



BIULETYN WAT
VOL. LVI, Nr 1, 2007

Doświadczalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie symetrycznym

ALEKSANDER OLEJNIK, ADAM KRZYŻANOWSKI,
STANISŁAW KACHEL, MICHAŁ FRANT, WOJCIECH MAKOWSKI,
CEZARY SKRODZKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki,
Instytut Techniki Lotniczej,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

Streszczenie. W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu F-16. Badania wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji gładkiej dla przypadków: całego samolotu, kadłuba, kadłuba ze skrzydłem i kadłuba z usterzeniem poziomym. Zbadano wpływ wychylenia usterzenia poziomego, wpływ mechanizacji skrzydła, wpływ podwieszonych zewnętrznych i wpływ zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu.

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

Symbole UKD: 533.6.013

1. Uwagi ogólne

W Instytucie Techniki Lotniczej WAT wykonano w tunelu aerodynamicznym małych prędkości, o średnicy przestrzeni pomiarowej $\varnothing = 1,1$ m, badania charakterystyk modelu samolotu F-16. Model samolotu w skali 1:19 został zaprojektowany i wykonany w Instytucie Techniki Lotniczej WAT. Schemat układu pomiarowego tunelu aerodynamicznego pokazano na rysunku 1, zaś widok modelu zawieszono w tunelu — na fotografii 1. Metodykę i program obliczeń charakterystyk aerodynamicznych opracowano w oparciu o [1] i [2]. Badania wykonano w zakresie kątów natarcia od $\alpha = -40^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ co 2° . Pomiary wykonano przy ciśnieniu prędkości $q = 1000$ Pa (prędkość $V \approx 40$ m/s) i dla liczby Reynoldsa $Re \approx 5 \cdot 10^5$. Współczynniki

odniesione są do powierzchni płata modelu samolotu $S = 0,0698 \text{ m}^2$, zaś współczynnik momentu pochylającego dodatkowo do średniej ciężkości aerodynamicznej skrzydła modelu samolotu $b_A = 0,1723 \text{ m}$. Model samolotu zawieszono w tunelu aerodynamicznym tak, aby oś momentów wagi aerodynamicznej przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy samolotu oraz aby oś podłużna samolotu pokrywała się z osią oporu wagi.

Badania wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji gładkiej (stery, elementy mechanizacji skrzydła oraz hamulce aerodynamiczne w położeniu niewychylonym, podwozie schowane, bez podwieszonych zewnętrznych) dla przypadków: całego modelu samolotu, kadłuba, kadłuba ze skrzydłami i kadłuba z usterzeniem poziomym. Zbadano wpływ wychylenia usterzenia poziomego, wpływ mechanizacji skrzydła przy usterzeniu niewychylonym i wychylonym, wpływ podwieszonych zewnętrznych (zbiorniki podwieszane na paliwo i elementy uzbrojenia) oraz wpływ zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu.

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

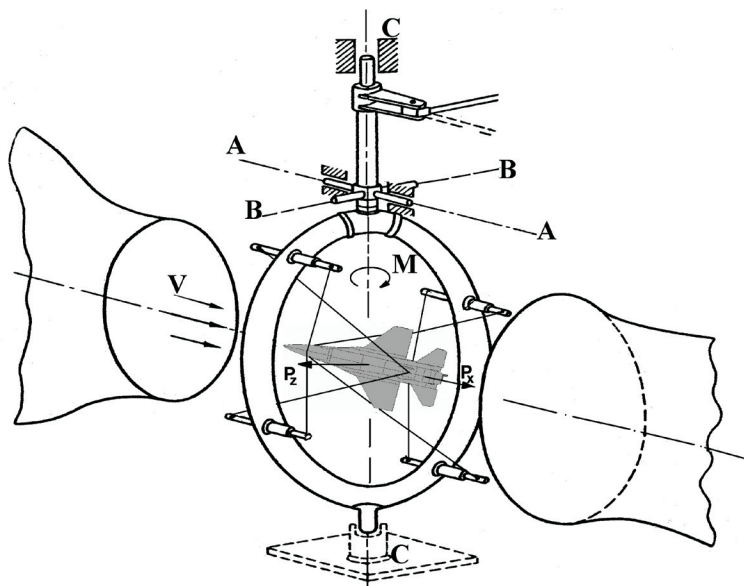
- $C_{xa} = f(\alpha)$ — współczynnik oporu czołowego w funkcji kąta natarcia;
- $C_{za} = f(\alpha)$ — współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia;
- $C_m = f(\alpha)$ — współczynnik momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia;
- $K = f(\alpha)$ — doskonałość aerodynamiczna w funkcji kąta natarcia;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

Niektóre wyniki badań zostały przedstawione w niniejszej pracy.

2. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu w konfiguracji gładkiej

Model samolotu został tak zaprojektowany i wykonany, aby jego główne elementy były rozłączne i wymienne. Dlatego też w konfiguracji gładkiej wykonano badania aerodynamiczne samego kadłuba, zespołu kadłub-skrzydło, kadłub-usterzenie poziome i kompletnego modelu samolotu (kadłub-skrzydło-usterzenie poziome). W pracy tej ograniczymy się do przedstawienia charakterystyk modelu samolotu w konfiguracji gładkiej w układzie całościowym (fot. 1). Badania modelu w konfiguracji gładkiej wykonano dla warunków podanych w uwagach ogólnych i dla kątów natarcia od $\alpha = -40^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ co 2° . Na fotografii 1 pokazano model samolotu w konfiguracji gładkiej, a na rysunkach 2-7 — przebiegi charakterystyk aerodynamicznych w kolejności:

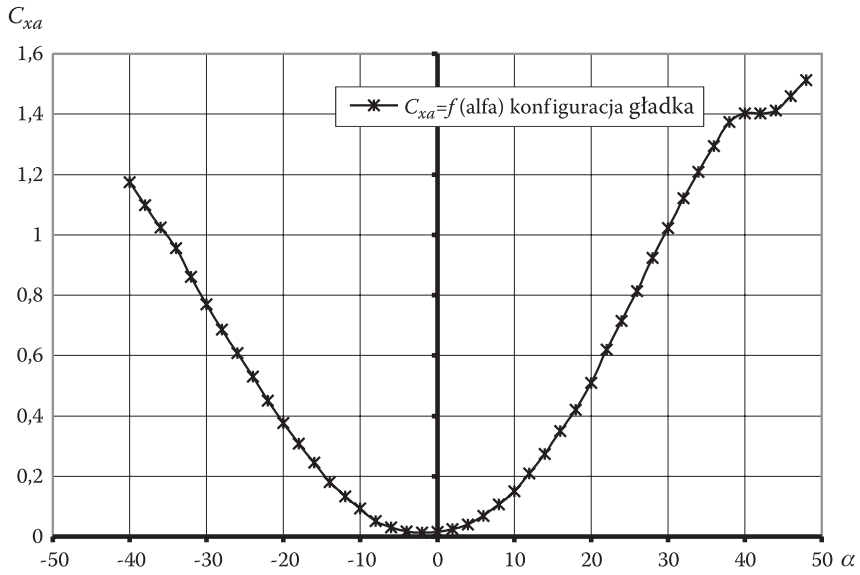
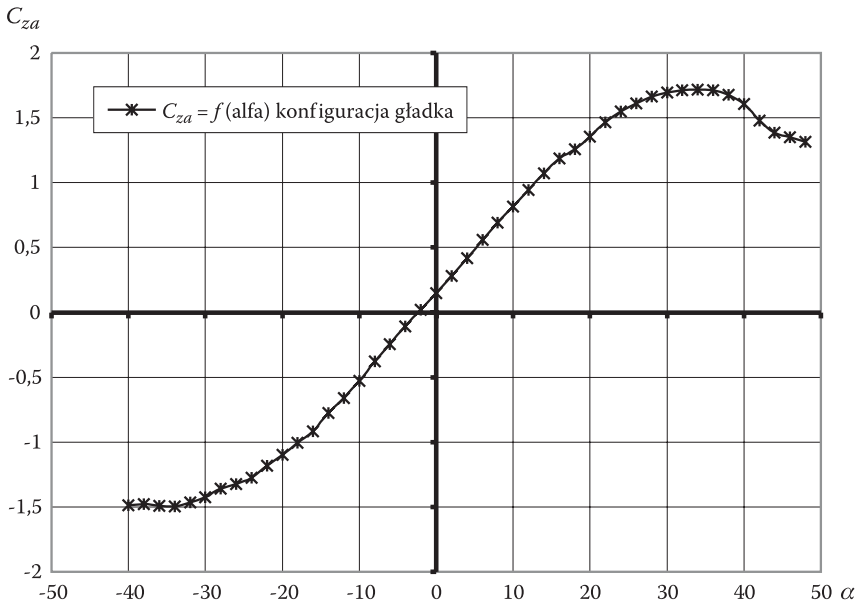
$C_{xa} = f(\alpha)$ (rys. 2), $C_{za} = f(\alpha)$ (rys. 3), $C_m = f(\alpha)$ (rys. 4),
 $K = f(\alpha)$ (rys. 5), $C_{za} = f(C_{xa})$ (rys. 6), $C_m = f(C_{za})$ (rys. 7).

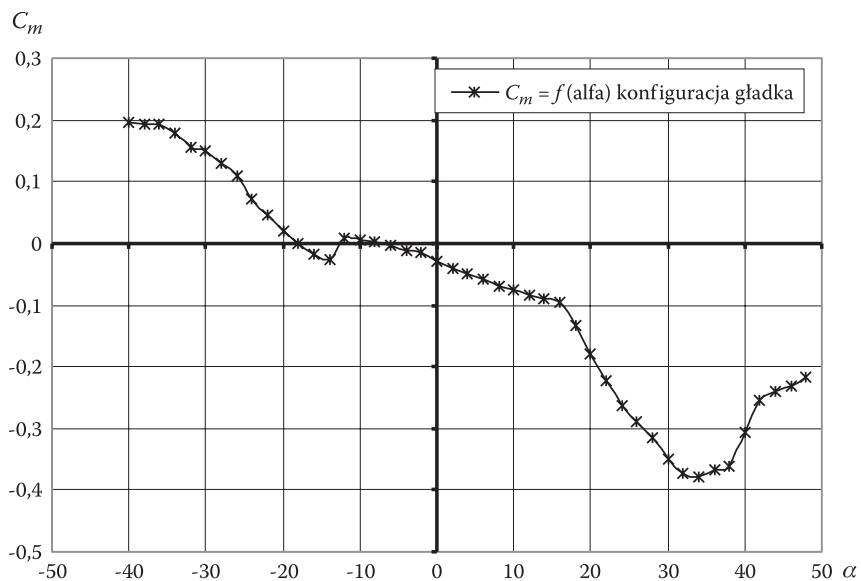
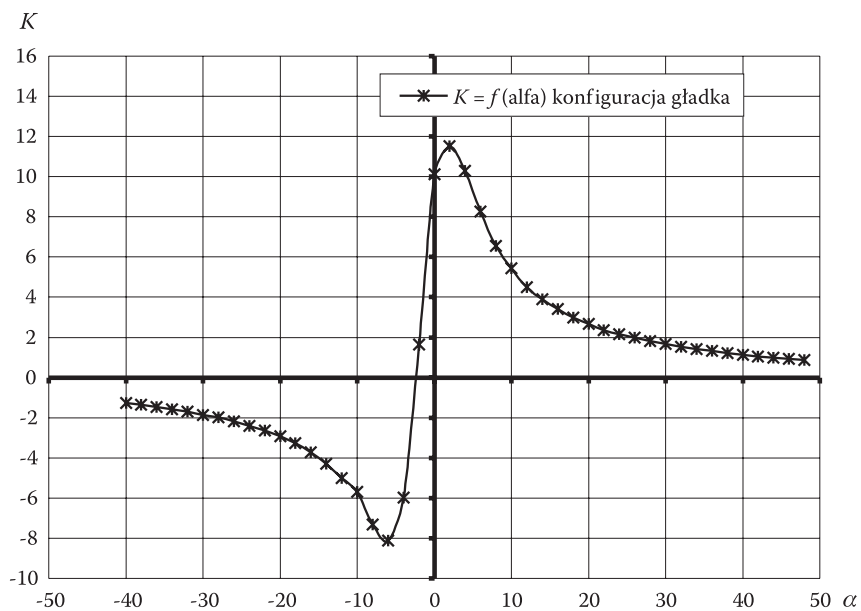


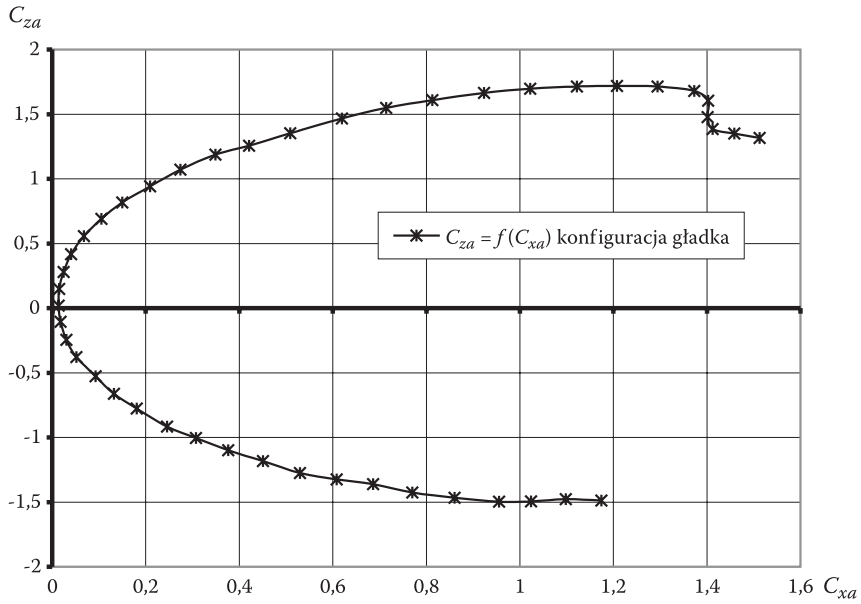
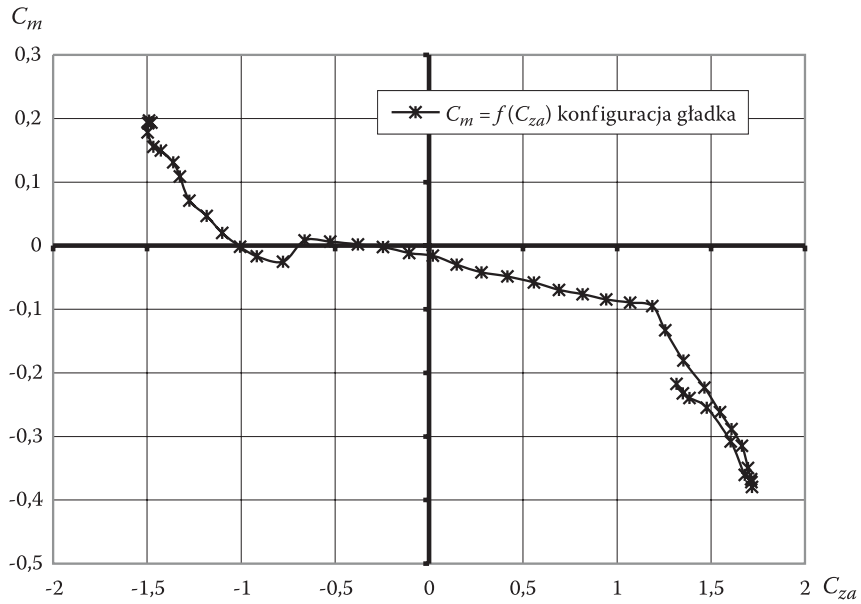
Rys. 1. Schemat układu pomiarowego tunelu aerodynamicznego



Fot. 1. Model samolotu w konfiguracji gładkiej, zawieszony w tunelu

Rys. 2. Charakterystyka $C_{xa} = f(\alpha)$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiejRys. 3. Charakterystyka $C_{za} = f(\alpha)$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiej

Rys. 4. Charakterystyka $C_m = f(\alpha)$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiejRys. 5. Charakterystyka $K = f(\alpha)$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiej

Rys. 6. Charakterystyka $C_{za} = f(C_{xa})$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiejRys. 7. Charakterystyka $C_m = f(C_{za})$ samolotu F-16 w konfiguracji gładkiej

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\alpha)$ (rysunek 2)

Krzywa współczynnika oporu czołowego C_{xa} w funkcji kąta natarcia α ma kształt paraboliczny. Minimalna wartość współczynnika oporu czołowego występuje na kącie natarcia $\alpha \approx -2^\circ$ i wynosi $C_{xa \min} = 0,0136$. W zakresie kątów natarcia od $\alpha \approx -10^\circ$ do $\alpha \approx 8^\circ$ współczynnik oporu nie przekracza wartości 0,1. Dla kątów natarcia większych co do wartości bezwzględnej od podanych powyżej, intensywność wzrostu C_{xa} zwiększa się dochodząc przy $\alpha \approx -40^\circ$ do wartości $C_{xa} = 1,174$, zaś przy $\alpha \approx 40^\circ$ do wartości $C_{xa} = 1,4$.

Współczynnik siły nośnej $C_{za} = f(\alpha)$ (rysunek 3)

Charakter przebiegu współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia jest typowy dla tego typu samolotu. Krytyczny kąt natarcia (przy ujemnych α) jest równy $\alpha_{kr} \approx -34^\circ$ ($C_{za \min} \approx -1,50$), zaś na dodatnich kątach natarcia $\alpha_{kr} \approx 34^\circ$ ($C_{za \max} \approx 1,72$). Zerowa wartość współczynnika siły nośnej $C_{za} = 0$ występuje na kącie natarcia $\alpha \approx -3^\circ$.

Współczynnik momentu pochylającego $C_m = f(\alpha)$ (rysunek 4)

i $C_m = f(C_{za})$ (rysunek 7)

Przebieg współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia pokazano na rysunku 4, a w funkcji współczynnika siły nośnej — na rysunku 7. Na dokrytycznych kątach natarcia, z wyjątkiem przedziału zawartego między $\alpha = -14^\circ$ a $\alpha = -12^\circ$, pochylenie krzywej współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia jest ujemne ($\partial C_m / \partial \alpha < 0$), co oznacza, że w tym zakresie kątów natarcia model samolotu jest stateczny statycznie, podłużnie. Utrata stateczności statycznej podłużnej ma miejsce na nadkrytycznych kątach natarcia ($|\alpha| > 34^\circ$), przy których $\partial C_{za} / \partial \alpha > 0$. Podobne wnioski wynikają z analizy przebiegu charakterystyki $C_m = f(C_{za})$ (rys. 7).

Doskonałość aerodynamiczna $K = f(\alpha)$ (rysunek 5)

Zmianę doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia pokazano na rysunku 5. Ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej badanego modelu samolotu występują na kącie natarcia $\alpha = -6^\circ$, przy którym $K_{\min} \approx -8,12$ oraz na kącie $\alpha \approx 2^\circ$, przy którym $K_{\max} \approx 11,5$, zaś $K = 0$ uzyskano przy kącie natarcia $\alpha \approx -3^\circ$, przy którym $C_{za} = 0$.

Biegunowa modelu samolotu $C_{za} = f(C_{xa})$ (rysunek 6)

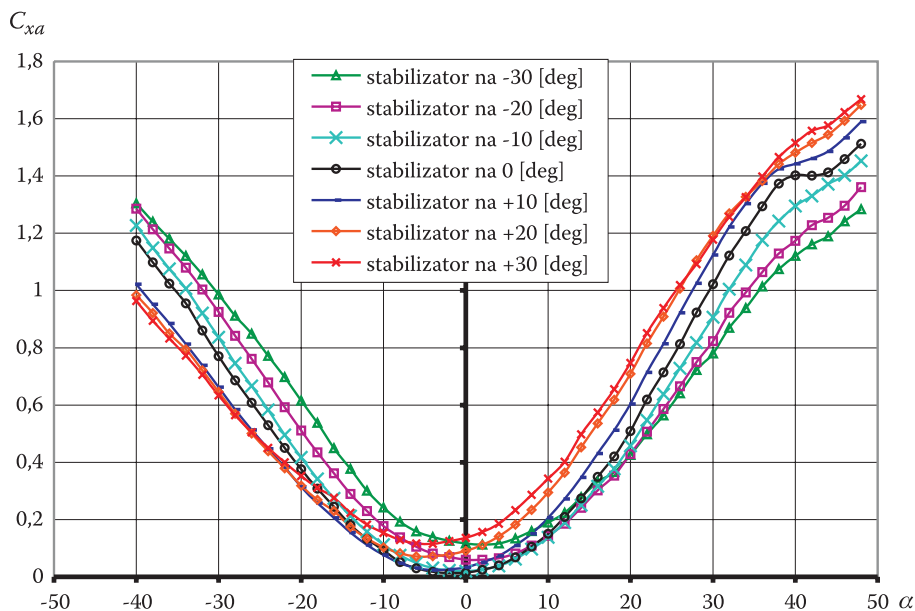
Przebieg biegunowej modelu samolotu przypomina kształtem parabolę względem osi współczynnika oporu czołowego. Jest to najbardziej uniwersalna charakterystyka

aerodynamiczna, z której można określić charakterystyczne parametry aerodynamiczne badanego modelu samolotu, np. $C_{za \min}$, $C_{za \max}$, $C_{xa \text{ opt}}$, K_{\max} , K_{\min} i inne.

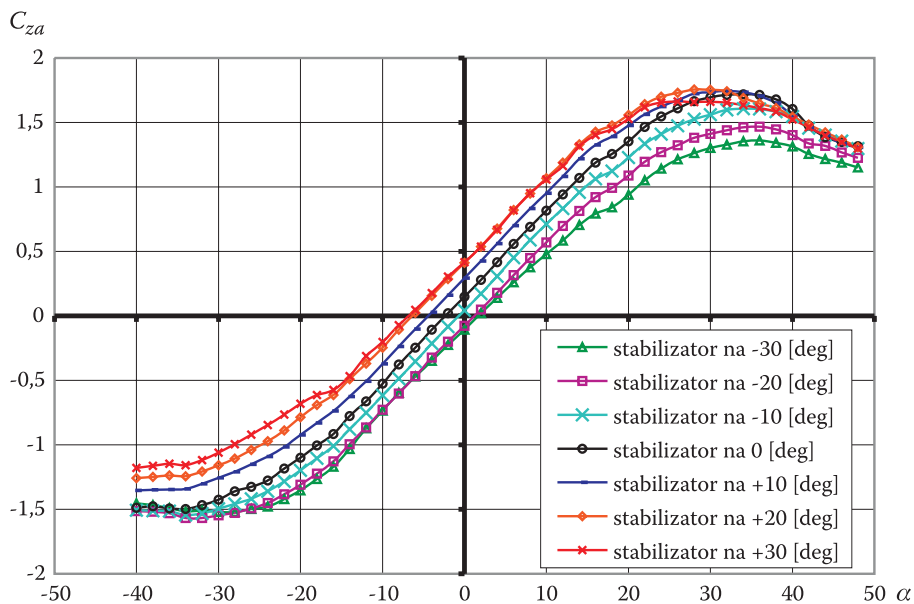
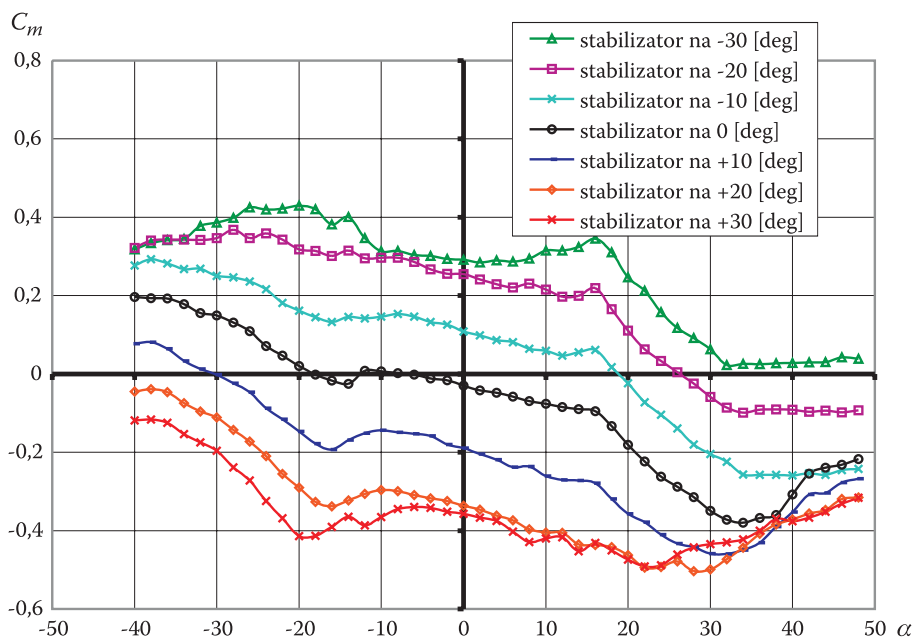
3. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu wychylenia usterzenia poziomego

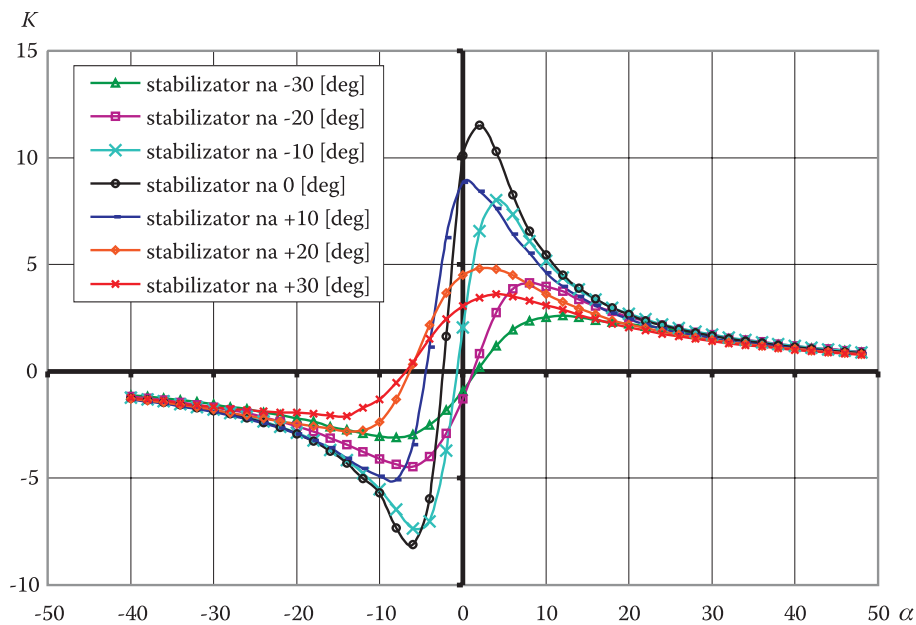
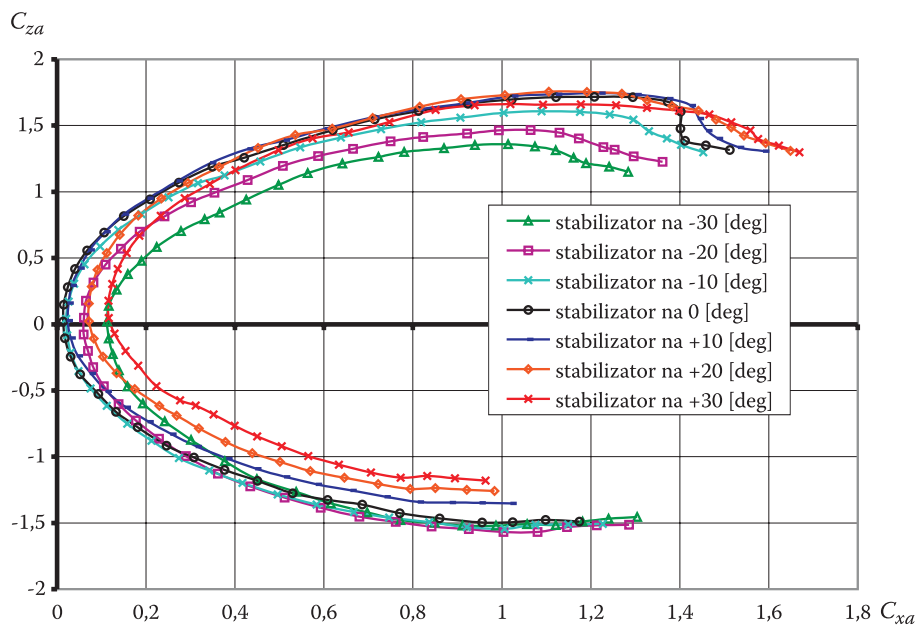
Badanie wpływu wychylenia usterzenia poziomego (stabilizatora poziomego) na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu wykonano dla modelu w konfiguracji gładkiej (bez podwieszonych zewnętrznych, podwozie schowane, niewychylone elementy mechanizacji skrzydła). Badania te wykonano dla warunków podanych w uwagach ogólnych, w zakresie kątów natarcia od $\alpha = -40^\circ$ do $\alpha = 48^\circ$ co 2° i dla kątów wychylenia stabilizatora poziomego: $\delta_H = 0^\circ$, $\delta_H = \pm 5^\circ$, $\delta_H = \pm 10^\circ$, $\delta_H = \pm 15^\circ$, $\delta_H = \pm 20^\circ$, $\delta_H = \pm 25^\circ$, $\delta_H = \pm 30^\circ$.

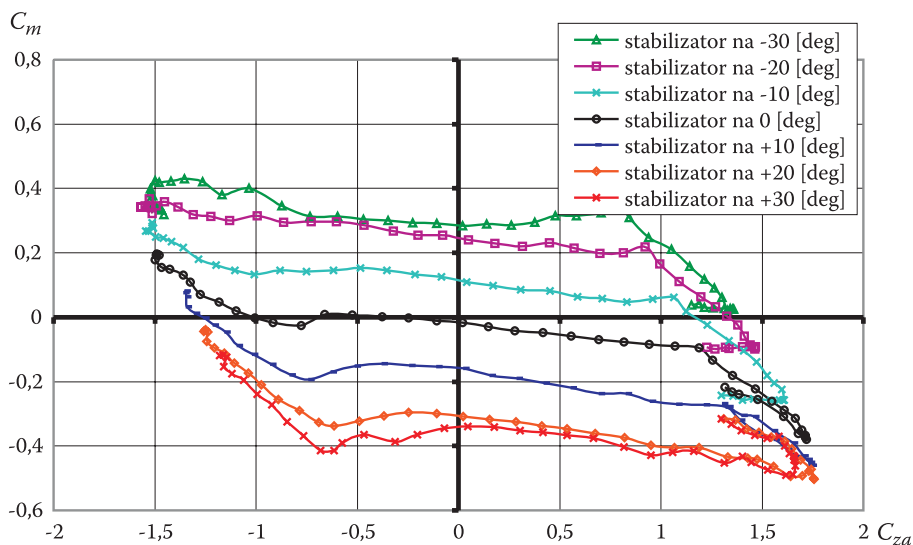
Za dodatnie kąty wychylenia stabilizatora przyjęto wychylenie powodujące powstanie ujemnego momentu pochylającego, tj. wychylenie krawędzi spływu do dołu, zaś ujemne — odwrotnie (zgodnie z Polską Normą Mechaniki Lotu). Wyniki badań przedstawiono w postaci wykresów obrazujących przebiegi poszczególnych charakterystyk aerodynamicznych. Aby polepszyć czytelność wykresów zbiorczych, w niniejszej pracy przedstawiono wyniki badań na wykresach dla kątów wychyleń stabilizatora: $\delta_H = 0^\circ$, $\delta_H = \pm 10^\circ$, $\delta_H = \pm 20^\circ$, $\delta_H = \pm 30^\circ$.



Rys. 8. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $C_{xa} = f(\alpha)$ samolotu F-16

Rys. 9. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $C_{za} = f(\alpha)$ samolotu F-16Rys. 10. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $C_m = f(\alpha)$ samolotu F-16

Rys. 11. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $K = f(\alpha)$ samolotu F-16Rys. 12. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $C_{z\alpha} = f(C_{x\alpha})$ samolotu F-16

Rys. 13. Wpływ wychylenia stabilizatora na charakterystykę $C_m = f(C_{z0})$ samolotu F-16

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\alpha, \delta_H)$ (rysunek 8)

Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynnika oporu czołowego pokazano na rysunku 8. W tabeli 1 przedstawionej poniżej zestawiono minimalne wartości współczynnika oporu czołowego $C_{xa \min}$ i odpowiadające mu kąty natarcia, a także liczbowe wartości współczynnika na kątach natarcia $\alpha = \pm 40^\circ$.

TABELA 1

$\delta_H [^\circ]$	-30	-20	-10	0	10	20	30
$\alpha^\circ (C_{xa \min})$	2	1	0	-2	-3	-5	-5
$C_{xa \min}$	0,112	0,060	0,020	0,0136	0,022	0,070	0,115
$C_{xa} (\alpha = -40^\circ)$	1,304	1,286	1,227	1,174	1,022	0,984	0,963
$C_{xa} (\alpha = 40^\circ)$	1,121	1,173	1,295	1,902	1,443	1,481	1,516

Z analizy przebiegu krzywych $C_{xa} = f(\alpha, \delta_H)$ i zestawienia zamieszczonego w tabeli 1 wynika, że minimalne wartości współczynnika oporu czołowego C_{xa} uzyskuje się dla modelu przy niewychylonym stabilizatorze ($\delta_H = 0^\circ$), na kącie natarcia $\alpha = -2^\circ$ i wynosi ona $C_{xa \min} \approx 0,014$. Przy zwiększaniu kąta wychylenia stabilizatora, zarówno na dodatnie, jak i na ujemne kąty wychylenia, $C_{xa \min}$ wzrasta,

przy czym minimalne wartości $C_{xa \min}$ dla ujemnych kątów wychylenia stabilizatora przemieszczają się na dodatnie kąty natarcia (w prawo), zaś dla dodatnich kątów wychylenia stabilizatora przemieszczają się one na ujemne kąty natarcia (w lewo). Krzywe $C_{xa} = f(\alpha, \delta_H)$ przy ujemnych kątach wychylenia stabilizatora przemieszczają się względem krzywej $C_{xa} = f(\alpha)$ dla $\delta_H = 0^\circ$ w prawo, zaś przy dodatnich kątach wychylenia stabilizatora — w lewo. Ze wzrostem (co do bezwzględnej wartości) kąta δ_H krzywe te przemieszczają się do góry.

Współczynnik siły nośnej $C_{za} = f(\alpha, \delta_H)$ (rysunek 9)

Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynnika siły nośnej przedstawiono na wykresach na rysunku 9. Charakterystyczne wartości liczbowe: α_0 przy $C_{za} = 0$, C_{za} przy $\alpha = 0^\circ$, $|\alpha_{kr}|$ i $|C_{za}|$ przy $|\alpha_{kr}|$ dla poszczególnych kątów wychylenia stabilizatora przedstawiono w tabeli 2.

TABELA 2

$\delta_H [^\circ]$	-30	-20	-10	0	10	20	30
$\alpha^\circ (C_{za} = 0)$	1	1	-0,5	-2,5	-4,5	-6,5	-7
$C_{za}(\alpha = 0^\circ)$	-0,1073	-0,078	0,041	0,148	0,292	0,411	0,417
$-\alpha_{kr}^\circ$	-34	-32	-34	-34	-40	-40	-40
$C_{za \min.}$	-1,516	-1,568	-1,545	-1,497	-1,353	-1,259	-1,180
α_{kr}°	36	36	34	34	30	28	26
$C_{za \max.}$	1,360	1,467	1,607	1,717	1,736	1,755	1,663

Z analizy przebiegu wykresów $C_{za} = f(\alpha, \delta_H)$ i wartości liczbowych przedstawionych w tabeli 2 wynika, że wychylenie stabilizatora poziomego na ujemne kąty (stabilizator wychylony do góry) powoduje przemieszczenie krzywych $C_{za} = f(\alpha, \delta_H)$ w prawo i do dołu, zaś wychylenie stabilizatora na dodatnie kąty δ_H — w lewo i do góry względem krzywej $C_{za} = f(\alpha)$ przy $\delta_H = 0^\circ$. Na nadkrytycznych kątach natarcia wpływ wychylenia stabilizatora na przebiegi $C_{za} = f(\alpha, \delta_H)$ zmniejsza się (krzywe się zagęszczają).

Współczynnik momentu pochylającego $C_m = f(\alpha, \delta_H)$ (rysunek 10) i $C_m = f(C_{za}, \delta_H)$ (rysunek 13)

Na rysunku 10 pokazano wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynnika momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia $\alpha - C_m = f(\alpha, \delta_H)$, a na rysunku 13 — przebiegi współczynników $C_m = f(C_{za}, \delta_H)$, zaś w tabeli 3 — wartości liczbowe C_m przy $\alpha = 0^\circ$, C_m przy $\alpha = -20^\circ$, C_m przy $\alpha = 20^\circ$, α przy $C_m = 0$ i C_{za} przy $C_m = 0$, dla poszczególnych kątów wychylenia stabilizatora δ_H .

TABELA 3

δ_H [°]	-30	-20	-10	0	10	20	30
$C_m(\alpha = 0^\circ)$	0,291	0,255	0,109	-0,030	-0,189	-0,337	-0,357
$C_m(\alpha = -20^\circ)$	0,429	0,318	0,161	0,020	-0,146	-0,290	-0,414
$C_m(\alpha = 20^\circ)$	0,247	0,110	-0,024	-0,181	-0,357	-0,463	-0,474
$\alpha^\circ(C_m = 0)$	-	26	19,5	-18 -12 -7	-30	-	-
$C_{za}(C_m = 0)$	-	1,324	1,110	-1,005 -0,662 -0,300	-1,255	-	-

W zakresie kątów natarcia $\alpha \approx \pm 20^\circ$ wychylenie stabilizatora poziomego powoduje równoległe przemieszczenie krzywych $C_m = f(\alpha, \delta_H)$ i $C_m = f(C_{za}, \delta_H)$ do dołu przy dodatnich δ_H , zaś przy ujemnych δ_H — do góry względem krzywych $C_m = f(\alpha, \delta_H = 0)$ i $C_m = f(C_{za}, \delta_H = 0)$. Na większych (co do bezwzględnej wartości) kątach natarcia ($|\delta_H| > 20^\circ$) wpływ ten zmniejsza się (krzywe te zagęszczają się). Na podstawie tabeli 3 można zbudować krzywe równowagi podłużnej stabilizatora poziomego, to jest krzywe $\delta_H = f(\alpha)$ przy $C_m = 0$ i $\delta_H = f(C_{za})$ przy $C_m = 0$. Krzywa równowagi podłużnej jest to krzywa, która określa, o ile stopni należy wychylić stabilizator poziomy, aby moment pochylający sprowadzić do zera.

Doświadczenia aerodynamiczne $K = f(\alpha, \delta_H)$ (rysunek 11) i biegunowa modelu samolotu $C_{za} = f(C_{xa}, \delta_H)$ (rysunek 12)

Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi doskonałości aerodynamicznej modelu samolotu pokazano na rysunku 11, zaś w tabeli 4 podano ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej i kąty natarcia, na których one występują.

TABELA 4

δ_H [°]	-30	-20	-10	0	10	20	30
$-\alpha_{\text{opt}}^\circ$	-8	-6	-6	-6	-8	-14	-14
K_{min}	-3,108	-4,461	-7,359	-8,120	-5,084	-2,810	-2,092
$\alpha_{\text{opt}}^\circ$	12	8	4	2	0	2	4
K_{max}	2,602	4,137	8,021	11,516	8,834	4,808	3,603

Z analizy wykresów na rysunku 11 oraz wartości liczbowych przedstawionych w tabeli 4 wynika, że znaczny wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na doskonałość aerodynamiczną badanego modelu samolotu obserwuje się w zakresie kątów natarcia $\alpha \geq -20^\circ$ i $\alpha \leq 20^\circ$. Wychylenie stabilizatora zarówno na ujemne, jak i na dodatnie kąty pogarsza doskonałość aerodynamiczną w całym zakresie kątów natarcia.

Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi biegunowej badanego modelu samolotu pokazano na rysunku 12. Przebiegi krzywych $C_{za} = f(C_{xa}, \delta_H)$ odzwierciedlają przebiegi krzywych $C_{za} = f(\alpha, \delta_H)$ i $C_{xa} = f(\alpha, \delta_H)$ przy różnych kątach wychylenia stabilizatora poziomego.

4. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu mechanizacji skrzydła

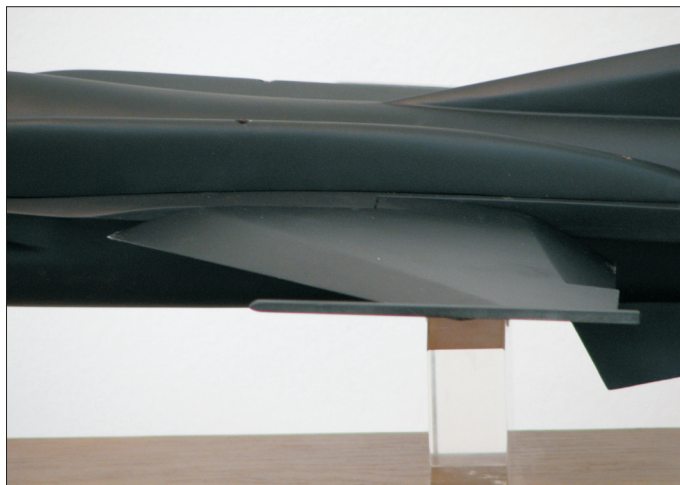
Badania wpływu mechanizacji skrzydła wykonano dla zakresu kątów natarcia od $\alpha = -40^\circ$ do $\alpha = 40^\circ$, przy kątach wychylenia stabilizatora poziomego $\delta_H = 0^\circ$, $\delta_H = \pm 10^\circ$, $\delta_H = \pm 20^\circ$ i przy ciśnieniu prędkości $q = 1000$ Pa.

Wykonano je dla następujących konfiguracji skrzydeł z zastosowaniem mechanizacji odpowiadającej fazom lotu samolotu:

- „1” — konfiguracja startowa — kołowanie (fot. 2);
- „2” — konfiguracja startowa — oderwanie (fot. 3);
- „3” — konfiguracja manewrowa (fot. 4);
- „4” — konfiguracja przelotowa — duże prędkości (fot. 5).



Fot. 2. Model samolotu F-16 ze skrzydłem w konfiguracji startowej — kołowanie



Fot. 3. Model samolotu F-16 ze skrzydłem w konfiguracji startowej — oderwanie



Fot. 4. Model samolotu F-16 ze skrzydłem w konfiguracji manewrowej

Badany model samolotu zaprojektowano i wykonano w taki sposób, że zestawy skrzydeł odpowiadające powyższym fazom lotu są wymienne, tak aby zachować pełną powtarzalność wyników. Układy te pokazano na fotografiach 2-5.

Ponieważ wpływ wychylenia usterzenia poziomego, dla wszystkich przypadków zastosowanej mechanizacji skrzydła, jakościowo jest analogiczny do opisanego w pkt. 3, w pracy niniejszej ograniczymy się do analizy wpływu mechanizacji skrzydła na charakterystyki aerodynamiczne przy niewychylonym stabilizatorze poziomym



Fot. 5. Model samolotu F-16 ze skrzydłem w konfiguracji przelotowej — duże prędkości

($\delta_H = 0^\circ$). Dla uwypuklenia wpływu rodzaju zastosowanej mechanizacji skrzydła, naniesiono na wykresy charakterystyk aerodynamicznych krzywe dla konfiguracji gładkiej (fot. 1), oznaczone symbolem „0”.

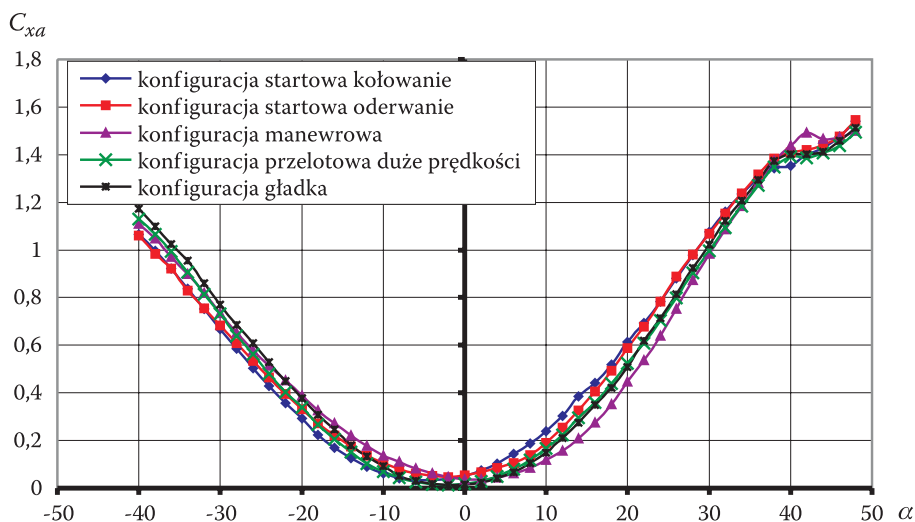
Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\alpha)$ (rysunek 14)

Wpływ zastosowanej mechanizacji skrzydeł, odpowiadającej poszczególnym fazom lotu od „0” do „4”, na przebieg współczynnika oporu czołowego pokazano na rysunku 14. Wartości liczbowe współczynnika oporu czołowego dla poszczególnych konfiguracji w charakterystycznych punktach wykresów $C_{xa} = f(\alpha)$ zestawiono w tabeli 5.

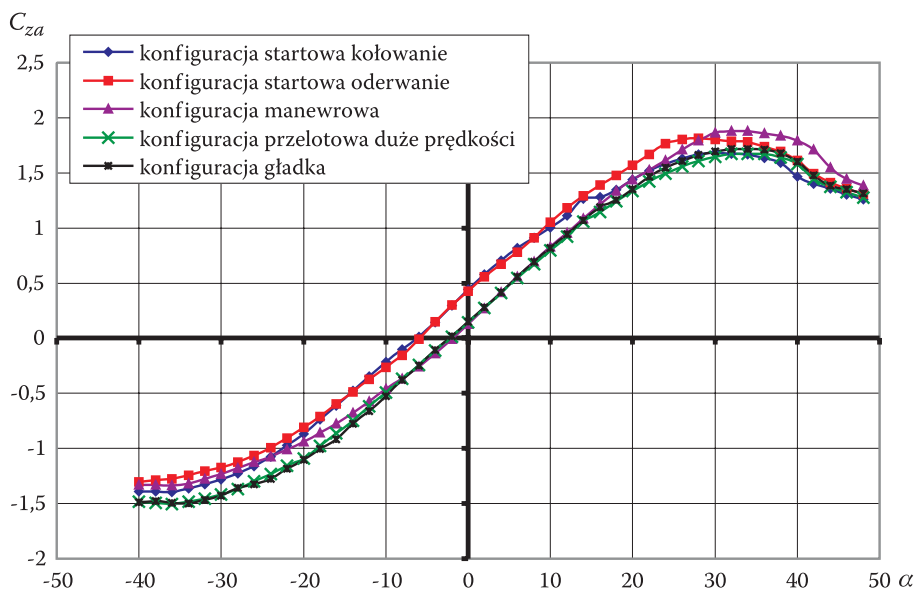
TABELA 5

	Konfiguracja				
	0	1	2	3	4
$\alpha^\circ(C_{xa \min})$	-2	-4	-2	1	-2
$C_{xa \min}$	0,014	0,033	0,047	0,034	0,012
$C_{xa}(\alpha = -20^\circ)$	1,174	1,067	1,060	1,110	1,130
$C_{xa}(\alpha = 20^\circ)$	1,402	1,354	1,407	1,438	1,391

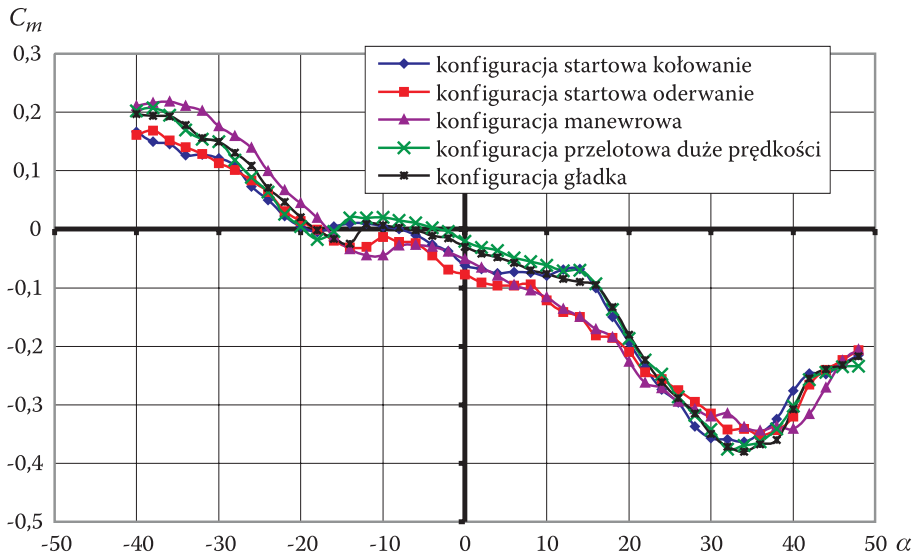
Najkorzystniejsze przebiegi współczynnika oporu czołowego w porównaniu z konfiguracją gładką („0”) uzyskano dla modelu samolotu w konfiguracji prze-



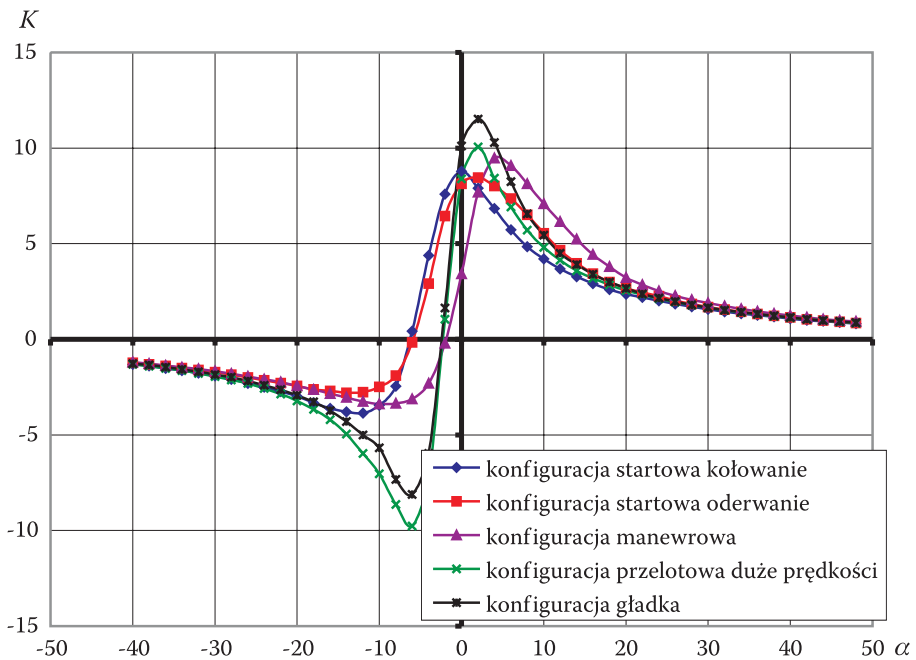
Rys. 14. Charakterystyka $C_{xa} = f(\alpha)$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]



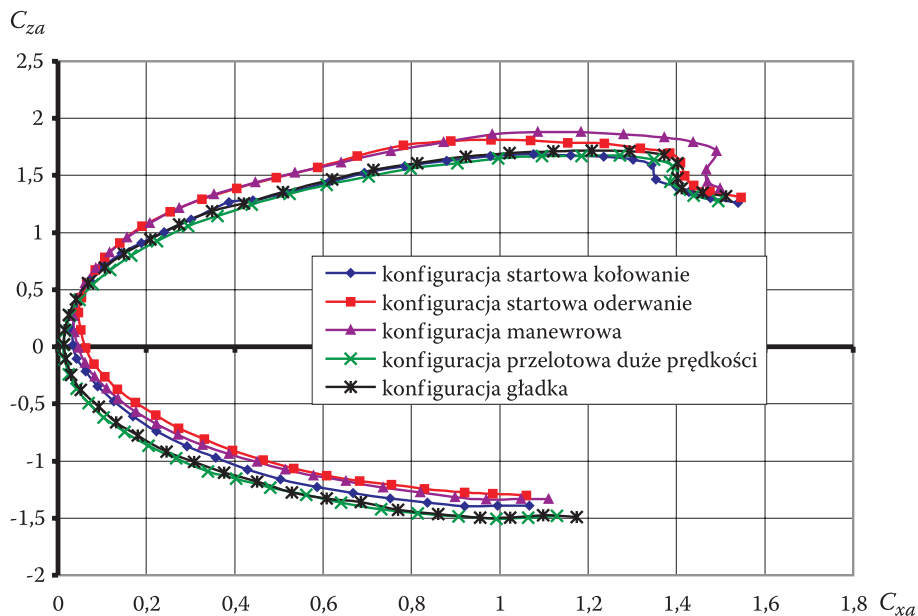
Rys. 15. Charakterystyka $C_{za} = f(\alpha)$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]



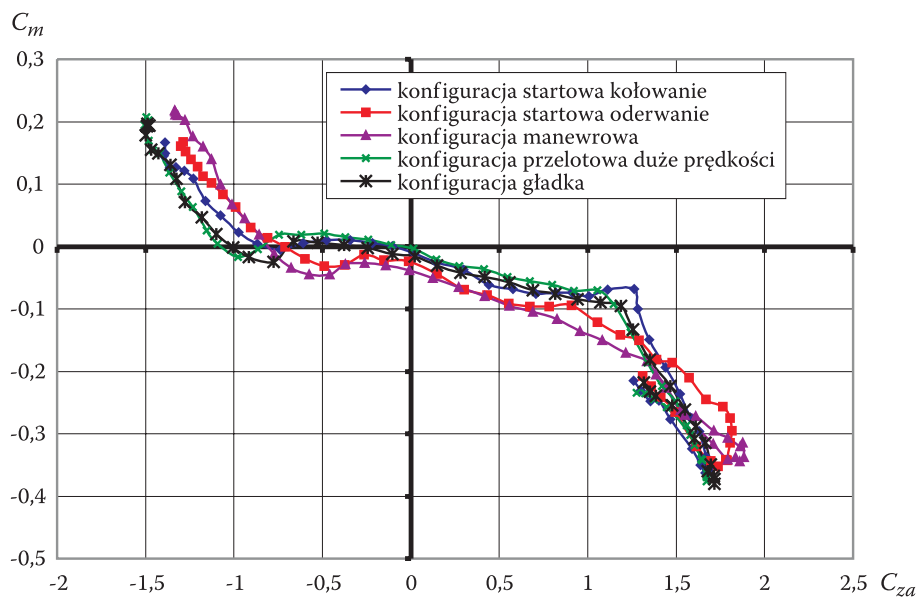
Rys. 16. Charakterystyka $C_m = f(\alpha)$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]



Rys. 17. Charakterystyka $K = f(\alpha)$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]



Rys. 18. Charakterystyka $C_{za} = f(C_{xa})$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]



Rys. 19. Charakterystyka $C_m = f(C_{za})$ samolotu F-16 w różnych konfiguracjach, wychylenie steru wysokości 0 [deg]

lotowej — duże prędkości („4”). Krzywe dla konfiguracji „0” i „4” praktycznie się pokrywają. Dla pozostałych konfiguracji obserwuje się znaczny wzrost minimalnej wartości współczynnika oporu czołowego, najbardziej dla konfiguracji startowej — oderwanie („2”).

Współczynnik siły nośnej $C_{za} = f(\alpha)$ (rysunek 15)

Wpływ mechanizacji skrzydła na współczynnik siły nośnej pokazano na wykresach $C_{za} = f(\alpha)$ na rysunku 15, zaś liczbowe wartości w charakterystycznych punktach tych krzywych zestawiono w tabeli 6.

TABELA 6

	Konfiguracja				
	0	1	2	3	4
$\alpha^\circ (C_{za} = 0)$	-2,5	-7	-5	-2	-2
$C_{za}(\alpha = 0^\circ)$	0,148	0,442	0,429	0,125	0,143
$-\alpha^\circ_{kr}$	-34	-40	-40	-38	-36
$C_{za \text{ min}}$	-1,497	-1,331	-1,301	-1,333	-1,505
α°_{kr}	34	30	28	34	36
$C_{za \text{ max}}$	1,717	1,683	1,813	1,882	1,673

Badane rodzaje mechanizacji skrzydła nie powodują jakościowej zmiany przebiegu krzywych $C_{za} = f(\alpha)$. Najbardziej zbliżony do przebiegu krzywej $C_{za} = f(\alpha)$ w konfiguracji gładkiej jest przebieg krzywej dla konfiguracji przelotowej („4”). Krzywe dla konfiguracji „0” i „4” praktycznie się pokrywają. Największe zmiany ilościowe obserwuje się dla konfiguracji startowej na zakresie „oderwanie” („2”) i na zakresie „kołowanie” („1”).

Współczynnik momentu pochylającego $C_m = f(\alpha)$ (rysunek 16)

i $C_m = f(C_{za})$ (rysunek 19)

Przebiegi współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia $C_m = f(\alpha)$ pokazano na rysunku 16, zaś w funkcji współczynnika siły nośnej $C_m = f(C_{za})$ — na rysunku 19. Ponieważ jakościowo przebiegi te dla poszczególnych konfiguracji skrzydeł są do siebie zbliżone w celu pokazania wpływu ilościowego zestawiono w tabeli 7 liczbowe wartości współczynnika momentu pochylającego C_m w charakterystycznych punktach krzywych $C_m = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$.

TABELA 7

	Konfiguracja				
	0	1	2	3	4
$C_m(\alpha = 0^\circ)$	-0,030	-0,062	-0,078	-0,051	-0,020
$C_m(\alpha = -20^\circ)$	0,020	0,004	0,014	0,045	0,004
$C_m(\alpha = 20^\circ)$	-0,181	-0,194	-0,210	-0,227	-0,186
$\alpha^\circ(C_m = 0)$	-18 -12 -7	-8	-18	-17	-19
$C_{za}(C_m = 0)$	-1,005 -0,662 -0,300	-0,103	-0,712	-0,810	-1,050

Z analizy przebiegu krzywych $C_m = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$ oraz wartości liczbowych przedstawionych w powyższej tabeli wynika, że badane rodzaje mechanizacji jakościowo nie zmieniają przebiegu tych charakterystyk, obserwuje się jedynie zmiany ilościowe. Najbardziej zbliżone do siebie są krzywe dla konfiguracji gładkiej („0”) i konfiguracji przelotowej („4”).

Doskonałość aerodynamiczna $K = f(\alpha)$ (rysunek 17) i biegunowa modelu samolotu $C_{za} = f(C_{xa})$ (rysunek 18)

Przebiegi doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia $K = f(\alpha)$, dla badanych konfiguracji układów skrzydeł modelu przedstawiono na rysunku 17, zaś liczbowe wartości w ekstremalnych punktach — w tabeli 8.

TABELA 8

	Konfiguracja				
	0	1	2	3	4
$-\alpha^\circ_{opt}$	-6	-12	-14	-10	-6
K_{min}	-8,120	-3,867	-2,795	-3,382	-9,761
α°_{opt}	2	0	2	4	2
K_{max}	11,516	8,776	8,460	9,467	10,056

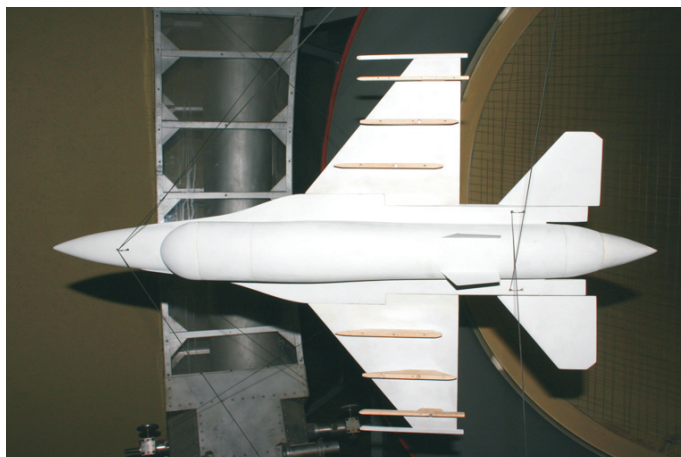
Wpływ mechanizacji skrzydła na przebiegi doskonałości aerodynamicznej badanego modelu widoczny jest w zakresie kątów natarcia od $\alpha = -30^\circ$ do $\alpha = 30^\circ$. Najbardziej zbliżony do modelu w konfiguracji gładkiej, z punktu widzenia ekstremalnych wartości, jest przebieg $K = f(\alpha)$ dla modelu w konfiguracji przelotowej, zaś najmniej korzystny jest przebieg dla konfiguracji startowych („1” i „2”).

Wpływ badanych konfiguracji skrzydła na przebieg biegunowej modelu samolotu pokazano na rysunku 18.

5. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu z uwzględnieniem podwieszeń zewnętrznych

Badanie wpływu podwieszeń zewnętrznych na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 wykonano dla warunków podanych w punkcie 1, dla następujących konfiguracji:

1. model samolotu z belkami do mocowania podwieszeń (fot. 6);
2. model samolotu z dwoma zbiornikami paliwa (fot. 7);
3. model samolotu z modelami rakiet AIM-120 i AIM-9 (fot. 8);
4. model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9 i bombami (fot. 9);
5. model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9, bomb i podwieszanych zbiorników paliwa (fot. 10);
6. model samolotu ze zbiornikami konforemnymi (nadskrzydłowymi) (fot. 11).



Fot. 6. Model samolotu z belkami do mocowania podwieszeń



Fot. 7. Model samolotu z dwoma zbiornikami paliwa



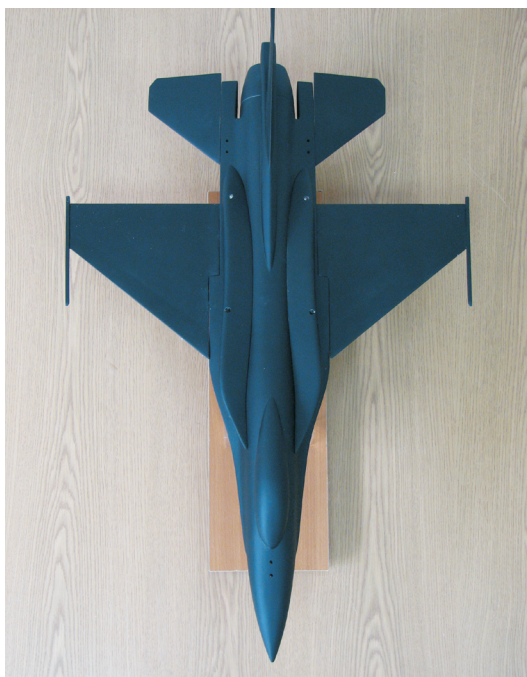
Fot. 8. Model samolotu z modelami rakiet AIM-120 i AIM-9



Fot. 9. Model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9 i bombami

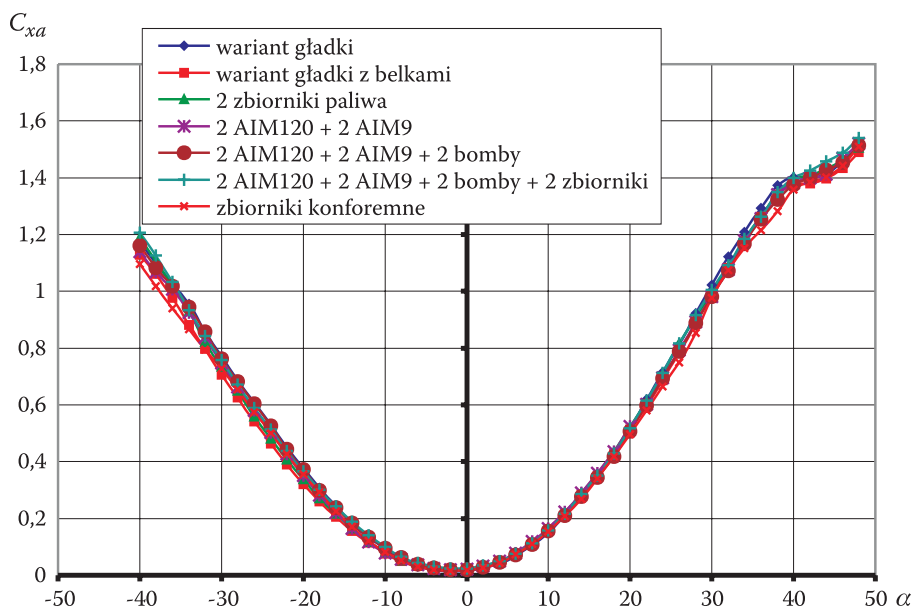
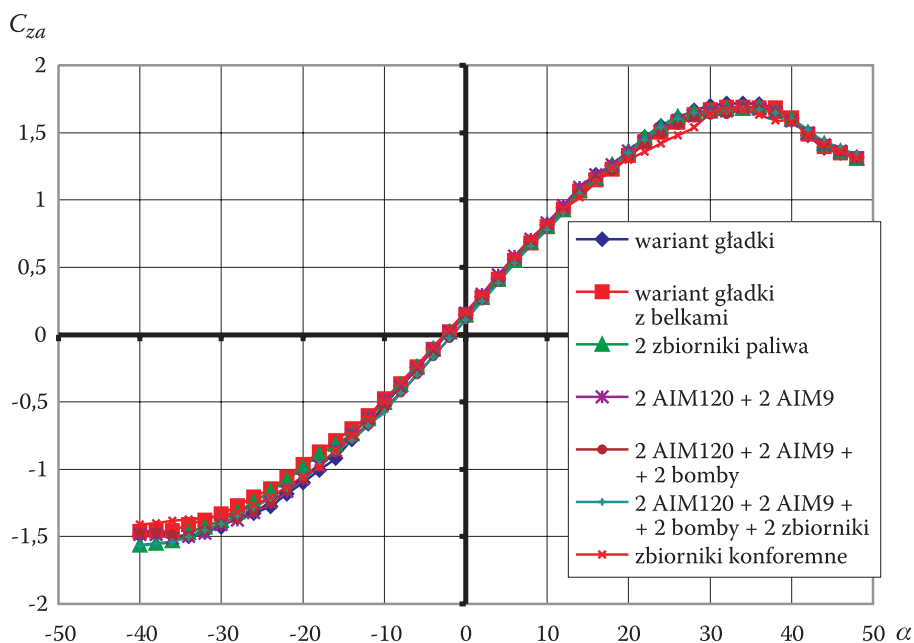


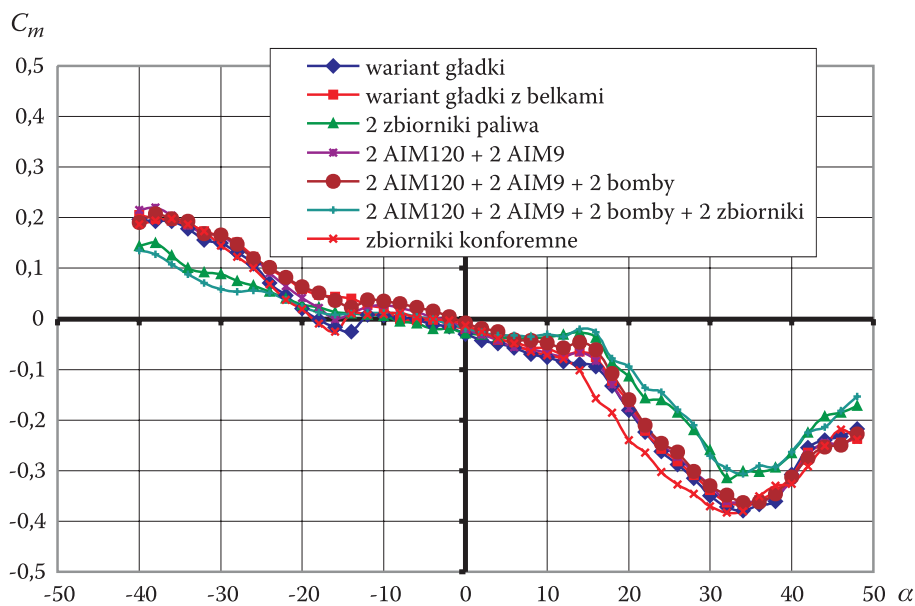
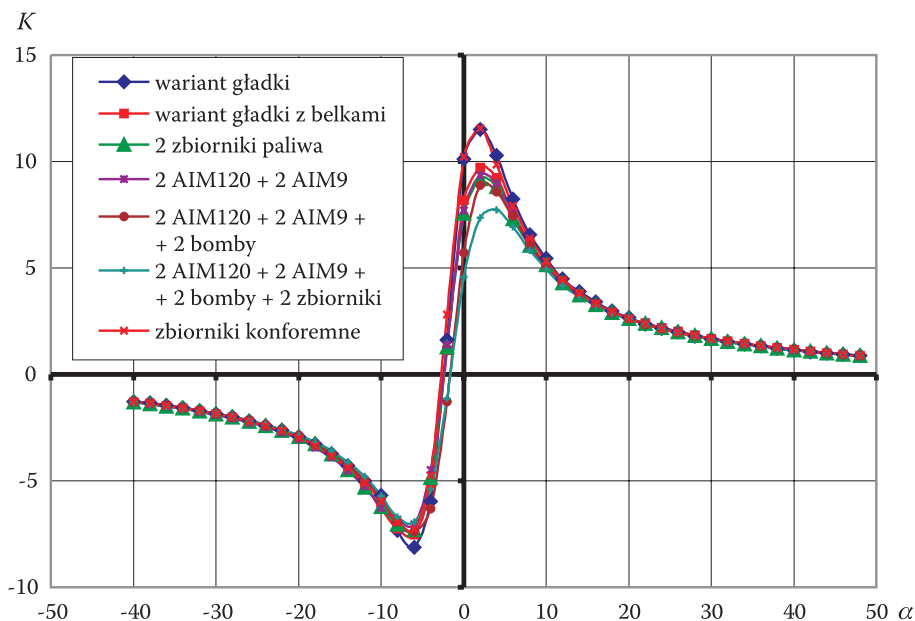
Fot. 10. Model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9, bomb i podwieszanych zbiorników paliwa

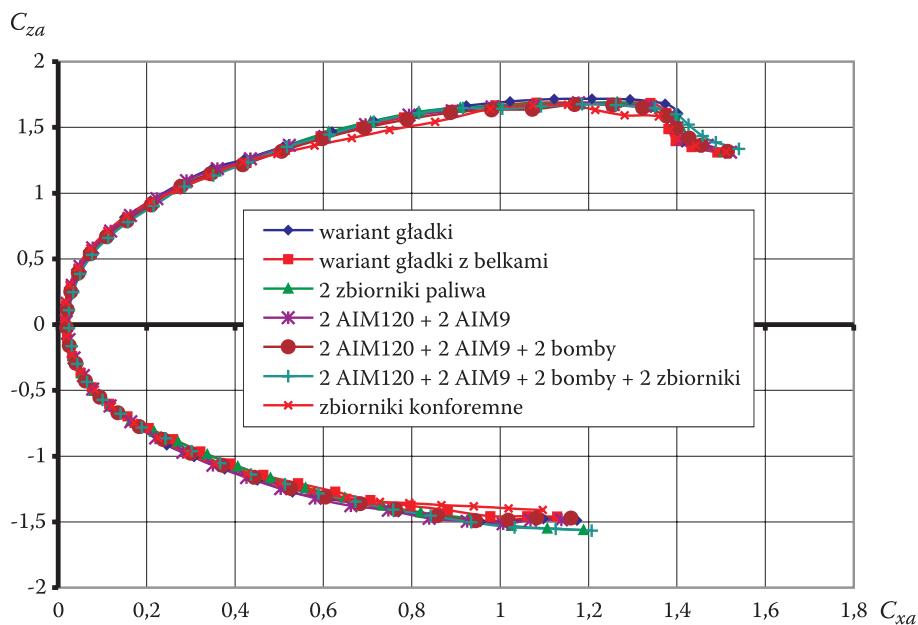


Fot. 11. Model samolotu ze zbiornikami konforemnymi (nadskrzydłowymi)

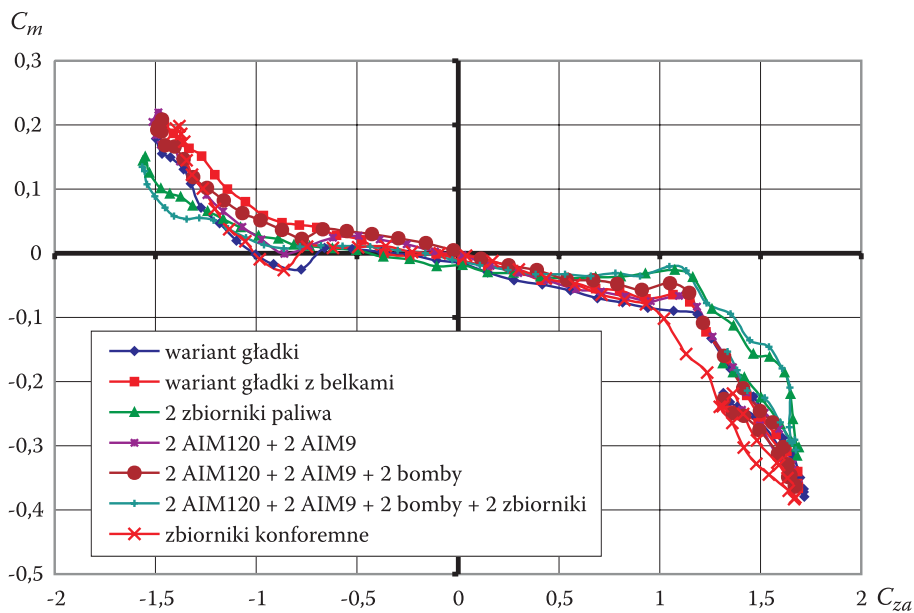
W celu dokonania analizy wpływu podwieszeń zewnętrznych na charakterystyki aerodynamiczne, wykonano zbiorcze wykresy, na które naniesiono charakterystyki dla powyższych konfiguracji i charakterystyki modelu w konfiguracji gładkiej (fot. 1, rys. 2-7). Przedstawiono je w kolejności: $C_{xa} = f(\alpha)$ (rys. 20), $C_{za} = f(\alpha)$ (rys. 21), $C_m = f(\alpha)$ (rys. 22), $K = f(\alpha)$ (rys. 23), $C_{za} = f(C_{xa})$ (rys. 24) i $C_m = f(C_{za})$ (rys. 25).

Rys. 20. Wpływ podwieszeń na charakterystykę $C_{xa} = f(\alpha)$ modelu samolotu F-16Rys. 21. Wpływ podwieszeń na charakterystykę $C_{za} = f(\alpha)$ modelu samolotu F-16

Rys. 22. Wpływ podwieszń na charakterystykę $C_m = f(\alpha)$ modelu samolotu F-16Rys. 23. Wpływ podwieszń na charakterystykę $K = f(\alpha)$ modelu samolotu F-16



Rys. 24. Wpływ podwieszeń na biegunową modelu samolotu F-16

Rys. 25. Wpływ podwieszeń na charakterystykę $C_m = f(C_{za})$ modelu samolotu F-16

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\alpha)$ (rysunek 20)

Badane konfiguracje podwieszonych zewnętrznych nie mają wpływu na jakościowe przebiegi współczynnika oporu czołowego w funkcji kąta natarcia. Liczbowe wartości tego współczynnika w charakterystycznych punktach, dla poszczególnych badanych wariantów zestawiono w tabeli 9.

TABELA 9

Konfiguracja	Gładka	1	2	3	4	5	6
$\alpha^\circ(C_{xa \min})$	-2	-2	-2	-2	-2	-1	-2°
$C_{xa \min}$	0,0136	0,0166	0,0172	0,0185	0,0190	0,0214	0,0148
$C_{xa} (\alpha = -40^\circ)$	1,174	1,129	1,189	1,139	1,1603	1,207	1,0961
$C_{xa} (\alpha = 40^\circ)$	1,402	1,376	1,395	1,382	1,378	1,398	1,359

Z analizy przebiegów krzywych $C_{xa} = f(\alpha)$ i powyższej tabeli wynika, że minimalne wartości współczynnika oporu czołowego występują na kącie natarcia $\alpha \approx -2^\circ$, a wartości $C_{xa \min}$ wzrastają w miarę zwiększania ilości podwieszonych zewnętrznych, osiągając największe wartości dla konfiguracji „5”. Przebiegiem najbardziej zbliżonym do przebiegu dla konfiguracji gładkiej jest krzywa $C_{xa} = f(\alpha)$ dla modelu ze zbiornikami konforemnymi.

Współczynnik siły nośnej $C_{za} = f(\alpha)$ (rysunek 21)

Wpływ podwieszonych zewnętrznych na charakterystyki $C_{za} = f(\alpha)$ pokazano na rysunku 21, a w tabeli 10 przedstawiono wielkości liczbowe dla charakterystycznych kątów natarcia.

TABELA 10

Konfiguracja	Gładka	1	2	3	4	5	6
$\alpha^\circ_0(C_{za} = 0)$	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-1,5	-1,5	-2,5
$C_{za} (\alpha = 0)$	0,148	0,147	0,148	0,161	0,115	0,110	0,167
$-\alpha^\circ_{kr}$	-34	-40	-40	-36	-34	-40	-40
$C_{za \min}$	-1,497	-1,460	-1,563	-1,514	-1,492	-1,567	-1,410
α°_{kr}	34	34	36	34	34	34	34
$C_{za \max}$	1,717	1,688	1,692	1,687	1,674	1,677	1,672

Jak widać z przebiegu charakterystyk $C_{za} = f(\alpha)$ i tabeli 10, wpływ podwieszeń zewnętrznych na przebiegi $C_{za} = f(\alpha)$ w porównaniu z konfiguracją gładką jest stosunkowo nieznaczny, więc stosowanie podwieszeń zewnętrznych nie pogarsza zdecydowanie własności nośnych badanego modelu.

Współczynnik momentu pochylającego $C_m = f(\alpha)$ (rysunek 22) i $C_m = f(C_{za})$ (rysunek 25)

Przebiegi współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia $C_m = f(\alpha)$ dla rozpatrywanych konfiguracji podwieszeń przedstawiono na rysunku 22, a w funkcji współczynnika siły nośnej $C_m = f(C_{za})$ — na rysunku 25. Liczbowe wartości C_m dla wybranych, charakterystycznych punktów przedstawiono w tabeli 11.

TABELA 11

Konfiguracja	Gładka	1	2	3	4	5	6
$C_m(\alpha = 0^\circ)$	-0,030	-0,020	-0,030	-0,020	-0,0083	-0,019	-0,013
$C_m(\alpha = -20^\circ)$	0,020	0,059	0,027	0,041	0,063	0,0242	0,019
$C_m(\alpha = 20^\circ)$	-0,181	-0,164	-0,113	-0,177	-0,160	-0,095	-0,224
$\alpha^\circ(C_m = 0)$	-18 -12 -7	-8	-9	-3	-1	-4	-3,5
$C_{za}(C_m = 0)$	-1,005 -0,662 -0,300	-0,367	-0,440	-0,065	-0,665	-0,169	-0,60

Z analizy przebiegu krzywych $C_m = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$ i tabeli 11 wynika, że zastosowanie podwieszeń zewnętrznych w nieznacznym stopniu zmniejsza stateczność statyczną podłużną badanego modelu, powodując zmniejszenie pochylenia krzywych $C_m = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_{za})$, czyli zmniejszenie pochodnych $\partial C_m / \partial \alpha$ i $\partial C_m / \partial C_{za}$.

Doskonałość aerodynamiczna $K = f(\alpha)$ (rysunek 23) i biegunowa modelu samolotu F-16 (rysunek 24)

Wpływ podwieszeń zewnętrznych na doskonałość aerodynamiczną badanego modelu samolotu pokazano na rysunku 23, zaś na biegunową — na rysunku 24. W tabeli 12 zestawiono optymalne i ekstremalne wartości liczbowe dotyczące doskonałości aerodynamicznej badanego modelu.

TABELA 12

Konfiguracja	Gładka	1	2	3	4	5	6
$-\alpha^{\circ}_{\text{opt}}$	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6
K_{min}	-8,120	-7,519	-7,314	-7,035	-7,400	-6,929	-7,420
$\alpha^{\circ}_{\text{opt}}$	2	2	2	2	2	4	2
K_{max}	11,516	9,712	9,166	9,338	8,906	7,715	11,006

Jak widać z wykresów na rysunku 23, ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej na ujemnych kątach natarcia dla wszystkich badanych konfiguracji modelu samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi występują na kącie natarcia $\alpha \approx -6^{\circ}$ i zmniejszają się wraz ze wzrostem liczby podwieszeń zewnętrznych. Na dodatnich kątach natarcia optymalny kąt natarcia jest równy $\alpha_{\text{opt}} \approx 2^{\circ}$, a maksymalna doskonałość aerodynamiczna maleje wraz ze wzrostem liczby podwieszeń. W porównaniu do modelu w konfiguracji gładkiej, najbardziej zbliżony przebieg charakterystyki $K = f(\alpha)$ posiada model samolotu ze zbiornikami konforemnymi („6”). Główną przyczyną spadku doskonałości aerodynamicznej jest wzrost współczynnika oporu czołowego dla kolejnych konfiguracji podwieszeń.

Podwieszenia zewnętrzne nie wnoszą jakościowego wpływu na przebieg biegunowej dla badanych konfiguracji modelu samolotu z podwieszeniami (rys. 24). Ilościowy wpływ objawia się głównie z powodu intensywniejszego wpływu wzrostu współczynnika oporu czołowego w porównaniu do nieznacznej zmiany współczynnika siły nośnej.

7. Wnioski

1. Badanie charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu F-16, zaprojektowanego i wykonanego w Instytucie Techniki Lotniczej WAT, jest wstępnym etapem prac nad aerodynamiką i dynamiką ruchu samolotu F-16.
2. Uzyskane wyniki badań eksperymentalnych podstawowych charakterystyk modelu samolotu będą podstawą do numerycznych obliczeń charakterystyk aerodynamicznych samolotu, niezbędnych do badania dynamiki jego ruchu.

Artykuł wpłynął do redakcji 23.05.2006 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w październiku 2006 r.

LITERATURA

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

A. OLEJNIK, A. KRZYŻANOWSKI, S. KACHEL, M. FRANT,
W. MAKOWSKI, C. SKRODZKI

Experimental aerodynamic characteristics of F-16 aircraft model in symmetric flow

Abstract. The results of experimental investigations of aerodynamic characteristics of F-16 aircraft model have been presented. The investigations have been performed for aircraft model under plain configuration in cases of: the whole model of aircraft, isolated fuselage, fuselage with wings and fuselage with horizontal tail. Influence of horizontal tail displacement, wing mechanization, external stores and conformal fuel tanks on aerodynamic characteristics of model has been examined.

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

Universal Decimal Classification: 533.6.013