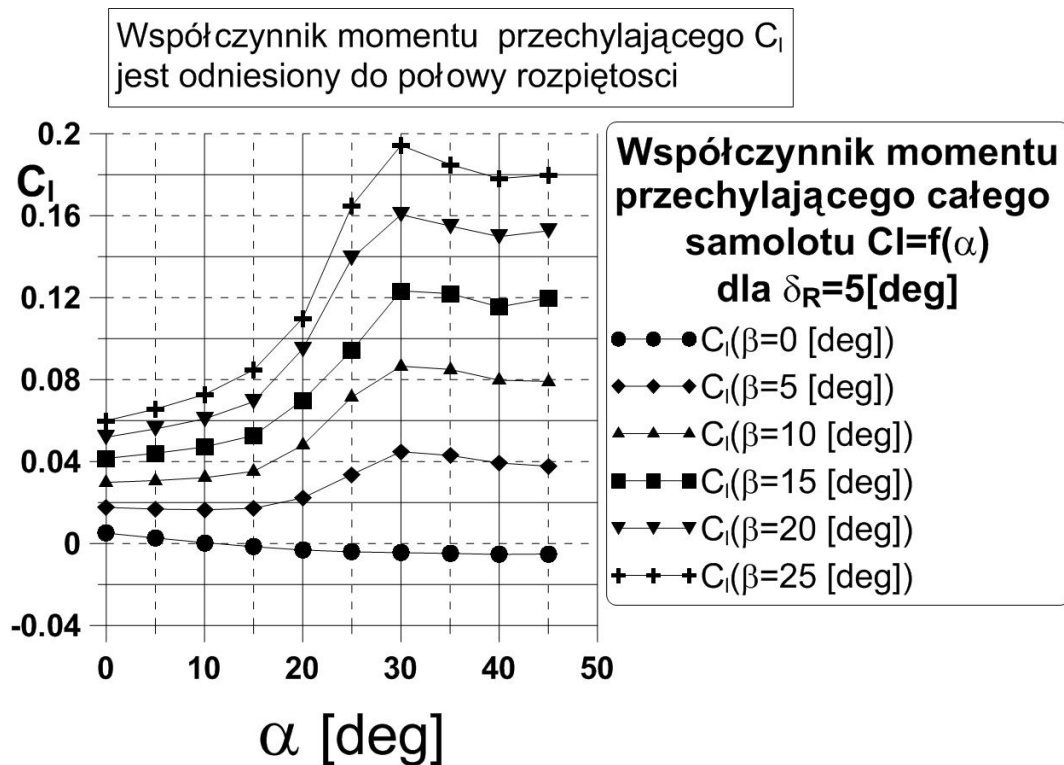


Rys. 48 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$

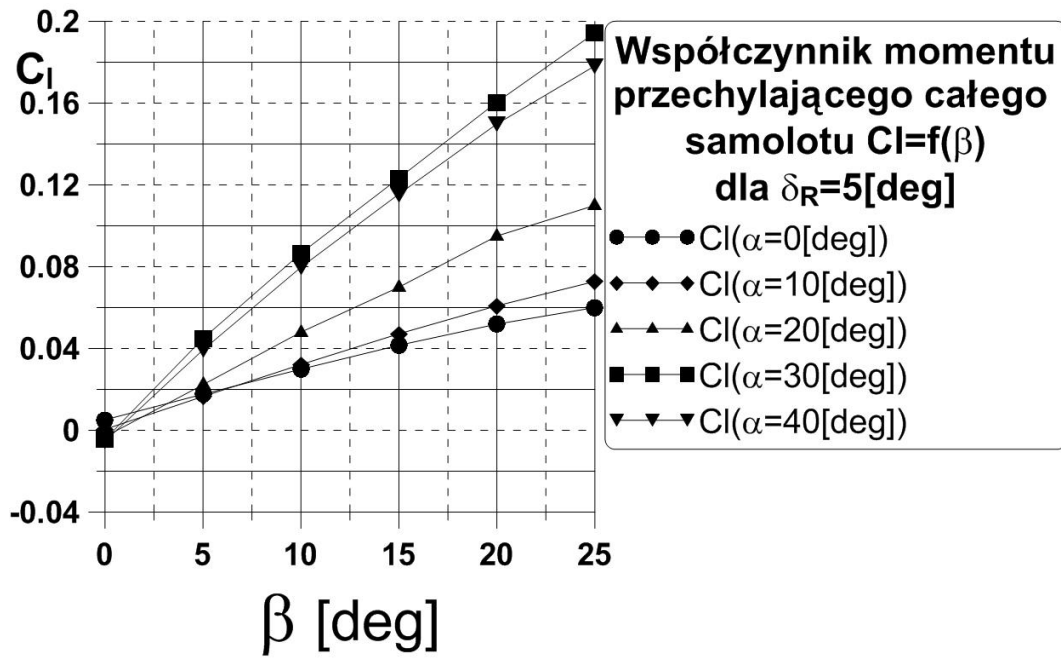


Rys. 49 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R = 25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$

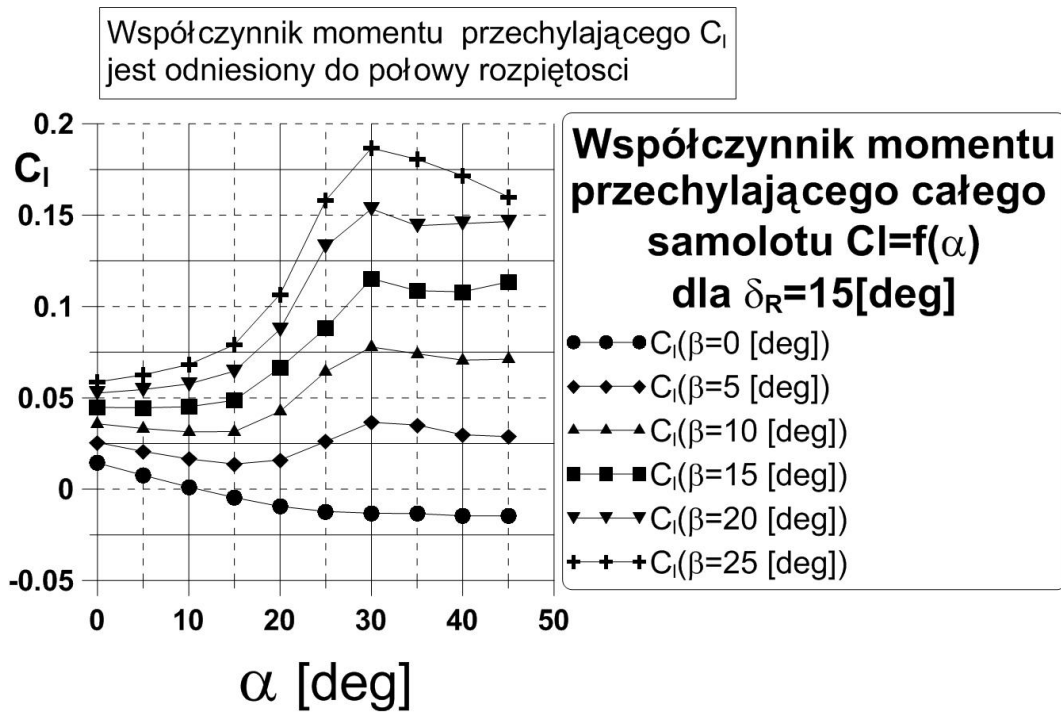
4.3.4. Współczynnik momentu przechylającego C_l



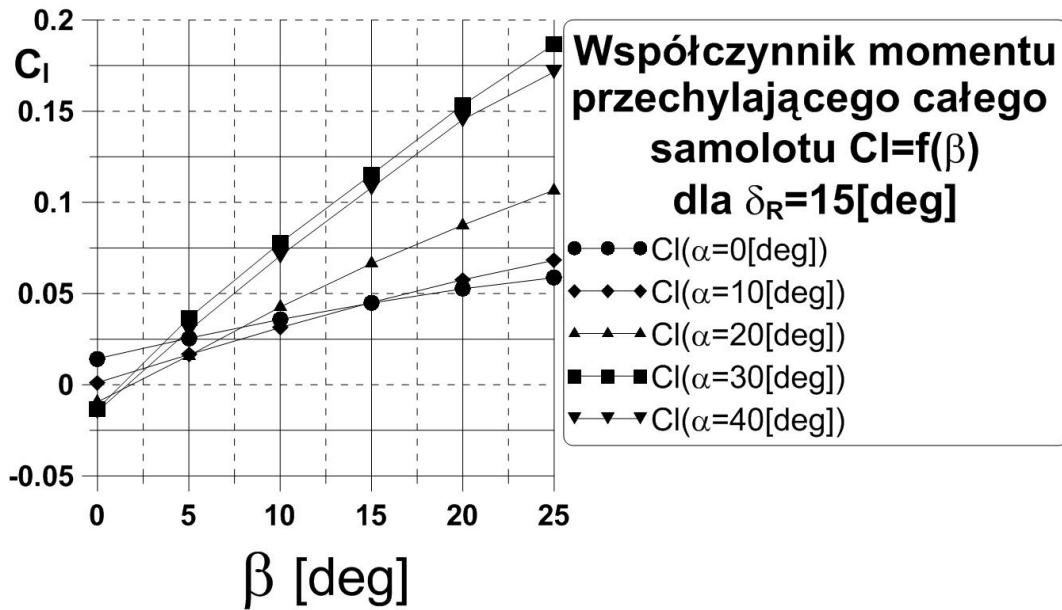
Rys. 50 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R = 5[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$



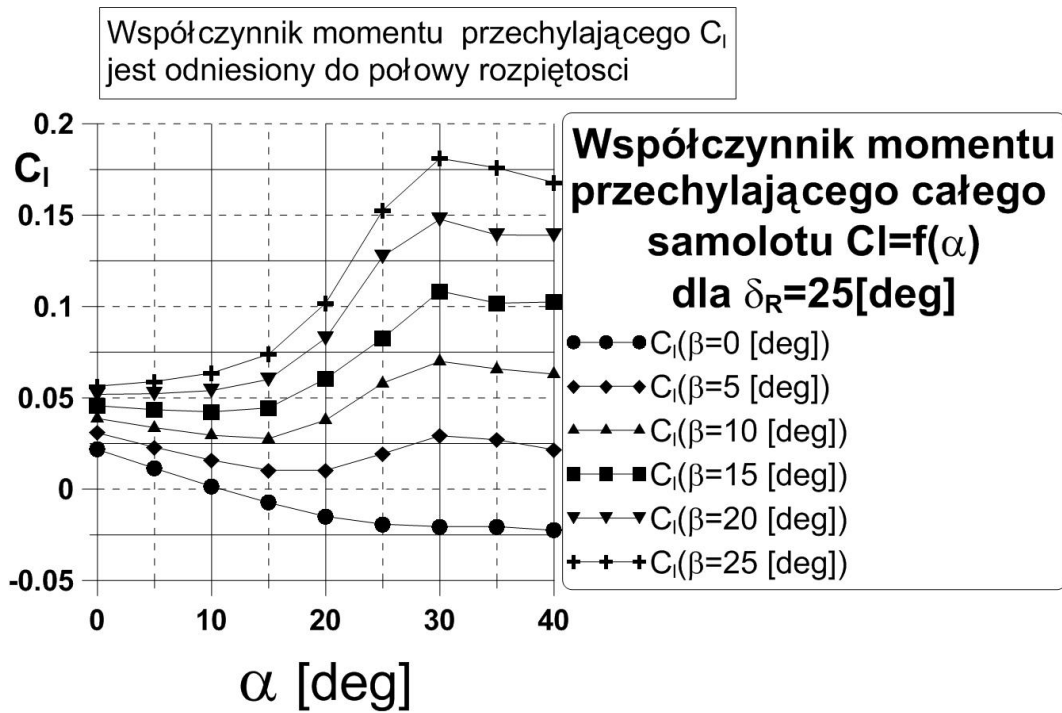
Rys. 51 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$



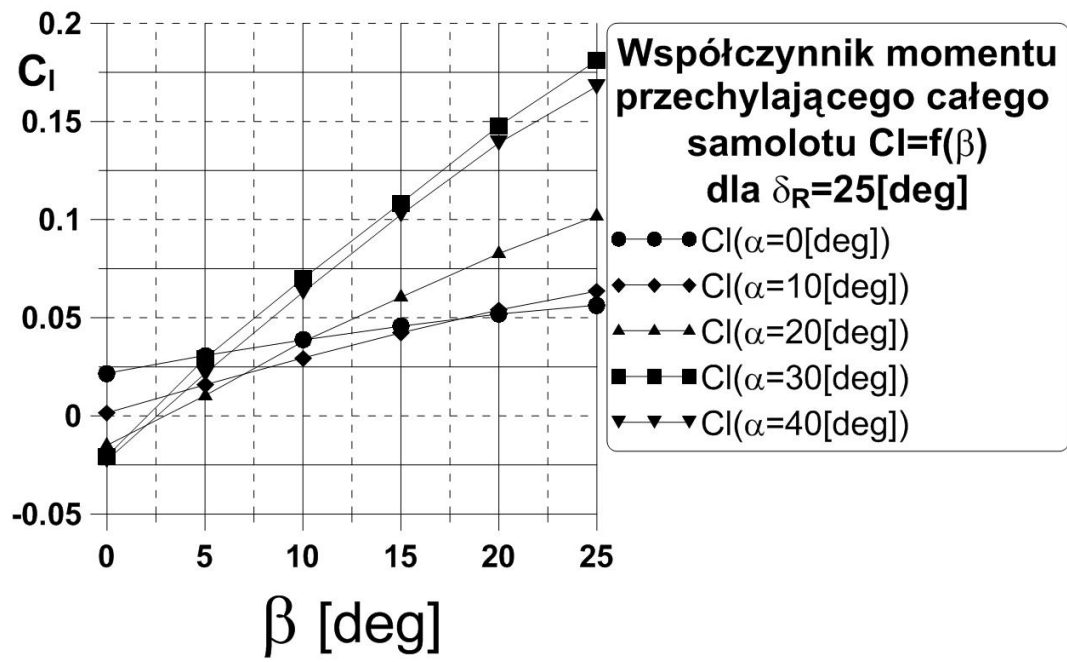
Rys. 52 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$



Rys. 53 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$



Rys. 54 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$



Rys. 55 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$

4.4. Współczynniki i pochodne sił i momentów względem prędkości odchylenia

Obliczenia pochodnych siły bocznej oraz momentów odchyłającego i przechylającego przeprowadzono dla kilku kątów natarcia $\alpha=0,10,20,30,40$ [deg]. Celem było wyznaczenie wpływu kąta natarcia na wartość i znak pochodnej. Bezwymiarowa prędkość odchylenia definiowana jest jako:

$$\frac{rb}{2V}$$

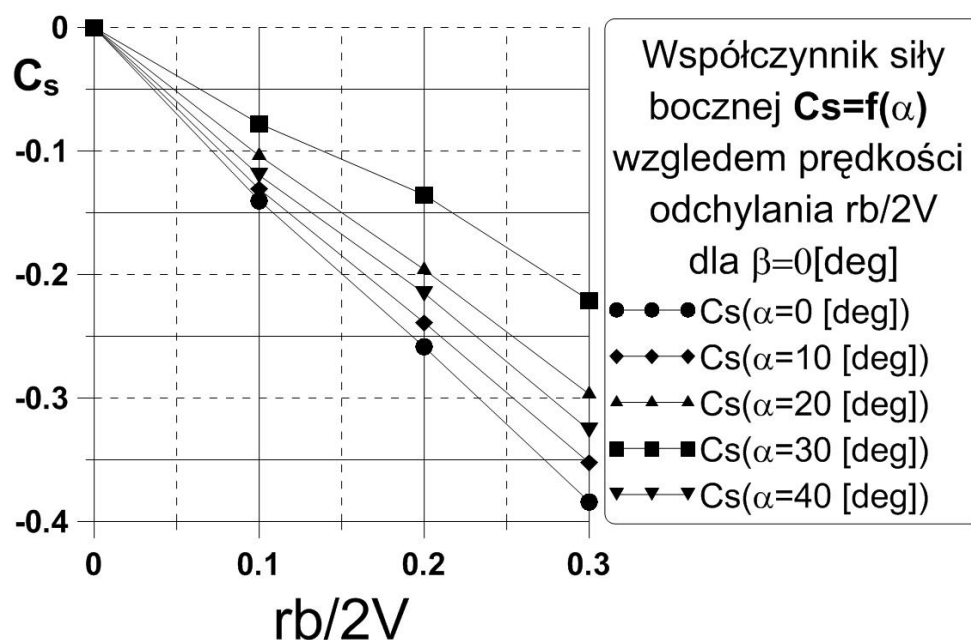
gdzie:

b- rozpiętość płata;

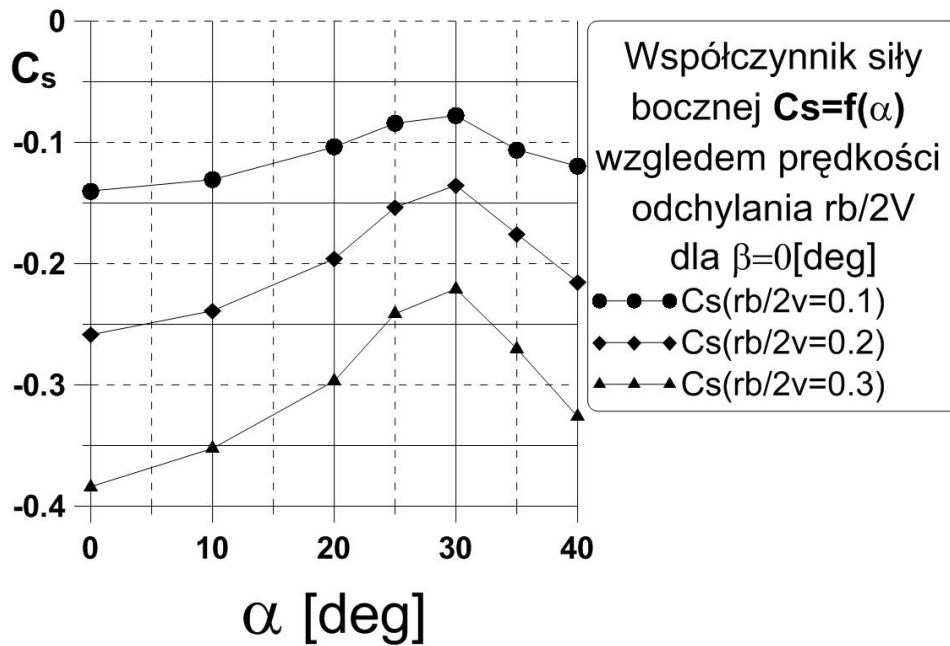
r- prędkość kątowna odchylenia;

V – prędkość lotu;

4.4.1. Współczynnik siły bocznej C_s w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg]

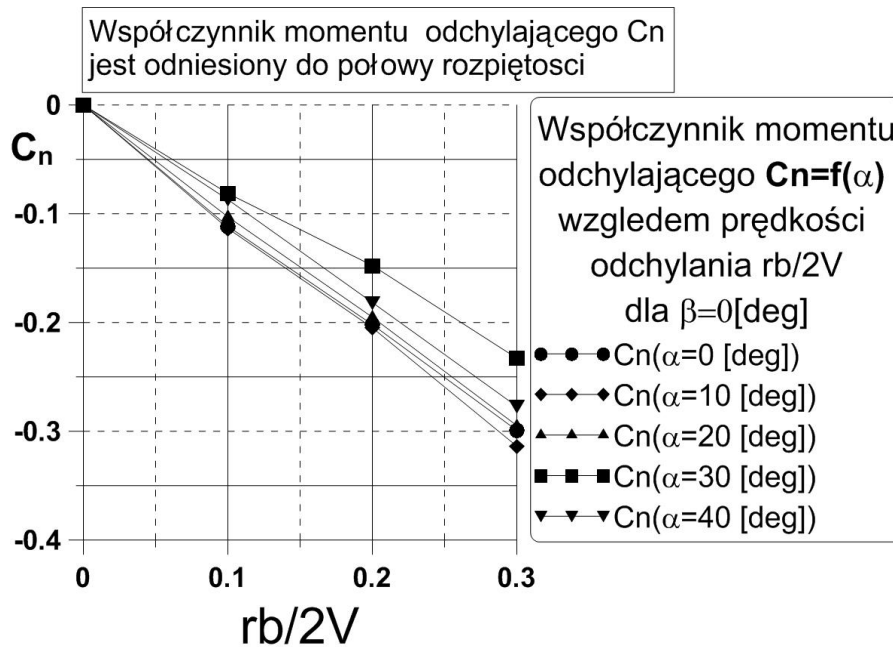


Rys. 56 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0$ [deg]

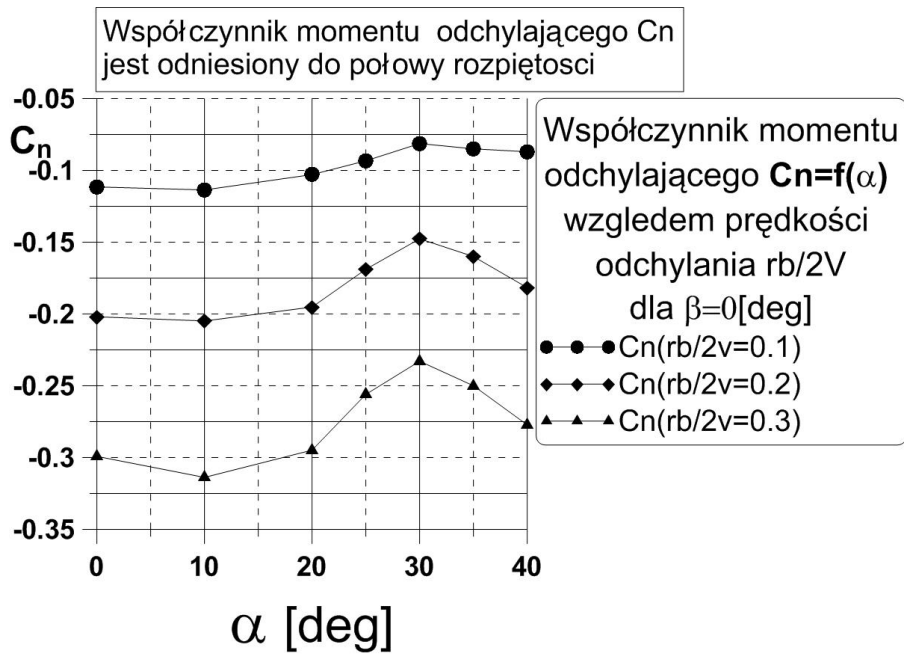


Rys. 57 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0$ [deg]

4.4.2. Współczynnik momentu odchyłającego C_n w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg]

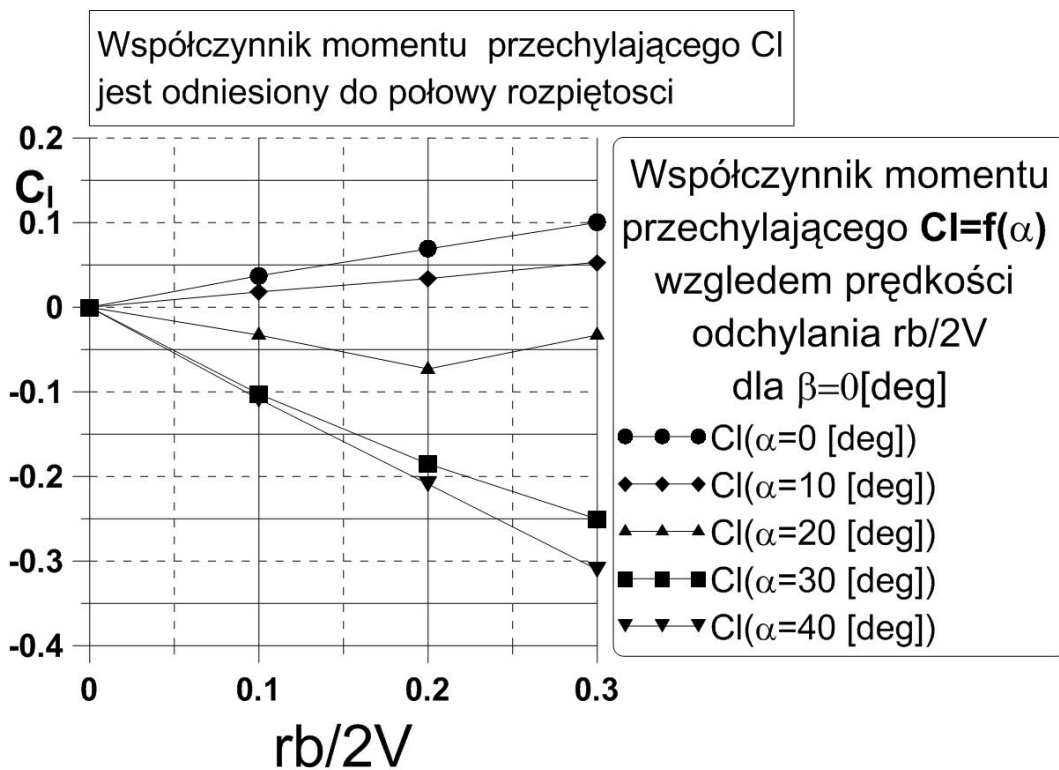


Rys. 58 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego C_n względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0$ [deg]

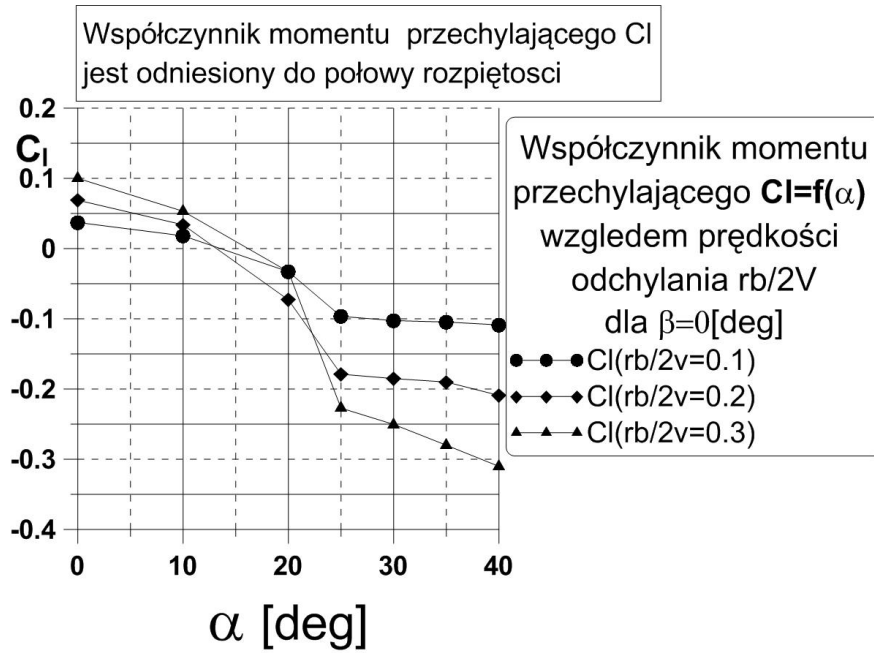


Rys. 59 Rozkład współczynnika momentu odchylającego C_n względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$

4.4.3. Współczynnik momentu przechylającego C_l w funkcji bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ oraz kąta natarcia α [deg]



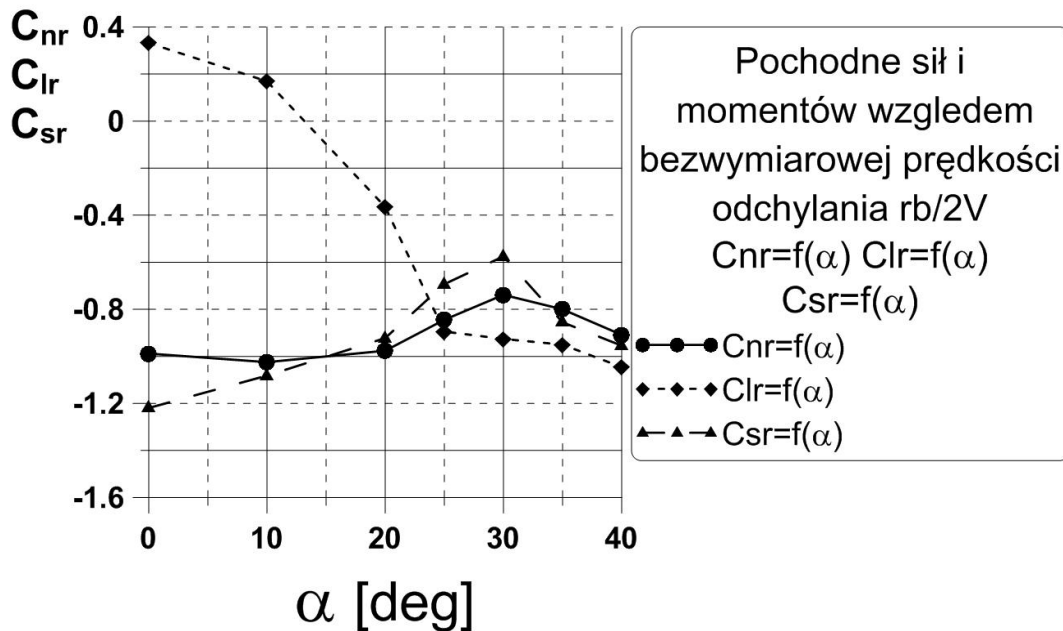
Rys. 60 Rozkład współczynnika momentu przechylającego C_l względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $rb/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$



Rys. 61 Rozkład współczynnika momentu przechylającego C_l względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$

4.4.4. Pochodne sił i momentów względem prędkości odchylenia dla różnych kątów natarcia samolotu

Rys. 62 przedstawia zmiany pochodnych siły bocznej C_{sr} oraz momentów odchyłającego C_{nr} i przechylającego C_{lr} w funkcji kąta natarcia.



Rys. 62 Zmiana wartości pochodnych siły bocznej oraz momentów odchyłającego i przechylającego w funkcji kąta natarcia α [deg]

4.5. Wnioski do wyników Rozdziału 4

Pochodna C_{nr} nie ulega znacznej zmianie wraz ze wzrostem kąta natarcia (Rys. 62). To samo dotyczy pochodnej C_{sr} (Rys. 62). Dużą zmianę można natomiast zauważyć w przypadku pochodnej C_{lr} (Rys. 62).

Jednakże należy podkreślić, że ze względu na własności korkociągu najważniejsze są charakterystyki $\frac{\partial C_n}{\partial \beta}$ i $\frac{\partial C_l}{\partial \beta}$, zaś wartość $\frac{\partial C_s}{\partial \beta}$ nie ma bezpośredniego wpływu na wejście i wyjście z korkociągu, choć pośrednio wpływa na wartości C_n i C_l oraz na ich pochodne względem β .

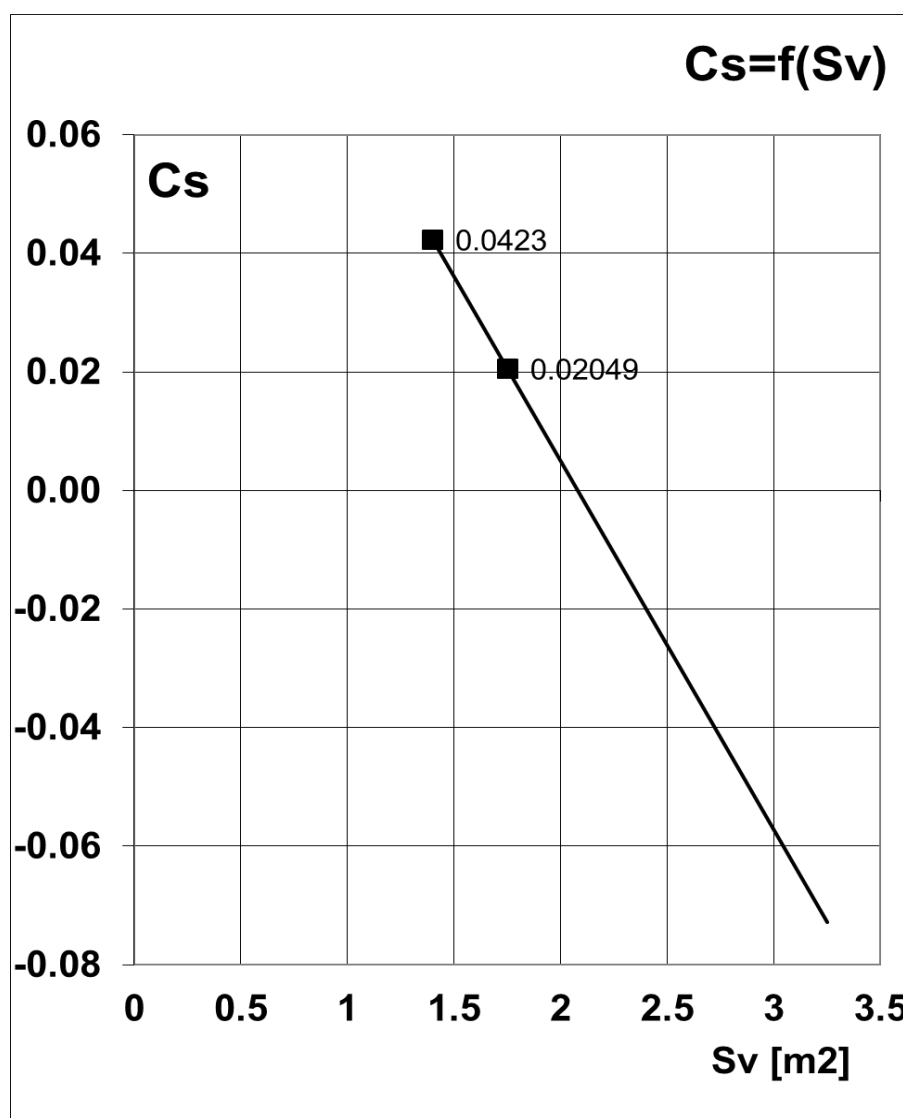
5. Propozycje modyfikacji konfiguracji samolotu:

5.1 Zmiana powierzchni usterzenia pionowego samolotu

Zmiana powierzchni usterzenia pionowego o 25% z 1.4 m² na 1.75m²

α [deg]	C_{STOTAL} bez modyfikacji	C_{STOTAL} z modyfikacją	S_v [m ²]
5	-0,04888	-0,0536	1,40
25	0,0423	0,02049	1,75

Wyznaczamy pola powierzchni usterzenia pionowego, dla którego współczynnik siły bocznej C_s będzie równy 0 dla kąta natarcia $\alpha=25$ [deg]. Dla takich założeń otrzymamy, że pole powierzchni usterzenia pionowego powinno wynieść $S_v=2,08$ m², Rys. 63.



Rys. 63 Zmiana współczynnika siły bocznej samolotu w funkcji powierzchni usterzenia pionowego

5.2 Zmiana kąta wznosu płata z 5[deg] na 3[deg]

Wpływ zmiany kąta wznosu płata na współczynniki siły bocznej C_s , momentu odchylającego C_n i momentu przechylającego C_l przedstawiono w poniższych tabelach.

α [deg]	C_{sTOTAL} bez modyfikacji $\gamma = 5[\text{deg}]$		C_{sTOTAL} z modyfikacją $\gamma = 3[\text{deg}]$	
	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$
5	-0,0488	-0,2127	-0,0492	-0,2144
25	0,0097	0,0423	0,0114	0,0312

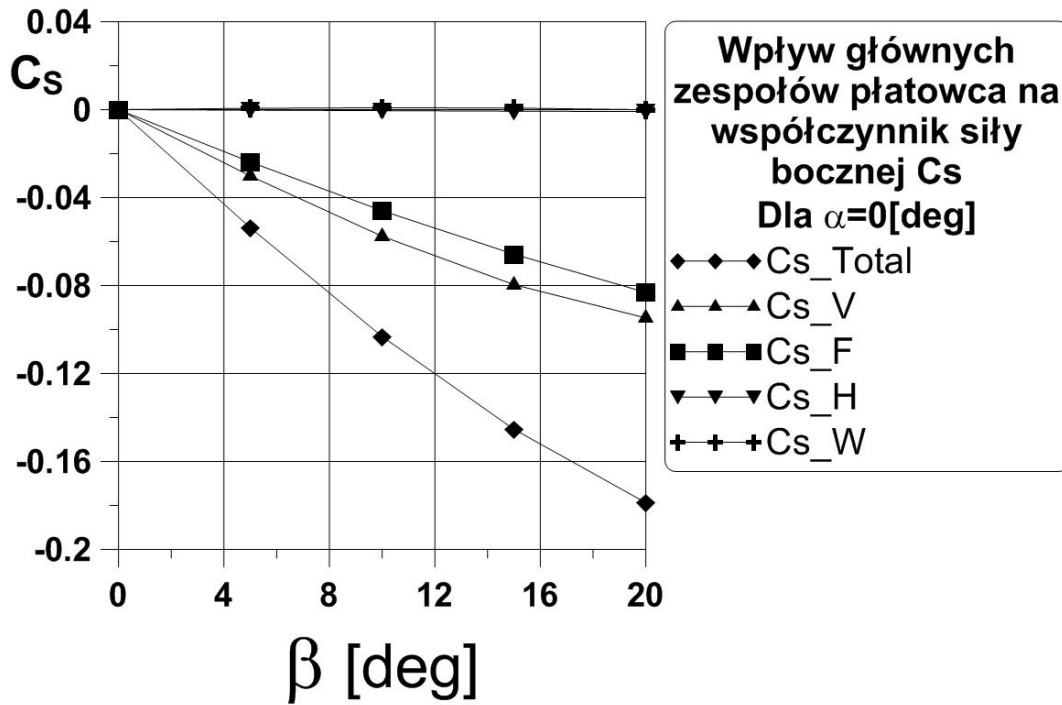
α [deg]	C_{nTOTAL} bez modyfikacji $\gamma = 5[\text{deg}]$		C_{nTOTAL} z modyfikacją $\gamma = 3[\text{deg}]$	
	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$
5	-0,0187	-0,0912	-0,0191	-0,0922
25	-0,0133	-0,0820	-0,0049	-0,0707

α [deg]	C_{lTOTAL} bez modyfikacji $\gamma = 5[\text{deg}]$		C_{lTOTAL} z modyfikacją $\gamma = 3[\text{deg}]$	
	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$	$\beta = 5[\text{deg}]$	$\beta = 25[\text{deg}]$
5	0,0142	0,0634	0,0064	0,0400
25	0,0388	0,1712	0,0336	0,1231

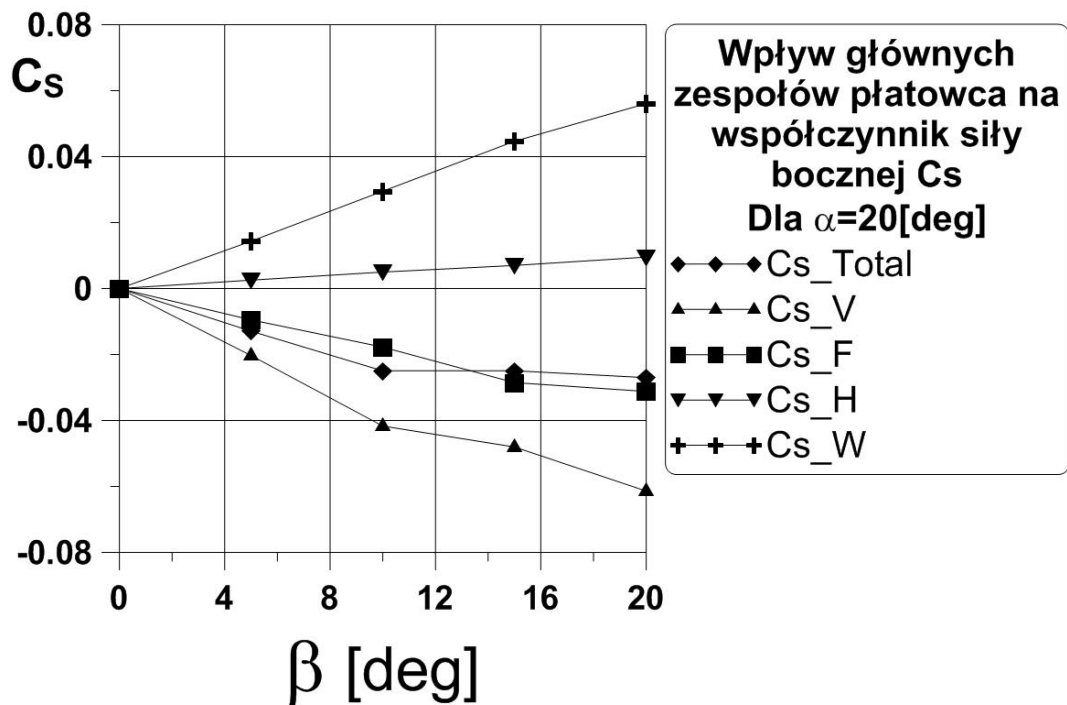
Z powyżej zamieszczonych danych obliczeniowych wynika że zmniejszenie kąta wznosu z 5[deg] do 3[deg] powoduje nieznaczną poprawę własności antykorkociągowych (C_{nTOTAL} przyrosło z wartości 0.0187 do wartości 0.0191 dla kąta $\beta = 5[\text{deg}]$ $\alpha = 5[\text{deg}]$) oraz wzrost własności prokorkociągowych (C_{nTOTAL} zmalało z wartości 0.082 do wartości 0.0707 dla kąta $\beta = 25[\text{deg}]$ $\alpha = 25[\text{deg}]$).

5.3 Samolot bez wzniosu

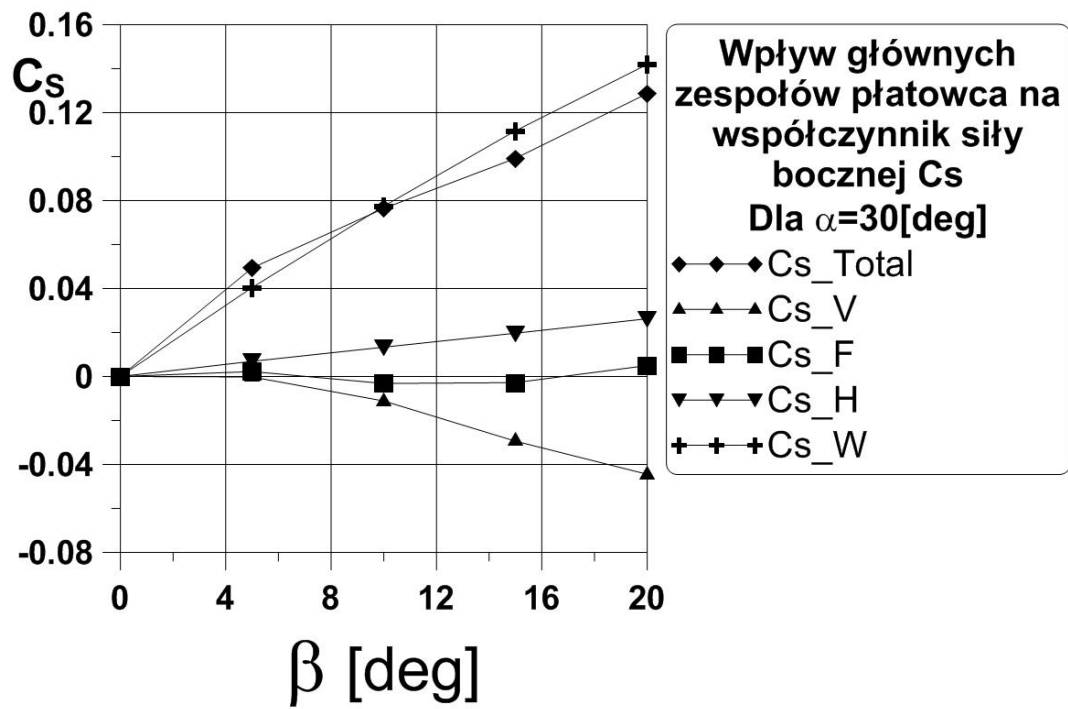
Modyfikacja samolotu AT-5 polegająca na zmianie wzniosu płata na wartość 0[deg].



Rys. 64 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=0$ [deg]



Rys. 65 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20$ [deg]



Rys. 66 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30$ [deg]

6. Wnioski Końcowe

W analizie korkociągu samolotu AT-5 przeprowadzono serię numerycznych analiz aerodynamicznych kompletnego samolotu. Badano stateczność kierunkową samolotu w zakresie założonych do obliczeń kątów natarcia $\alpha=0-40[\text{deg}]$ oraz kątów ślizgu $\beta=0-25[\text{deg}]$. Obliczenia uwzględniały także analizę skuteczności steru kierunku dla zdefiniowanych powyżej kątów natarcia i ślizgu oraz analizę zmian pochodnych kierunkowych względem prędkości odchylenia. Dodatkowo przeprowadzono analizę aerodynamiczną dla kilku wariantów modyfikacji geometrii usterzenia oraz kąta wzniosu płata.

Ogólny wniosek z obliczeń jest taki, iż samolot AT-5 jest stateczny kierunkowo na dużych kątach natarcia oraz jego charakterystyki aerodynamiczne pozwalają zarówno na zabezpieczenie samolotu przed wejściem w korkociąg oraz wyjście z korkociągu, gdyż ster kierunku jest skuteczny w badanych zakresach (α do $40[\text{deg}]$, β do $25[\text{deg}]$ $r_b/2V$ do 0.3).

Najistotniejsze parametry antykorkociągowe tj. $\frac{\partial C_n}{\partial \beta}$ - gradient momentu odchylającego oraz

$\frac{\partial C_l}{\partial \beta}$ - momentu przechylającego względem kąta ślizgu mają poprawne wartości (wartości

ustateczniające) w całym obliczeniowym zakresie kątów natarcia oraz ślizgu.

Szczegółowe wnioski dotyczące wpływu parametrów lotu i geometrycznych modyfikacji samolotu AT-5 przedstawione są poniżej.

- Wpływ kąta natarcia.

Wzrost kąta natarcia w istotny sposób wpływa na parametry antykorkociągowe. Wraz z jego wzrostem, następuje pogorszenie wartości podstawowych parametrów antykorkociągowych tj pochodnej momentu odchylającego i przechylającego. Jednakże, należy podkreślić iż w całym zakresie obliczeniowych kątów natarcia i ślizgu wartości i znaki

pochodnych współczynników momentów są prawidłowe (czyli $\frac{\partial C_n}{\partial \beta} < 0$; $\frac{\partial C_l}{\partial \beta} > 0$).

Jednym negatywnym skutkiem na kierunkowe charakterystyki aerodynamiczne samolotu jest zmiana znaku współczynnika siły bocznej samolotu - C_s . Spowodowana jest ona głównie wpływem płata samolotu. Współczynnik ten ma jednak niewielki wpływ na antykorkociągowe cechy samolotu, dlatego też nie jest istotny w ocenie parametrów pro- lub antykorkociągowych.

- Wpływ kąta ślizgu

Wzrost kąta ślizgu, w założonym zakresie obliczeniowym, powoduje niewielki wpływ na przebiegi współczynników aerodynamicznych oraz pochodne stateczności.

- Wpływ wychylenia steru kierunku.

Skuteczność steru kierunku przedstawiona została za pomocą gradientu a_{v2} oraz rozkładów momentów odchylającego i przechylającego. Wartość gradientu zmniejsza się wraz ze wzrostem kąta natarcia α ale nie zmienia znaku. Oznacza to, iż wychylenie steru kierunku dla stanów lotu odpowiadającym obliczeniowym zakresom kąta natarcia oraz ślizgu zawsze będzie zapewniało kierunkową kontrolę nad samolotem.

- Analiza kierunkowych pochodnych stateczności od prędkości kątowej odchylenia

Analiza kierunkowych pochodnych stateczności siły bocznej C_{sr} oraz momentów odchylającego C_{nr} i przechylającego C_{lr} względem prędkości kątowej odchylenia wykazała iż, wartości pochodnych C_{nr} i C_{sr} są prawidłowe. Pochodna C_{lr} wraz ze wzrostem kąta natarcia zmienia znak. Jednak, nie powoduje to w istotny sposób pogorszenia antykorkociągowych cech samolotu.

- Modyfikacje geometrii usterzenia pionowego

Modyfikacja geometrii usterzenia pionowego zakładała zwiększenie jej powierzchni. Celem jej było poprawienie wartości współczynnika siły bocznej C_s w szczególności dla większych kątów natarcia rzędu 20[deg] i wyżej. Analiza wykazała, iż wymagana zmiana powierzchni usterzenia pionowego byłaby znaczna. Powierzchnia usterzenia powinna wzrosnąć z wartości 1,665[m²] do 2,08[m²]. Modyfikacja ta jest niezalecana ze względu na znaczny wzrost powierzchni usterzenia pionowego. Poza tym, jak już wcześniej wspomniano współczynnik siły bocznej i jego przebieg nie jest najistotniejszą cechą antykorkociagową.

- Modyfikacje kąta wzniosu płata

Modyfikacja kąta wzniosu podyktowana była tymi samymi przesłankami jak modyfikacja usterzenia pionowego. Wyniki analizy wykazały, iż zmniejszenie kąta wzniosu powoduje wzrost własności prokorkociągowych samolotu i z tego powodu jest niezalecane. Dodatkowo, wpływ wzniosu płata na poprawę przebiegu współczynnika siły bocznej C_s jest nieznaczny.

Spis rysunków

Rys. 1 Samolot AT-5.....	5
Rys. 2 Model samolotu AT-5 przygotowany do obliczeń	5
Rys. 3 Konwencja znaków dla przepływu asymetrycznego	6
Rys. 4 Konwencja znaków dla współczynnika momentu przechylającego (widok z przodu)...	7
Rys. 5 Konwencja znaków dla kąta wychylenia steru kierunku - dodatnie wychylenie steru generuje ujemną siłę boczną.	7
Rys. 6 Rozkład C_p dla AT-5 $\alpha=20$ [deg] $\beta=0$ [deg]	9
Rys. 7 Wizualizacja przepływu za pomocą linii prądu $\alpha=15$ [deg] i $\beta=15$ [deg]	9
Rys. 8 Współczynnik siły nośnej całego samolotu w funkcji kąta natarcia, $\beta=0$ [deg]	10
Rys. 9 Współczynnika momentu pochylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia, $\beta=0$ [deg]	10
Rys. 10 Biegunowa samolotu	11
Rys. 11 Zmiana współczynnika siły bocznej C_s całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β	12
Rys. 12 Zmiana współczynnika siły bocznej C_s całego samolotu w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β	12
Rys. 13 Zmiana współczynnika momentu odchylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu	13
Rys. 14 Zmiana współczynnika momentu odchylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu	13
Rys. 15 Zmiana współczynnika momentu przechylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu	14
Rys. 16 Zmiana współczynnika momentu przechylającego całego samolotu w funkcji kąta natarcia i kąta ślizgu	14
Rys. 17 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10$ [deg].....	15
Rys. 18 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10$ [deg]	16
Rys. 19 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10$ [deg].....	16

Rys. 20 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=10[\text{deg}]$	17
Rys. 21 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$	17
Rys. 22 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$	18
Rys. 23 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$	18
Rys. 24 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$	19
Rys. 25 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$	19
Rys. 26 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$	20
Rys. 27 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=25[\text{deg}]$	20
Rys. 28 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$	21
Rys. 29 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$	21
Rys. 30 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$	22
Rys. 31 Rozkład współczynnika siły bocznej względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40[\text{deg}]$	22
Rys. 32 Rozkład współczynnika momentu odchylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40[\text{deg}]$	23
Rys. 33 Rozkład współczynnika momentu przechylającego względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=40[\text{deg}]$	23
Rys. 34 Rozkład siły bocznej względem kąta natarcia dla $\beta=0[\text{deg}]$ odniesiony do powierzchni płata S	24
Rys. 35 Gradient siły bocznej na usterzeniu pionowym w funkcji kąta natarcia, odniesiony do powierzchni usterzenia pionowego $S_v=1,665[\text{m}^2]$	24
Rys. 36 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	25

Rys. 37 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	26
Rys. 38 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha [\text{deg}]$	26
Rys. 39 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	27
Rys. 40 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	27
Rys. 41 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	28
Rys. 42 Rozkład współczynnika siły bocznej samolotu względem kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$ dla kilku wychyleń steru kierunku $\delta_R[\text{deg}]$ odniesiona do powierzchni płata S	28
Rys. 43 Zmiana wartości gradientu a_{v2} względem kąta natarcia $\alpha [\text{deg}]$ samolotu, odniesiony do powierzchni usterzenia pionowego S_v	29
Rys. 44 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	29
Rys. 45 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	30
Rys. 46 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	30
Rys. 47 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	31
Rys. 48 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	31
Rys. 49 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	32
Rys. 50 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	32
Rys. 51 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=5[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	33
Rys. 52 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	33
Rys. 53 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=15[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	34

Rys. 54 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta natarcia $\alpha[\text{deg}]$	34
Rys. 55 Rozkład współczynnika momentu przechylającego samolotu dla $\delta_R=25[\text{deg}]$ w funkcji kąta ślizgu $\beta[\text{deg}]$	35
Rys. 56 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $r_b/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	36
Rys. 57 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	37
Rys. 58 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego C_n względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $r_b/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	37
Rys. 59 Rozkład współczynnika momentu odchyłającego C_n względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	38
Rys. 60 Rozkład współczynnika momentu przechylającego C_l względem bezwymiarowej prędkości odchylenia $r_b/2V$ dla różnych kątów natarcia α [deg] i kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	38
Rys. 61 Rozkład współczynnika momentu przechylającego C_l względem kąta natarcia α [deg] dla różnych prędkości odchylenia r oraz dla kąta ślizgu $\beta=0[\text{deg}]$	39
Rys. 62 Zmiana wartości pochodnych siły bocznej oraz momentów odchyłającego i przechylającego w funkcji kąta natarcia α [deg].....	39
Rys. 63 Zmiana współczynnika siły bocznej samolotów funkcji powierzchni usterzenia pionowego.....	41
Rys. 64 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=0[\text{deg}]$	43
Rys. 65 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=20[\text{deg}]$	43
Rys. 66 Rozkład współczynnika siły bocznej C_s względem głównych zespołów płatowca dla $\alpha=30[\text{deg}]$	44

Literatura

- [1] Goraj Z., Baron.A., Theoretical, Experimental and in-Flight Spin Investigations for an Executive Light Airplane. Proceedings of ICAS Congress 2002, Montreal Sept.2002, paper 523, 10 pages.
- [2] Baron.A., Goraj Z. Analysis of the elevator and rudder efficiency in spin for an executive light aircraft, *Transactions of the Institute of Aviation - Aeronautical Quarterly*, 167, Warsaw 2001 pp.45-53, based on the report of Institute of Aviation I-23/20/BP/2001), in Polish.
- [3] Baron A., Idzikowski M. I-23 Airplane - the Ground & In-Flight Tests and Measurements. *Report in the Institute of Aviation No BL880/2000*, unpublished, in Polish, Warsaw 2001.
- [4] Bowman J.S. Summary of spin technology as related to light general aviation airplanes. NASA TN D-6575, Washington D.C., Dec.1971.
- [5] CIRRUS DESIGN SR20 – *Pilot's Operating Handbook & FAA Approved Airplane Flight Manual*. Cirrus Design Corporation, 1999, 4515 Taylor Circle, Duluth, MN 55811, USA.
- [6] Goraj Z., Baron A. and Kasprzyk J. Dynamics of a light aircraft in spin. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology - An International Journal*, 2002 (in the press).
- [7] Goraj Z. *Aerodynamics & Flight Dynamics of Maneuverable Airplanes with Computational Components*. Scientific Library Series of the Institute of Aviation, Vol.13, Warsaw 2001 (in Polish).
- [8] JAR 23 - Joint Aviation Requirements. *Flight Test Guide*. Printed and distributed by Printing and Publication Services, Greville House, 37 Grafton Road, Cheltenham, Glos.GL50 2BN, United Kingdom on behalf of the Joint Aviation Authorities Committee.
- [9] Kacprzyk J. Wind-Tunnel Tests of a Scaled I-23 Airplane Model. *Report No 9/LA/01/D in the Institute of Aviation*, Warsaw 2001, in Polish, unpublished.
- [10] Kotik M.G. *Spin Flight Dynamics*. Maszynostrojenie, Moskva 1976, in Russian.
- [11] NASA TP 1076. Spin-Tunnel Investigation of the Spinning Characteristics of Typical Single-Engine General Aviation Airplane Designs. Washington DC, Nov.1977.
- [12] NASA TN D-6866, Summary of Design Considerations for Airplane Spin-Recovery Parachute Systems. Washington DC.
- [13] NASA CP-2127, 14th Aerospace Mechanisms Symposium, May 1980, entitled: A spin-Recovery System for Light General Aviation Airplane.
- [14] Neihouse A.I., Tail design requirements for satisfactory spin recovery for personal-owner-type light airplane, NACA TN 1329, Washington D.C. 1947.
- [15] Neihouse A.I., Lichtenstein J.H., Tail design requirements for satisfactory spin recovery, NACA TN nr 1045, Washington D.C. April 1946.
- [16] Pamadi B.N. *Performance, stability, dynamics and control of airplanes*. AIAA Educational Series, Washington D.C. 1998.
- [17] Raymer D.P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, Educational Series, Washington D.C. 1992.
- [18] Roskam J. *Airplane Design*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas 1985.
- [19] Skow A.M., Titriga A.Jr., Moore W.A. Forebody-Wing Vortex Interactions and their Influence on Departure and Spin Resistance, CP-247, AGARD, paper 6, 1979.
- [20] Toms C.F. *Introduction to Aeronautics*, Charles Griffin & Company Limited, London 1947 (pp.272-275).

- [21] Weissman R. Status of Design Criteria for Predicting Departure Characteristics and Spin Susceptibility. *Journal of Aircraft*, Vol.12, No.12, Dec.1975, pp.989-993.