
**DOŚWIADCZALNE CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE MODELU
SAMOLOTU TU-154M W OPŁYWIE SYMETRYCZNYM I
NIESYMETRYCZNYM**

ALEKSANDER OLEJNIK

STANISŁAW KACHEL

MICHAŁ FRANT

MACIEJ MAJCHER

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa
00-908 Warszawa, ul. Kaliskiego 2, aleksander.olejnik@wat.edu.pl

Streszczenie. W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu Tu-154M w opływie symetrycznym i niesymetrycznym. Badania wykonano dla modelu samolotu w konfiguracji gładkiej a także w konfiguracji do lądowania. Zbadano wpływ ucięcia fragmentu skrzydła na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu.

SŁOWA KLUCZOWE:

Aerodynamika, tunel aerodynamiczny, charakterystyki aerodynamiczne.

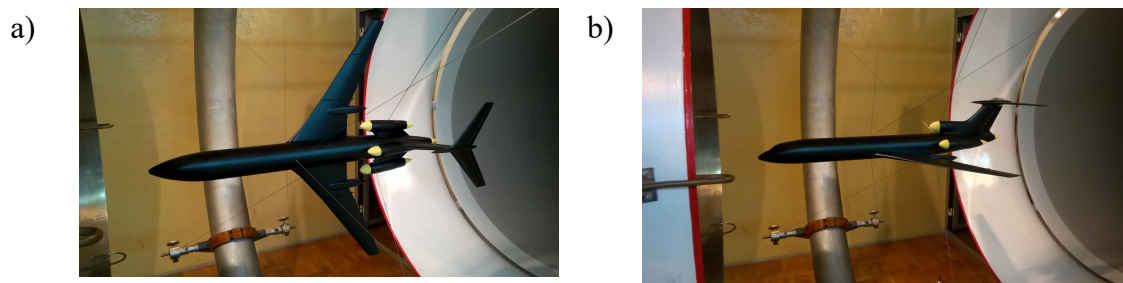
SYMBOLE UKD: 533.6.013

1. Uwagi ogólne

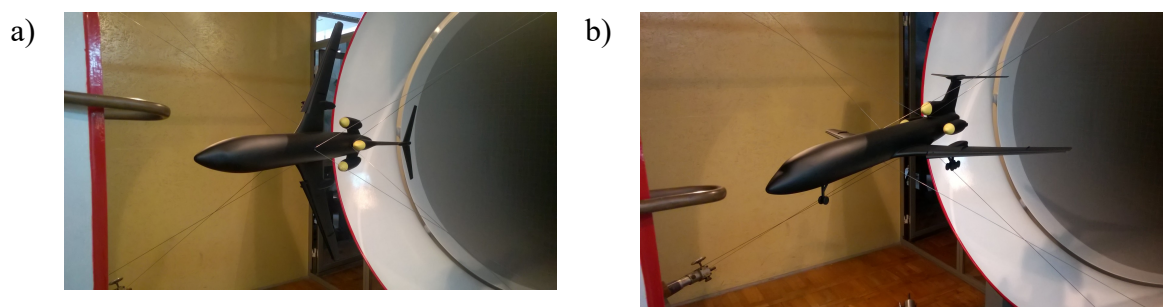
W Instytucie Techniki Lotniczej WAT w tunelu aerodynamicznym małych prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej $D=1,1[m]$ wykonano badania charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu TU-154M w opływie symetrycznym i niesymetrycznym.

Badany model wykonany był w skali 1:50. Fotografie modelu samolotu TU-154M do badań charakterystyk aerodynamicznych w opływie symetrycznym pokazano na fot. 1a, zaś do badań w opływie niesymetrycznym na fot. 1b. Badania przeprowadzono dla modelu w konfiguracji gładkiej (stery w położeniu neutralnym) a także w konfiguracji do lądowania (wysunięte klapy i podwozie) (fot.2) dla ciśnienia dynamicznego $q=250[Pa]$ co odpowiadało prędkości przepływu powietrza $V \approx 20[m/s]$ i liczbie

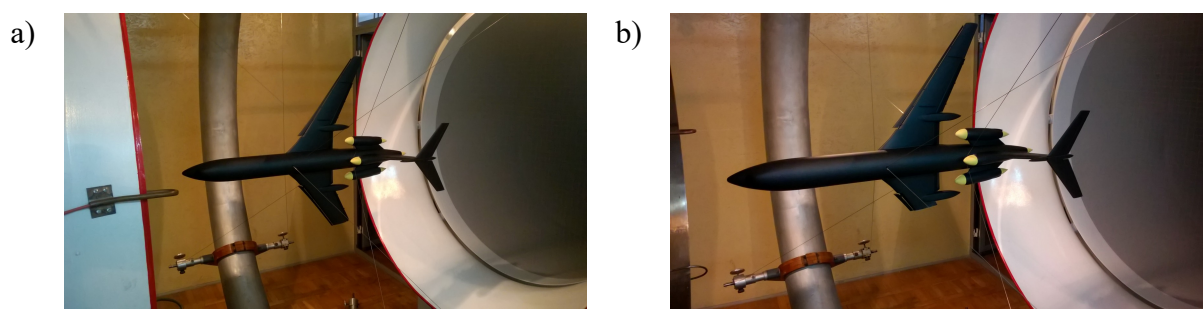
Reynoldsa $Re \approx 138000$. Dodatkowo, dla modelu w konfiguracji do lądowania wykonano badania wpływu obciążenia fragmentu jednego skrzydła na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu (fot. 3)



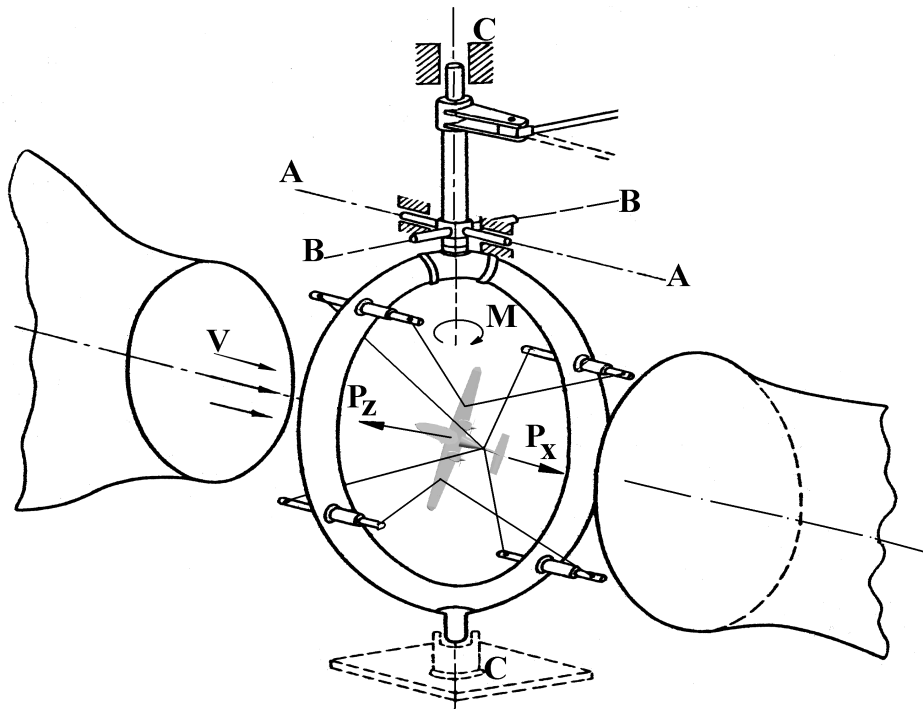
Fot. 1. Model samolotu TU-154M w konfiguracji gładkiej zawieszony w przestrzeni pomiarowej tunelu do badań charakterystyk aerodynamicznych w a) opływie symetrycznym b) niesymetrycznym



Fot. 2. Model samolotu TU-154M w konfiguracji do lądowania zawieszony w przestrzeni pomiarowej tunelu do badań charakterystyk aerodynamicznych w a) opływie symetrycznym b) niesymetrycznym



Fot. 3. Model samolotu TU-154M w konfiguracji do lądowania zawieszony w przestrzeni pomiarowej tunelu do badań charakterystyk aerodynamicznych z obciążoną końcówką skrzydła w a) wariantie 1 b) wariantie 2



Rys. 1. Schemat stanowiska pomiarowego dla badań w opływie symetrycznym

Metodykę i program obliczeń charakterystyk aerodynamicznych opracowano w oparciu o [1] i [2].

Badania dla modeli w opływie symetrycznym wykonano w zakresie kątów natarcia od $\alpha = -30^\circ$ do $\alpha = 30^\circ$ co 2° .

Współczynniki aerodynamiczne dla wszystkich badanych przypadków w opływie symetrycznym odniesiono do powierzchni skrzydła modelu samolotu $S = 0,072[\text{m}^2]$ i średniej cięciwy aerodynamicznej $b_A = 0,106[\text{m}]$. Liczba Reynoldsa odniesiona jest do wartości średniej cięciwy aerodynamicznej.

Model samolotu zawieszono w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego tak, aby oś momentów wagi aerodynamicznej przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy samolotu ($x_{sm} = 0,497[\text{m}]$ od noska kadłuba modelu) a oś podłużna modelu pokrywała się z osią siły oporu wagi.

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

- a) $C_{xa} = f(\alpha)$ – współczynnik oporu czołowego modelu w funkcji kąta natarcia,
- b) $C_{za} = f(\alpha)$ – współczynnik siły nośnej modelu w funkcji kąta natarcia,

- c) $C_m=f(\alpha)$ – współczynnik momentu pochylającego modelu w funkcji kąta natarcia
- d) $K=f(\alpha)$ – doskonałość aerodynamiczna modelu samolotu w funkcji kąta natarcia,
- e) $C_{za}=f(C_{xa})$ – biegunowa modelu samolotu

Badania aerodynamiczne modelu samolotu TU-154M w opływie niesymetrycznym wykonano także przy ciśnieniu prędkości 250[Pa] co odpowiadało $Re \approx 138000$. Badania te przeprowadzono w zakresie kątów ślizgu od $\beta=-30[^\circ]$ do $\beta=30[^\circ]$ co $2[^\circ]$. Współczynniki aerodynamiczne dla wszystkich badanych przypadków w opływie niesymetrycznym odniesiono do powierzchni skrzydła modelu samolotu $S=0,072 [m^2]$ i rozpiętości skrzydeł $l=0,751[m]$.

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

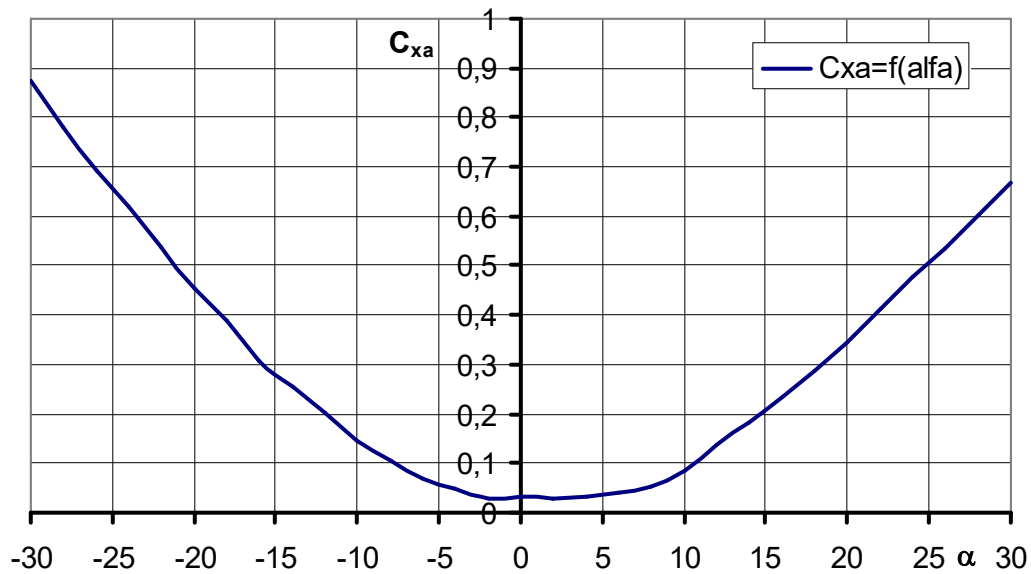
- a) $C_{xa}=f(\beta)$ – współczynnik oporu czołowego modelu w funkcji kąta ślizgu;
- b) $C_{ya}=f(\beta)$ - współczynnik siły bocznej modelu w funkcji kąta ślizgu;
- c) $C_n= f(\beta)$ - współczynnik momentu odchylającego modelu w funkcji kąta ślizgu.

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.

Dodatkowo wykonane zostały badania charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu z uciętą końcówką lewego skrzydła w odległości 120 [mm] od końca skrzydła (wariant 1), co stanowi 9,5% powierzchni skrzydeł modelu oraz w odległości 240 [mm] od końca skrzydła (wariant 2), co stanowi ok 25,5% powierzchni skrzydeł modelu.

2. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TU-154M w konfiguracji gładkiej w opływie symetrycznym i niesymetrycznym.

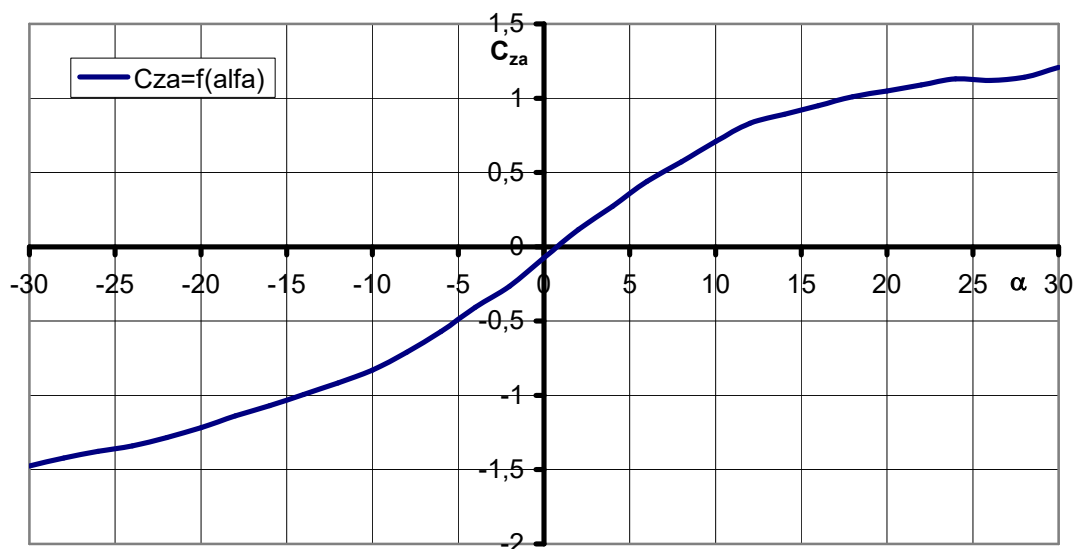
Badania modelu w konfiguracji gładkiej w opływie symetrycznym wykonano dla warunków podanych w uwagach ogólnych i dla kątów natarcia od $\alpha=-30^\circ$ do $\alpha=30^\circ$ co 2° . Na fot. 1 pokazano model samolotu w konfiguracji gładkiej a na rys. 2÷6 przebiegi charakterystyk aerodynamicznych w kolejności: $C_{xa}=f(\alpha)$ – 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



Rys.2. Charakterystyka $C_{xa}=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa}=f(\alpha)$ – rys.2.

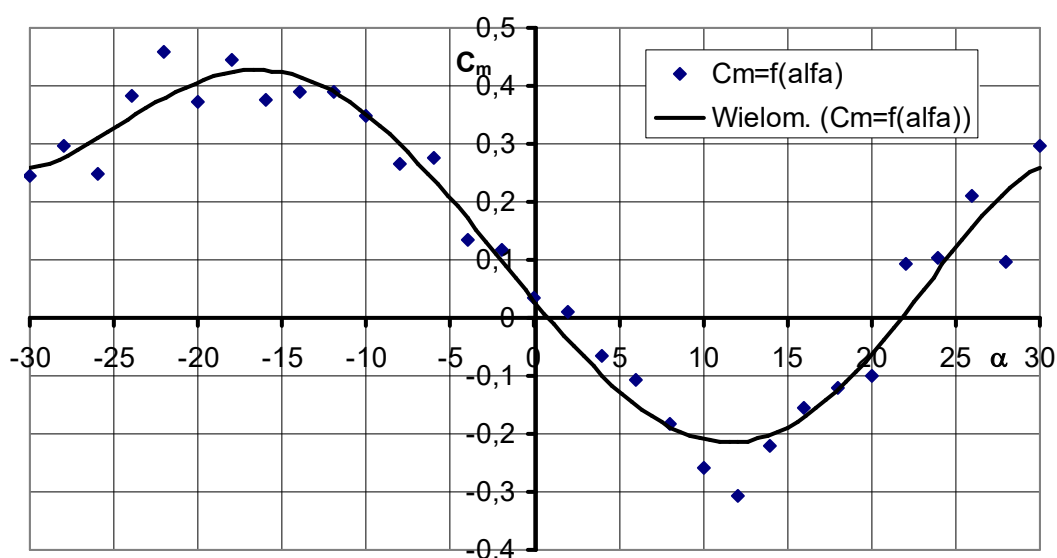
Krzywa współczynnika oporu czołowego C_{xa} w funkcji kąta natarcia α ma kształt paraboliczny. Minimalna wartość współczynnika oporu czołowego występuje na kącie natarcia $\alpha \approx -2^\circ$ oraz $\alpha \approx 2^\circ$ i wynosi $C_{xamin}=0,02887$. W zakresie kątów natarcia od $\alpha \approx -6^\circ$ do $\alpha \approx 10^\circ$ 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 $\alpha \approx -30^\circ$ do wartości $C_{xa}=0,8758$, zaś przy $\alpha \approx 30^\circ$ do wartości $C_{xa}=0,6694$



Rys.3. Charakterystyka $C_{za}=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej

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

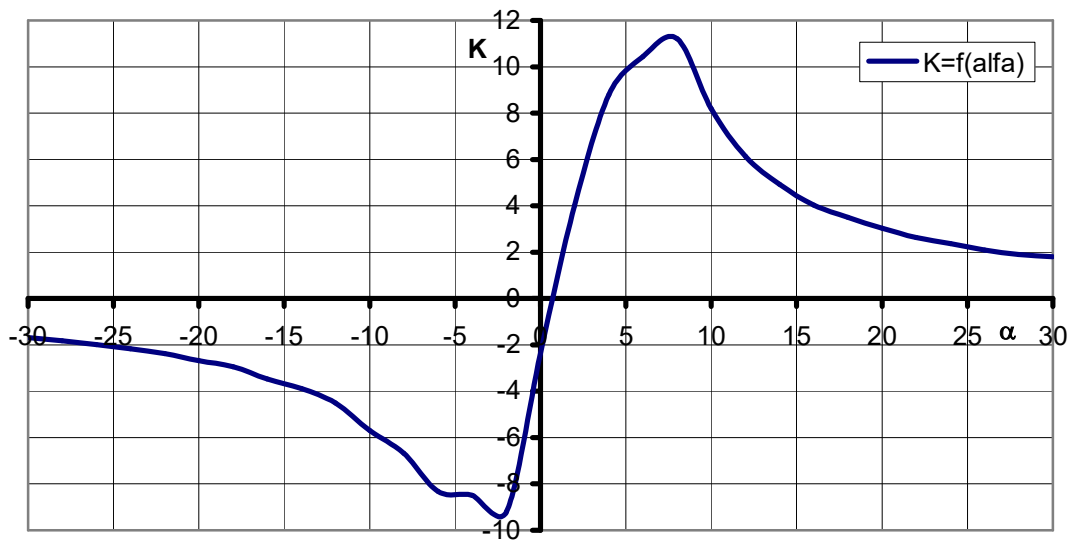
Charakter przebiegu współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia jest typowy dla tego typu samolotu. W badanym zakresie kątów natarcia nie obserwuje się zjawiska towarzyszącego krytycznemu kątowi natarcia - spadkowi siły nośnej. Maksymalna wartość współczynnika siły nośnej wynosi $C_{zamax} \approx 1,207$ na dodatnich kątach natarcia, zaś na ujemnych $C_{zamin} \approx -1,476$. Zerowa wartość współczynnika siły nośnej $C_{za}=0$ występuje na kącie natarcia $\alpha \approx 1^\circ$.



Rys.4. Charakterystyka $C_m=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej

Współczynnik momentu pochylającego $C_m=f(\alpha)$ – rys. 4.

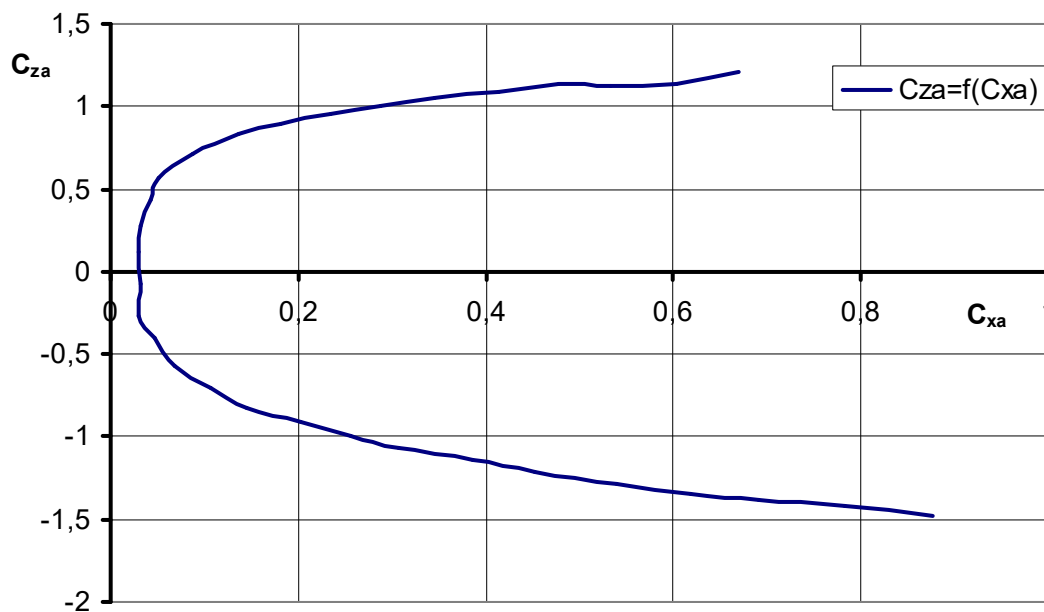
Przebieg współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia pokazano na rys. 4. Na kątach natarcia z przedziału zawartego między $\alpha=-16^\circ$ a $\alpha=12^\circ$, pochylenie krzywej współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia jest ujemne ($\partial C_m/\partial \alpha < 0$), co oznacza, że w tym zakresie kątów natarcia model samolotu jest stateczny statycznie, podłużnie. Utrata stateczności statycznej podłużnej ma miejsce na kątach natarcia $\alpha < -16^\circ$ i $\alpha > 12^\circ$, przy których $\partial C_m/\partial \alpha > 0$.



Rys.5. Charakterystyka $K=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej

Dośkonłość aerodynamiczna $K=f(\alpha)$ – rys. 5.

Zmianę dośkonłości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia pokazano na rys.5. Ekstremalne wartości dośkonłości aerodynamicznej badanego modelu samolotu występują na kącie natarcia $\alpha=-2^\circ$, przy którym $K_{\min}\approx-9,19$ oraz na kącie $\alpha\approx 8^\circ$, przy którym $K_{\max}\approx 11,21$, zaś $K=0$ uzyskano przy kącie natarcia $\alpha\approx 1^\circ$, przy którym $C_{za}=0$.

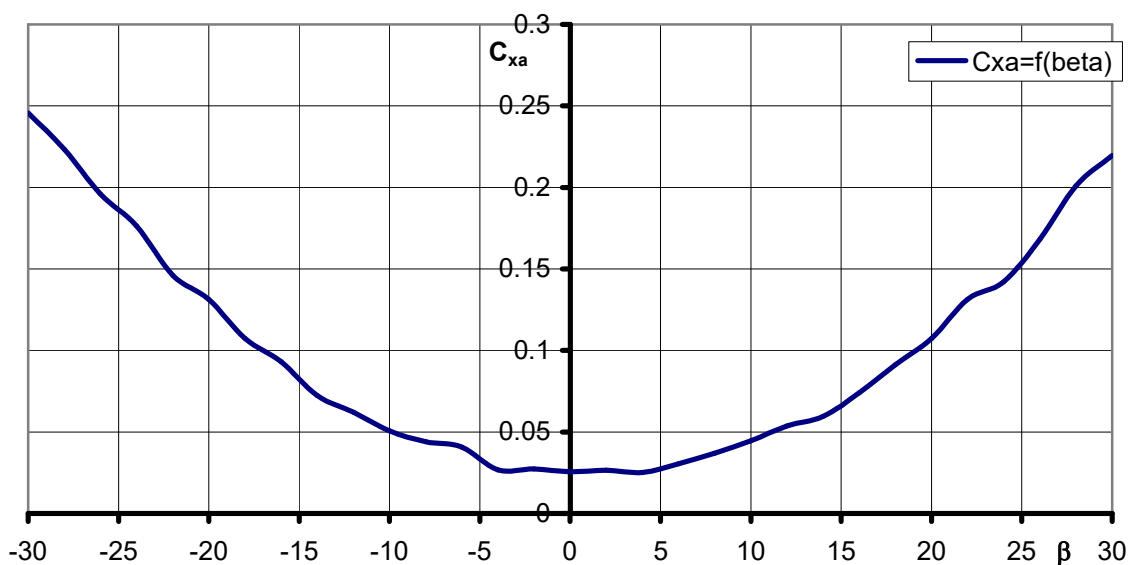


Rys.6. Charakterystyka $C_{za}=f(C_{xa})$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji gładkiej

Biegunowa modelu samolotu $C_{za}=f(C_{xa})$ – rys. 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_{zamin} , C_{zamax} , C_{xaopt} , K_{max} , K_{min} i inne.

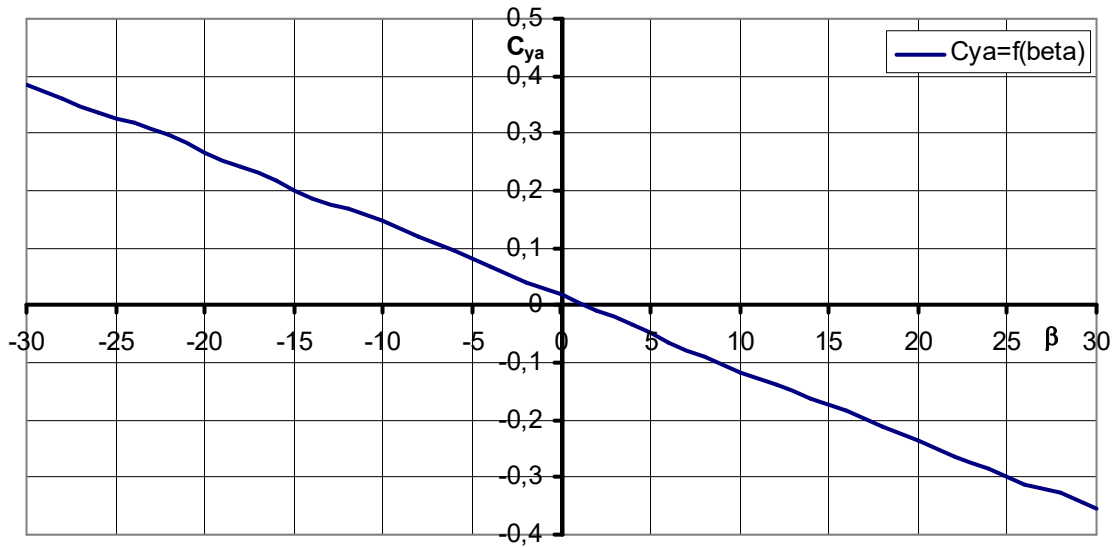
Badania modelu w konfiguracji gładkiej w opływie niesymetrycznym wykonano dla warunków podanych w uwagach ogólnych i dla kątów ślizgu od $\beta=-30^\circ$ do $\beta=30^\circ$ co 2° . Na fot. 1 pokazano model samolotu w konfiguracji gładkiej a na rys. 7÷9 przebiegi charakterystyk aerodynamicznych w kolejności: $C_{xa}=f(\beta)$ – rys.7 , $C_{ya}=f(\beta)$ – rys.8 , $C_n=f(\beta)$ – rys.9 .



Rys.7. Charakterystyka $C_{xa}=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji gładkiej

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa}=f(\beta)$ – rys. 7.

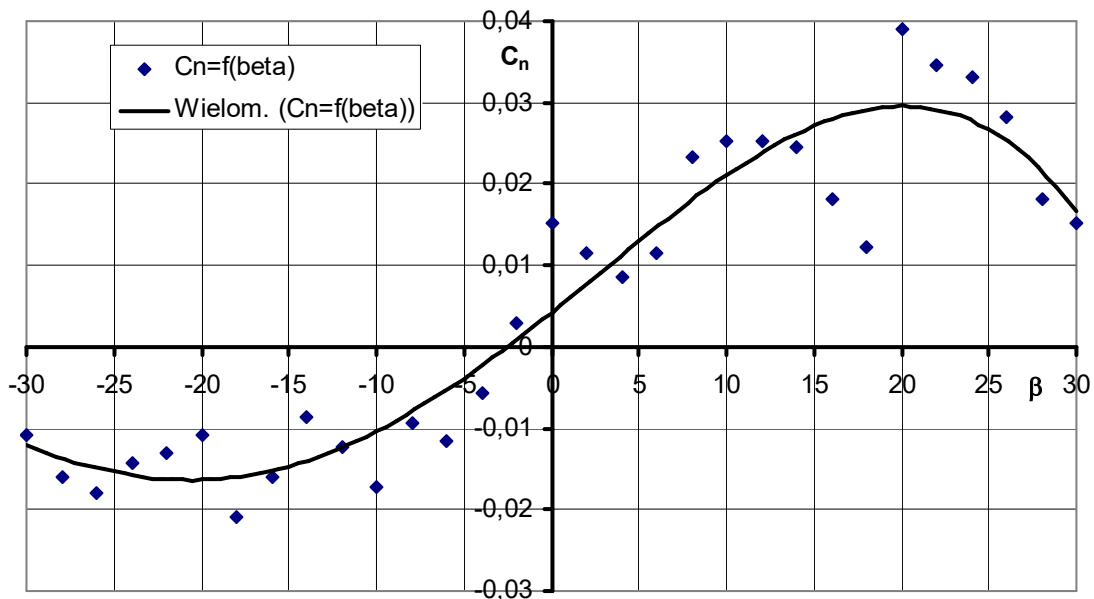
Krzywa współczynnika oporu czołowego C_{xa} w funkcji kąta ślizgu β w całym badanym zakresie kątów ślizgu ma kształt paraboliczny. Dla $\beta=-30^\circ$ $C_{xa}=0.246$, dla $\beta=0^\circ$ $C_{xa}=0.0255$, natomiast dla $\beta=30^\circ$ $C_{xa}=0.22$.



Rys.8. Charakterystyka $C_{y_a}=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji gładkiej

Współczynnik siły bocznej $C_{y_a}=f(\beta)$ – rys. 8.

Przebieg współczynnika siły bocznej C_{y_a} w funkcji kąta ślizgu β jest typowy dla samolotów. Pochylenie krzywej $C_{y_a}=f(\beta)$ jest ujemne ($\partial C_{y_a}/\partial \beta < 0$). Charakterystyczne jest to, że w całym zakresie badanych kątów ślizgu nachylenie krzywej $C_{y_a}=f(\beta)$ jest stałe. Dla $\beta=-30^\circ$ $C_{y_a}=0.385$, dla $\beta=0^\circ$ $C_{y_a}=0.0255$, natomiast dla $\beta=30^\circ$ $C_{y_a}=-0.355$.



Rys.9. Charakterystyka $C_n=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w przepływie niesymetrycznym w konfiguracji gładkiej

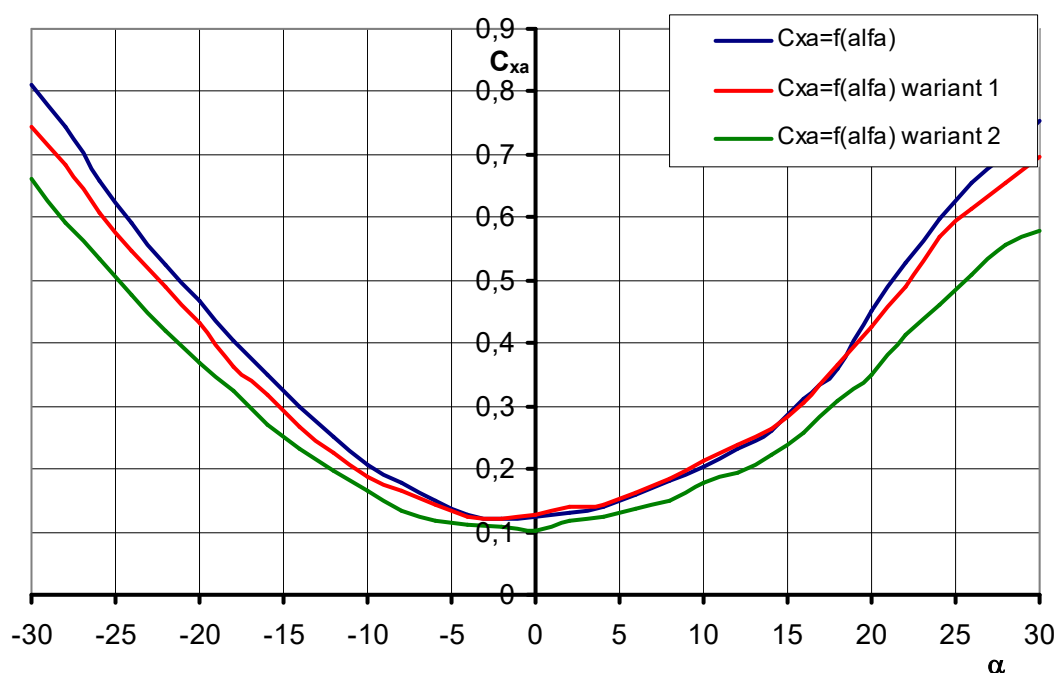
Współczynnik momentu odchylającego $C_n=f(\beta)$ – rys. 9.

Krzywa współczynnika momentu odchylającego pokazana została na rys.9. Pochylenie krzywej $C_n=f(\beta)$ dla kątów ślizgu β z zakresu od -18 do 20 jest dodatnie ($\partial C_n/\partial \beta > 0$), co świadczy o stateczności statycznej kierunkowej badanego modelu. Na pozostałych kątach ślizgu model traci stateczność statyczną kierunkową ($\partial C_n/\partial \beta < 0$).

3. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TU-154M w konfiguracji do lądowania w opływie symetrycznym i niesymetrycznym.

Badania modelu w konfiguracji do lądowania (klapy wypuszczone, podwozie wysunięte) w opływie symetrycznym wykonano dla warunków podanych w uwagach ogólnych i dla kątów natarcia od $\alpha = -30^\circ$ do $\alpha = 30^\circ$ co 2° . Na fot. 2 pokazano model samolotu w konfiguracji do lądowania a na rys. 10÷14 przebiegi charakterystyk aerodynamicznych w kolejności: $C_{xa}=f(\alpha)$ – rys.10, $C_{za}=f(\alpha)$ – rys.11, $C_m=f(\alpha)$ – rys.12, $K=f(\alpha)$ – rys.13, $C_{za}=f(C_{xa})$ – rys.14. Na wykresach przedstawiono zbiorczo charakterystyki całego modelu i modelu z obciętą końcówką lewego skrzydła w dwóch wariantach:

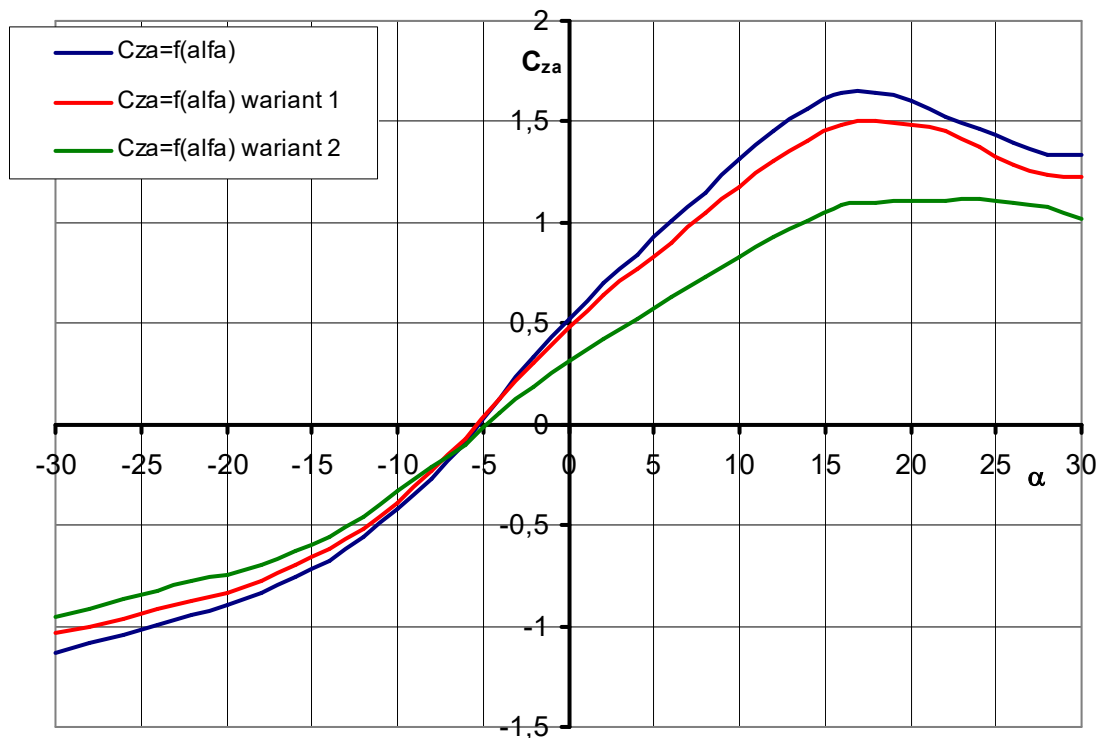
- w wariantcie 1 - skrzydło obcięte w odległości 120[mm] od końcówki skrzydła;
- w wariantcie 2 - skrzydło obcięte w odległości 240[mm] od końcówki skrzydła.



Rys. 10. Charakterystyka $C_{xa}=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa}=f(\alpha)$ – rys.10.

Krzywe współczynników oporu czołowego C_{xa} w funkcji kąta natarcia α mają kształt paraboliczny. Minimalne wartości współczynników oporu czołowego dla poszczególnych przypadków wynoszą odpowiednio – dla całego samolotu $C_{xamin}=0,119$ na kącie natarcia $\alpha \approx -2^\circ$, dla wariantu 1 - $C_{xamin}=0,122$ na kącie natarcia $\alpha \approx -2^\circ$, dla wariantu 2 - $C_{xamin}=0,1$ na kącie natarcia $\alpha \approx 0^\circ$. Dla kąta natarcia $\alpha = -30^\circ$ współczynniki oporu czołowego C_{xa} wynoszą odpowiednio – dla całego samolotu $C_{xa}=0,812$, dla wariantu 1 - $C_{xa}=0,743$ i dla wariantu 2 - $C_{xa}=0,662$. Przy kącie natarcia $\alpha = 30^\circ$ współczynniki oporu mają wartości: dla całego samolotu $C_{xa}=0,755$, dla wariantu 1 - $C_{xa}=0,698$, dla wariantu 2 - $C_{xa}=0,58$.

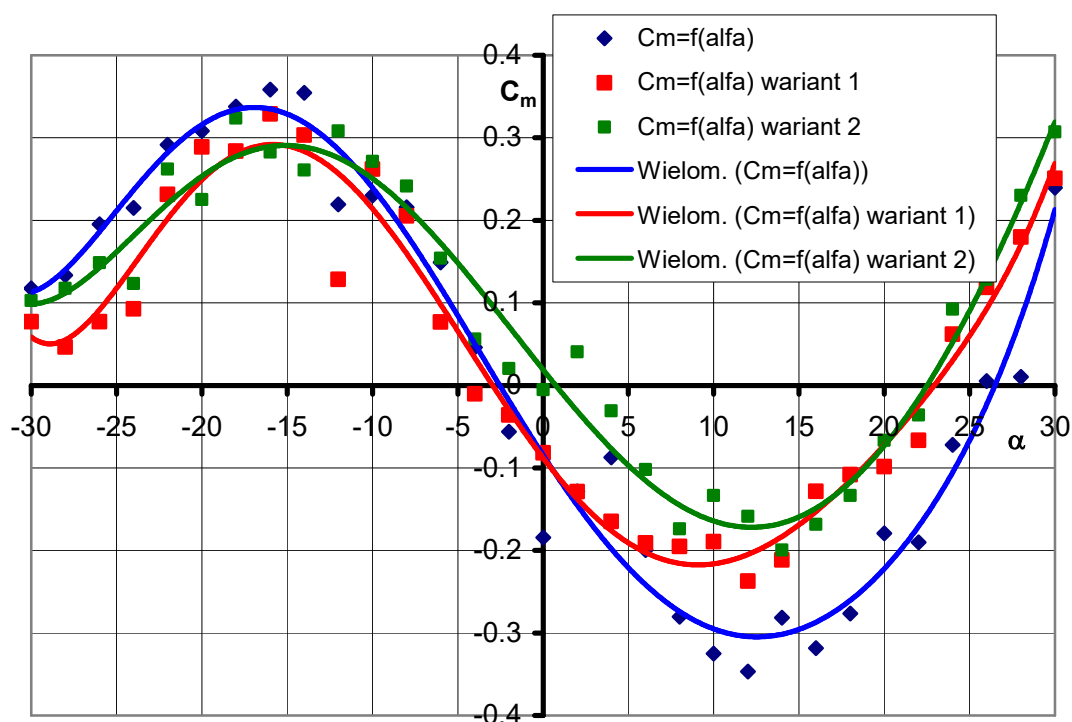


Rys. 11. Charakterystyka $C_{za}=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

Współczynnik siły nośnej $C_{za}=f(\alpha)$ – rys.11.

Przebiegi charakterystyk współczynników siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla trzech rozpatrywanych przypadków są podobne. Krzywa dla całego modelu samolotu charakteryzuje się największym nachyleniem. We wszystkich rozpatrywanych przypadkach zerowa wartość współczynnika siły nośnej $C_{za}=0$ występuje na kącie

natarcia $\alpha \approx -5^\circ$. W przypadku charakterystyki dla modelu całego samolotu i modelu w wariacie 1 wyraźnie widać występowanie krytycznego kąta natarcia odpowiednio dla modelu całego samolotu $\alpha_{kr} \approx 16^\circ$ i modelu w wariacie 1 $\alpha_{kr} \approx 18^\circ$. Osiągane przy tych kątach wartości C_{zamax} wynoszą odpowiednio – dla modelu całego samolotu $C_{zamax}=1,646$ zaś dla modelu w wariacie 1 - $C_{zamax}=1,5$. W wariacie 2 następuje wypłaszczenie charakterystyki przy $\alpha \approx 16^\circ$ zaś $C_{zamax}=1,12$ przy $\alpha \approx 24^\circ$.



Rys.12. Charakterystyka $C_m=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

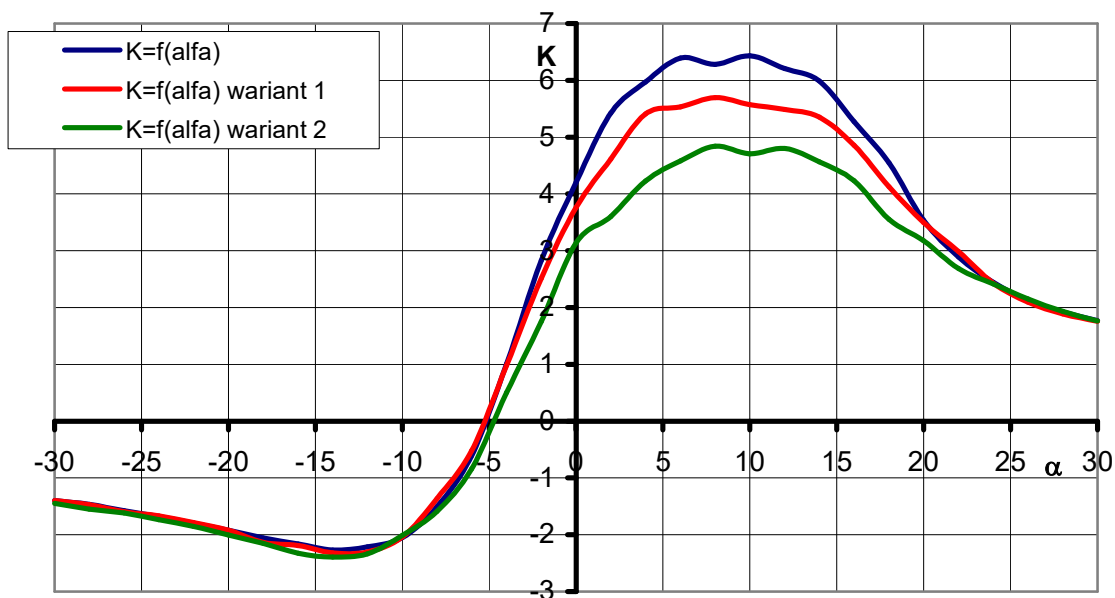
Współczynnik momentu pochylającego $C_m=f(\alpha)$ – rys. 12.

Przebieg współczynników momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia dla poszczególnych przypadków pokazano na rys. 12. Badane modele są statycznie statycznie podłużnie ($\partial C_m/\partial \alpha < 0$), w następujących zakresach kątów natarcia: model całego samolotu od $\alpha \approx -16^\circ$ do $\alpha = 12^\circ$, model w wariacie 1 - od $\alpha \approx -16^\circ$ do $\alpha \approx 9^\circ$, model w wariacie 2 - od $\alpha \approx -16^\circ$ do $\alpha \approx 12^\circ$. Na pozostałych kątach zaobserwować można utratę stateczności statycznej podłużnej ($\partial C_m/\partial \alpha > 0$).

Doskonałość aerodynamiczna $K=f(\alpha)$ – rys. 13.

Wykresy zmiany doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia pokazano na rys. 13. W zakresie ujemnych doskonałości dla $\alpha < -5^\circ$ wykresy dla trzech

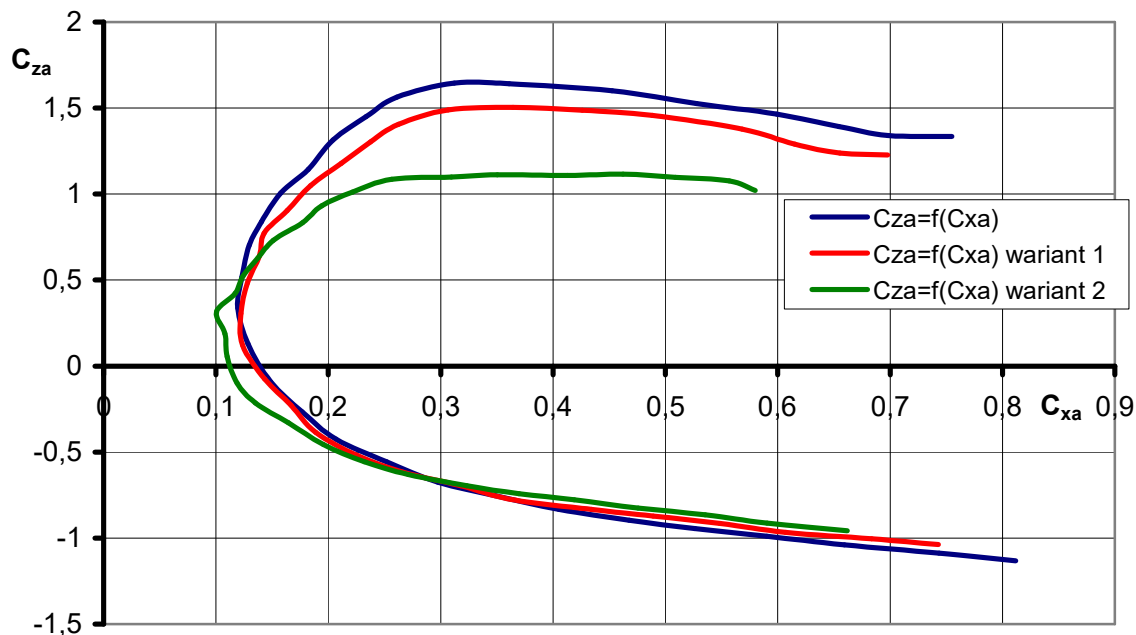
rozpatrywanych wariantów praktycznie się pokrywają. Zerową doskonałość $K=0$ uzyskano przy kącie natarcia $\alpha \approx -5^\circ$. Dla $\alpha=0^\circ$ doskonałości wynoszą odpowiednio – dla całego modelu $K=4,21$, dla modelu w wariacie 1 $K=3,77$, zaś dla modelu w wariacie 2 $K=3,14$. Ekstremalne wartości doskonałości aerodynamicznej dla rozpatrywanych wariantów badanego modelu samolotu wynoszą - dla całego modelu $K=6,43$ dla $\alpha=10^\circ$, dla modelu w wariacie 1 $K=5,69$ dla $\alpha=8^\circ$ oraz $K=4,84$ dla $\alpha=8^\circ$ dla modelu w wariacie 2.



Rys.13. Charakterystyka $K=f(\alpha)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

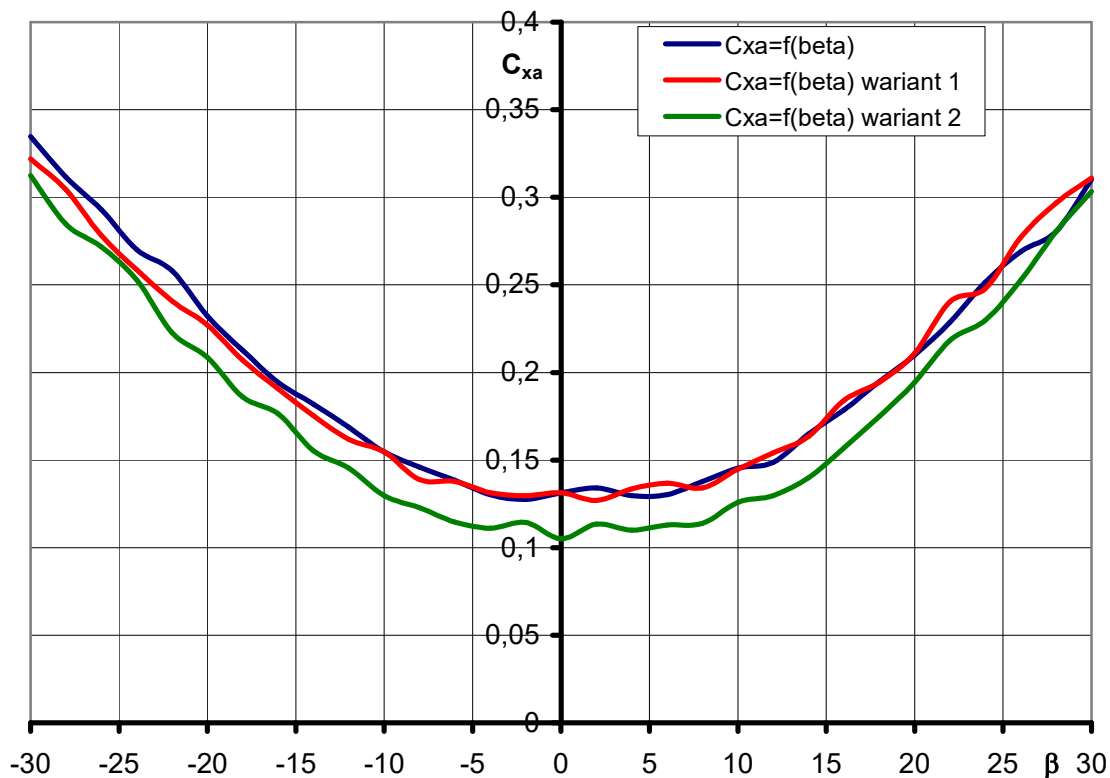
Biegunowa modelu samolotu $C_{za}=f(C_{xa})$ – rys. 14.

Przebieg biegunowej modelu samolotu dla badanych 3 przypadków w konfiguracji do lądowania pokazano na rys. 14. Wszystkie zaprezentowane przebiegi mają kształt paraboliczny względem osi współczynnika oporu czołowego, co jest typowe dla samolotów.

Rys.14. Charakterystyka $C_{za}=f(C_{xa})$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

Współczynnik oporu czołowego $C_{xa}=f(\beta)$ – rys. 15.

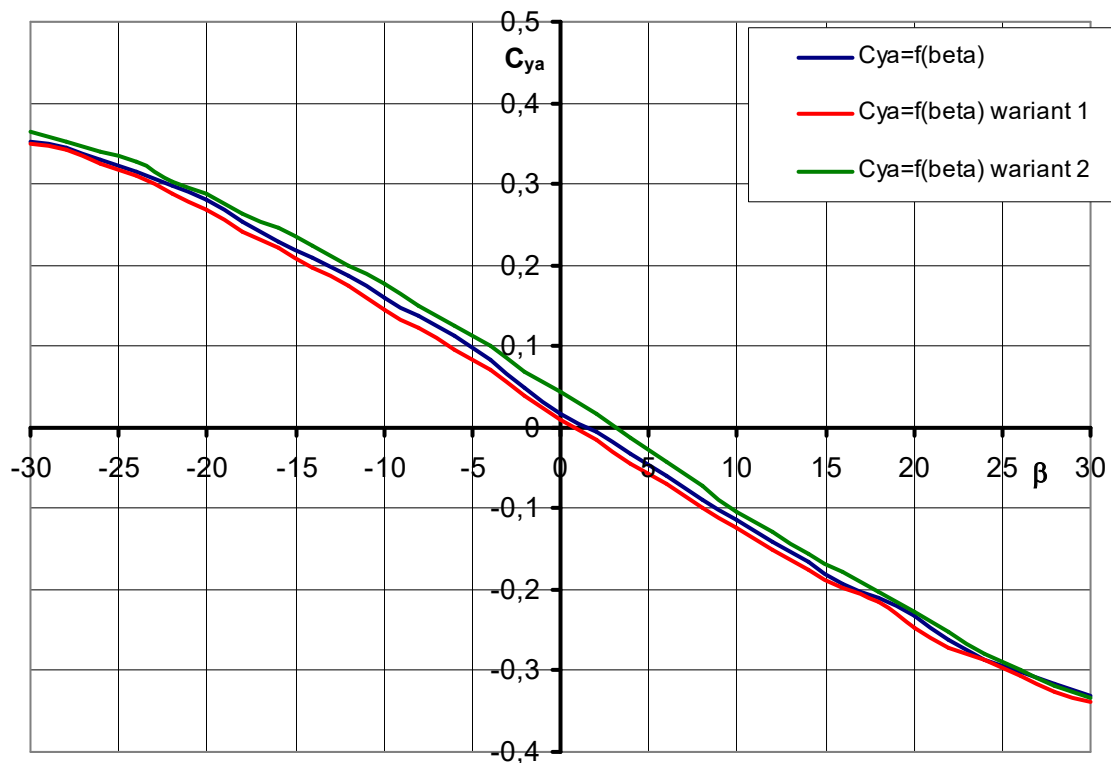
Krzywe współczynników oporu czołowego C_{xa} w funkcji kąta ślizgu β dla trzech badanych przypadków pokazano na rys.15. Krzywe te w całym badanym zakresie kątów ślizgu mają kształt paraboliczny. Wykresy $C_{xa}=f(\beta)$ dla modelu całego samolotu i modelu samolotu w wariacie 1 praktycznie się pokrywają, zaś charakterystyka dla modelu w wariacie 2 przesunięta jest w dół. Dla poszczególnych przypadków uzyskano w trakcie badań tunelowych następujące wartości współczynników oporu czołowego: dla $\beta=-30^\circ$ $C_{xa}=0.335$ dla modelu całego samolotu, $C_{xa}=0.322$ dla modelu w wariacie 1 oraz $C_{xa}=0.313$ dla modelu w wariacie 2, dla $\beta=0^\circ$ $C_{xa}=0.131$ dla modelu całego samolotu, $C_{xa}=0.131$ dla modelu w wariacie 1 oraz $C_{xa}=0.105$ dla modelu w wariacie 2. Dla kąta ślizgu $\beta=30^\circ$ uzyskano następujące wartości współczynnika oporu czołowego: $C_{xa}=0.31$ dla modelu całego samolotu, $C_{xa}=0.311$ dla modelu w wariacie 1 oraz $C_{xa}=0.303$ dla modelu w wariacie 2.



Rys.15. Charakterystyka $C_{xa}=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

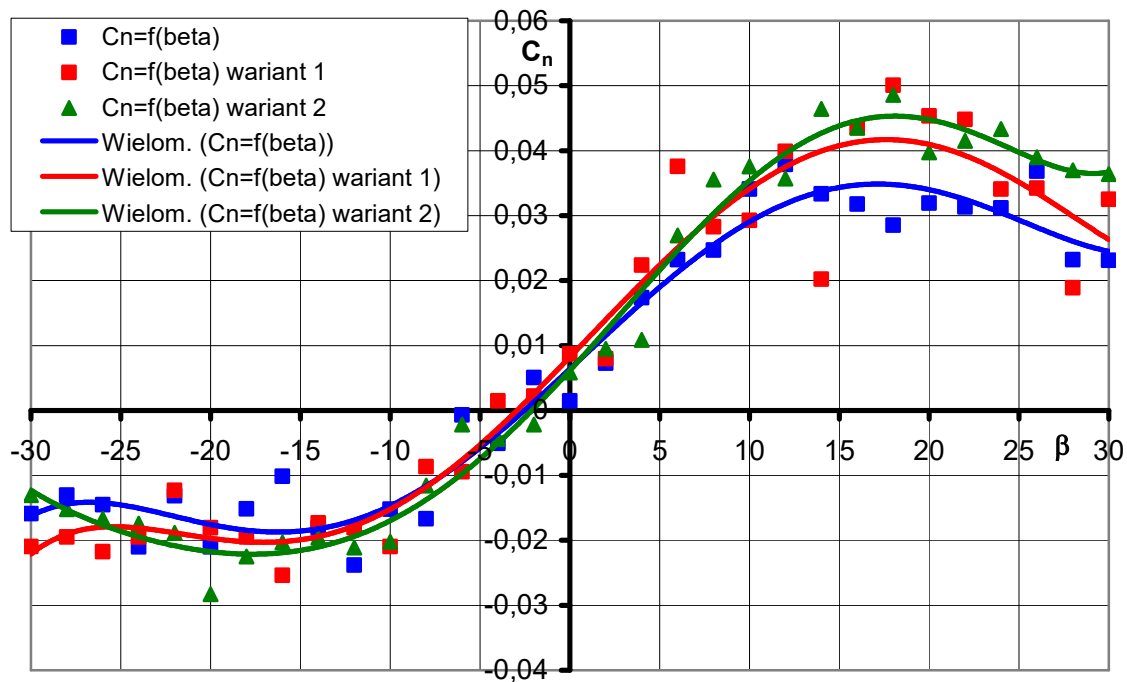
Współczynnik siły bocznej $C_{ya}=f(\beta)$ – rys. 16.

Przebieg współczynnika siły bocznej C_{ya} w funkcji kąta ślizgu β dla badanych przypadków pokazano na rys 16. Pochylenie krzywych $C_{ya}=f(\beta)$ jest ujemne ($\partial C_{ya}/\partial \beta < 0$) w całym badanym zakresie badanych kątów ślizgu. Dla poszczególnych kątów ślizgu uzyskano następujące wartości współczynnika siły bocznej dla badanych modeli: dla $\beta=-30^\circ$ $C_{ya}=0.352$ dla modelu całego samolotu, $C_{ya}=0.351$ dla modelu samolotu w wariacie 1 oraz $C_{ya}=0.365$ dla modelu w wariacie 2. Dla $\beta=0^\circ$ otrzymano odpowiednio $C_{ya}=0.018$ dla modelu całego samolotu, $C_{ya}=0.010$ dla modelu samolotu w wariacie 1 oraz $C_{ya}=0.044$ dla modelu w wariacie 2. Dla $\beta=30^\circ$ otrzymano odpowiednio $C_{ya}=-0.332$ dla modelu całego samolotu, $C_{ya}=-0.340$ dla modelu samolotu w wariacie 1 oraz $C_{ya}=-0.334$ dla modelu w wariacie 2.

Rys.16. Charakterystyka $C_{ya}=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

Współczynnik momentu odchyłającego $C_n=f(\beta)$ – rys. 17.

Krzywe współczynników momentu odchyłającego dla badanych przypadków pokazane zostały na rys.17. Pochylenie krzywych $C_n=f(\beta)$ dla kątów ślizgu β z zakresu od -15° do około 18° jest dodatnie ($\partial C_n/\partial \beta > 0$), co świadczy o stateczności statycznej kierunkowej badanych modeli. W zakresie kątów ślizgu od -30° do -15° modele cały oraz w wariancie 1 wykazują stateczność obojętną ($\partial C_n/\partial \beta \approx 0$), zaś w wariancie 2 dla wymienionych wyżej kątów zaobserwować można utratę stateczności statycznej kierunkowej. Dla kątów ślizgu od 18° do 30° modele wszystkich badanych przypadków wykazują utratę stateczności statycznej kierunkowej ($\partial C_n/\partial \beta < 0$).



Rys.17. Charakterystyka $C_n=f(\beta)$ modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania

4. Podsumowanie i wnioski

W pracy przedstawiono wyniki badań współczynników aerodynamicznych modelu samolotu Tu-154M wykonanego w skali 1:50 zarówno w opływie symetrycznym jak i niesymetrycznym. Zbadano dwie konfiguracje - konfigurację gładką oraz konfigurację do lądowania. Dodatkowo dla konfiguracji do lądowania zbadano wpływ obciążenia końcówki skrzydła modelu na charakterystyki aerodynamiczne. Uzyskane doświadczalne charakterystyki modelu samolotu Tu-154M mogą być podstawą do numerycznych obliczeń charakterystyk aerodynamicznych niezbędnych do obliczeń dynamiki ruchu takich samolotów.

LITERATURA

- [1] J. Kaczmarczyk, J. Maruszkiewicz: „Poradnik do ćwiczeń laboratoryjnych z mechaniki płynów, Warszawa, 1970
- [2] R. Penkchjerst, D. Cholder: „Tiechnika eksperymentu w aerodynamicznych trubach, Moskwa, 1953

Experimental aerodynamic characteristics of Tu-154M aircraft model in symmetrical and nonsymmetrical flow.

Summary: The results of experimental investigations of aerodynamic characteristics of Tu-154M aircraft model in symmetrical and nonsymmetrical flow have been presented. The investigations have been performed for aircraft model in clean configuration and in landing configuration. Influence of cut of the wing part for aerodynamic characteristics of model have been examined.

Keywords:

Aerodynamics, wind tunnel, aerodynamic characteristics