



Doświadczalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu dalekiego zasięgu ze skrzydłem o ujemnym kącie skosu w opływie symetrycznym

ALEKSANDER OLEJNIK, STANISŁAW KACHEL,
ADAM KRZYŻANOWSKI, MICHAŁ FRANT, CEZARY SKRODZKI,
LECH JARZĘBIŃSKI*, ANDRZEJ FRYDRYCHEWICZ*

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2
*PZL EADS, Warszawa-Okęcie S.A.,
02-256 Warszawa, Al. Krakowska 110/114

Streszczenie. W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych modelu kilkumiejscowego samolotu pasażerskiego dalekiego zasięgu ze skrzydłem o ujemnym kącie skosu. Badania wykonano dla modelu w wersji jednosilnikowej i dwusilnikowej, z dodatkowymi zbiornikami na paliwo i bez zbiorników dodatkowych.

Słowa kluczowe: aerodynamika, tunel aerodynamiczny, opływ modelu samolotu, charakterystyki aerodynamiczne

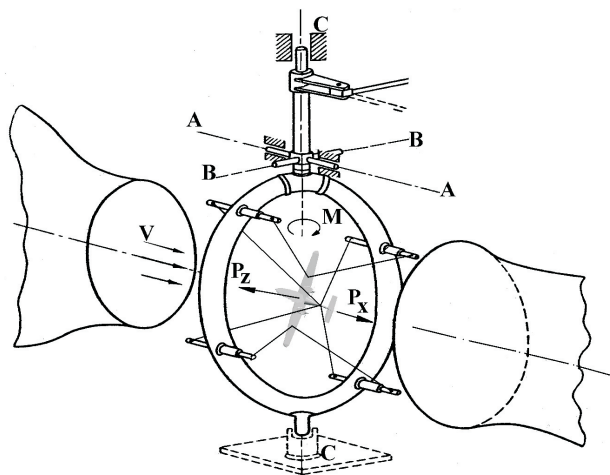
Symbole UKD: 533.6.013

1. Uwagi ogólne

W tunelu aerodynamicznym małych prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej $\Phi = 1,1$ m Instytutu Techniki Lotniczej WAT wykonano badanie charakterystyk modelu kilkumiejscowego samolotu pasażerskiego dalekiego zasięgu ze skrzydłami o ujemnym kącie skosu. Celem pracy była ocena właściwości aerodynamicznych tego typu koncepcji układu aerodynamicznego (samolot ze skrzydłem o ujemnym skosie i usterzeniem motylkowym). Model samolotu został zaprojektowany i wykonany przez zespół konstruktorski pod kierownictwem Andrzeja Frydrychewicza. W zależności od przewidywanego zasięgu lotu, samolot może być wyposażony

w zespół napędowy z jednym lub dwoma turbinowymi silnikami odrzutowymi i z dwoma dodatkowymi zbiornikami na paliwo, umieszczonymi na końcach skrzydeł, lub bez takich zbiorników.

Schemat układu pomiarowego tunelu aerodynamicznego pokazano na rysunku 1.



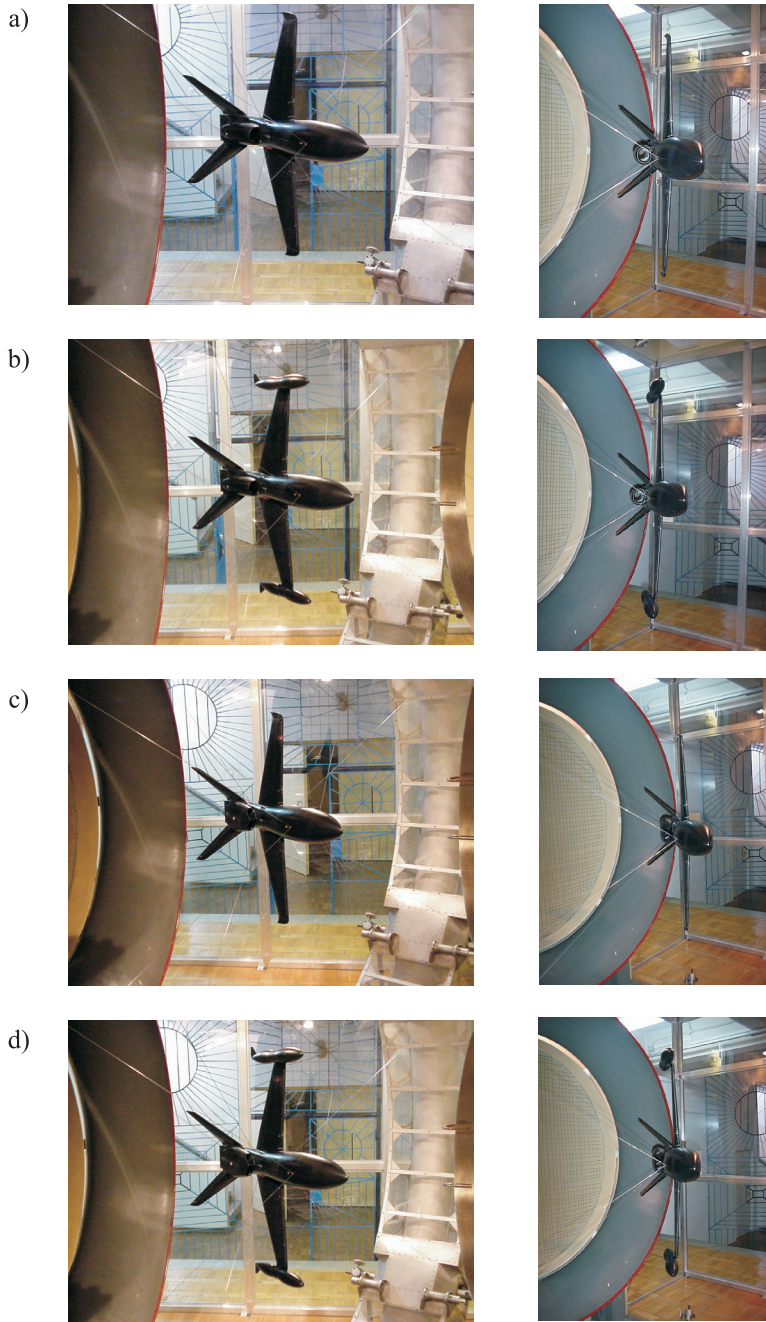
Rys. 1. Model samolotu w tunelu aerodynamicznym — stanowisko pomiarowe

1. Na rysunku 2 pokazano model samolotu zawieszony w tunelu aerodynamicznym dla czterech wariantów:
 - a) wariant I — model samolotu jednosilnikowego bez dodatkowych zbiorników na paliwo,
 - b) wariant II — model samolotu jednosilnikowego z dodatkowymi zbiornikami na paliwo,
 - c) wariant III — model samolotu dwusilnikowego bez dodatkowych zbiorników na paliwo,
 - d) wariant IV — model samolotu dwusilnikowego z dodatkowymi zbiornikami na paliwo.

Metodykę badań i obliczeń współczynników aerodynamicznych opracowano na podstawie [1, 2].

Badania przeprowadzono dla modelu samolotu w konfiguracji gładkiej (stery, elementy mechanizacji skrzydeł, hamulce aerodynamiczne w położeniu niewychylonym, podwozie schowane) dla czterech wariantów oraz dla przypadków z wychylonym stabilizatorem poziomym i wychylonymi sterami motylkowymi na dodatnie i ujemne kąty.

Badania wykonano przy ciśnieniu dynamicznym $q = 1000$ Pa i liczbie Reynoldsa $Re = 5 \times 10^5$. Dla modelu w konfiguracji gładkiej badania wykonywano w zakresie



Rys. 2 Modele samolotu w tunelu aerodynamicznym w następujących wariantach a) wariant I; b) wariant II; c) wariant III; d) wariant IV

kątów natarcia $\alpha = -48^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ ze zmianą kąta co 2° , zaś dla pozostałych przypadków w zakresie kątów $\alpha = -8^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ ze zmianą kąta co 2° .

Współczynniki aerodynamiczne odniesiono do powierzchni skrzydła modelu $S_{\text{mod}} = 0,0737 \text{ m}^2$ i średniej cięciwy aerodynamicznej $b_A = 0,1216 \text{ m}$. Model samolotu zawieszono w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego tak, aby oś momentów wagi przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy samolotu ($X_{\text{mod}} = 0,25 \text{ m}$ od noska kadłuba modelu), a oś podłużna modelu pokrywała się z osią oporu wagi.

Wyniki badań aerodynamicznych przedstawiono w postaci wykresów obrazujących przebiegi podstawowych charakterystyk aerodynamicznych i tak:

- a) $C_{xa} = f(\alpha)$ — współczynnik oporu czołowego w funkcji kąta natarcia,
- b) $C_{za} = f(\alpha)$ — współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia,
- c) $C_m = f(\alpha)$ — współczynnik momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia,
- d) $C_{za} = f(C_{xa})$ — biegunowa modelu samolotu,
- e) $K = f(\alpha)$ — doskonałość aerodynamiczna modelu samolotu w funkcji kąta natarcia,
- f) $C_m = f(C_{za})$ — współczynnik momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej.

2. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu w konfiguracji gładkiej

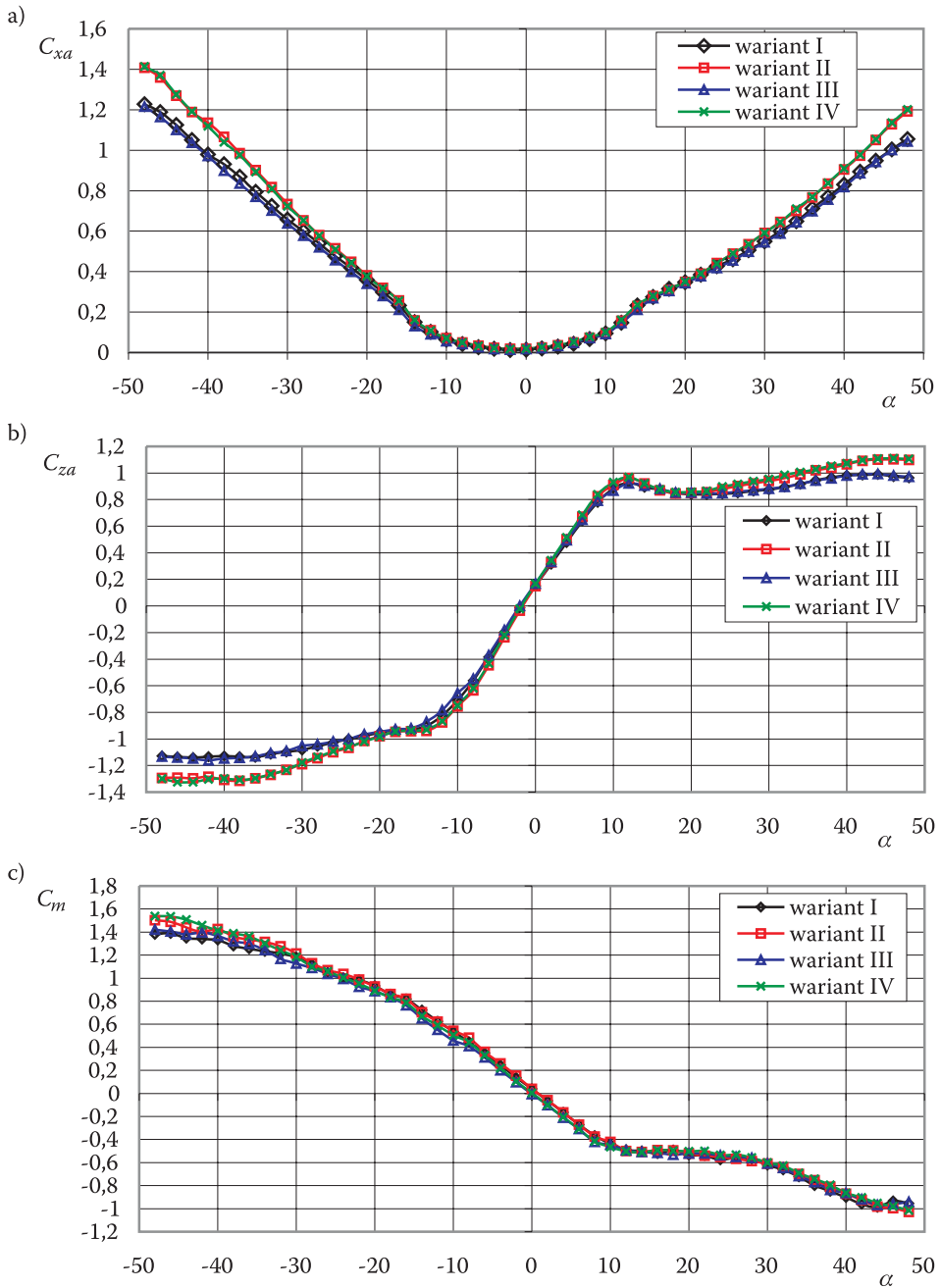
Badanie modelu samolotu w konfiguracji gładkiej (podwozie schowane, stery i elementy mechanizacji skrzydła w położeniu niewychylonym) wykonano dla czterech wariantów i warunków podanych w uwagach ogólnych. Na rysunkach 3 i 4 pokazano przebiegi współczynników: 3a — oporu czołowego C_{xa} , 3b — siły nośnej C_{za} , 3c — momentu pochylającego C_m , 4b — doskonałości aerodynamicznej

$K = \frac{C_{za}}{C_{xa}}$ w funkcji kąta natarcia, a na rysunku 4a — biegunowej modelu samolotu

$C_{za} = f(C_{xa})$, 4c — momentu pochylającego w funkcji siły nośnej.

Współczynnik oporu $C_{xa} = f(\alpha)$ (rys. 3a)

Krzywe współczynnika oporu czołowego mają typowy kształt paraboliczny. Dla wariantu I i III, to jest modeli samolotów z jednym i dwoma silnikami bez zbiorników dodatkowych, krzywe $C_{xa} = f(\alpha)$ pokrywają się. Dla wariantów II i IV, to jest z dodatkowymi zbiornikami na paliwo, krzywe też praktycznie się pokrywają i przemieszczają się do góry w porównaniu z wariantami I i III. Minimalne wartości współczynników oporu dla wszystkich wariantów występują na



Rys. 3. Charakterystyki aerodynamiczne $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{z\alpha} = f(\alpha)$, $C_m = f(\alpha)$ modelu samolotu w konfiguracji gładkiej

kącie natarcia $\alpha \cong -2^\circ$ i wynoszą odpowiednio: dla wariantu I $C_{xa \min} = 0,013$, dla wariantu III $C_{xa \min} = 0,0144$, dla wariantu II $C_{xa \min} = 0,0192$ i dla wariantu IV $C_{xa \min} = 0,0173$. Krzywe te charakteryzują się płaskim dnem. W zakresie kątów natarcia $\alpha \cong -11^\circ$ do $\alpha \cong 11^\circ$ wartość C_{xa} dla wszystkich wariantów nie przekracza 0,1. Dla kątów natarcia większych co do wartości bezwzględnej intensywność wzrostu C_{xa} zwiększa się, dochodząc przy $\alpha = -48^\circ$ do $C_{xa} = 1,2$, a przy $\alpha = 48^\circ$ — $C_{xa} = 1,05$ dla wariantów I i III, a dla wariantów ze zbiornikami dodatkowymi, tj. II i IV, przy $\alpha = -48^\circ$ — $C_{xa} = 1,4$, a na $\alpha = 48^\circ$ — $C_{xa} = 1,2$.

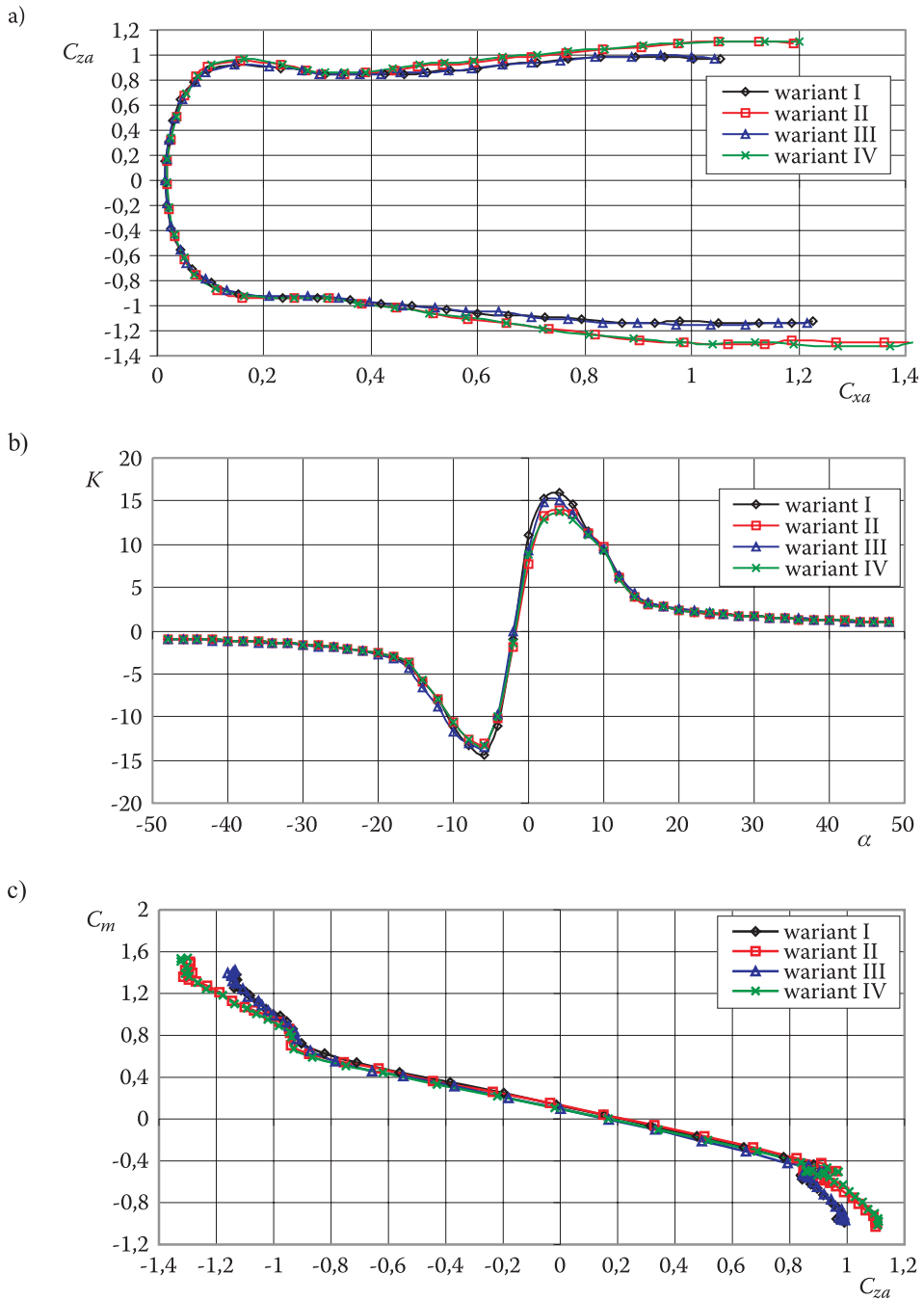
Współczynnik siły nośnej $C_{za} = f(\alpha)$ (rys. 3b)

Charakter przebiegu współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia w zakresie kątów natarcia $\alpha = \pm 20^\circ$ jest typowy dla samolotów. Charakterystyczne jest to, że po załamaniu krzywych $C_{za} = f(\alpha)$ na krytycznym kącie natarcia następuje nieznaczny spadek C_{za} , a następnie ma miejsce nieznaczny wzrost. Świadczy to o bardzo dobrych właściwościach antykorkociągowych badanego modelu.

Krytyczny kąt natarcia (załamanie krzywej) na ujemnych kątach natarcia ma miejsce przy $\alpha = 14^\circ$, przy którym $C_{za \min I} = -0,9$, $C_{za \min II} = -0,94$, $C_{za \min III} = -0,87$, $C_{za \min IV} = -0,93$. Na dodatnich kątach natarcia załamanie krzywych $C_{za} = f(\alpha)$ ma miejsce na $\alpha = 12^\circ$ dla wszystkich wariantów, a $C_{za \max}$ osiągają odpowiednio wartości $C_{za \max I} = 0,926$; $C_{za \max II} = 0,96$; $C_{za \max III} = 0,92$; $C_{za \max IV} = 0,97$. Charakterystyczne jest to, że zbiorniki dodatkowe zamontowane na końcówkach skrzydeł powodują wzrost współczynnika siły nośnej C_{za} w całym zakresie kątów natarcia, ale powodują również wzrost współczynnika oporu C_{xa} oraz spadek doskonałości aerodynamicznej K .

Współczynnik momentu pochyłającego $C_m = f(\alpha)$ (rys. 3c) i $C_m = f(C_{za})$ (rys. 4c)

Przebieg współczynnika momentu pochyłającego w funkcji kąta natarcia dla badanych czterech wariantów pokazano na rysunku 3c. W całym badanym zakresie kątów natarcia pochylenie krzywych $C_m = f(\alpha)$ jest ujemne, co świadczy o stateczności statycznej podłużnej badanego modelu. Zmniejszenie zapasu stateczności statycznej (zmniejszenie pochodnej $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$) ma miejsce na nadkrytycznych kątach natarcia, jednak ze względu na korzystny przebieg $C_{za} = f(\alpha)$ na dużych kątach natarcia, model samolotu nie traci stateczności statycznej podłużnej. W całym zakresie kątów natarcia pochodne $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$. Również pochodna $\frac{\partial C_m}{\partial C_{za}} < 0$ (rys. 4c) w całym zakresie, co świadczy o bardzo dobrym doborze układu aerodynamicznego badanego modelu i o jego stateczności statycznej podłużnej.



Rys. 4. Charakterystyki aerodynamiczne $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$, $C_m = f(C_{za})$ modelu samolotu w konfiguracji gładkiej

Biegunowa modelu samolotu $C_{za} = f(C_{xa})$ (rys. 4a)

Przebieg biegunowej przypomina kształtem parabolę względem osi współczynnika oporu czołowego. Charakterystyczne dla badanego modelu samolotu jest to, że po nieznacznym spadku wartości C_{za} na nadkrytycznych kątach natarcia następuje powolny wzrost $|C_{za}|$ od wartości $C_{xa} > 0,4$. Z biegunowej można określić charakterystyczne parametry aerodynamiczne modelu na przykład $C_{za \min}$, $C_{za \max}$, $C_{xa \text{ opt}}$, K_{\max} , K_{\min} i inne.

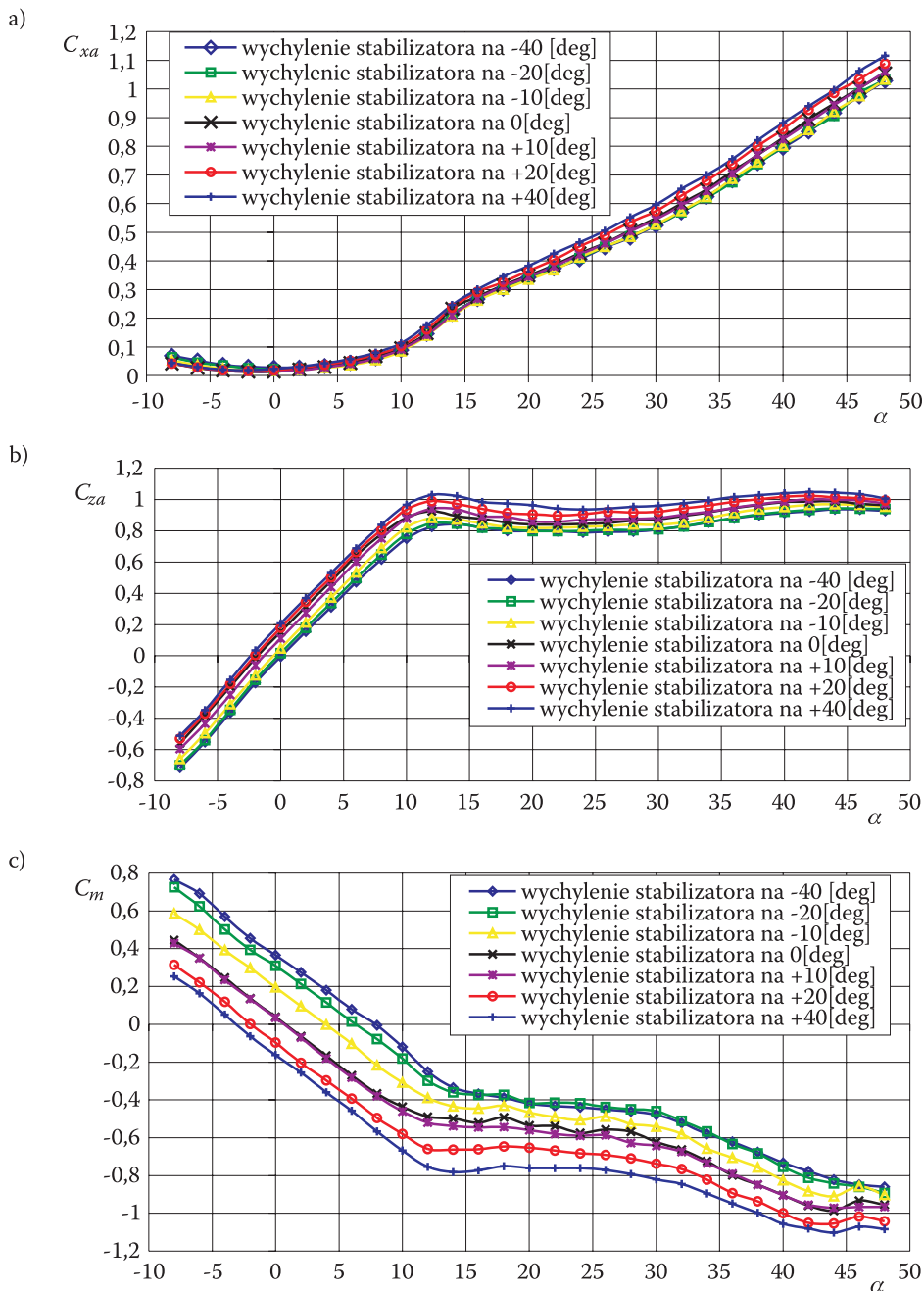
Doskonałość aerodynamiczna $K = f(\alpha)$ (rys. 4b)

Zmianę doskonałości aerodynamicznej wraz ze zmianą kąta natarcia pokazano na rysunku 4b. Ekstremalne wartości dla poszczególnych wariantów badanego modelu samolotu występują na kątach natarcia $\alpha = -6^\circ$ i $\alpha = 4^\circ$ i wynoszą one odpowiednio $K_{\min \text{ I}} = -13,4$; $K_{\max \text{ I}} = 15,92$, $K_{\min \text{ II}} = -13,9$; $K_{\max \text{ II}} = 13,9$, $K_{\min \text{ III}} = -13,6$; $K_{\max \text{ III}} = 15,1$, $K_{\min \text{ IV}} = -13,3$; $K_{\max \text{ IV}} = 13,72$. Tak duże ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej badanego modelu świadczą o bardzo dobrym doborze układu aerodynamicznego modelu samolotu przez jego konstruktorów.

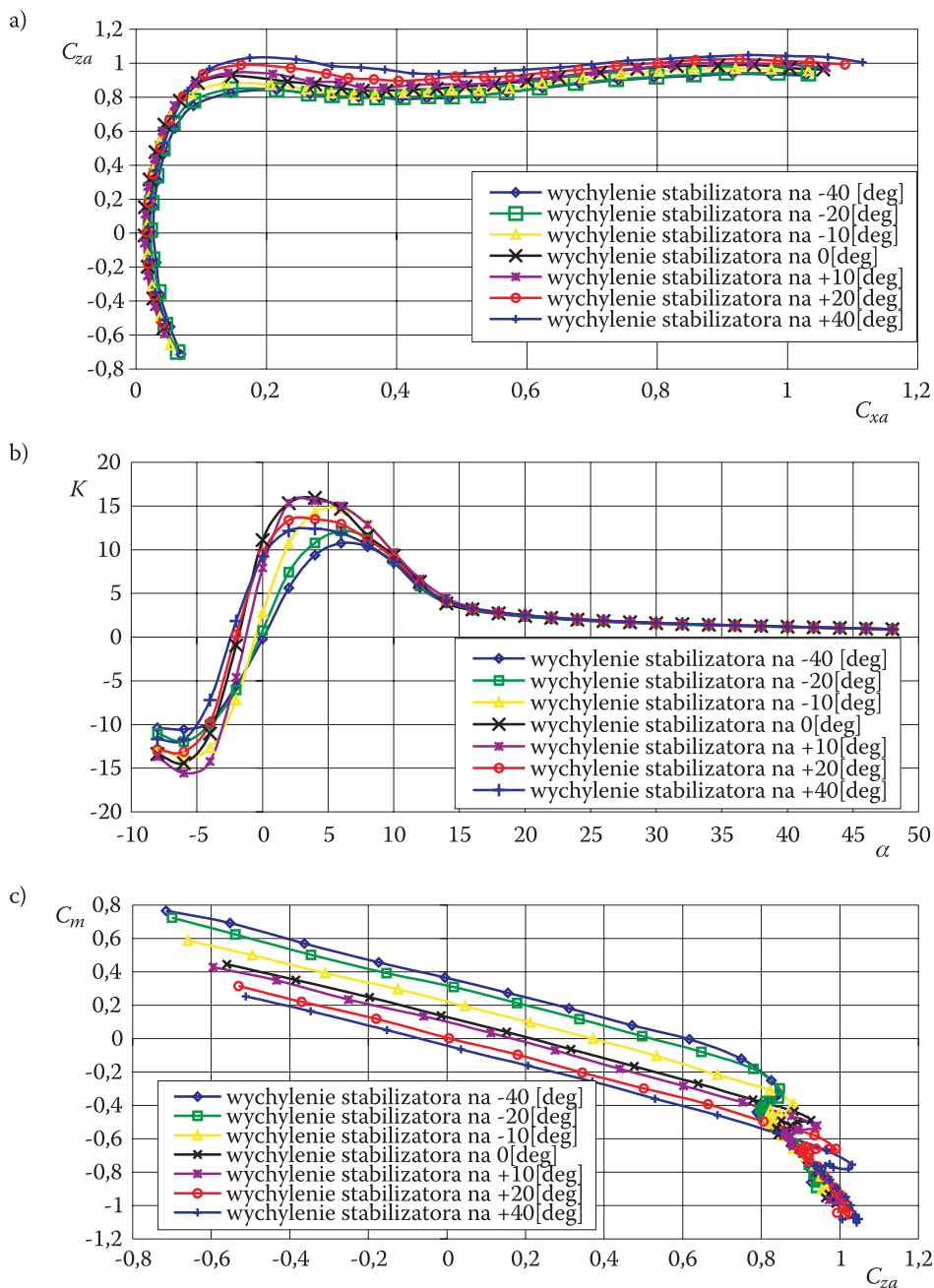
3. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu wychylenia stabilizatora poziomego i usterzenia motylkowego

Badanie wpływu wychylenia stabilizatora poziomego i steru usterzenia motylkowego na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu wykonano dla wariantu I, to jest modelu samolotu jednosilnikowego bez dodatkowych zbiorników na paliwo. Badanie wykonano w zakresie kątów natarcia $\alpha = -8^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ co 2° i wychylenia stabilizatora poziomego $\delta_{stH} = 0^\circ, \pm 10^\circ, \pm 20^\circ, \pm 40^\circ$, zaś wychylenie steru usterzenia motylkowego badano dla kątów $\delta_H = 0^\circ, \pm 10^\circ, \pm 20^\circ$. Za dodatnie kąty wychylenia sterów i stabilizatora przyjęto takie wychylenie, które daje ujemny przyrost momentu pochylającego, to jest takie, które powoduje, że krawędź splywu stabilizatora i steru jest przemieszczana do dołu.

Na rysunku 5a pokazano wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynników oporu czołowego. Wychylenie stabilizatora na ujemne kąty (krawędź splywu do góry) na dodatnich kątach natarcia powoduje przesunięcie krzywych $C_{xa} = f(\alpha)$ do dołu, zaś na ujemnych kątach natarcia — do góry względem krzywej przy $\delta_{stH} = 0^\circ$. Natomiast wychylenie stabilizatora poziomego na dodatnie kąty (krawędź splywu do dołu) powoduje odwrotnie, tj. przemieszcza krzywe $C_{xa} = f(\alpha)$ do góry na dodatnich kątach natarcia i do dołu na ujemnych kątach natarcia względem $\delta_{stH} = 0^\circ$.



Rys. 5. Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego δ_{stH} na charakterystyki aerodynamiczne $C_{xa}=f(\alpha)$, $C_{za}=f(\alpha)$, $C_m=f(\alpha)$ modelu samolotu w wariancie I



Rys. 6. Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego δ_{stH} na charakterystyki aerodynamiczne $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$, $C_m = f(C_{za})$ modelu samolotu w wariancie I

Wpływ wychylenia stabilizatora na przebieg siły nośnej pokazano na rysunku 5b. Wychylenie stabilizatora poziomego na ujemne kąty natarcia powoduje przemieszczenie krzywych $C_{za} = f(\alpha)$ do dołu, zaś na dodatnie — kąty do góry względem krzywej $C_{za} = f(\alpha)$ przy $\delta_{stH} = 0^\circ$.

Na rysunku 5c przedstawiono wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynników momentu pochylającego $C_m = f(\alpha)$, a na rysunku 6c — na przebiegi $C_m = f(C_{za})$. Ujemne wychylenia stabilizatora poziomego powodują równoległe przesunięcie krzywych $C_m = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$ do góry względem krzywych przy $\delta_{stH} = 0^\circ$, zaś dodatnie — do dołu.

Na rysunku 6a przedstawiono przebiegi biegunowych modelu $C_{za} = f(C_{xa})$ dla badanych zakresów wychylenia stabilizatora poziomego, zaś na rysunku 6b — na przebiegi doskonałości aerodynamicznej $K = f(\alpha)$. Wychylenie stabilizatora zarówno na ujemne, jak i na dodatnie kąty pogarsza doskonałość aerodynamiczną badanego modelu. Maksymalne wartości doskonałości aerodynamicznej badany model osiąga dla poszczególnych kątów wychylenia stabilizatora:

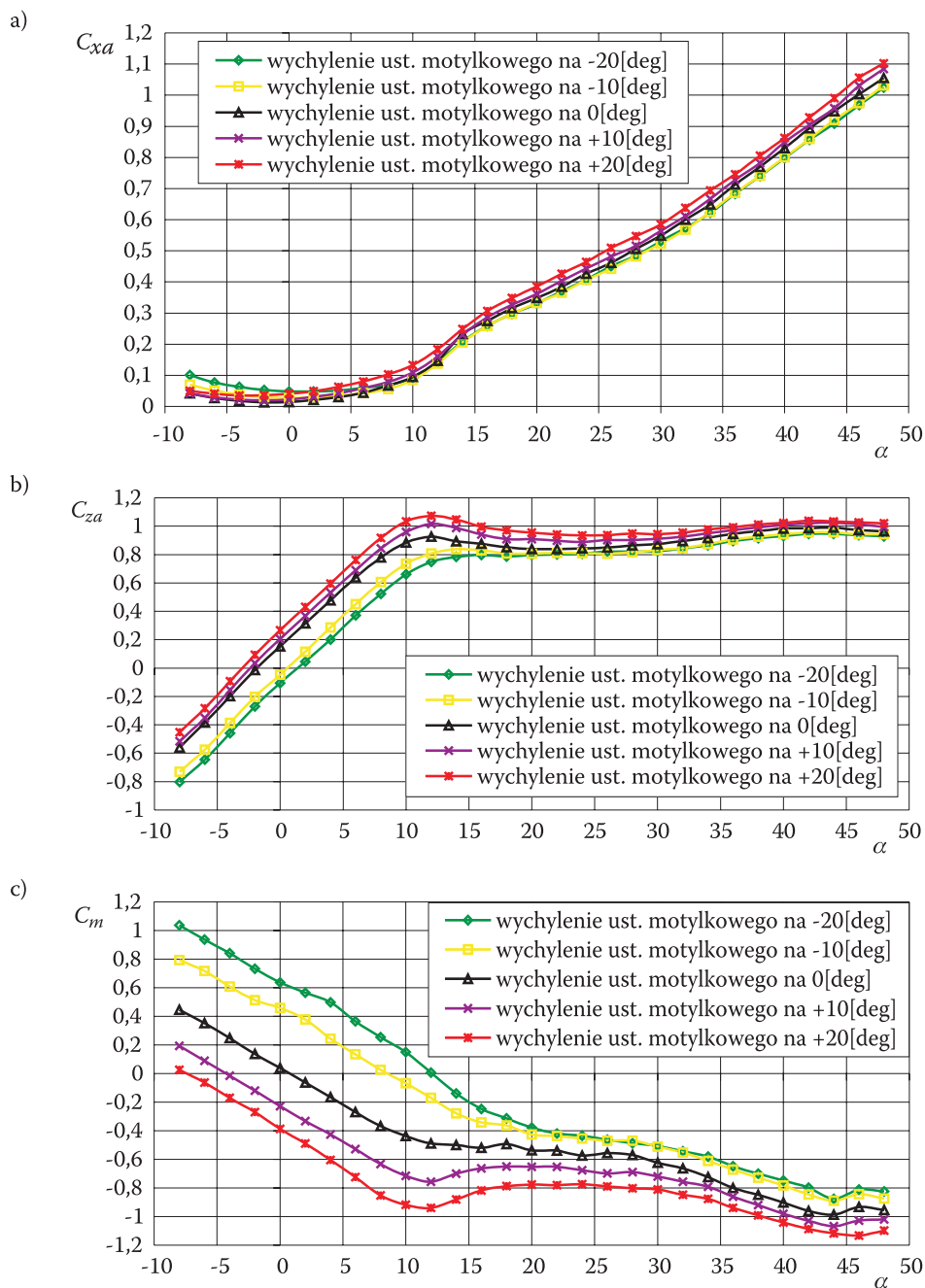
- $\delta_{stH} = 0$ — $K_{\max} = 15,92$ dla $\alpha = 4^\circ$,
- $\delta_{stH} = -10$ — $K_{\max} = 14,71$ dla $\alpha = 6^\circ$,
- $\delta_{stH} = +10$ — $K_{\max} = 15,60$ dla $\alpha = 4^\circ$,
- $\delta_{stH} = -20$ — $K_{\max} = 12,13$ dla $\alpha = 6^\circ$,
- $\delta_{stH} = +20$ — $K_{\max} = 13,47$ dla $\alpha = 4^\circ$,
- $\delta_{stH} = -40$ — $K_{\max} = 10,72$ dla $\alpha = 6^\circ$,
- $\delta_{stH} = +40$ — $K_{\max} = 12,38$ dla $\alpha = 4^\circ$.

Wpływ wychylenia steru usterzenia motylkowego na charakterystyki modelu $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{za} = f(\alpha)$, $C_m = f(\alpha)$ pokazano na rysunku 7, zaś $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$ — na rysunku 8. Jakościowo charakter wpływu wychylenia steru usterzenia motylkowego jest analogiczny do wpływu wychylenia stabilizatora poziomego. Obserwuje się zagęszczenie krzywych $C_{za} = f(\alpha)$ i $C_m = f(\alpha)$ na dużych nadkrytycznych kątach natarcia. Wychylenie steru powoduje pogorszenie się doskonałości aerodynamicznej badanego modelu.

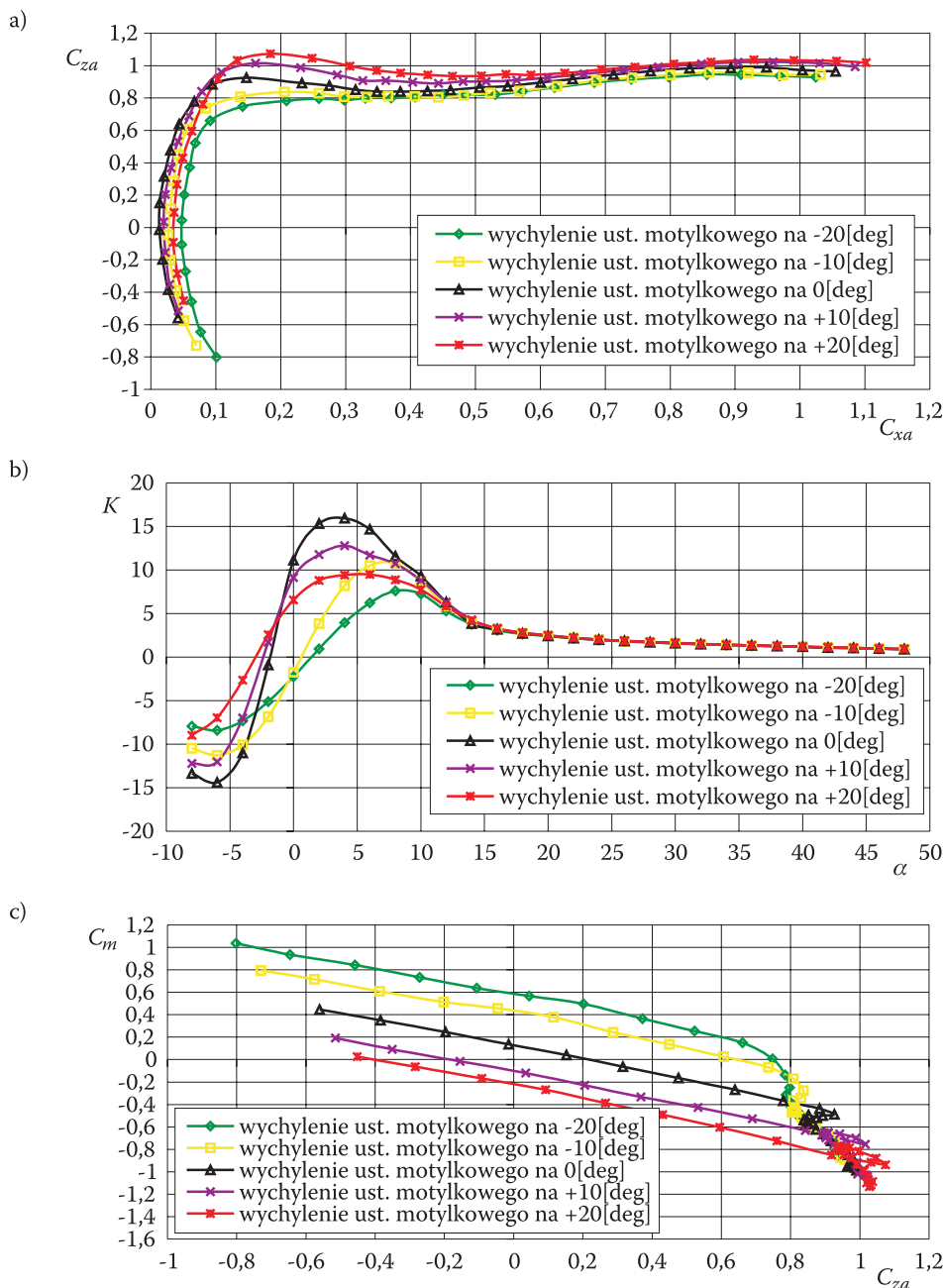
Maksymalne wartości doskonałości aerodynamicznej dla poszczególnych kątów wychylenia steru wynoszą:

- $\delta_H = 0$ — $K_{\max} = 15,92$ dla $\alpha = 4^\circ$,
- $\delta_H = -10$ — $K_{\max} = 10,77$ dla $\alpha = 8^\circ$,
- $\delta_H = +10$ — $K_{\max} = 12,79$ dla $\alpha = 4^\circ$,
- $\delta_H = -20$ — $K_{\max} = 7,59$ dla $\alpha = 8^\circ$,
- $\delta_H = +20$ — $K_{\max} = 9,48$ dla $\alpha = 6^\circ$.

Wychylenie steru usterzenia motylkowego o ten sam kąt co stabilizatora poziomego powoduje więc intensywniejsze pogorszenie doskonałości aerodynamicznej badanego modelu.



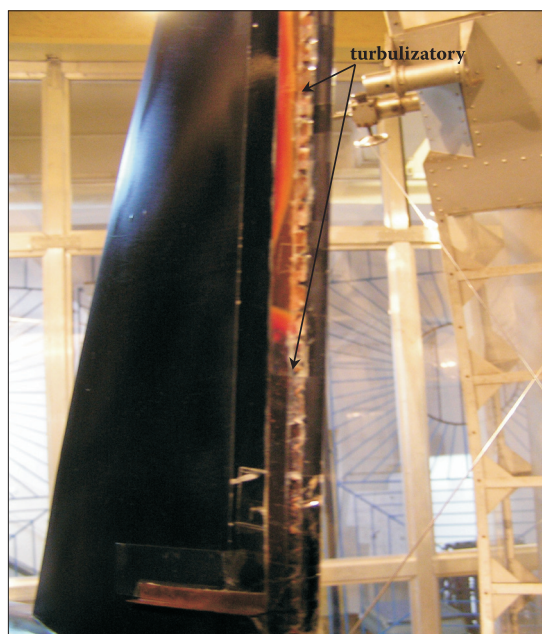
Rys. 7. Wpływ wychylenia usterzenia motylkowego δ_H na charakterystyki aerodynamiczne $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{z\alpha} = f(\alpha)$, $C_m = f(\alpha)$ modelu samolotu w wariancie I



Rys. 8. Wpływ wychylenia usterzenia motylkowego δ_H na charakterystyki aerodynamiczne $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$, $C_m = f(C_{za})$ modelu samolotu w wariancie I

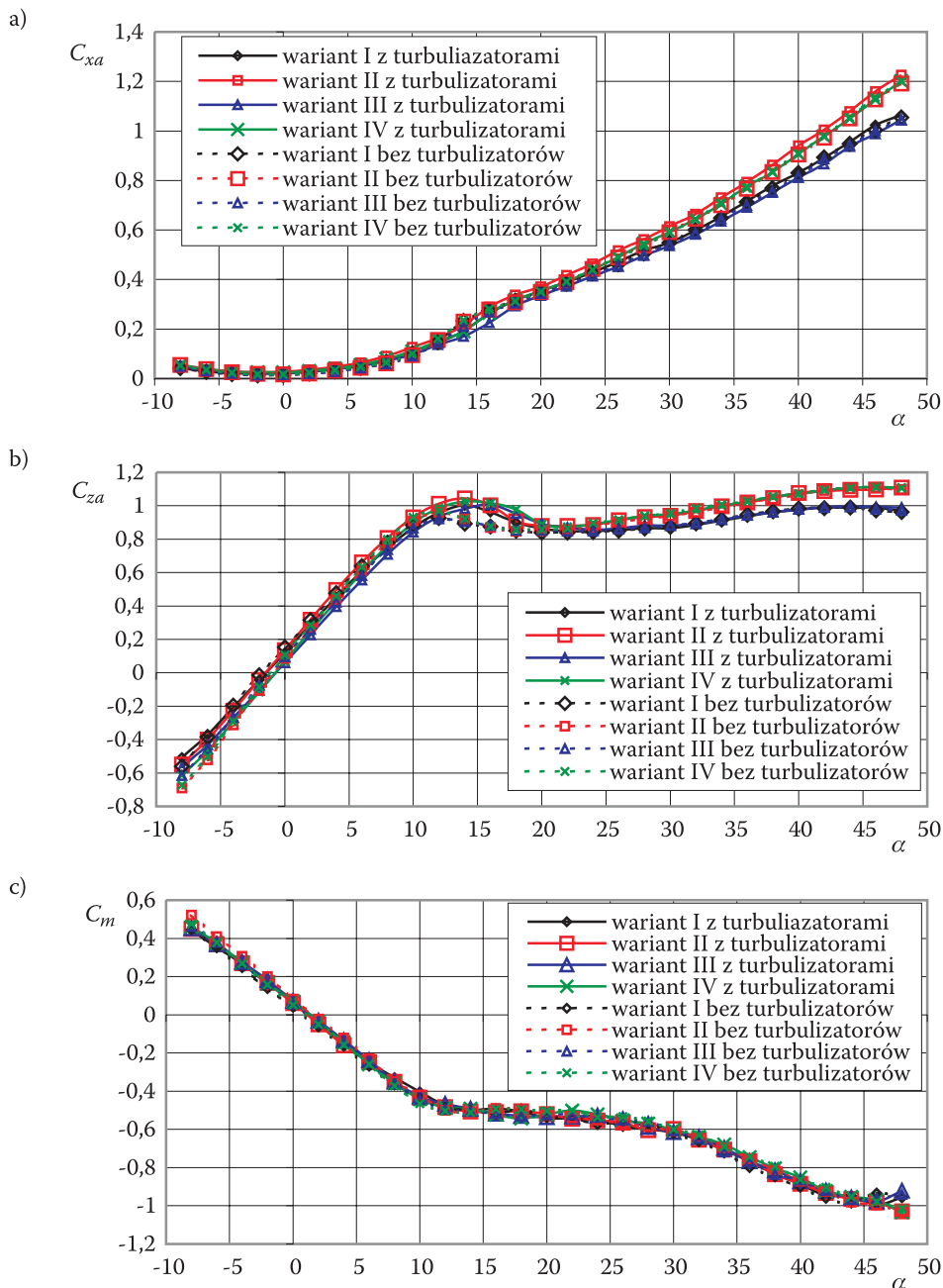
4. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu w konfiguracji gładkiej z turbulizatorami umieszczonymi wzdłuż rozpiętości skrzydła za krawędzią natarcia

W warunkach laboratoryjnych badania modelu były prowadzone przy liczbie Reynoldsa $Re = 5 \times 10^6$. W celu osiągnięcia charakteru opływu zbliżonego do warunków rzeczywistych, w jakich ma być eksploatowany samolot, konstruktorzy umieścili wzdłuż rozpiętości skrzydła za krawędzią natarcia turbulizatory. Na rysunku 9 pokazano skrzydło z turbulizatorami badanego modelu. Badania wykonano w zakresie kątów natarcia $\alpha = -8^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ ze zmianą kąta co 2° .

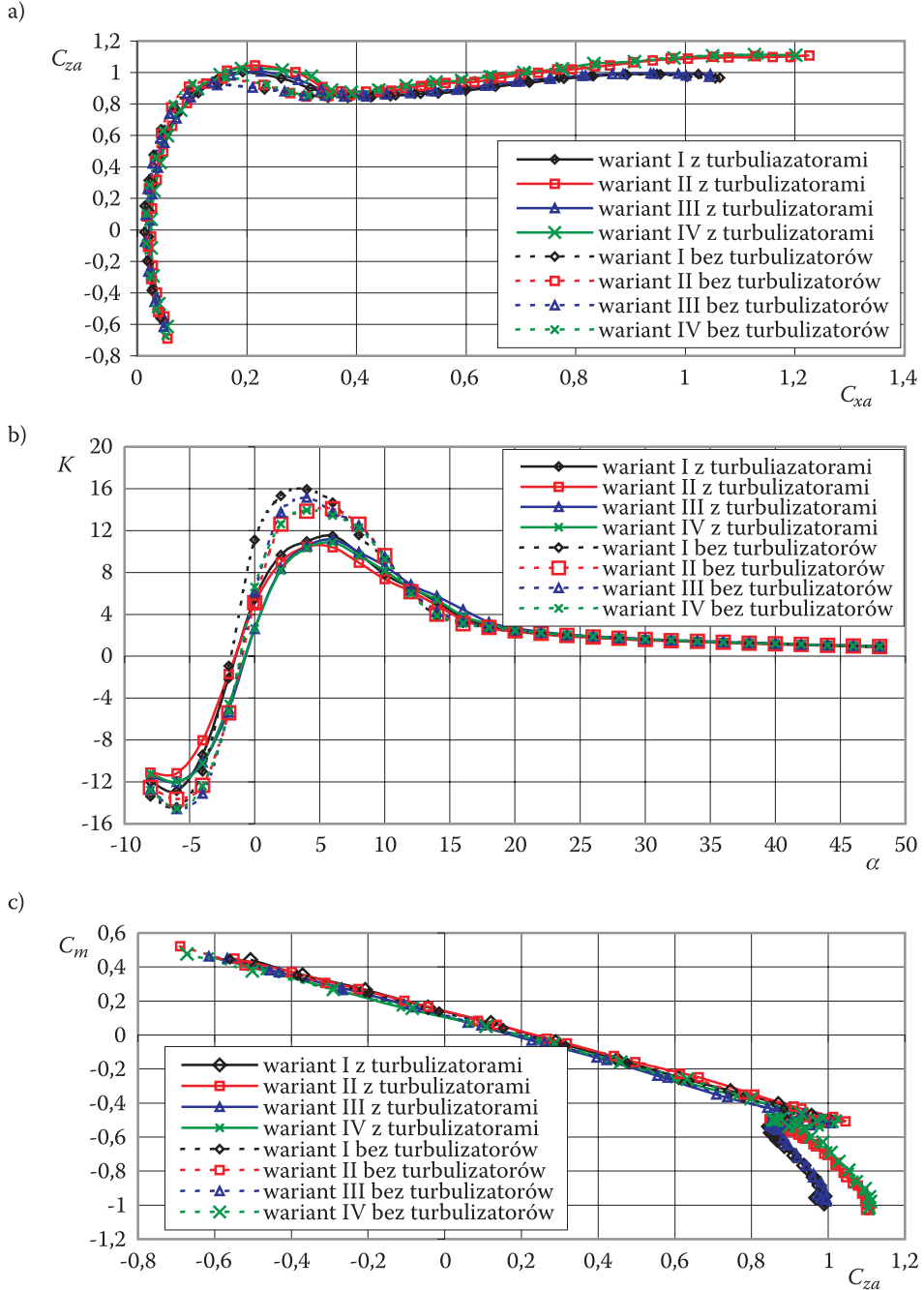


Rys. 9. Rozmieszczenie turbulizatorów na skrzydle badanego modelu samolotu

Wyniki badań modelu przedstawiono na rysunku 10 i dotyczą one charakterystyk modelu $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{za} = f(\alpha)$, $C_m = f(\alpha)$, a na rysunku 11 — $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$ dla czterech badanych wariantów w konfiguracji gładkiej. Dla uwidocznienia wpływu turbulizatorów na te charakterystyki naniesiono charakterystyki modelu bez turbulizatorów (krzywe narysowane liniami przerywanymi). Zainstalowanie turbulizatorów na skrzydłach powoduje widoczny wzrost oporu czołowego dla całego zakresu kątów natarcia i wszystkich badanych wariantów w porównaniu z modelem bez turbulizatorów (rys. 10a). Wpływ turbulizatorów na przebiegi współczynnika siły nośnej pokazano na rysunku 10b. Zastosowanie



Rys. 10. Charakterystyki aerodynamiczne $C_{xa}=f(\alpha)$, $C_{z\alpha}=f(\alpha)$, $C_m=f(\alpha)$ modelu samolotu w konfiguracji gładkiej z turbulizatorami i bez turbulizatorów



Rys. 11. Charakterystyki aerodynamiczne $C_{za} = f(C_{xa})$, $K = f(\alpha)$, $C_m = f(C_{za})$ modelu samolotu w konfiguracji gładkiej z turbulizatorami i bez turbulizatorów

turbulizatorów powoduje zwiększenie współczynnika siły nośnej w całym badanym zakresie kątów natarcia dla wszystkich wariantów, zwiększenie $C_{za \max}$ i α_{kr} w porównaniu z modelem bez turbulizatorów.

Ekstremalne wartości α_{kr} i $C_{za \max}$ dla modeli z turbulizatorami i bez turbulizatorów dla poszczególnych wariantów wynoszą odpowiednio:

- wariant I — $C_{za \max t} = 1,00$ dla $\alpha_{kr t} = 14^\circ$; $C_{za \max} = 0,93$ dla $\alpha_{kr} = 12^\circ$,
- wariant II — $C_{za \max t} = 1,04$ dla $\alpha_{kr t} = 14^\circ$; $C_{za \max} = 0,96$ dla $\alpha_{kr} = 12^\circ$,
- wariant III — $C_{za \max t} = 1,01$ dla $\alpha_{kr t} = 16^\circ$; $C_{za \max} = 0,92$ dla $\alpha_{kr} = 12^\circ$,
- wariant IV — $C_{za \max t} = 1,03$ dla $\alpha_{kr t} = 14^\circ$; $C_{za \max} = 0,97$ dla $\alpha_{kr} = 12^\circ$.

Średni wzrost $C_{za \max}$ dla badanych wariantów wynosi $\Delta C_{za \max} = 0,08$, co stanowi 7,84% i przyrost α_{kr} o 2° , co stanowi 14,3% przyrostu α_{kr} w porównaniu z wariantami bez turbulizatorów.

Wpływ zastosowania turbulizatorów na przebieg krzywej momentu pochylającego $C_m = f(\alpha)$ (rys. 10c) i na $C_m = f(C_{za})$ jest nieznaczny i proporcjonalny do zmian $C_{za} = f(\alpha)$.

Na rysunku 11a pokazano wpływ zastosowania turbulizatorów na biegunową modelu samolotu $C_{za} = f(C_{xa})$.

Na rysunku 11b przedstawiono wpływ turbulizatorów na doskonałość aerodynamiczną modelu samolotu. Pomimo wzrostu $C_{za \max}$, ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej maleją z powodu wzrostu oporu czołowego w porównaniu z modelem bez turbulizatorów.

Dla poszczególnych wariantów wartości K_{\max} wynoszą odpowiednio:

- wariant I — $K_{\max t} = 11,49$ dla $\alpha_{opt t} = 6^\circ$; $K_{\max} = 15,92$ dla $\alpha_{opt} = 4^\circ$,
- wariant II — $K_{\max t} = 10,46$ dla $\alpha_{opt t} = 6^\circ$; $K_{\max} = 13,89$ dla $\alpha_{opt} = 4^\circ$,
- wariant III — $K_{\max t} = 11,15$ dla $\alpha_{opt t} = 6^\circ$; $K_{\max} = 15,10$ dla $\alpha_{opt} = 4^\circ$,
- wariant IV — $K_{\max t} = 10,84$ dla $\alpha_{opt t} = 6^\circ$; $K_{\max} = 13,72$ dla $\alpha_{opt} = 4^\circ$.

Średni spadek maksymalnej doskonałości dla wszystkich czterech wariantów wynosi $\Delta K_{\max} = -3,67$, co stanowi $-25,03\%$ w porównaniu z modelem bez turbulizatorów.

5. Wnioski

1. Badany model samolotu ma dobre charakterystyki aerodynamiczne, szczególnie na dużych nadkrytycznych kątach natarcia, zapewniające dobre właściwości antykorkociągowe.
2. Uzyskane wyniki badań eksperymentalnych podstawowych charakterystyk modelu będą podstawą do dalszych prac konstruktorskich, zmierzających do poprawienia własności aerodynamicznych tego modelu samolotu. Będą

także podstawą do numerycznych obliczeń charakterystyk aerodynamicznych samolotu niezbędnych do badania dynamiki jego ruchu.

3. Badany model jest pierwszą wersją modelu samolotu z tym układem aerodynamicznym skrzydeł. Na bazie powyższych wyników zespół konstruktorski pracuje nad zoptymalizowaniem tego typu konstrukcji.

Artykuł wpłynął do redakcji 28.02.2006 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w czerwcu 2006 r.

LITERATURA

- [1] J. KACZMARCZYK, J. MARUSZKIEWICZ, *Poradnik do ćwiczeń laboratoryjnych z mechaniki płynów*, Warszawa, 1970.
- [2] R. PENKCHERST, D. CHOLDER, *Tiechnika eksperymentu w aerodynamicznych trubach*, Moskwa, 1953.

A. OLEJNIK, S. KACHEL, A. KRZYŻANOWSKI, M. FRANT,
C. SKRODZKI, L. JARZĘBIŃSKI, A. FRYDRYCHEWICZ

Experimental aerodynamic characteristics of long range aircraft model with negative swept angle in symmetric flow

Abstract. The results of experimental investigations of aerodynamic characteristics of several-places long range passenger aeroplane model with a negative swept angle are presented. The investigations have been performed on the model of one-engine and double-engine version, with and without additional fuel tanks.

Keywords: aerodynamics, aerodynamic tunnel, flow round of aircraft model, aerodynamic characteristics

Universal Decimal Classification: 533.6.013