



## Doświadczalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie niesymetrycznym

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

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

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono wyniki badań aerodynamicznych modelu F-16 w tunelu aerodynamicznym, przy opływie niesymetrycznym, tzn. ze ślizgiem. Badania wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji „gładkie” dla przypadków: całego samolotu, kadłuba, kadłuba ze skrzydłem, kadłuba z usterzeniem poziomym. Zbadano wpływ wychylenia usterzenia poziomego, wpływ mechanizacji skrzydła, wpływ podwieszonych zewnętrznych oraz wpływ zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu w zakresie kątów ślizgu od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$ .

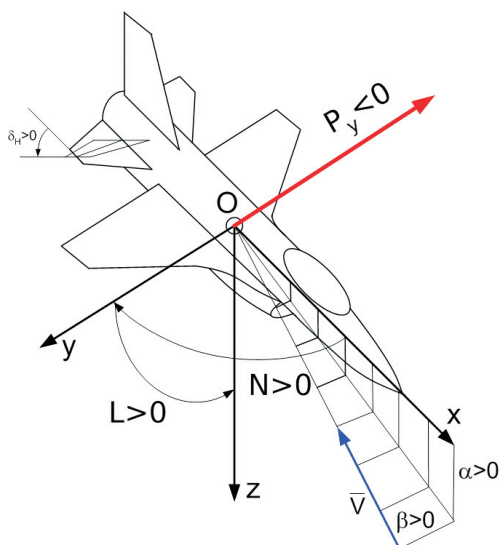
**Słowa kluczowe:** aerodynamika, tunel aerodynamiczny, opływ modelu samolotu, charakterystyki aerodynamiczne

**Symbole UKD:** 533.6.013

### 1. Uwagi ogólne

Niniejsza praca stanowi kontynuację badań charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu F-16 przedstawionych w [4], dla przypadku opływu modelu samolotu przy różnych kątach ślizgu i ustalonych kątach natarcia.

Ruch samolotu pod działaniem siły  $P_y$  oraz momentu odchylającego  $N$  i przechylającego  $L$  przyjęto nazywać **ruchem bocznym**, a stateczność i sterowność w tym ruchu odpowiednio: **boczną statecznością** i **boczną sterownością**. Nazwa „ruch boczny” obejmuje przemieszczenie samolotu w kierunku osi  $Oy$  (przemieszczenie boczne) i jego obrót wokół osi  $Ox$  i  $Oz$ . Oznaczenia kątów wychyleń organów sterowania oraz kierunki sił i momentów pokazano na rysunku 1.



Rys. 1. Kierunki wychylenia organów sterowania oraz sił i momentów bocznych

Siłę boczną  $P_y$  przyjmuje się za dodatnią, gdy jest skierowana zgodnie z dodatnim zwrotem osi  $Oy$ . Moment odchylający  $N$  jest dodatni, gdy powoduje ruch prawego skrzydła do tyłu. Moment przechylający  $L$  jest dodatni, gdy powoduje obrót samolotu prawym skrzydłem w dół.

Podstawową przyczyną powstawania siły bocznej i momentów bocznych jest ślizg, to jest niesymetryczny, „skośny” opływ samolotu. Kąt ślizgu  $\beta$  jest to kąt zawarty między wektorem prędkości  $\vec{V}$  a płaszczyzną symetrii samolotu  $Oxz$ . Jest on dodatni, gdy składowa wektora prędkości  $\vec{V}$  wzdłuż osi poprzecznej  $Oy$  jest dodatnia. Wielkość siły bocznej i momentów bocznych można regulować, zmieniając położenie organów sterowania: lotek i steru kierunku. Za dodatnie kąty wychylenia organów sterowania przyjmuje się takie, w wyniku których powstają ujemne momenty (prawa lotka w dół, lewa do góry, ster kierunku w lewo). Momenty boczne mogą ulegać zmianie przy istnieniu niesymetrycznego ciągu, asymetrii geometrycznej samolotu i z innych powodów.

Widok badanego modelu w skali 1:19 zawieszono w przestrzeni pomiarowej tunelu do badań w opływie niesymetrycznym pokazano na fotografii 1.

W niniejszej pracy przedstawiono wybrane wyniki badań doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu w skali 1:19 przy zamkniętym kanale wlotowym do silnika i stożku wylotowym w opływie niesymetrycznym.

Metodykę i program obliczeń charakterystyk aerodynamicznych opracowano w oparciu o [1-3].

Badania przeprowadzono dla modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” (stery, elementy mechanizacji skrzydeł, hamulce aerodynamiczne w położeniu niewychy-



Fot. 1. Model samolotu F-16 w tunelu aerodynamicznym do badań w opływie niesymetrycznym

lonym, podwozie schowane, bez podwieszonych zewnętrznych) dla przypadków: całego modelu samolotu, kadłuba, kadłuba ze skrzydłem, kadłuba z usterzeniem poziomym. Zbadano wpływ wychylenia stabilizatora poziomego (usterzenia poziomego), wpływ mechanizacji skrzydeł przy niewychylonym usterzeniu poziomym (konfiguracje: startowa — kołowanie, startowa — oderwanie, manewrowa, przelotowa — duże prędkości), wpływ podwieszonych zewnętrznych (zbiorniki podwieszane na paliwo i warianty uzbrojenia), wpływ zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu przy opływie niesymetrycznym. Powyższe badania wykonano dla „czystego” opływu niesymetrycznego (przy kącie natarcia  $\alpha = 0^\circ$ ). Wykonano także badania przy ustalonych kątach natarcia od  $\alpha = -40^\circ$  do  $\alpha = 40^\circ$  co  $5^\circ$ . Badania te wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” i dla modelu w konfiguracji z pełnym kompletem podwieszonych zewnętrznych, tj. ze zbiornikami podwieszanymi i kompletem uzbrojenia. Badania te przeprowadzono również dla czterech konfiguracji mechanizacji skrzydła.

Wszystkie badania wykonano dla kątów ślizgu w zakresie od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$  co  $2^\circ$ . Pomiary wykonano przy ciśnieniu prędkości  $q = 1000 \text{ Pa}$  ( $V \approx 40 \text{ m/s}$ ) i liczbie Reynoldsa  $Re \approx 5 \cdot 10^5$ . Współczynniki aerodynamiczne odniesione są do powierzchni nośnej modelu samolotu  $S = 0,0698 \text{ m}^2$  i rozpiętości skrzydeł modelu  $l = 0,4725 \text{ m}$ . Model samolotu zawieszono w przestrzeni pomiarowej tunelu tak, aby oś momentów wagi aerodynamicznej przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy samolotu ( $\chi_{\text{mod}} = 0,42 \text{ m}$  od noska kadłuba), a oś podłużna modelu samolotu pokrywała się z osią oporu wagi aerodynamicznej. Wyniki badań przedstawiono w postaci wykresów obrazujących przebiegi podstawowych charakterystyk aerodynamicznych, i tak:

- a)  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = \text{const})$  — współczynnik oporu czołowego w funkcji kąta ślizgu  $\beta$ , przy ustalonym kącie natarcia  $\alpha$ ,

- b)  $C_{ya} = f(\beta, \alpha = \text{const})$  — współczynnik siły bocznej w funkcji kąta ślizgu  $\beta$ , przy ustalonym kącie natarcia  $\alpha$ ,
- c)  $C_n = f(\beta, \alpha = \text{const})$  — współczynnik momentu odchylającego w funkcji kąta ślizgu  $\beta$ , przy ustalonym kącie natarcia  $\alpha$ .

Wybrane wyniki badań zostały przedstawione w niniejszej pracy.

## 2. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej”

Badania modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” (podwozie schowane, stery i elementy mechanizacji skrzydła oraz hamulce aerodynamiczne w położeniu niewychylonym, bez podwieszonych zewnętrznych) przy opływie niesymetrycznym przeprowadzono dla warunków podanych w punkcie 1.

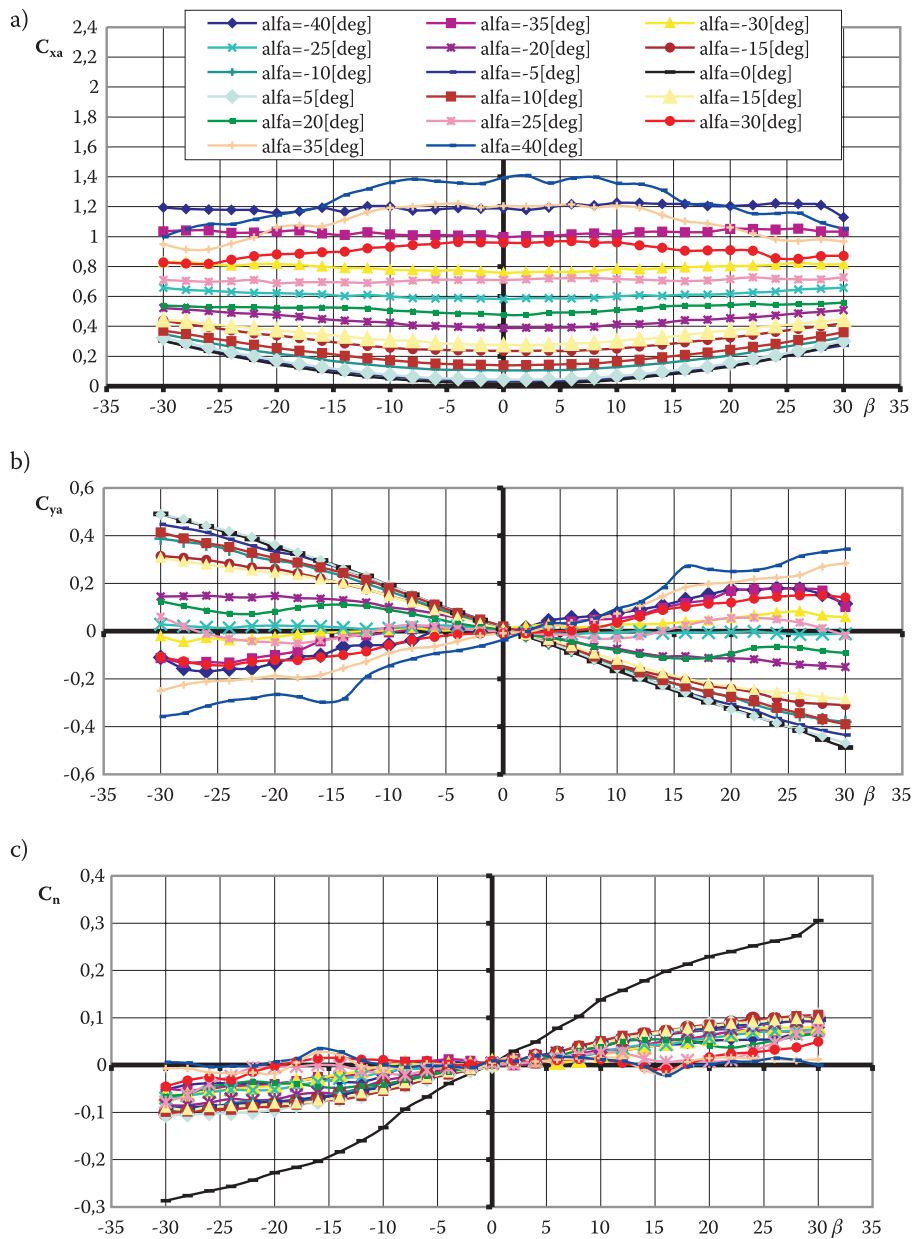
Wykonano je dla kątów ślizgu w zakresie  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$  co  $2^\circ$ , przy ustalonych kątach natarcia:  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = \pm 5^\circ$ ,  $\alpha = \pm 10^\circ$ ,  $\alpha = \pm 15^\circ$ ,  $\alpha = \pm 20^\circ$ ,  $\alpha = \pm 25^\circ$ ,  $\alpha = \pm 30^\circ$ ,  $\alpha = \pm 35^\circ$ ,  $\alpha = \pm 40^\circ$ .

Widok modelu w konfiguracji „gładkiej”, zawieszony w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego pokazano na fotografii 2.



Fot. 2. Model samolotu w konfiguracji „gładkiej” zawieszony w tunelu

Przebiegi charakterystyk bocznych modelu samolotu w funkcji kąta ślizgu, przy ustalonych kątach natarcia pokazano na rysunku 2 (2a — współczynnik oporu czołowego, 2b — współczynnik siły bocznej, 2c — współczynnik momentu odchylającego).



Rys. 2. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w konfiguracji „gładkiej”

### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$ — rysunek 2a

Krzywe współczynników oporu czołowego  $C_{xa}$  w funkcji kąta ślizgu  $\beta$ , dla kątów  $|\alpha| < 25^\circ$  mają kształt paraboliczny. W miarę wzrostu kąta natarcia (co do bezwzględnej wartości) krzywe te przemieszczają się do góry a ich krzywizna maleje (krzywe spłaszczają się). Na kątach natarcia  $|\alpha| > 25^\circ$ , to jest na kątach okołokrytycznych i nadkrytycznych zmienia się kierunek krzywizny paraboli. Charakterystyczne jest to, że na dodatnich kątach natarcia przemieszczenia krzywych  $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$  są większe niż na ujemnych kątach natarcia. Wartości liczbowe współczynnika oporu czołowego w charakterystycznych punktach ( $\beta = -30^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$ ,  $\beta = 30^\circ$ ) dla badanych kątów natarcia zestawione są w tabeli 1.

TABELA 1

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0
-30	1,195	1,036	0,828	0,658	0,523	0,441	0,349	0,303	0,304
0	1,188	0,998	0,758	0,582	0,389	0,236	0,105	0,034	0,018
30	1,129	1,033	0,816	0,659	0,509	0,421	0,327	0,274	0,289

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	5	10	15	20	25	30	35	40
-30	0,372	0,372	0,442	0,539	0,711	0,828	0,950	0,999
0	0,140	0,140	0,275	0,478	0,709	0,959	1,204	1,394
30	0,360	0,360	0,446	0,558	0,729	0,872	0,969	1,051

### Współczynnik siły bocznej $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$ — rysunek 2b

Przebiegi współczynnika siły bocznej  $C_{ya}$  w funkcji kąta ślizgu  $\beta$  dla kątów natarcia  $|\alpha| < 20^\circ$  są typowe dla samolotów. Pochylenie krzywych  $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$  jest ujemne ( $\partial C_{ya} / \partial \beta < 0$ ). Charakterystyczne jest to, że dla tego zakresu kąta natarcia pochylenie krzywych  $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$  maleje. Dla kątów natarcia  $|\alpha| > 20^\circ$  pochodna  $\partial C_{ya} / \partial \beta$  zmienia znak ( $\partial C_{ya} / \partial \beta > 0$ ). Intensywność wzrostu tej pochodnej jest większa na dodatnich kątach natarcia. Na okołokrytycznych i nadkrytycznych kątach natarcia ( $|\alpha| > 30^\circ$ ) przebiegi tych krzywych są coraz bardziej nieliniowe.

Wielkości liczbowe współczynnika siły bocznej  $C_{ya}$  dla wybranych kątów ślizgu przedstawiono w tabeli 2.

TABELA 2

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0
-30	-0,111	-0,112	-0,022	0,029	0,145	0,315	0,387	0,448	0,491
0	-0,009	0,017	0,014	0,004	0,016	0,006	0,007	0,014	0,015
30	0,115	0,101	0,059	-0,012	-0,150	-0,310	-0,380	-0,435	-0,488

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	5	10	15	20	25	30	35	40
-30	0,488	0,413	0,307	0,124	0,060	-0,107	-0,250	-0,358
0	0,015	0,019	0,008	0,003	-0,002	-0,011	-0,009	-0,037
30	-0,469	-0,390	-0,285	-0,091	-0,019	0,141	0,285	0,343

### Współczynnik momentu odchylającego $C_n = f(\beta, \alpha)$ — rysunek 2c

Krzywe współczynnika momentu odchylającego dla kątów natarcia  $|\alpha| < 20^\circ$  mają podobne przebiegi. Pochylenie krzywych  $C_n = f(\beta, \alpha)$  dla tego przedziału kątów natarcia w całym zakresie kątów ślizgu jest dodatnie ( $\partial C_n / \partial \beta > 0$ ), co świadczy o stateczności statycznej kierunkowej badanego modelu. Na większych co do bezwzględnej wartości kątach natarcia, czyli na kątach okołokrytycznych i nadkrytycznych, w wyniku oderwania strumienia przebiegi stają się nieregularne i w pewnych zakresach kątów ślizgu model traci stateczność statyczną kierunkową ( $\partial C_n / \partial \beta < 0$ ). Wraz ze wzrostem kąta natarcia pochylenie tych krzywych zmniejsza się, więc pochodna  $\partial C_n / \partial \beta$  także maleje. Do ilościowej oceny wpływu kąta natarcia na przebiegi krzywych  $C_n = f(\beta, \alpha)$ , w tabeli 3 zestawiono wartości liczbowe współczynnika momentu odchylającego dla wybranych kątów ślizgu.

TABELA 3

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0
-30	-0,052	-0,050	-0,062	-0,070	-0,085	-0,102	-0,094	-0,090	-0,105
0	-0,002	0,001	0,008	0,004	0,004	0,004	0,004	0,002	0,001
30	0,068	0,070	0,080	0,076	0,091	0,099	0,096	0,096	0,111

$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	5	10	15	20	25	30	35	40
-30	-0,107	-0,099	-0,090	-0,066	-0,078	-0,045	-0,007	0,006
0	-0,002	-0,0003	-0,002	-0,002	0,002	0,009	0,005	0,009
30	0,106	0,106	0,097	0,066	0,073	0,049	0,012	-0,0003



### 3. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu wychylenia stabilizatora poziomego

Badanie wpływu wychylenia stabilizatora poziomego na charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu wykonano dla modelu w konfiguracji „gładkiej”. Badania te wykonano dla warunków przepływu podanych w punkcie 1, w zakresie kątów ślizgu od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$  co  $2^\circ$ , przy kącie natarcia  $\alpha = 0^\circ$  oraz dla kątów wychylenia stabilizatora  $\delta_H = 0^\circ$ ,  $\delta_H = \pm 10^\circ$ ,  $\delta_H = \pm 20^\circ$ ,  $\delta_H = \pm 30^\circ$ . Przebiegi współczynników aerodynamicznych  $C_{xa} = f(\beta, \delta_H)$ ,  $C_{ya} = f(\beta, \delta_H)$ ,  $C_n = f(\beta, \delta_H)$  pokazano na rysunku 3.

#### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \delta_H, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 3a

Wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebieg współczynnika oporu czołowego modelu samolotu w opływie niesymetrycznym pokazano na rysunku 3a. Dla wszystkich badanych kątów wychylenia stabilizatora poziomego, krzywe  $C_{xa} = f(\beta, \delta_H)$  mają przebieg paraboliczny względem osi  $C_{xa}$ . Wraz ze wzrostem, co do wartości bezwzględnej, kąta wychylenia stabilizatora, krzywe wartości  $C_{xa}$  przemieszczają się do góry (z wyjątkiem krzywej dla  $\delta_H = -10^\circ$ ), przy czym parabole te spłaszczają się. Na dodatnich kątach wychylenia stabilizatora przemieszczenia krzywych  $C_{xa} = f(\beta, \delta_H)$  w górę są znacznie większe niż dla ujemnych kątów  $\delta_H$ . Do ilościowej oceny wpływu wychylenia stabilizatora, w tabeli 4 zestawiono wartości liczbowe współczynników oporu czołowego  $C_{xa}$ , dla poszczególnych kątów wychylenia stabilizatora  $\delta_H$  i dla charakterystycznych kątów ślizgu:  $\beta = 0^\circ$ ,  $\beta = \pm 30^\circ$ .

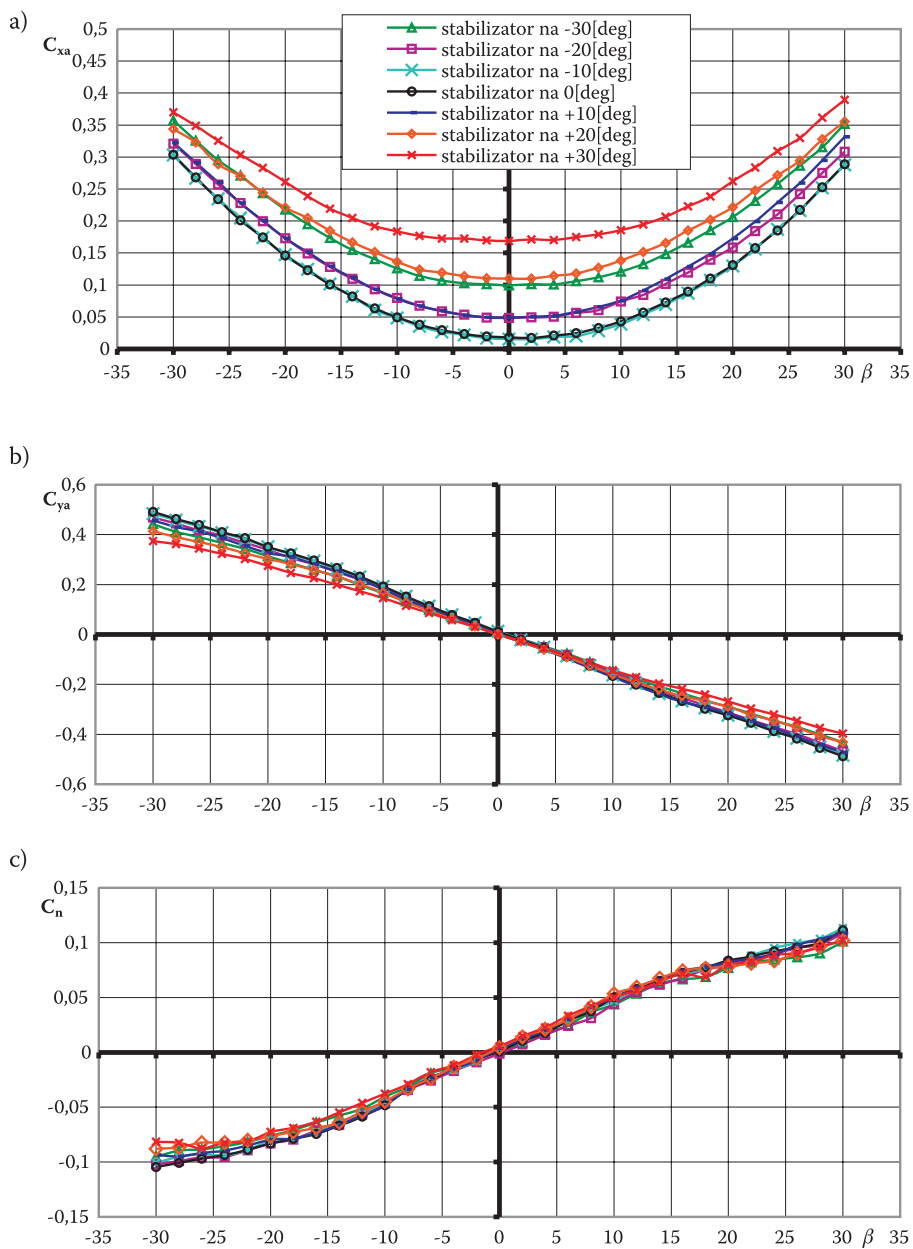
TABELA 4

$C_{xa} \backslash \delta_H$	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$0^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$
$C_{xa}(\beta = 0^\circ)$	0,099	0,049	0,015	0,018	0,049	0,110	0,169
$C_{xa}(\beta = -30^\circ)$	0,357	0,321	0,303	0,304	0,323	0,344	0,370
$C_{xa}(\beta = 30^\circ)$	0,352	0,308	0,288	0,289	0,332	0,355	0,390

#### Współczynnik siły bocznej $C_{ya} = f(\beta, \delta_H, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 3b

Wpływ wychylenia stabilizatora na przebiegi współczynnika siły bocznej przedstawiono na rysunku 3b. Przebiegi współczynnika  $C_{ya} = f(\beta, \delta_H)$  mają prawie liniowy charakter w całym badanym zakresie kątów ślizgu. Wpływ wychylenia stabilizatora na przebiegi krzywych  $C_{ya} = f(\beta, \delta_H)$  zwiększa się wraz ze wzrostem (co do bezwzględnej wartości) kąta ślizgu. Wartości liczbowe  $C_{ya}$  dla trzech charakterystycznych kątów ślizgu  $\beta$  podane są w tabeli 5.





Rys. 3. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym przy  $\alpha = 0$  i przy różnych kątach wychYLENIA stabilizatora

TABELA 5

$C_{ya} \backslash \delta_H$	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$0^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$
$C_{ya}(\beta = 0^\circ)$	0,011	0,0112	0,013	0,011	0,003	0,000	0,000
$C_{ya}(\beta = -30^\circ)$	0,442	0,469	0,484	0,491	0,456	0,413	0,374
$C_{ya}(\beta = 30^\circ)$	-0,433	-0,468	-0,484	-0,488	-0,472	-0,432	-0,397

Jak widać z analizy wykresów na rysunku 3b i wartości liczbowych zamieszczonych w tabeli 5, krzywe  $C_{ya} = f(\beta)$  obracają się w lewo względem krzywej dla stabilizatora niewychylonego ( $\delta_H = 0^\circ$ ). Obrót ten jest intensywniejszy przy dodatnich kątach wychylenia stabilizatora.

### Współczynnik momentu odchylającego $C_n = f(\beta, \delta_H, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 3c

Na rysunku 3c pokazano wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynnika momentu odchylającego  $C_n = f(\beta, \delta_H)$ , zaś w tabeli 6 — wartości liczbowe  $C_n$  dla poszczególnych kątów wychylenia stabilizatora, dla charakterystycznych kątów ślizgu:  $\beta = 0^\circ$ ,  $\beta = \pm 30^\circ$ .

TABELA 6

$C_n \backslash \delta_H$	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$0^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$
$C_n(\beta = 0^\circ)$	0,001	-0,001	0,003	0,001	0,003	0,004	0,005
$C_n(\beta = -30^\circ)$	-0,095	-0,102	-0,101	-0,105	-0,093	-0,088	-0,081
$C_n(\beta = 30^\circ)$	0,101	0,108	0,113	0,111	0,109	0,102	0,102

Jak widać z analizy przebiegu wykresów  $C_n = f(\beta, \delta_H)$  i wartości z tabeli 6, wpływ wychylenia stabilizatora poziomego na przebiegi współczynnika momentu odchylającego  $C_n$  jest nieznaczny. W całym zakresie kątów ślizgu pochodne  $\partial C_n / \partial \beta > 0$ , więc badany model samolotu jest stateczny statycznie kierunkowo.

Wychylenie stabilizatora w znaczący sposób wpływa na wzrost oporu czołowego badanego modelu i nieznacznie na siłę boczną  $P_{ya}$  i moment odchylający  $N$ .

#### 4. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu mechanizacji skrzydła

Badanie wpływu mechanizacji skrzydła przeprowadzono dla zakresu kątów ślizgu od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$  co  $2^\circ$ , przy kątach natarcia:  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = \pm 10^\circ$ ,  $\alpha = \pm 20^\circ$ ,  $\alpha = \pm 30^\circ$ ,  $\alpha = \pm 35^\circ$ ,  $\alpha = \pm 40^\circ$ , przy niewychyłonych sterach i ciśnieniu prędkości  $q = 1000$  Pa.

Wykonano je dla następujących konfiguracji skrzydła z zastosowaniem mechanizacji, które odpowiadają odpowiednim fazom lotu samolotu:

1. konfiguracja startowa — kołowanie — fot. 3;
2. konfiguracja startowa — oderwanie — fot. 4;
3. konfiguracja manewrowa — fot. 5;
4. konfiguracja przelotowa — duże prędkości — fot. 6.



Fot. 3. Model samolotu w konfiguracji startowej — kołowanie



Fot. 4. Model samolotu w konfiguracji startowej — oderwanie



Fot. 5. Model samolotu w konfiguracji manewrowej

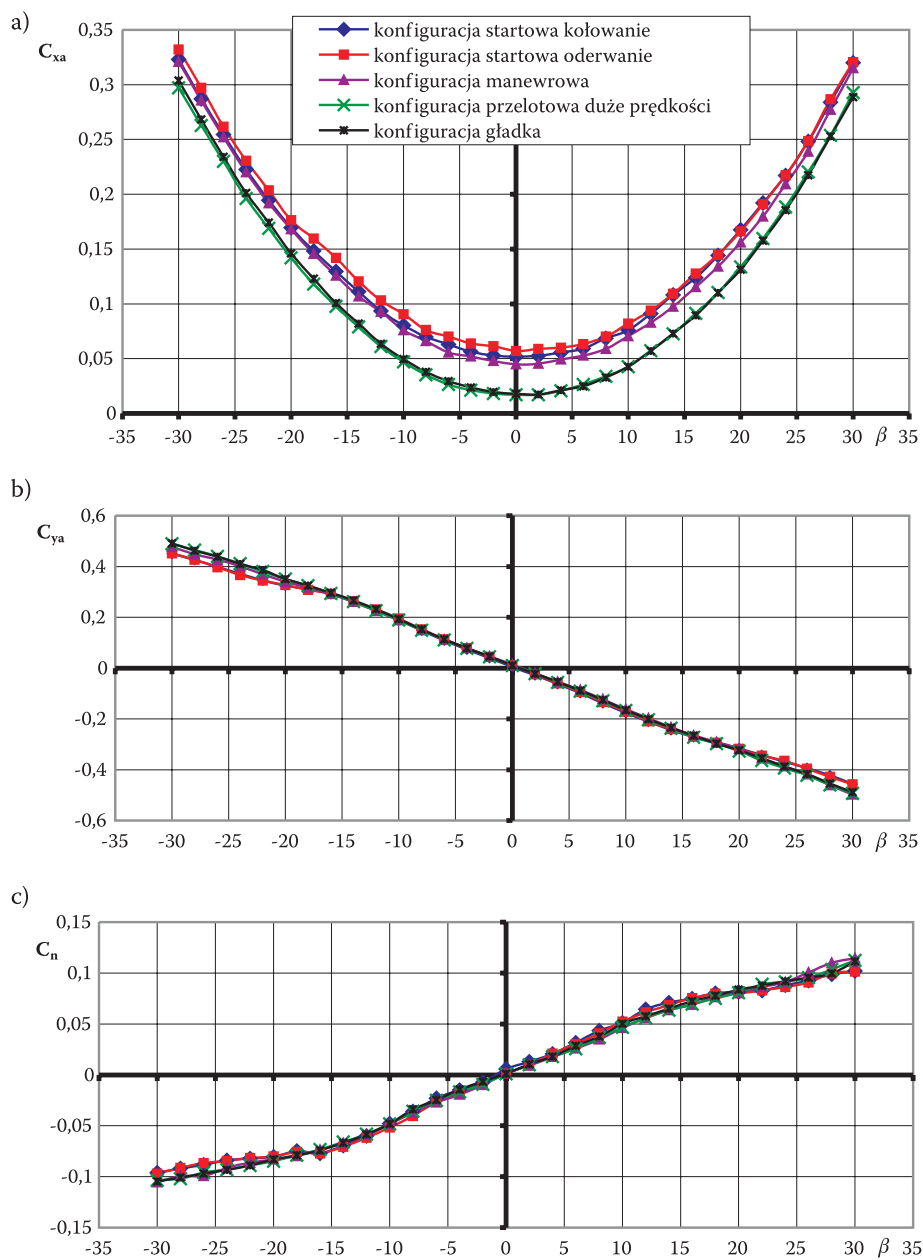


Fot. 6. Model samolotu w konfiguracji przelotowej — duże prędkości

#### 4.1. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$

Na rysunku 4 przedstawiono przebiegi charakterystyk bocznych dla badanych wariantów mechanizacji skrzydła, i tak: na rysunku 4a — przebiegi współczynnika oporu czołowego w funkcji kąta ślizgu  $C_{xa} = f(\beta)$ , na rysunku 4b — współczynnika siły bocznej  $C_{ya} = f(\beta)$ , na rysunku 4c — współczynnika momentu odchyłającego  $C_n = f(\beta)$ .

W celu zobrazowania wpływu zastosowanej mechanizacji skrzydła na charakterystyki aerodynamiczne boczne, na wykresy naniesiono charakterystyki modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” (fot. 2) — przypadek ten oznaczono symbolem „0”.



Rys. 4. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w różnych konfiguracjach w przepływie niesymetrycznym

### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 4a

Zastosowane warianty mechanizacji skrzydeł nie wpływają na charakter przebiegu współczynnika oporu czołowego w funkcji kąta ślizgu. Krzywe  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  dla konfiguracji „gładkiej” („0”) i konfiguracji przelotowej („4”) praktycznie się pokrywają. Dla innych konfiguracji krzywe  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  przemieszczają się do góry, co oznacza wzrost współczynnika oporu czołowego w całym badanym zakresie kątów ślizgu. Największy wzrost współczynnika oporu czołowego występuje dla konfiguracji startowej, odpowiadającej momentowi oderwania („2”).

Do ilościowej oceny wpływu badanych wariantów mechanizacji skrzydła na współczynnik oporu czołowego, w tabeli 7 zestawiono wartości liczbowe dla wybranych kątów ślizgu:  $\beta = 0^\circ$  i  $\beta = \pm 30^\circ$ .

TABELA 7

$C_{xa}$ \ Konfiguracja	„0”	„1”	„2”	„3”	„4”
$C_{xa}(\beta = 0^\circ)$	0,018	0,052	0,057	0,045	0,017
$C_{xa}(\beta = -30^\circ)$	0,304	0,323	0,332	0,321	0,297
$C_{xa}(\beta = 30^\circ)$	0,289	0,320	0,321	0,315	0,293

### Współczynnik siły bocznej $C_{ya} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 4b

W zakresie kątów ślizgu  $\beta$  w przedziale:  $|\beta| < 15^\circ$ , wpływ mechanizacji skrzydła na przebiegi współczynnika siły bocznej jest niezauważalny. Uwidacznia się on dopiero na kątach ślizgu  $|\beta| > 15^\circ$ . Wartości liczbowe współczynnika siły bocznej  $C_{ya}$  dla wybranych kątów ślizgu podano w tabeli 8.

TABELA 8

$C_{ya}$ \ Konfiguracja	„0”	„1”	„2”	„3”	„4”
$C_{ya}(\beta = 0^\circ)$	0,011	0,004	0,011	0,013	0,010
$C_{ya}(\beta = -30^\circ)$	0,491	0,450	0,451	0,476	0,490
$C_{ya}(\beta = 30^\circ)$	-0,488	-0,457	-0,457	-0,498	-0,494

#### 4.2. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu przy ustalonych kątach natarcia z uwzględnieniem wpływu mechanizacji skrzydła

Badania aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie niesymetrycznym przy ustalonych kątach natarcia wykonano dla konfiguracji mechanizacji skrzydła podanych w podpunkcie 4.1. Wykonano je przy kątach natarcia:  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = \pm 10^\circ$ ,  $\alpha = \pm 20^\circ$ ,  $\alpha = \pm 30^\circ$ ,  $\alpha = \pm 35^\circ$ ,  $\alpha = \pm 40^\circ$  dla kątów ślizgu od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$  co  $2^\circ$ . Badania przeprowadzono dla warunków przepływu w tunelu aerodynamicznym, przedstawionych w punkcie 1.

W tym punkcie przedstawiono przebiegi współczynników aerodynamicznych bocznych dla różnych kątów natarcia i wszystkich badanych konfiguracji mechanizacji skrzydła w kolejności  $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$ ,  $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$ ,  $C_n = f(\beta, \alpha)$ :

- dla konfiguracji startowej — kołowanie („1”) — charakterystyki te przedstawiono na rysunku 5,
- dla konfiguracji startowej — oderwanie („2”) — na rysunku 6,
- dla konfiguracji manewrowej („3”) — na rysunku 7,
- dla konfiguracji przelotowej — duże prędkości („1”) — na rysunku 8.

Z analizy przebiegu poszczególnych charakterystyk aerodynamicznych dla różnych badanych wariantów mechanizacji skrzydła wynika, że jakościowo przebiegi te są podobne do przebiegu odpowiednich charakterystyk dla konfiguracji „gładkiej” („0”), opisanej w punkcie 2. Występują jedynie różnice ilościowe. Dlatego do ilościowej oceny badanych wariantów mechanizacji skrzydła w poniższych tabelach zestawiono liczbowe wartości dla wybranych kątów ślizgu:  $\beta = -30^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$  i  $\beta = 30^\circ$ . W celu pokazania wpływu mechanizacji skrzydła ujęto w tabelach 9-11 wartości liczbowe współczynników aerodynamicznych dla konfiguracji „gładkiej” (oznaczone symbolem „0”).

#### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$

TABELA 9

Konfiguracja	$\alpha^\circ$											
	$\beta^\circ$	-40	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35	40
„0”	-30	1,195	1,036	0,828	0,523	0,349	0,304	0,372	0,539	0,828	0,950	0,999
	0	1,188	0,998	0,758	0,389	0,105	0,018	0,140	0,478	0,959	1,204	1,394
	30	1,129	1,033	0,816	0,509	0,327	0,289	0,360	0,558	0,872	0,969	1,051
„1”	-30	1,120	0,960	0,771	0,471	0,329	0,323	0,434	0,611	0,850	0,968	1,033
	0	1,123	0,941	0,697	0,333	0,089	0,052	0,218	0,566	1,037	1,244	1,402
	30	1,112	0,951	0,765	0,452	0,308	0,320	0,415	0,627	0,900	0,999	1,081



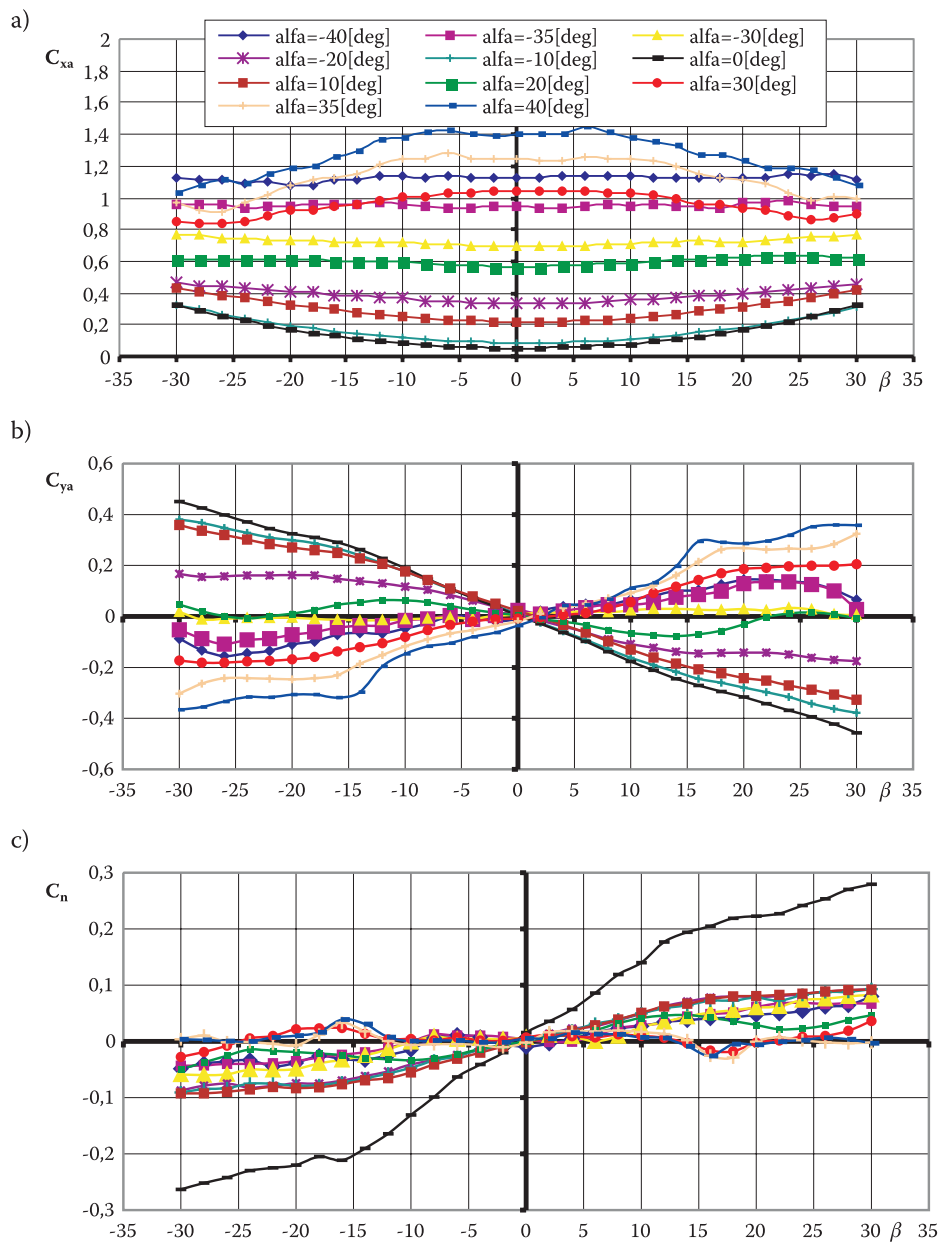
cd. tabeli 9

„2”	-30	1,070	0,943	0,790	0,506	0,351	0,332	0,396	0,617	0,873	0,987	1,054
	0	1,131	0,936	0,714	0,378	0,133	0,057	0,167	0,555	1,036	1,246	1,402
	30	1,088	0,945	0,775	0,477	0,329	0,321	0,382	0,641	0,911	1,012	1,104
„3”	-30	1,116	0,987	0,848	0,552	0,368	0,321	0,356	0,522	0,830	0,967	1,030
	0	1,171	0,983	0,765	0,425	0,174	0,045	0,110	0,407	0,934	1,181	1,416
	30	1,104	0,970	0,836	0,529	0,349	0,315	0,335	0,528	0,842	0,973	1,073
„4”	-30	1,179	1,037	0,827	0,516	0,346	0,297	0,375	0,535	0,813	0,939	0,994
	0	1,186	1,013	0,771	0,385	0,101	0,017	0,144	0,485	0,958	1,182	1,392
	30	1,156	1,022	0,820	0,517	0,318	0,293	0,363	0,553	0,861	0,959	1,033

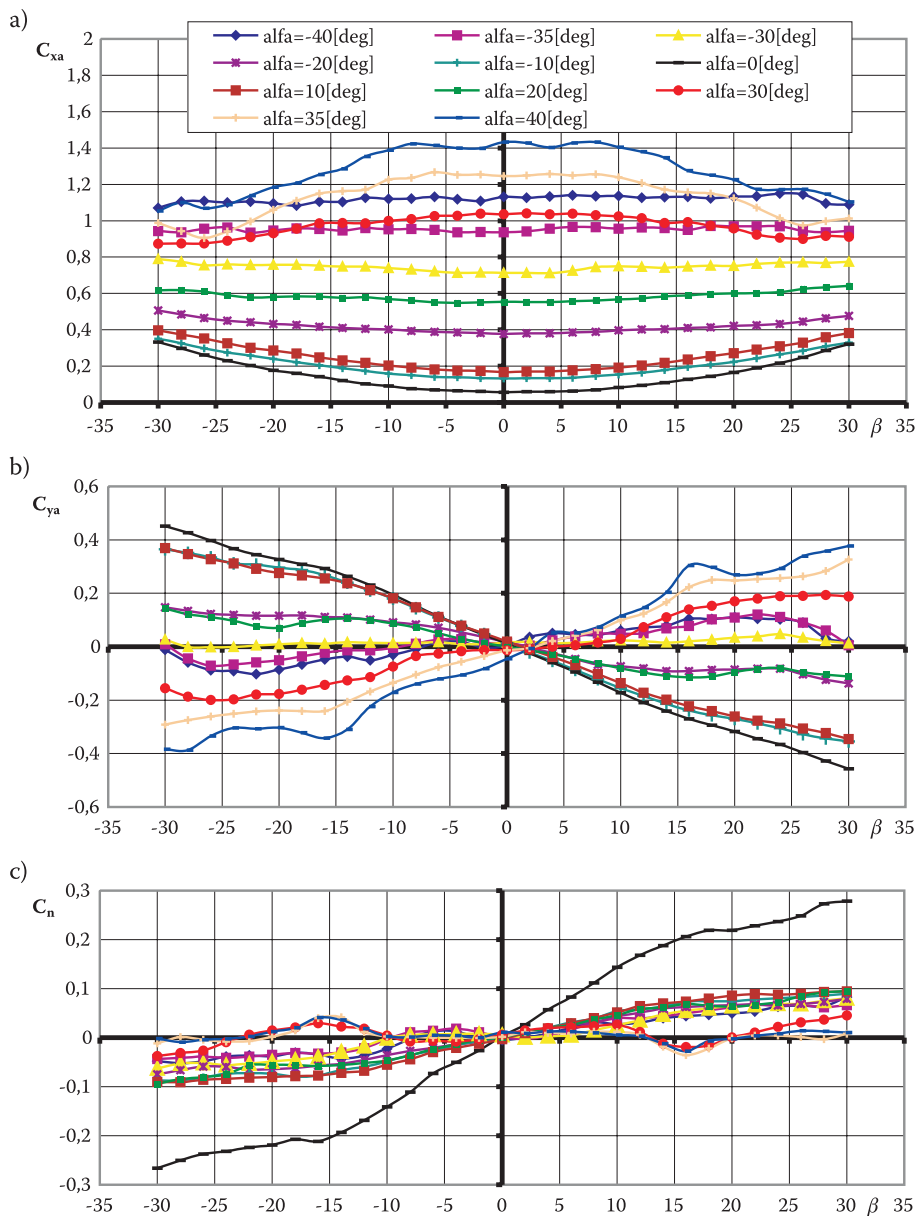
Współczynnik siły bocznej  $C_{\gamma a} = f(\beta, \alpha)$ 

TABELA 10

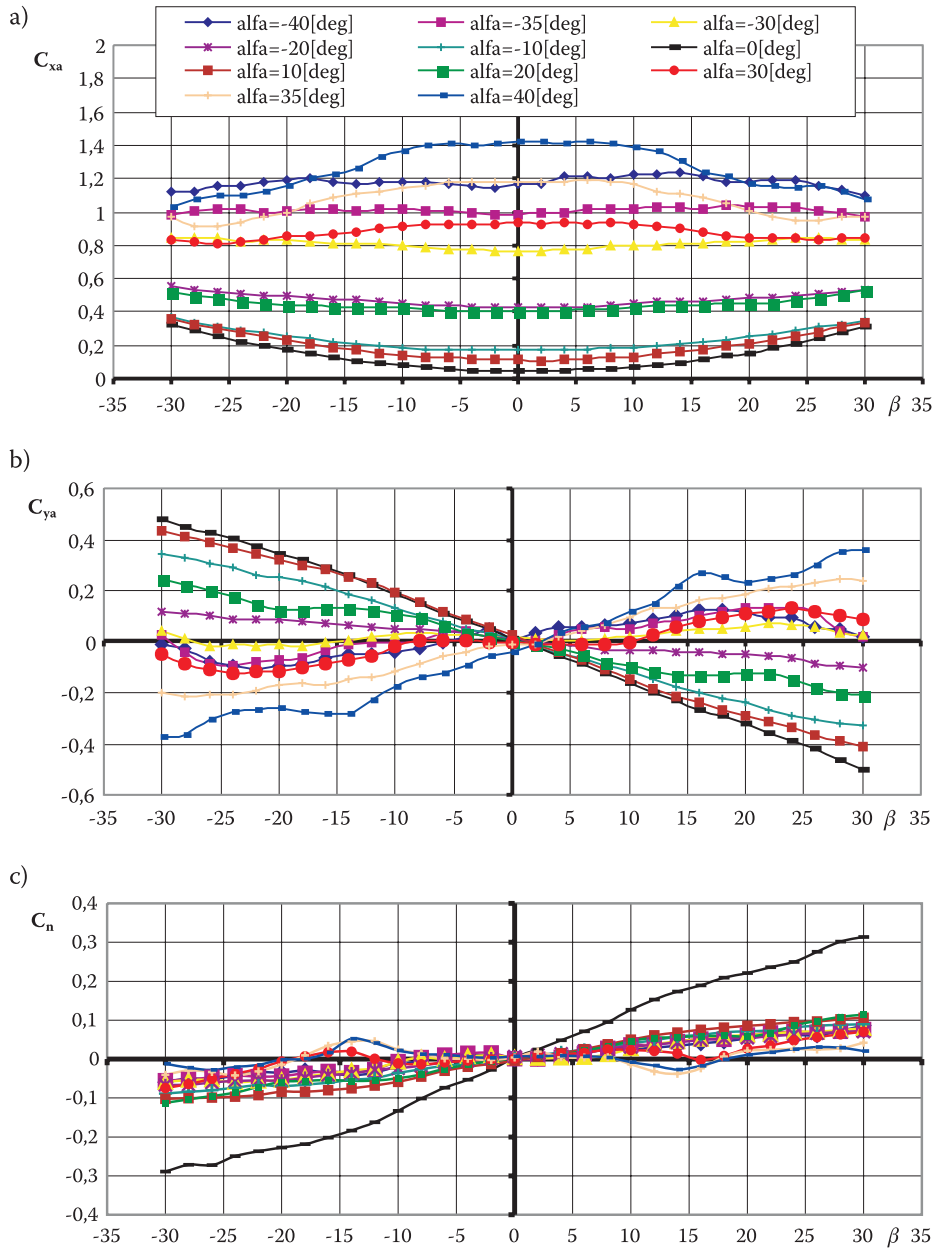
k	$\alpha^\circ \backslash \beta^\circ$	$\beta^\circ$											
		-40	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35	40	
„0”	-30	-0,111	-0,112	-0,022	0,145	0,387	0,491	0,413	0,124	-0,107	-0,250	-0,358	
	0	-0,009	0,017	0,013	0,015	0,007	0,011	0,019	0,003	-0,010	-0,009	-0,037	
	30	0,115	0,101	0,058	-0,150	-0,380	-0,488	-0,390	-0,091	0,141	0,285	0,343	
„1”	-30	-0,087	-0,053	0,017	0,168	0,381	0,450	0,359	0,047	-0,173	-0,302	-0,366	
	0	-0,009	0,024	0,007	0,011	0,007	0,004	0,022	0,003	-0,009	-0,018	-0,036	
	30	0,066	0,027	0,006	-0,176	-0,379	-0,457	-0,327	-0,007	0,206	0,325	0,358	
„2”	-30	-0,011	0,009	0,027	0,147	0,365	0,451	0,369	0,143	-0,155	-0,291	-0,384	
	0	0,004	0,014	0,016	0,017	0,013	0,011	0,020	0,000	-0,014	-0,014	-0,045	
	30	0,020	0,005	0,012	-0,137	-0,355	-0,457	-0,346	-0,112	0,188	0,327	0,377	
„3”	-30	-0,014	0,030	0,039	0,116	0,340	0,476	0,432	0,242	-0,048	-0,201	-0,370	
	0	0,009	0,004	0,015	0,011	0,008	0,013	0,023	0,001	-0,005	-0,008	-0,041	
	30	0,021	0,020	0,024	-0,099	-0,332	-0,498	-0,415	-0,209	0,084	0,239	0,360	
„4”	-30	-0,136	-0,112	-0,026	0,150	0,393	0,490	0,406	0,129	-0,097	-0,239	-0,347	
	0	-0,010	0,024	0,012	0,016	0,008	0,010	0,017	0,003	-0,013	-0,009	-0,039	
	30	0,098	0,104	0,069	-0,156	-0,387	-0,494	-0,392	-0,092	0,132	0,273	0,331	



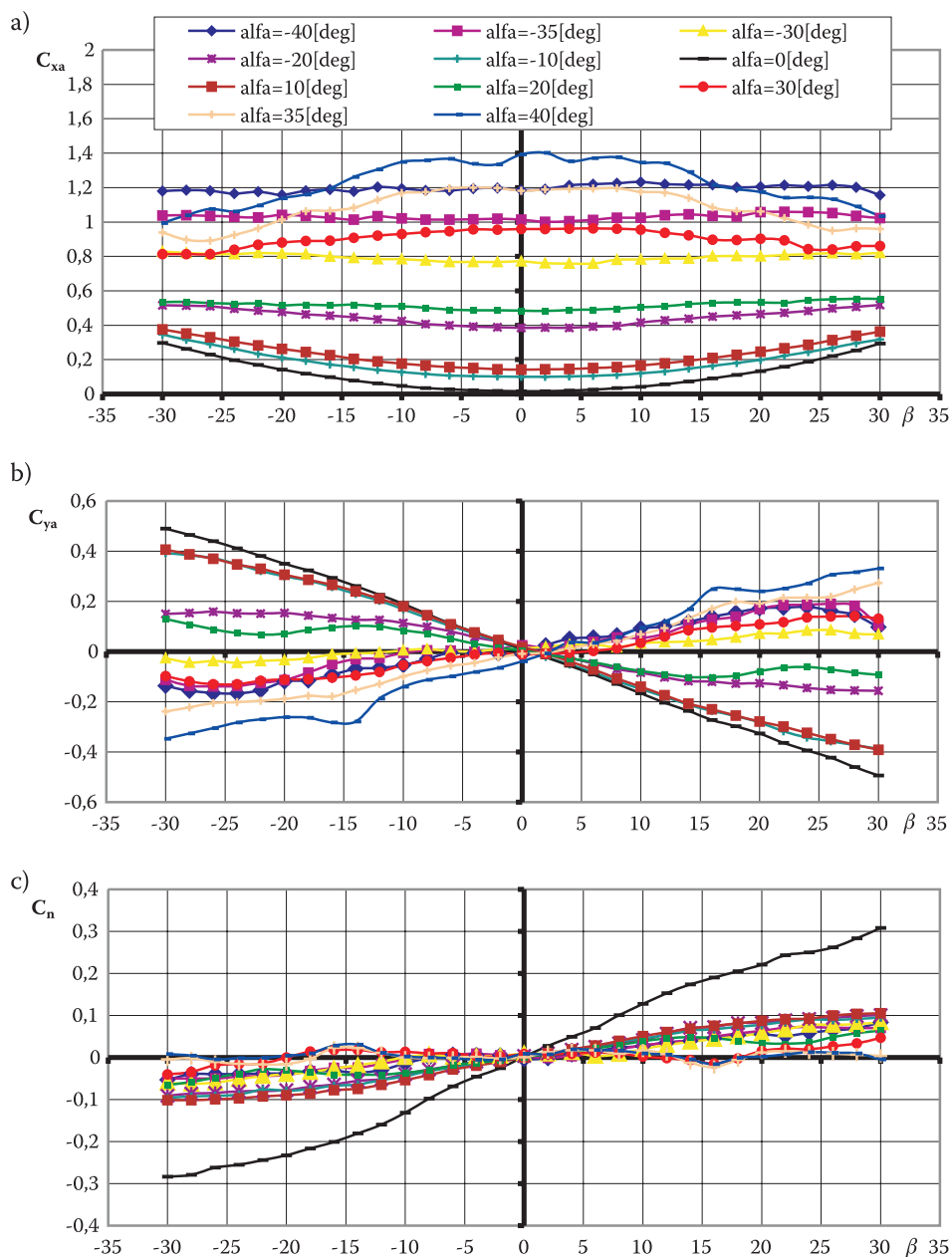
Rys. 5. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji startowej — kołowanie przy różnych  $\alpha$



Rys. 6. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji startowej — oderwanie przy różnych  $\alpha$



Rys. 7. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji manewrowej przy różnych  $\alpha$



Rys. 8. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji przelotowej przy różnych  $\alpha$

Współczynnik momentu odchylającego  $C_n = f(\beta, \alpha)$ 

TABELA 11

	$\alpha^\circ \backslash \beta^\circ$	-40	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35	40
„0”	-30	-0,052	-0,050	-0,062	-0,085	-0,094	-0,105	-0,099	-0,066	-0,045	-0,007	0,006
	0	-0,001	0,001	0,007	0,004	0,004	0,001	-0,000	-0,001	0,008	0,005	0,009
	30	0,069	0,070	0,080	0,091	0,096	0,111	0,106	0,066	0,049	0,012	0,000
„1”	-30	-0,049	-0,043	-0,059	-0,087	-0,091	-0,096	-0,093	-0,050	-0,028	0,004	0,004
	0	-0,010	0,003	0,007	0,002	0,002	-0,006	-0,001	0,000	0,007	-0,002	0,005
	30	0,080	0,067	0,083	0,093	0,093	0,102	0,092	0,047	0,036	-0,002	-0,003
„2”	-30	-0,048	-0,043	-0,062	-0,075	-0,087	-0,097	-0,090	-0,094	-0,037	-0,012	-0,002
	0	-0,005	0,001	0,005	0,002	0,001	0,001	-0,000	0,001	0,006	0,002	0,011
	30	0,083	0,066	0,080	0,079	0,089	0,102	0,094	0,095	0,046	0,008	0,011
„3”	-30	-0,059	-0,056	-0,059	-0,067	-0,089	-0,106	-0,102	-0,113	-0,074	-0,041	-0,012
	0	0,000	0,001	0,004	0,006	0,0015	-0,001	-0,004	0,002	0,001	0,004	0,006
	30	0,086	0,076	0,079	0,070	0,0898	0,115	0,106	0,114	0,070	0,042	0,020
„4”	-30	-0,053	-0,050	-0,060	-0,091	-0,096	-0,103	-0,101	-0,066	-0,041	-0,004	0,008
	0	-0,004	0,002	0,010	0,004	0,002	0,001	0,000	0,001	0,008	0,001	0,009
	30	0,083	0,070	0,083	0,101	0,096	0,112	0,106	0,064	0,047	0,004	-0,004

## 5. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu F-16 z uwzględnieniem wpływu podwieszonych zewnętrznych

Badanie wpływu podwieszonych zewnętrznych podskrzydłowych na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie niesymetrycznym wykonano dla następujących konfiguracji podwieszonych:

1. model samolotu z belkami podskrzydłowymi — fot. 7;
2. model samolotu z dwoma zbiornikami paliwa — fot. 8;
3. model samolotu z modelami rakiet: AIM-120 i AIM-9 — fot. 9;
4. model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9 i bomb — fot. 10;
5. model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9, bomb i zbiorników podwieszanych — fot. 11;
6. model samolotu ze zbiornikami konforemnymi — fot. 12.



Fot. 7. Model samolotu z belkami podskrzydłowymi („1”)



Fot. 8. Model samolotu z dwoma zbiornikami paliwa („2”)



Fot. 9. Model samolotu z modelami rakiet : AIM-120 i AIM-9 („3”)





Fot. 10. Model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9 i bomb („4”)

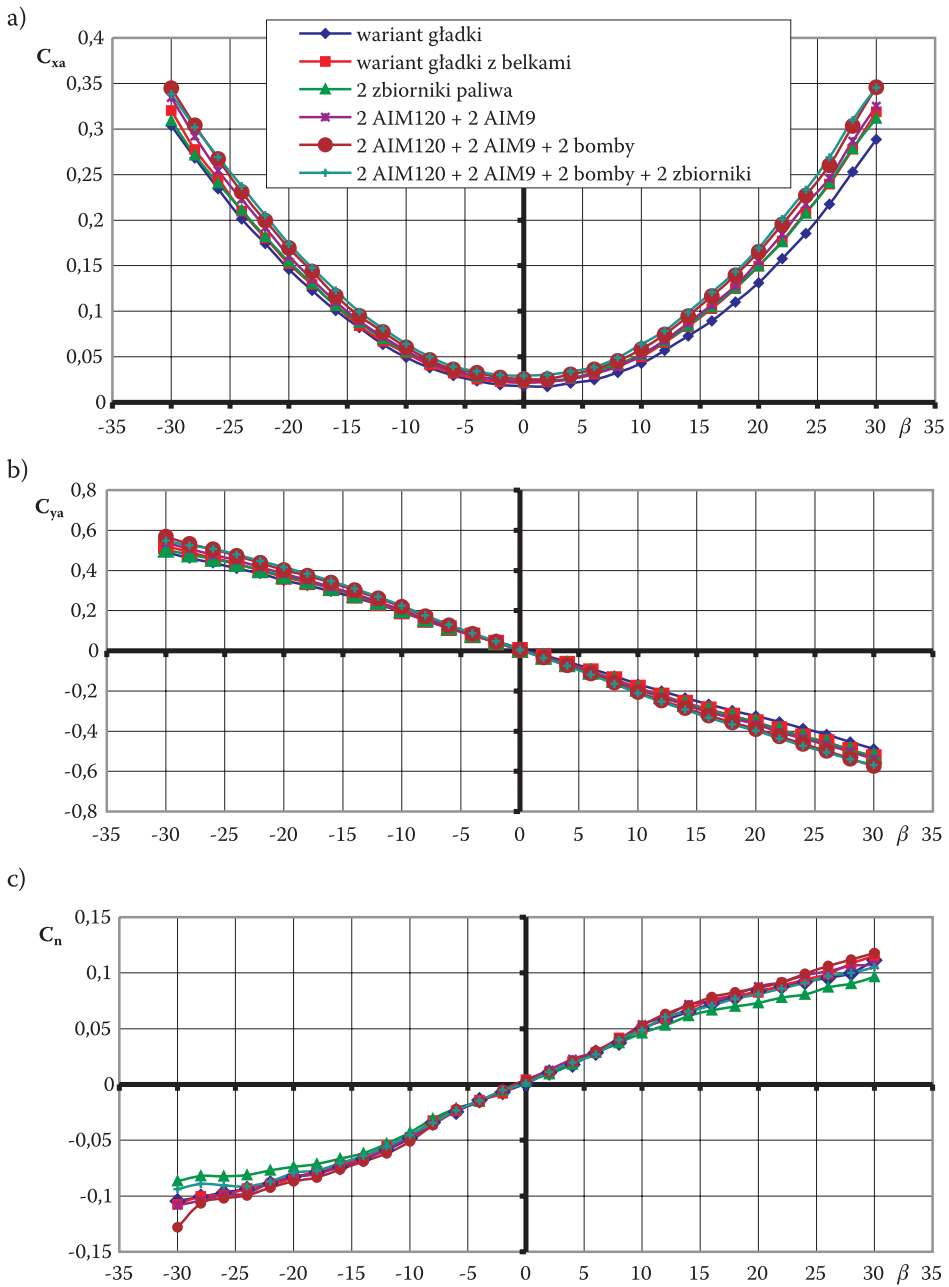


Fot. 11. Model samolotu z modelami: rakiet AIM-120, AIM-9, bomb i zbiorników podwieszanych („5”)

### 5.1. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi, podskrzydłowymi, przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$

Badania charakterystyk aerodynamicznych bocznych modelu samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi wykonano w zakresie kątów ślizgu od  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$ , dla warunków przepływu strumienia powietrza w tunelu aerodynamicznym podanych w punkcie 1.

Wyniki badań modelu samolotu z powyższymi wariantami podwieszeń zewnętrznych przedstawiono na wykresach obrazujących przebiegi współczynników aerodynamicznych  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ ,  $C_{ya} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ ,  $C_n = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  na rysunku 9.



Rys. 9. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 z podwieszeniami zewnętrznymi przy  $\alpha = 0$  [deg]

W celu dokonania analizy wpływu podwiesz zewnętrznych, podskrzydłowych na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu w opływie niesymetrycznym, naniesiono na te wykresy charakterystyki modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” (fot. 2, p. 2) — oznaczone symbolem „0”.

### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 9a

Badane konfiguracje podwiesz zewnętrznych nie mają jakościowego wpływu na przebiegi współczynnika oporu czołowego w funkcji kąta ślizgu. W miarę wzrostu liczby i rodzaju podwiesz zewnętrznych krzywe  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  przemieszczają się do góry, co odpowiada zwiększeniu współczynnika oporu czołowego w całym zakresie kątów ślizgu. Liczbowe wartości tego współczynnika w trzech charakterystycznych punktach zostały zestawione w tabeli 12.

TABELA 12

Konfiguracja $C_{xa}$	„0”	„1”	„2”	„3”	„4”	„5”
$C_{xa}(\beta = 0^\circ)$	0,018	0,021	0,023	0,023	0,026	0,029
$C_{xa}(\beta = -30^\circ)$	0,304	0,320	0,309	0,334	0,345	0,338
$C_{xa}(\beta = 30^\circ)$	0,289	0,319	0,312	0,325	0,346	0,345

### Współczynnik siły bocznej $C_{ya} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 9b

Wpływ podwiesz zewnętrznych na przebiegi charakterystyki  $C_{ya} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  pokazano na rysunku 9b, a wielkości liczbowe  $C_{ya}$  dla charakterystycznych kątów ślizgu przedstawiono w tabeli 13.

TABELA 13

Konfiguracja $C_{ya}$	„0”	„1”	„2”	„3”	„4”	„5”
$C_{ya}(\beta = 0^\circ)$	0,011	0,005	0,005	0,005	0,005	0,005
$C_{ya}(\beta = -30^\circ)$	0,491	0,521	0,503	0,538	0,568	0,548
$C_{ya}(\beta = 30^\circ)$	-0,488	-0,530	-0,523	-0,538	-0,573	-0,568

Zwiększanie liczby podwiesz zewnętrznych powoduje nieznaczne zwiększenie współczynnika siły bocznej  $C_{ya}$ . W miarę wzrostu (co do bezwzględnej wartości)

kątów ślizgu, krzywe te obracają się względem krzywej dla modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej” („0”) w prawo tym bardziej, im większa jest liczba podwieszów.

### Współczynnik momentu odchyłającego $C_n = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ — rysunek 9c

Przebiegi współczynnika momentu odchyłającego w funkcji kąta ślizgu  $C_n = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  dla badanych konfiguracji podwieszów zewnętrznych pokazano na rysunku 9c. Liczbowe wartości dla wybranych, charakterystycznych kątów ślizgu przedstawiono w tabeli 14.

TABELA 14

Konfiguracja $C_n$	„0”	„1”	„2”	„3”	„4”	„5”
$C_n(\beta = 0^\circ)$	0,001	0,004	0,002	0,004	0,004	0,001
$C_n(\beta = -30^\circ)$	-0,105	-0,107	-0,087	-0,108	-0,128	-0,094
$C_n(\beta = 30^\circ)$	0,111	0,115	0,096	0,107	0,118	0,105

Z analizy krzywych  $C_n = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$  oraz tabeli 14 wynika, że zastosowanie podwieszów zewnętrznych w nieznacznym stopniu zmniejsza stateczność statyczną kierunkową, ponieważ w żadnym przypadku nie powoduje zmiany pochylenia krzywych, a więc i znaku pochodnej  $\partial C_n / \partial \beta$ . Taka zmiana tych współczynników jest odzwierciedleniem przebiegu krzywych  $C_{ya} = f(\beta, \alpha = 0^\circ)$ .

## 5.2. Charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu ze zbiornikami konforemnymi

Badanie wpływu zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w przepływie niesymetrycznym wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji „gładkiej”. Kształt zbiorników konforemnych i ich usytuowanie na modelu samolotu pokazano na fotografii 12.

Badania wykonano dla warunków podanych w punkcie 1, przy kącie natarcia  $\alpha = 0^\circ$ . Wyniki badań przedstawiono w formie wykresów na rysunku 10. W celu dokonania analizy wpływu zbiorników konforemnych na charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu, zestawiono je z charakterystykami samolotu w konfiguracji „gładkiej” („0”, fot. 2).



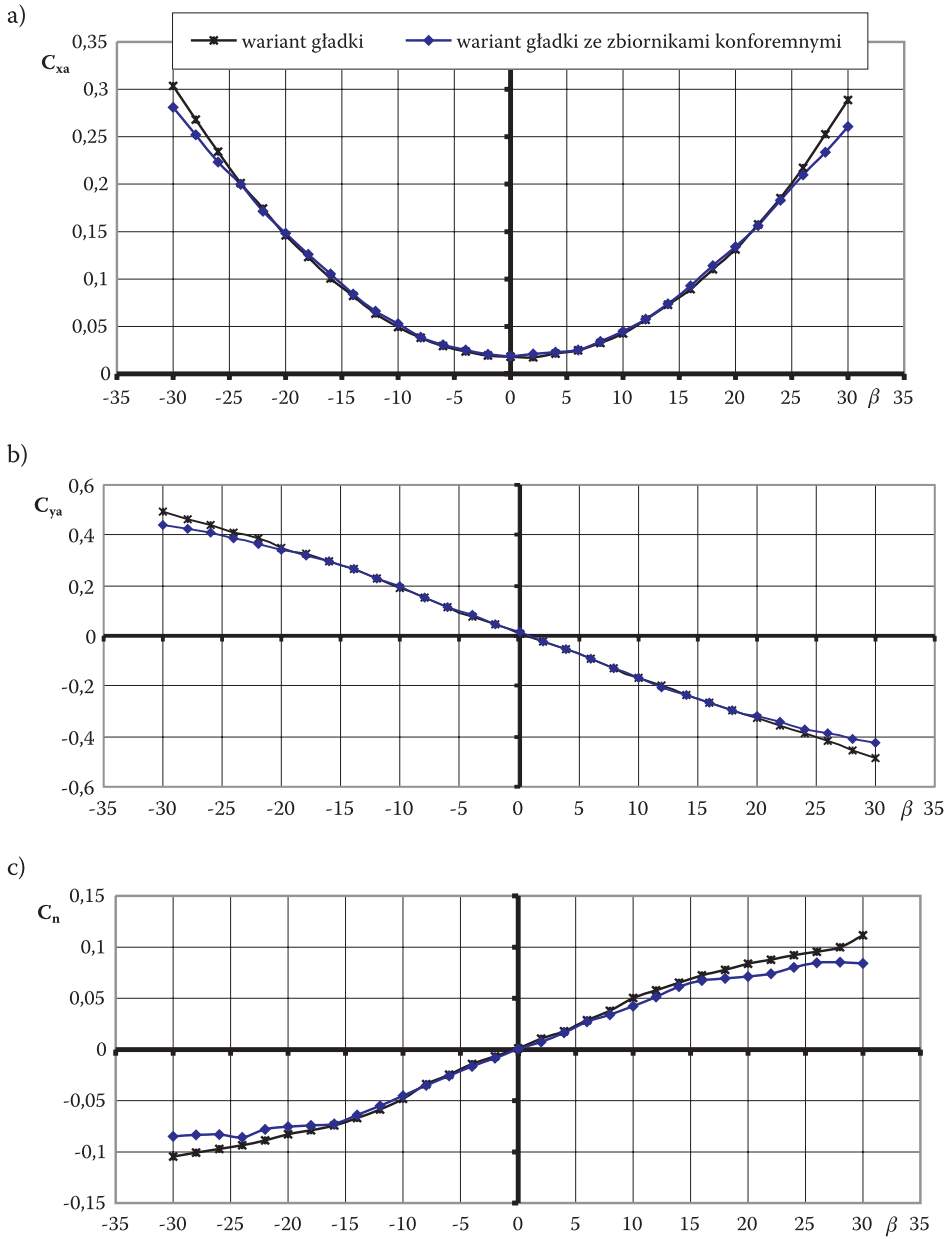
Fot. 12. Model samolotu ze zbiornikami konforemnymi („6”)

Z analizy wykresów wynika, że w zakresie kątów ślizgu  $|\beta| < 20^\circ$ , krzywe te praktycznie się pokrywają. Odchylenie następuje na kątach ślizgu  $|\beta| > 20^\circ$ .

Wartości liczbowe współczynników dla wybranych kątów ślizgu przedstawiono w tabeli 15.

TABELA 15

	konfiguracja	$\beta^\circ$		
		0	-30	30
$C_{xa} = f(\beta)$ (rys. 10a)	„0”	0,018	0,304	0,289
	„6”	0,019	0,281	0,261
$C_{ya} = f(\beta)$ (rys. 10b)	„0”	0,0106	0,491	-0,488
	„6”	0,012	0,440	-0,423
$C_n = f(\beta)$ (rys. 10c)	„0”	0,001	-0,105	0,112
	„6”	0,000	-0,085	0,084



Rys. 10. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w konfiguracji „gładkiej” ze zbiornikami konforemnymi i bez zbiorników przy  $\alpha = 0$  [deg]

Zbiorniki konforemne praktycznie nie wywierają żadnego wpływu na charakterystyki aerodynamiczne boczne modelu samolotu w porównaniu do modelu w konfiguracji „gładkiej”, a zatem są one korzystniejsze niż zbiorniki na paliwo podwieszane pod skrzydłami.

### 5.3. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu z uwzględnieniem wpływu podwieszeń zewnętrznych przy różnych ustalonych kątach natarcia

Badanie wpływu podwieszeń zewnętrznych na charakterystyki aerodynamiczne boczne przy różnych ustalonych kątach natarcia wykonano dla przypadku pełnego zestawu podwieszeń (fot. 11, „5”), to jest dwóch modeli rakiet AIM-120, dwóch modeli rakiet AIM-9, dwóch modeli bomb, dwóch modeli zbiorników na paliwo. Badania wykonano w zakresie kątów ślizgu  $\beta = -30^\circ$  do  $\beta = 30^\circ$ , co  $2^\circ$ , przy kątach natarcia:  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = \pm 10^\circ$ ,  $\alpha = \pm 20^\circ$ ,  $\alpha = \pm 30^\circ$ ,  $\alpha = \pm 35^\circ$ , dla warunków opływu podanych w punkcie 1. Wyniki badań przedstawiono w postaci wykresów w kolejności:  $C_{xa} = f(\beta, \alpha = \text{const})$ ,  $C_{ya} = f(\beta, \alpha = \text{const})$ ,  $C_n = f(\beta, \alpha = \text{const})$  na rysunku 11.

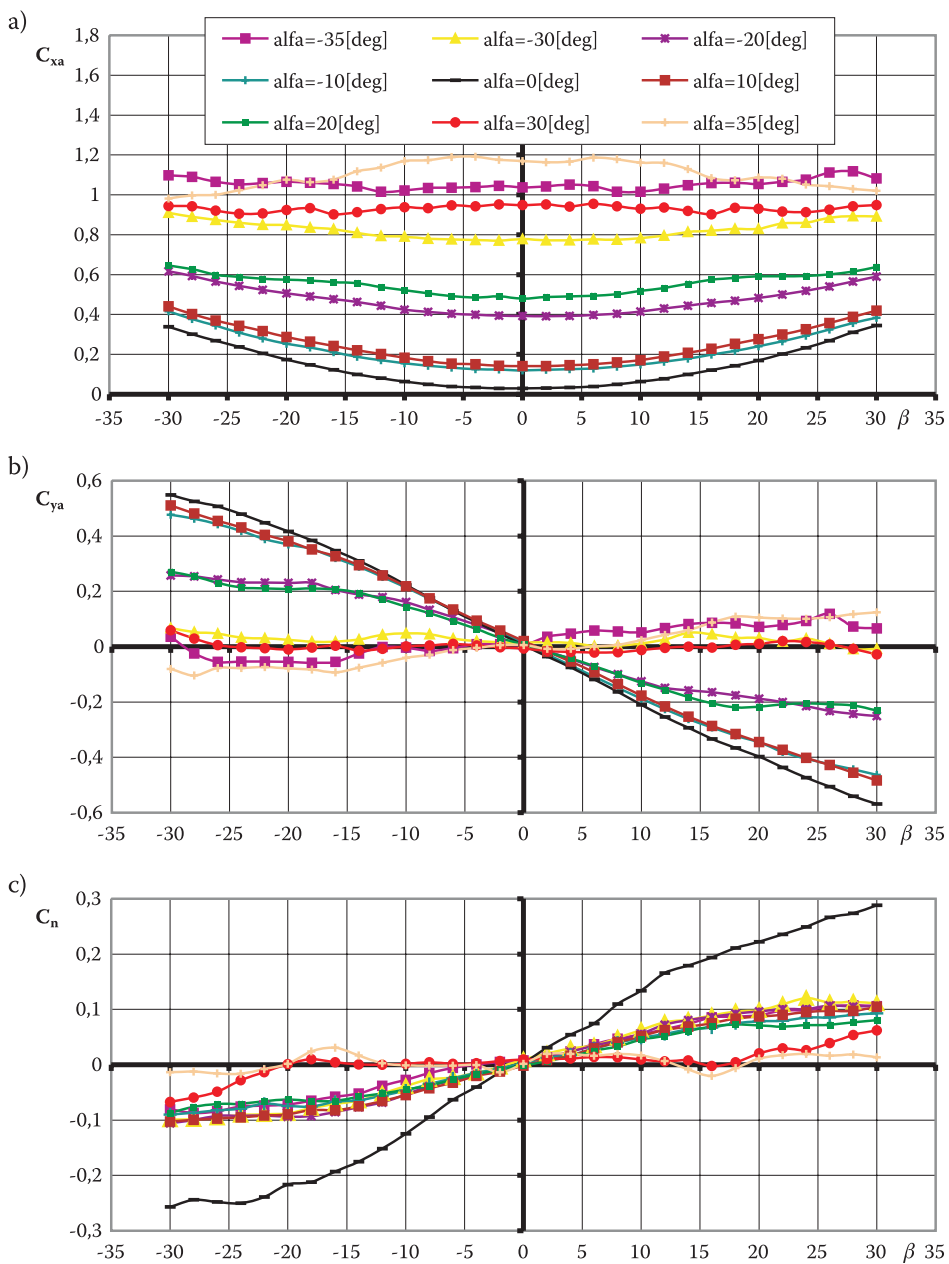
W celu wykazania ilościowego wpływu podwieszeń zewnętrznych na charakterystyki aerodynamiczne boczne badanego modelu, w tabelach 16-18 zestawiono wartości liczbowe współczynników aerodynamicznych dla poszczególnych kątów natarcia i trzech charakterystycznych kątów ślizgu, dla modelu w konfiguracji „gładkiej” („0”) i modelu w konfiguracji z pełnym zestawem podwieszeń („5”).

#### Współczynnik oporu czołowego $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$

TABELA 16

Konfiguracja gładka „0”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	1,036	0,828	0,523	0,349	0,304	0,372	0,539	0,828	0,950
0	0,998	0,758	0,389	0,105	0,018	0,140	0,478	0,959	1,204
30	1,033	0,509	0,509	0,327	0,289	0,360	0,558	0,872	0,969
Konfiguracja z podwieszeniami „5”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	1,0975	0,944	0,616	0,416	0,338	0,440	0,646	0,944	0,981
0	1,038	0,949	0,393	0,120	0,029	0,141	0,480	0,949	1,170
30	1,082	0,949	0,589	0,384	0,345	0,420	0,639	0,949	1,021





Rys. 11. Charakterystyki aerodynamiczne  $C_{xa} = f(\beta)$ ,  $C_{ya} = f(\beta)$ ,  $C_n = f(\beta)$  modelu samolotu F-16 w konfiguracji „gładkiej” ze zbiornikami konforemnymi i bez zbiorników przy  $\alpha = 0[\text{deg}]$

Krzywe współczynnika oporu czołowego  $C_{xa} = f(\beta, \alpha)$  w miarę wzrostu kąta natarcia przemieszczają się do góry, a krzywizna paraboli maleje (krzywe się spłaszczają).

### Współczynnik siły bocznej $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$

TABELA 17

Konfiguracja gładka „0”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	-0,112	-0,022	0,145	0,387	0,491	0,413	0,124	-0,107	-0,250
0	0,0169	0,0135	0,0155	0,0073	0,0106	0,0195	0,0033	-0,010	-0,009
30	0,101	0,0585	-0,150	-0,380	-0,488	-0,390	-0,091	0,141	0,285
Konfiguracja z podwieszieniami „5”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	0,036	0,060	0,257	0,477	0,548	0,510	0,271	0,060	-0,080
0	0,0055	-0,006	0,017	0,011	0,005	0,020	0,008	-0,006	0,006
30	0,066	-0,028	-0,251	-0,463	-0,568	-0,483	-0,230	-0,028	0,124

Przebiegi współczynnika siły bocznej pokazano na rysunku 11b. Wzrost (co do bezwzględnej wartości) kąta natarcia powoduje obrót krzywych  $C_{ya} = f(\beta, \alpha)$  w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Pochylenie krzywych ulga zmianie, a na nadkrytycznych kątach natarcia zmienia znak ( $\partial C_{ya} / \partial \beta > 0$ ).

### Współczynnik momentu odchylającego $C_n = f(\beta, \alpha)$

TABELA 18

Konfiguracja gładka „0”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	-0,050	-0,062	-0,085	-0,094	-0,105	-0,099	-0,066	-0,045	-0,007
0	0,001	0,007	0,004	0,004	0,001	0,000	0,001	0,008	0,005
30	0,0697	0,080	0,091	0,096	0,111	0,106	0,066	0,049	0,012

cd. tabeli 18

Konfiguracja z podwieszeniami „5”									
$\beta^\circ \backslash \alpha^\circ$	-35	-30	-20	-10	0	10	20	30	35
-30	-0,081	-0,067	-0,106	-0,090	-0,094	-0,103	-0,088	-0,067	-0,014
0	0,008	0,009	0,0015	0,0033	0,0012	-0,001	-0,001	0,009	0,002
30	0,106	0,062	0,107	0,093	0,105	0,105	0,081	0,062	0,014

Przebiegi współczynnika momentu odchyłającego  $C_n = f(\beta, \alpha)$  pokazano na rysunku 11c. Wzrost kąta natarcia (co do bezwzględnej wartości) powoduje obrót krzywych  $C_n = f(\beta, \alpha)$  względem krzywej dla kąta  $\alpha = 0^\circ$  w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara.

Pochylenie krzywych  $C_n = f(\beta, \alpha)$  maleje ( $\partial C_n / \partial \beta$  zmniejsza się), a więc maleje zapas stateczności statycznej kierunkowej. Na krytycznych kątach natarcia w zakresie kątów ślizgu  $|\beta| < 20^\circ$  pochodne  $\partial C_n / \partial \beta \approx 0$ , a więc model samolotu w tym zakresie kątów ślizgu cechuje się obojętną statecznością statyczną kierunkową.

## 6. Wnioski

Wyniki badań modelu samolotu F-16 w opływie symetrycznym, przedstawione w pracy [4], i niesymetrycznym, pokazane w niniejszej pracy, stanowią komplet charakterystyk doświadczalnych możliwych do wykonania w tunelu aerodynamicznym Instytutu Techniki Lotniczej WAT. Uzyskane wyniki badań eksperymentalnych charakterystyk aerodynamicznych w opływie symetrycznym i niesymetrycznym będą podstawą do analitycznych obliczeń charakterystyk aerodynamicznych rzeczywistego samolotu, niezbędnych do obliczeń dynamiki przestrzennego ruchu samolotu. Tego typu badania z pewnością okażą się przydatne do walidacji wyników otrzymanych z obliczeń numerycznych podobnie jak w pracach [5, 6].

Artykuł wpłynął do redakcji 5.09.2006 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2007 r.

### LITERATURA

- [1] J. KACZMARCZYK, J. MARUSZKIEWICZ, *Poradnik do ćwiczeń laboratoryjnych z mechaniki płynów*, Warszawa, 1970.
- [2] R. PENKCHJERST, D. CHOLDER, *Techніка eksperymentu w aerodynamicznych trubach*, Moskwa, 1953.
- [3] A. POPE, *Wind-Tunnel Testing*, USA, 1954.

- [4] A. OLEJNIK, S. KACHEL, W. MAKOWSKI, A. KRZYŻANOWSKI, M. FRANT, C. SKRODZKI, *Doświadczalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie symetrycznym*, Biul. WAT, vol. LVI, nr 1, 2007.
- [5] W. LESSARD, *Subsonic analysis of 0.04-scale F-16XL models using an unstructured Euler code*, Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1996.
- [6] P. PARIKH, J. CHUNG, *A Computational Study of the Abrupt Wing Stall, (AWS) Characteristics for Various Fighter Jets: Part I, F/A-18E and F-16C*, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2003.

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

### Experimental aerodynamic characteristics of F-16 aircraft model in nonsymmetrical fluid flow

**Abstract.** The paper presents the results of aerodynamic investigations of F-16 model in wind tunnel under nonsymmetrical air flow. Investigations have been carried out for an aircraft model under plain configuration, for the following cases: whole aircraft, isolated fuselage, fuselage with wings, fuselage with a horizontal tail. The following influences: control surfaces displacement, high lift devices, external stores, as well as conformal fuel tanks, on aerodynamic characteristics of the investigated model within an angle of slip from  $\beta = -30^\circ$  up to  $\beta = 30^\circ$  have been presented.

**Keywords:** aerodynamics, wind tunnel, flowfield of aircraft model, aerodynamic characteristics

**Universal Decimal Classification:** 533.6.013

