

## WPŁYW LICZBY REYNOLDSA NA BADANE W TUNELU AERODYNAMICZNYM CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

ANDRZEJ KRZYSIAK, ROBERT PLACEK

*Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa*

*e-mail: andrzej.krzysiak@ilot.lukasiewicz.gov.pl; robert.placek@ilot.lukasiewicz.gov.pl*

ALEKSANDER OLEJNIK, ŁUKASZ KISZKOWIAK

*Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa*

*e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; lukasz.kiskowiak@wat.edu.pl*

W niniejszej pracy przedstawiono badania wpływu liczby Reynoldsa na badane w tunelu aerodynamicznym charakterystyki aerodynamiczne modelu pasażerskiego samolotu transportowego, w oparciu o pomiary jego momentu przechyłającego. Badane były dwa niesymetryczne modele tego samego samolotu. Niesymetria modeli wynikała z obcięcia końcówek ich lewych skrzydeł obejmujących zewnętrzną część slotu oraz lotkę. Eksperymentalne badania zrealizowane zostały przy wykorzystaniu dwóch modeli samolotu Tu-154M wykonanych odpowiednio w skali 1:14 (badania w zakresie  $Re\ 1 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$ ) oraz w skali 1:20 (badania dla  $Re = 1 \cdot 10^6$ ). Przeprowadzone badania wykazały znaczący wpływ prędkości przepływu niezakłóconego, a zatem i liczby Reynoldsa na uzyskaną wartość współczynnika momentu przechyłającego w zakresie badanych liczb Reynoldsa niższych niż  $Re = 2 \cdot 10^6$ .

### 1. Wstęp

Jednym z podstawowych warunków uzyskania prawidłowych wyników tunelowych badań modeli, zarówno obiektów latających jak i naziemnych, jest zachowanie nie tylko ich podobieństwa geometrycznego, ale również podobieństwa przepływu pomiędzy przepływem rzeczywistym a modelowanym. Uzyskanie takiego podobieństwa wymaga między innymi zachowania jednakowych lub zbliżonych wartości liczb podobieństwa określonych w bezwymiarowym równaniu Naviera-Stokesa. Ponieważ, równoczesne spełnienie tego wymagania dla wszystkich liczb podobieństwa jest z reguły niemożliwe, dlatego w praktyce pod uwagę brane są tylko te liczby podobieństwa (i w tych zakresach ich wartości), których zmiana może w istotny sposób wpływać na uzyskiwane wyniki badań. W przypadku modelowania stacjonarnych przepływów nieściśliwych warunkiem koniecznym uzyskania poprawnych wyników badań jest utrzymanie w badaniach eksperymentalnych takiej wartości liczby Reynoldsa, przy której nie ma ona wpływu na uzyskiwane z badań charakterystyki aerodynamiczne.

W przypadku eksperymentalnych badań tunelowych należy również uwzględnić fakt, że różnica w poziomie turbulencji pomiędzy przepływem rzeczywistym a modelowanym może skutkować odmiennym położeniem przejścia laminarno-turbulentnego na badanym modelu w porównaniu do jego położenia na obiekcie rzeczywistym.

Jak pokazuje doświadczenie, w przypadku eksperymentalnych badań modeli samolotów wyposażonych w wysunięte urządzenia hipernośne na skrzydle posiadające szczeliny, przez które przepływa powietrze, uzyskanie prawidłowych charakterystyk aerodynamicznych wymaga zachowania nieco wyższych liczb Reynoldsa niż w przypadku badań konfiguracji gładkiej takiego obiektu.

W niniejszej pracy przedstawiono badania wpływu liczby Reynoldsa na badane w tunelu aerodynamicznym charakterystyki aerodynamiczne modeli pasażerskiego samolotu transportowego, w oparciu o pomiary jego momentu przechyłającego. Badane były dwa niesymetryczne

modele tego samego samolotu. Niesymetria modeli wynikała z obciążenia końcówek ich lewych skrzydeł, obejmujących zewnętrzną część slotu oraz lotkę. Eksperymentalne badania zrealizowane zostały przy wykorzystaniu dwóch modeli samolotu Tu-154M wykonanych w różnych skalach. Pierwszy z nich wykonany był w skali 1:14 (badania w zakresie  $Re \approx 1 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$ ), a drugi w skali 1:20 (badania dla  $Re \approx 1 \cdot 10^6$ ). Modele samolotu Tu-154M zostały zaprojektowane i wyprodukowane przez Wojskową Akademię Techniczną. Przeprowadzone badania wykazały znaczący wpływ prędkości przepływu niezakłóconego, a zatem i liczby Reynoldsa, na uzyskaną wartość współczynnika momentu przechylającego. Świadczy to, że wartość liczby Reynoldsa, przy której prowadzone są tunelowe badania aerodynamiczne ma istotny wpływ na kształtowanie się opływu skrzydła samolotu. To spostrzeżenie w szczególności odnosi się to do modelu samolotu wyposażonego w urządzenia hipernośne.

### Wykaz oznaczeń

$B$	–	rozpiętość skrzydeł, [m]
$Cm_x$	–	współczynnik momentu przechylającego
$L$	–	długość modelu, [m]
$Re$	–	liczba Reynoldsa
$S$	–	powierzchnia skrzydeł, [m <sup>2</sup> ]
SCA	–	średnia cięciwa aerodynamiczna, [m]
$V_\infty$	–	prędkość przepływu niezakłóconego, [m/s]
$\alpha$	–	kąt natarcia, [deg]
$\beta$	–	kąt ślizgu, [deg]

## 2. Omówienie zagadnienia

Eksperymentalne badania kilku modeli tego samego obiektu, wykonanych w różnych skalach, przy różnym stopniu ich uproszczenia oraz przy różnych prędkościach przepływu niezakłóconego stanowią cenne źródło informacji pozwalających ocenić wpływ liczby Reynoldsa na charakterystyki aerodynamiczne, a także wpływ dokładności odwzorowania geometrii obiektu na te charakterystyki. Ponadto, porównanie wyników badań tego samego obiektu uzyskanych z dwóch różnych tuneli aerodynamicznych, o różnych wielkościach przestrzeni pomiarowej, pozwala na ocenę wiarygodności badań w tunelu o mniejszej przestrzeni pomiarowej.

Możliwość dokonania wspomnianych powyżej analiz zaistniała, po przeprowadzeniu w Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa tunelowych badań aerodynamicznych szeregu modeli samolotu Tu-154M. Otóż, w latach 2016-2023 w dwóch tunelach aerodynamicznych małych prędkości Instytutu Lotnictwa, tj. w tunelach T-1 i T-3, badane były cztery modele samolotu Tu-154M wykonane w różnych skalach oraz w różnym stopniu uproszczenia. Wspomniane uproszczenie dotyczyło tylko najmniejszego z badanych modeli i związane było z dokładnością odwzorowania klap i slotów.

Potrzeba wykonania wielokrotnych badań tego samego obiektu przy wykorzystaniu różnych jego modeli, w tym jednego o uproszczonej geometrii, wynikała z kilku powodów. Po pierwsze, z pilnej potrzeby uzyskania choćby przybliżonych charakterystyk aerodynamicznych tego samolotu w konfiguracji z obciążoną końcówką lewego skrzydła. Po drugie, z braku precyzyjnych danych geometrycznych tego samolotu aż do momentu wykonania pełnego skanowania obiektu rzeczywistego w 2017 roku. Po trzecie, z dość długiego czasu wymaganego do zaprojektowania i wykonania dużego modelu samolotu do badań w tunelu aerodynamicznym T-3 (model w skali 1:14) z uwzględnieniem dokładnego odwzorowaniem jego geometrii zewnętrznej. Po czwarte, z konieczności uzyskania charakterystyk aerodynamicznych samolotu w zakresie bardzo wysokich

ponadkrytycznych kątów natarcia. Dodatkową korzyścią wynikającą z badań modeli samolotu Tu-154M w tunelach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa była możliwość porównania uzyskanych charakterystyk aerodynamicznych z wynikami badań tego samolotu uzyskanymi z badań w locie, a wykonanymi przez wytwórcę tego samolotu [1].

Z wyżej wymienionych powodów jako pierwszy w roku 2016 wykonany został uproszczony model samolotu w skali 1:100, a następnie przebadany w tunelu T-1. Jakkolwiek model wykonany był w konfiguracji do lądowania (wysunięte sloty i klapy), to w uproszczonym modelu nie wykonano w nich szczelin, przez które przepływa powietrze. Wyniki badań tego modelu zamieszczono w wewnętrznym Raporcie Instytutu Lotnictwa [2].

Kolejne badania modeli samolotu Tu-154M wykonane zostały w ramach wieloetapowego projektu badawczego „LARE” pt. „Opracowanie technologii odtwarzania geometrii zewnętrznej i struktury wewnętrznej dużych samolotów na potrzeby budowy modeli numerycznych”. W ramach tego projektu wykonano między innymi skanowanie powierzchni zewnętrznej rzeczywistego obiektu opisane w pracy [3]. W oparciu o dokładną geometrię powierzchni zewnętrznej obiektu powstały trzy modele samolotu Tu-154M. Pierwszy z tych modeli wykonany został w skali 1:40 i przebadany zarówno w tunelu T-1 (o średnicy przestrzeni pomiarowej  $\emptyset 1,5$  m), prace [4-7], jak i w tunelu T-3 (o średnicy przestrzeni pomiarowej  $\emptyset 5$  m). Następne modele w skalach 1:14 oraz 1:20 przeznaczone były do badań w tunelu T-3, prace [8-13]. Model w skali 1:20 wykonany został specjalnie do prowadzenia eksperymentalnych tunelowych badań w zakresie ponadkrytycznych kątów natarcia, tj.  $\alpha = \pm 90^\circ$ . Wszystkie modele samolotu Tu-154M zostały zaprojektowane i wyprodukowane przez Wojskową Akademię Techniczną.

W oparciu o bogaty materiał badawczy uzyskany z pomiarów charakterystyk aerodynamicznych szeregu modeli samolotu Tu-154M dokonano analizy wpływu liczby Reynoldsa na te charakterystyki. We wspomnianej analizie pod uwagę brane były wyniki badań modeli samolotu w konfiguracji do lądowania, wykonanych w oparciu o zeskanowaną geometrię obiektu rzeczywistego z w pełni odwzorowaną geometrią urządzeń hipernośnych, tj. modele w skali 1:20 oraz w skali 1:14.

Spośród wszystkich prac badawczych projektu „LARE” w niniejszym artykule zamieszczono jedynie analizę wpływu liczby Reynoldsa na moment przechylający samolotu w konfiguracji z obciążoną końcówką lewego skrzydła (1/3 rozpiętości lewego skrzydła). Wybór tej charakterystyki i tej konfiguracji modelu wynikał z faktu, że w przypadku asymetrycznej geometrii samolotu można łatwiej dostrzec skutki zmian w jego opływie niż w przypadku konfiguracji symetrycznej. Wszystkie prezentowane w pracy wyniki badań wykonane zostały dla kąta ślizgu  $\beta = 0^\circ$ .

Badania aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu małych prędkości T-3 Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa dla modelowanych prędkości lotu samolotu w zakresie  $V_\infty = 35$  m/s-75 m/s.

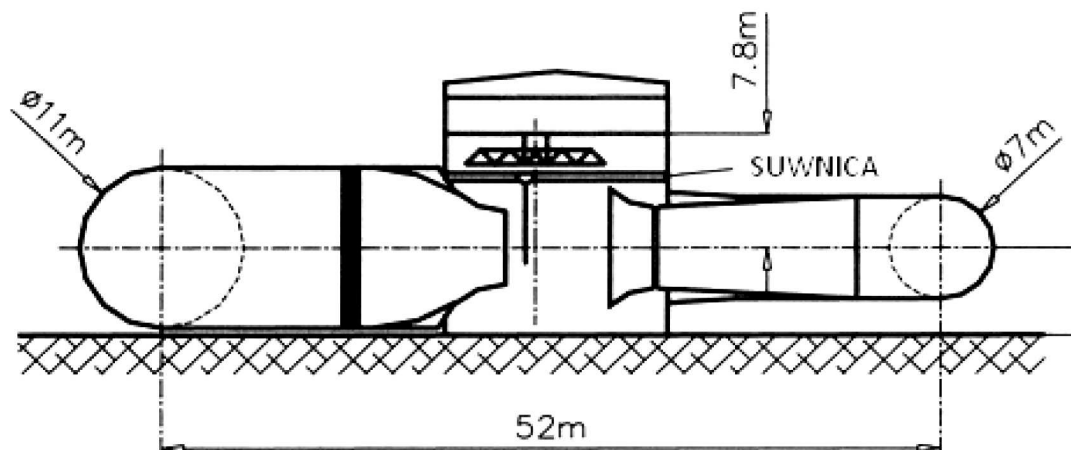
### 3. Technika badań

#### 3.1. Tunel małych prędkości T-3

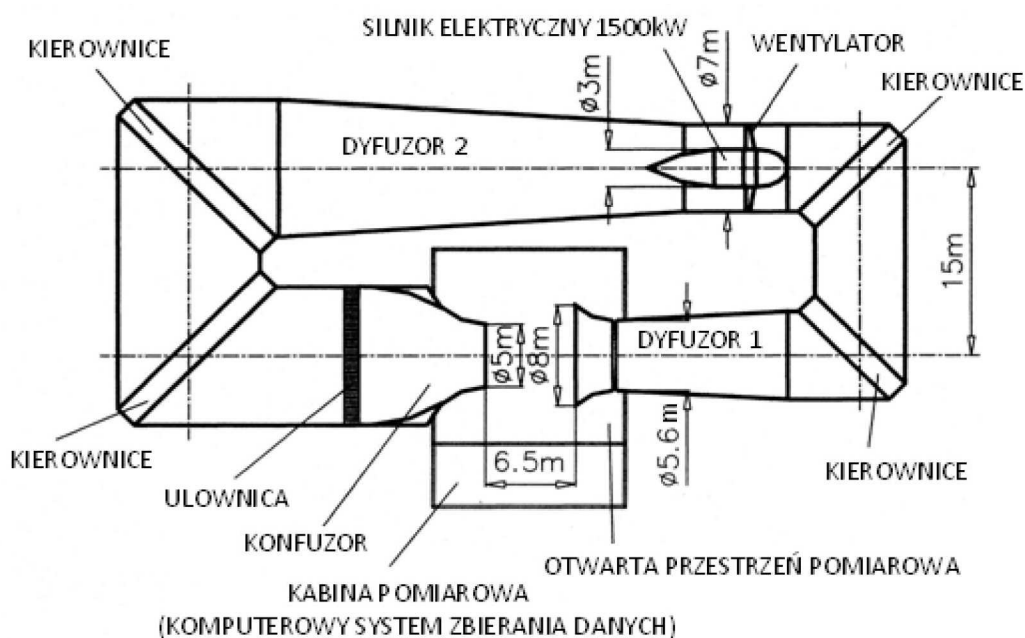
Badania charakterystyk aerodynamicznych wspomnianych w poprzednim rozdziale modeli samolotu Tu-154M przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-3 Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa.

Tunel aerodynamiczny małych prędkości T-3 jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową o wymiarach: średnica 5 m, długość 6,5 m. Tunel aerodynamiczny T-3 ma możliwość pracy ciągłej w zakresie od ok. 1 m/s do 90 m/s. Poziom turbulencji przepływu w tunelu wynosi ok. 0.5%.

Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 i jego podstawowe wymiary pokazano na rys. 1 i 2.



Rys. 1. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut poziomy)



Rys. 2. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut pionowy)

### 3.2. Badane modele samolotu Tu-154M

#### 3.2.1. Model w skali 1:20

Model samolotu Tu-154M w skali 1:20 charakteryzował się rozpiętością skrzydeł  $B = 1,875\text{ m}$  i długością modelu  $L = 2,39\text{ m}$ . Model wytworzono w większości w technologii kompozytowej z metalowymi elementami mocującymi oraz drobniejszymi elementami wykonanymi w technologii druku 3D (np. sloty, podwozie itp.). Model samolotu Tu-154M został zaprojektowany i wyprodukowany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu, uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości [3]. Model samolotu Tu-154M w skali 1:20 umieszczony w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego T-3, na wewnętrznej wadze aerodynamicznej oraz wysięgniku tylnym, przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Model samolotu Tu-154M w skali 1:20 w tunelu T-3 Instytutu Lotnictwa

### 3.2.2. Model w skali 1:14

Model samolotu Tu-154M w skali 1:14 charakteryzował się rozpiętością skrzydeł  $B = 2,68$  m i długością modelu  $L = 3,42$  m. Model wytworzono w identycznej technologii jak model samolotu Tu-154M w skali 1:20. Na rys. 5 zaprezentowano model samolotu Tu-154M w skali 1:14 umieszczony w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego T-3 na wysięgniku oddolnym (rys. 4).



Rys. 4. Model samolotu Tu=154M w skali 1:14 w tunelu T-3

### 3.3. Przyjęty układ odniesienia

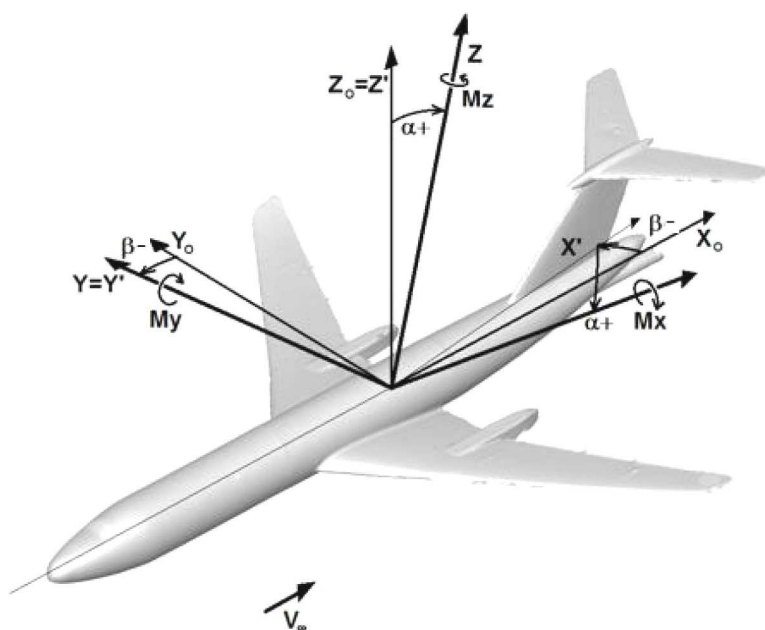
Charakterystyki aerodynamiczne przedstawione w niniejszej pracy wyznaczone zostały w układzie współrzędnych  $XOYZ$  związanym z kierunkiem przepływu niezakłóconego (przepływ wzdłuż osi  $OX$ ), rys. 5. Na rysunku przedstawiono ponadto układ współrzędnych związany z modelem  $X_0Y_0Z_0$ , gdzie oś kadłuba pokrywa się z osią  $OX_0$ , oraz kąty obrotu pomiędzy tymi

układami, tj. kąt natarcia  $\alpha$  oraz kąt ślizgu  $\beta$ . Osie  $OX_0$  oraz  $OZ_0$  leżą w płaszczyźnie symetrii samolotu. Położenie środka układu współrzędnych  $O$  zdefiniowano następująco:

- osi symetrii kadłuba,
- 25% średniej cięciwy aerodynamicznej.

Prezentowany w pracy współczynnik momentu przechylającego odniesiony był do:

- powierzchni skrzydeł  
 $S = 0,45 \text{ m}^2$  dla modelu w skali 1:20  
 $S = 0,918 \text{ m}^2$  dla modelu w skali 1:14
- oraz rozpiętości skrzydeł  
 $B = 1,878 \text{ m}$  dla modelu w skali 1:20  
 $B = 2,682 \text{ m}$  dla modelu w skali 1:14

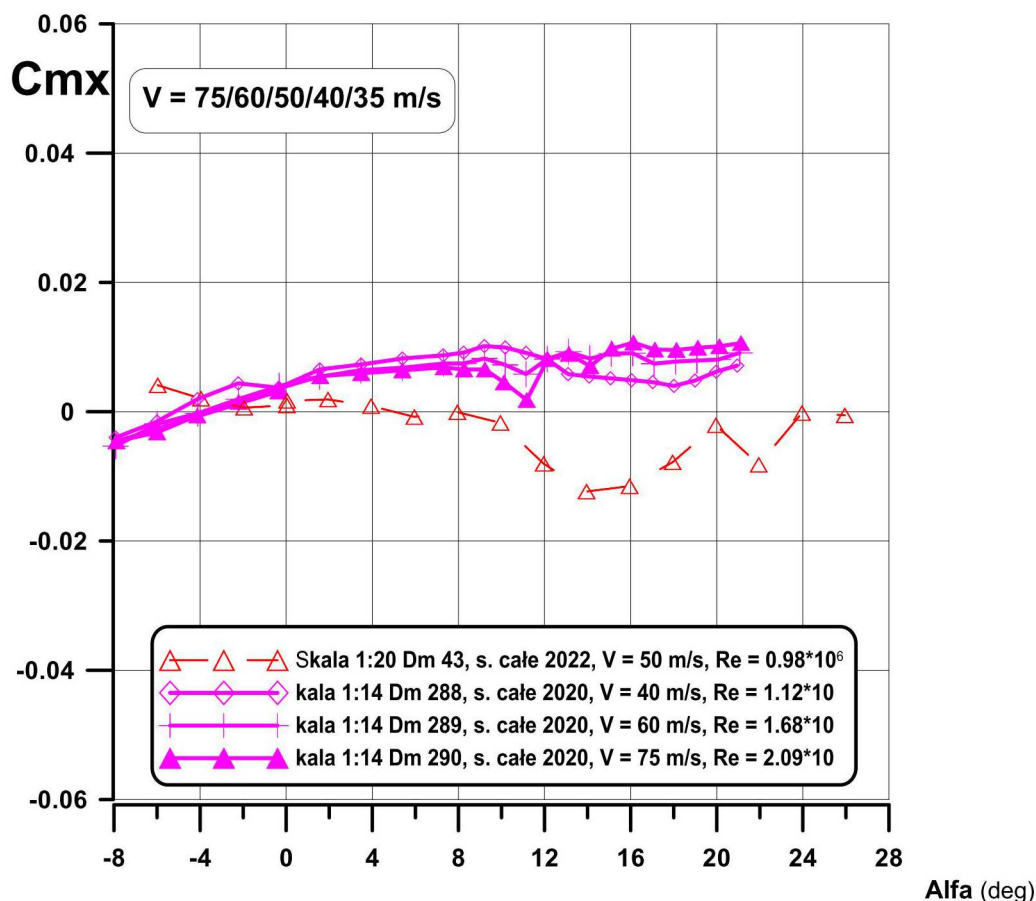


Rys. 5. Przyjęty układ odniesienia

#### 4. Wyniki badań

Dla prawidłowej oceny wpływu liczby Reynoldsa na wartość współczynnika momentu przechylającego modelu samolotu Tu-154M z obciętą końcówką lewego skrzydła w pierwszej kolejności przebadano modele samolotów w konfiguracji do lądowania z nieuszkodzonym lewym skrzydłem. Na rys. 6 przedstawiono porównanie zależności współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla modeli samolotu w skali 1:14 oraz 1:20 z nieuszkodzonym skrzydłem dla różnych liczb Reynoldsa. Teoretycznie, współczynnik momentu przechylającego w przypadku konfiguracji symetrycznej modelu samolotu powinien przyjmować wartość zerową. W praktyce trudno jest utrzymać idealną symetrię modelu, jak i idealną symetrię przepływu powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego. Stąd też uzyskane z badań niezerowe wartości współczynnika momentu przechylającego.

Analizując powyższe zależności, można stwierdzić, że wartość współczynnika momentu przechylającego modelu samolotu Tu-154M ze skrzydłem nieuszkodzonym w konfiguracji przelotowej w badanym przedziale liczb Reynoldsa ( $Re \approx 1 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$ ) oraz w całym badanym zakresie kątów natarcia przyjmuje nieduże wartości, tj.  $Cm_x = -0.01 - 0.01$ . W przybliżeniu liniowa zmiana

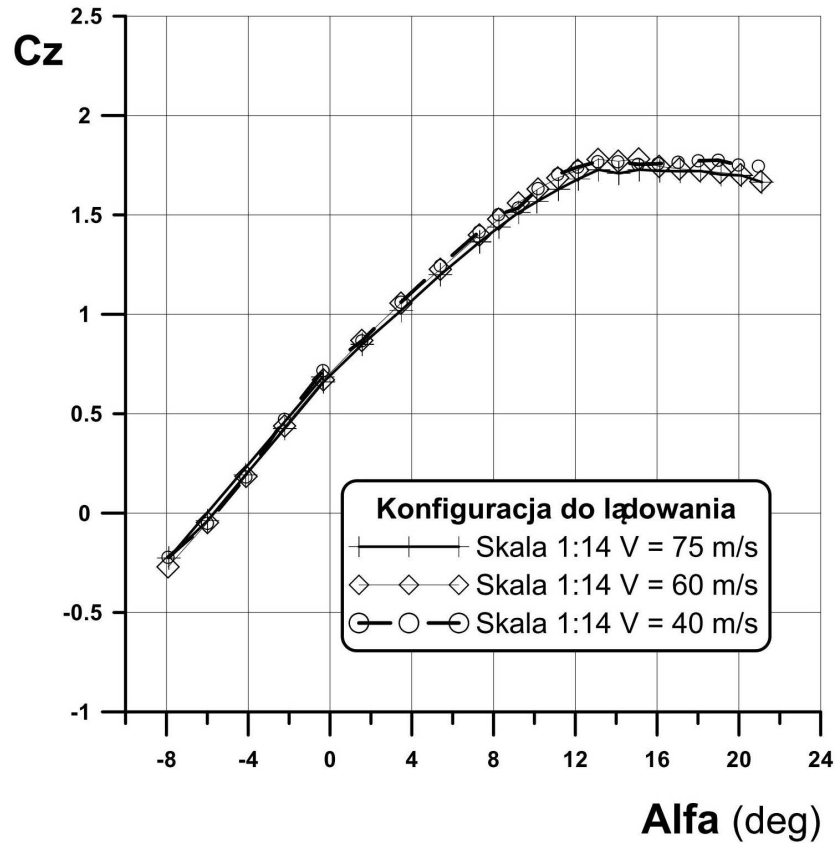


Rys. 6. Wpływ liczby Reynoldsa na zależności współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla modelu samolotu z nieuszkodzonym skrzydłem

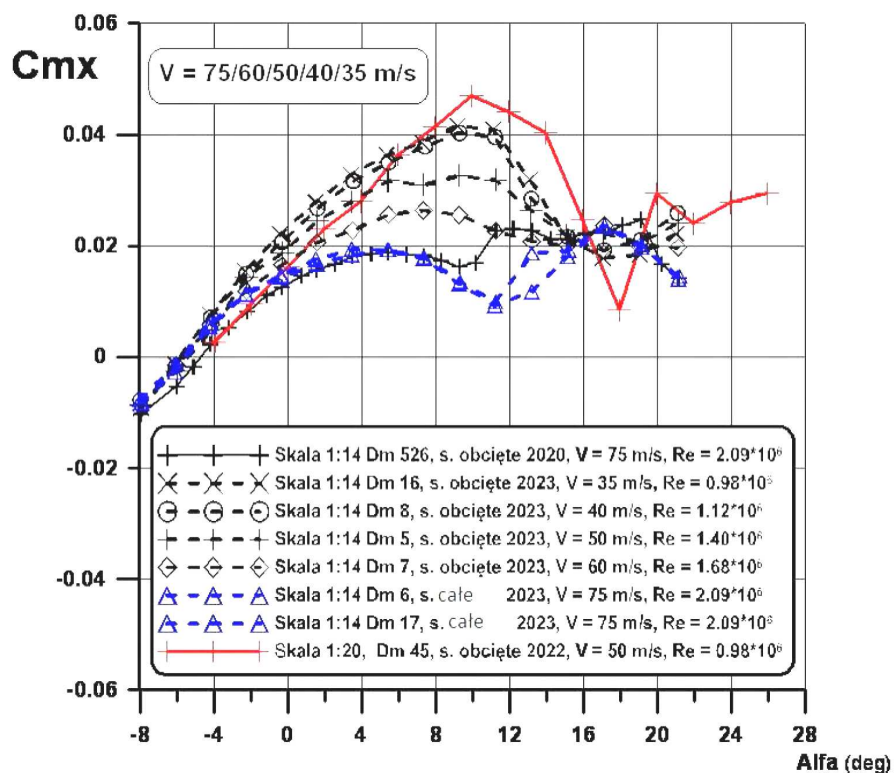
wartości współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla niedużych wartości tego kąta sugeruje, że niezerowa wartość współczynnika  $C_{m_x}$  dla symetrycznych konfiguracji modeli może wynikać z pewnej niedużej niesymetrii w wykonaniu tych modeli względem ich teoretycznej płaszczyzny symetrii.

Co istotne z punktu widzenia prowadzonej w niniejszej pracy analizy, to fakt, że nie stwierdzono znaczącego wpływu zmiany prędkości przepływu niezakłóconego (a tym samym zmiany liczby Reynoldsa) na wartość współczynnika momentu przechylającego modelu samolotu Tu-154M w skali 1:14 dla konfiguracji symetrycznej tego modelu (skrzydło nieuszkodzone). Oznacza to podobieństwo przepływów na obu skrzydłach samolotu w zakresie badanych liczb Reynoldsa.

Celem sprawdzenia możliwości dokładnej oceny wpływu liczby Reynoldsa na własności aerodynamiczne samolotu, wykorzystując do tego celu inne charakterystyki niż współczynnik momentu przechylającego na rys. 7 porównano zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla modelu samolotu w skali 1:14 w konfiguracji do lądowania. Jak można zauważyć, w przypadku symetrycznej geometrii modelu samolotu trudno jest dostrzec wpływ zmiany liczby Reynoldsa na opływ samolotu, a tym samym zinterpretować jej wpływ na charakterystyki aerodynamiczne. Z tych też powodów do analizy wpływu zmiany tej liczby podobieństwa na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu Tu-154M wykorzystano jego model w asymetrycznej konfiguracji, tj. z obciętą końcówką lewego skrzydła. W przypadku asymetrycznej konfiguracji samolotu z obciętą końcówką lewego skrzydła (obcięcie obejmowało lotkę, część slotu oraz część kłapy) wpływ liczby Reynoldsa najlepiej uwidacznia się na charakterystyce współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia modelu. Na rys. 8 przedstawiono



Rys. 7. Wpływ liczby Reynoldsa na zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla modelu samolotu z nieuszkodzonym skrzydłem



Rys. 8. Wpływ liczby Reynoldsa na zależność współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla modeli samolotu z uszkodzonym skrzydłem



porównanie zależności charakterystyki  $Cm_x = f(\alpha)$  uzyskane dla modelu samolotu w skali 1:14, dla prędkości przepływu niezakłóconego w zakresie  $V_\infty = 35 \text{ m/s} - 75 \text{ m/s}$  (co odpowiada liczbom Reynoldsa z zakresu  $Re \approx 1 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$ ), a także dla modelu w skali 1:20 dla prędkości przepływu niezakłóconego  $V_\infty = 50 \text{ m/s}$  (co odpowiada liczbie Reynoldsa  $Re \approx 1 \cdot 10^6$ ).

Analiza prezentowanych powyżej zależności współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla modeli samolotu z uszkodzonym skrzydłem prowadzi do wniosku, że wartość liczby Reynoldsa (nawet w zakresie wyższych badanych liczb Reynoldsa, tj. powyżej  $Re = 1 \cdot 10^6$ ) ma istotny wpływ na kształtowanie się opływu na skrzydle samolotu wyposażonego w urządzenia hipernośne, a tym samym na jego charakterystyki aerodynamiczne. Warto przy tym zauważyć, że dla modeli tego samego samolotu, ale wykonanych w różnych skalach (tj. w skali 1:14 i 1:20) i badanych przy tej samej liczbie Reynoldsa, tj.  $Re \approx 1 \cdot 10^6$ , uzyskano zbliżone wartości współczynnika momentu przechylającego.

## 5. Wnioski

- W niniejszej pracy dokonano analizy wpływu liczby Reynoldsa na współczynnik momentu przechylającego modelu pasażerskiego samolotu transportowego. Analizy dokonano w oparciu o tunelowe badania niesymetrycznych modeli samolotu Tu-154M wykonanych w różnych skalach i badanych przy różnych wartościach prędkości przepływu niezakłóconego, a tym samym różnych liczbach Reynoldsa.
- Przeprowadzone badania wykazały bardzo istotny wpływ prędkości przepływu niezakłóconego, a zatem i liczby Reynoldsa, na uzyskaną wartość współczynnika momentu przechylającego dla modelu w konfiguracji z uszkodzonym lewym skrzydłem.
- Z przeprowadzonych badań wynika istotny wniosek, że w przypadku badań eksperymentalnych modeli samolotu wyposażonych w sloty oraz klapy szczelinowe warunkiem uzyskania poprawnych wyników badań jest utrzymanie odpowiednio wysokiej liczby Reynoldsa. Można oszacować, że w przypadku tego typu badań liczba Reynoldsa powinna być wyższa, niż  $Re = 2 \cdot 10^6$ .

## Bibliografia

1. BECHTIR W., RŻEWSKIJ W., CIPENKO W., *Praktičeskaja aerodinamika samoleta TU-154M*, Rosja, Moskwa, Wozdusznyj Transport, 1997.
2. RUCHAŁA P., *Wstępne eksperymentalne badania modeli samolotu Tu-154m w tunelu T-1*, Raport wew. Instytutu Lotnictwa Nr 41/CNTA/16/P, Warszawa, 2016
3. OLEJNIK A., KACHEL S., KISZKOWIAK Ł., MIKOŁAJCZYK RADOMSKI M., *Analiza wyników badań prowadzonych w WAT na rzecz wyjaśnienia przyczyn katastrofy smoleńskiej*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, 2017
4. KRZYSIAK A., *Badania doświadczalne z wykorzystaniem modelu samolotu w skali 1:40 w tunelu badawczym T-1*, Raport wew. Instytutu Lotnictwa Nr 01/SN/18/AK (18/CNTA/18/P), Warszawa, 2018
5. KRZYSIAK A., Wind tunnel tests of damage to the Tu-154M aircraft wing, *Journal of Aerospace Engineering*, **32**, 6, 2019
6. KRZYSIAK A., Wind tunnel tests of the Tu-154M aircraft aerodynamic characteristics, *Journal of KONES*, **26**, 3, 2019
7. KRZYSIAK A., OLEJNIK A., KISZKOWIAK Ł., Experimental investigation of damage wing impact on the airliner aerodynamic characteristics, *Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2021

8. KRZYSIAK A., PLACEK R., OLEJNIK A., KISZKOWIAK Ł., Eksperymentalne badania wpływu utraty końcówki skrzydła samolotu Tu-154M na jego równowagę poprzeczną, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIX 2020*, K. Sibilski, P. Lichota (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2020
9. KRZYSIAK A., *Badania doświadczalne z wykorzystaniem modelu samolotu w skali 1:14 w tunelu badawczym T-3* Raport wew. Instytutu Lotnictwa Nr 02/PN/20/AK, Warszawa, 2020
10. KRZYSIAK A., PLACEK R., OLEJNIK A., KISZKOWIAK Ł., Eksperymentalne badania trajektorii lotu oderwanej końcówki skrzydła samolotu Tu 154M w obecności ziemi, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XX 2022*, K. Sibilski, P. Lichota (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2022
11. KRZYSIAK A., PLACEK R., OLEJNIK A., KISZKOWIAK Ł., Experimental studies of airliner aerodynamic characteristics at overcritical angles of attack, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, **96**, 1, 2023
12. PLACEK R., *Badania aerodynamiczne modeli samolotu Tu-154M w skali 1:20, 1:14 w tunelu T-3*, Raport wew. Instytutu Lotnictwa Nr 2/CTL/ZA/2022/P, Warszawa, 2022
13. RUCHAŁA P., *Uzupełnienie badań modelu samolotu Tu-154M w skali 1:14*, Raport wew. Instytutu Lotnictwa Nr 9/CTL/ZA/2023/P, Warszawa, 2023

#### **Influence of the Reynolds number on aerodynamic characteristics obtained in a wind tunnel**

This paper presents studies of the influence of the Reynolds number on aerodynamic characteristics of a passenger transport aircraft model tested in a wind tunnel. Two asymmetric models of the same aircraft were tested. The asymmetry of the models resulted from cutting off the tips of their left wings, covering the outer part of the slot and the aileron. The experimental studies were carried out using two models of the Tu-154M aircraft made, one in 1:14 scale (tested in the range of Reynold's number  $Re\ 1 \cdot 10^6 - 2 \cdot 10^6$ ), and the other in 1:20 scale ( $Re = 1 \cdot 10^6$ ). The conducted research showed a significant influence of the undisturbed flow velocity and, therefore, the Reynolds number on the obtained value of the rolling moment coefficient.