

## KRYTERIA PODOBIENSTWA AEROMECHANICZNEGO W TUNELOWYCH BADANIACH MODELI WIRNIKÓW WIROPŁATOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

GRZEGORZ KRYSZTOFIAK

Zakład Aerodynamiki Stosowanej, Instytut Lotnictwa  
e-mail: [krysztofiak@ilot.edu.pl](mailto:krysztofiak@ilot.edu.pl)

Streszczenie. Prawo podobieństwa aerodynamicznego jest podstawą aerodynamiki doświadczalnej. W laboratoriach aerodynamicznych badane są zazwyczaj niewielkie modele. Na podstawie wyników doświadczeń z tymi obiektami przewiduje się własności obiektu rzeczywistego.

Praktyka wykazała, że wyniki doświadczalnych badań nie zawsze są zgodne z danymi uzyskiwanymi w rzeczywistych warunkach lotu. Przyczyną tego są różnice między opływem statku powietrznego podczas lotu a opływem jego modelu w warunkach laboratoryjnych. W celu wyeliminowania tych błędów konieczne jest spełnienie kryteriów podobieństwa.

### Wykaz ważniejszych oznaczeń

$a$	- prędkość dźwięku
$c_x$	- współczynnik siły oporu
$c_y$	- współczynnik siły bocznej
$c_z$	- współczynnik siły nośnej
$E$	- moduł Younga
$F$	- liczba Froude'a
$g$	- przyspieszenie ziemskie
$J_y$	- moment bezwładności względem osi $Y$
$k$	- wykładnik adiabaty
$l$	- charakterystyczna długość
$M$	- Liczba Macha $M = V/a$ ; moment aerodynamiczny
$N$	- liczba Newtona
$N_M$	- liczba Newtona odniesiona do momentu
$n_s$	- częstość drgań
$R$	- siła aerodynamiczna; promień tarczy wirnika, stała gazowa
$s$	- kryterium „s”
$S$	- wybrana powierzchnia odniesienia
$ST$	- liczba Strouhala
$t$	- czas
$T$	- temperatura bezwzględna
$V_0$	- prędkość postępową; prędkość niezaburzonego strumienia
$V$	- prędkość końca łopaty

$a_\infty$	- współczynnik nachylenia siły nośnej
$\gamma$	- liczba Locka (stała masowa łopaty)
$\kappa_l$	- skala liniowa
$\kappa_v$	- skala prędkości liniowych
$\mu_r$	- współczynnik prędkości postępowej
$\mu$	- współczynnik lepkości dynamicznej
$\nu$	- współczynnik lepkości kinematycznej
$\rho$	- gęstość gazu
$\Omega$	- prędkość kątowna łopat wirnika

## Indeksy

L, l	- parametr odnoszący się do modelu
$\infty, 0$	- parametr przepływu niezakłóconego

## 1. WSTĘP

Publikacja przedstawia zależności i kryteria aerodynamicznego podobieństwa w modelowym odwzorowaniu rzeczywistych wirołatowych obiektów latających.

W trakcie badań tunelowych wyznaczane są charakterystyki aerodynamiczne modelu, a następnie, po przeskalowaniu, otrzymuje się wyniki odpowiadające obiektowi rzeczywistemu. Badania takie są (wliczając koszt wykonania modelu) o rząd wielkości tańsze w porównaniu do analogicznych, w wielu przypadkach niewykonalnych, badań przeprowadzanych na obiekcie rzeczywistym. Aerodynamiczne badania modelowe przeprowadzane podczas procesu konstruowania pozwalają na sprawdzenie rozwiązań i wprowadzanie zmian bez obawy o narażenie się na znacznie większe koszty, jakie należałoby ponieść, zmieniając rzeczywistą konstrukcję.

Zachowanie teorii podobieństwa w przejściu od modelu do obiektu rzeczywistego w odwzorowaniu odwrotnym, bądź też od obiektu rzeczywistego do modelu w odwzorowaniu prawidłowym, uwarunkowuje poprawność otrzymywanych wyników badań, a zwłaszcza wartości współczynników aerodynamicznych modeli wirołatowych statków powietrznych.

W celu wyeliminowania błędów wymaga się zachowania odpowiednich kryteriów, tj. kryterium geometrycznego (zachowanie skali modelu w stosunku do obiektu rzeczywistego), kryterium kinematycznego oraz kryterium dynamicznego (zachowania liczb kryterialnych). Zupełne podobieństwo aerodynamiczne występuje wtedy, gdy w całej przestrzeni otaczającej dwa porównywane obiekty występuje całkowite podobieństwo obrazu opływów, czyli aby odpowiadające sobie wymiary geometryczne modelu i obiektu rzeczywistego były proporcjonalne oraz aby w odpowiadających sobie punktach wszystkie wielkości fizyczne określające przepływ, jak np. prędkości, siły, przyspieszenia itd., były wzajemnie proporcjonalne. Jeżeli nie wszystkie wielkości fizyczne, charakteryzujące opływ modelu i obiektu rzeczywistego pozostają względem siebie w określonym stosunku, to podobieństwo aerodynamiczne jest niezupełne bądź częściowe.

W praktyce w badaniach tunelowych wirołatów udaje się zachować jedynie częściowe podobieństwo, a mianowicie dąży się do zachowania proporcjonalności głównie tych wielkości fizycznych, które wywierają zasadniczy wpływ na charakterystyki aerodynamiczne.

Artykuł zawiera skondensowaną wiedzę na temat teorii przejścia, z zachowaniem liczb kryterialnych, od modelu do rzeczywistych wirników wirołatowych statków powietrznych,

na podstawie badań doświadczalnych przeprowadzanych w Instytucie Lotnictwa w największym w Polsce tunelu aerodynamicznym małych prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej 5 metrów.

## 2. TEORIA PRZEJŚCIA OD MODELU DO OBIEKTU RZECZYWISTEGO

Zasadniczą różnicą, jaka zachodzi pomiędzy pomiarem tunelowym a rzeczywistym wiroplątem jest odwrócenie zjawiska: rzeczywisty obiekt porusza się w nieruchomym powietrzu, zaś w tunelu aerodynamicznym to napływające powietrze opływa nieruchomy względem podłoża model. Korzyścią z takiego rozwiązania jest to, że urządzenie wagowe służące do pomiaru sił aerodynamicznych może być ustawione na trwałej podstawie, a co za tym idzie, dokładniej wyregulowane i łatwiejsze w rozwiązaniu konstrukcyjnym. Łatwiejsza jest też obserwacja modelu. Staje się również możliwy cały szereg badań i pomiarów, które byłyby trudne do zrealizowania w przypadku ruchomego modelu (rys.1). Zakłada się, że siły wywierane na model przez ruchomy ośrodek są takie same, jakie działałyby na model poruszający się z tą samą prędkością, co napływający w pierwszym przypadku gaz. Siły działające na model są wynikiem tylko ruchu względnego przedmiotu i otaczającego powietrza. Odwrócenie zjawiska pozwala także na stosowanie równania Bernoullego do wyznaczania ciśnień panujących w poszczególnych punktach jednorodnego, laboratoryjnego opływu.



Rys.1. Śmigłowiec PZL W-3 Sokół i jego dynamicznie podobny model w trakcie badań w tunelu aerodynamicznym

Przebieg zjawiska w tunelu aerodynamicznym nie odpowiada jednak całkowicie naturalnemu przebiegowi. Zmiany ciśnień i prędkości, jakie mają miejsce przy opływie ciała poruszającego się w nieograniczonej przestrzeni, zmniejszają się stopniowo i znikają w znacznej odległości. W tunelach aerodynamicznych, przy dość dużych wymiarach badanych modeli w stosunku do przekroju strumienia powietrza, swoboda tych zmian w dalszej odległości od modelu jest ograniczona bądź obecnością ścian tunelu, bądź otaczającą masą nieruchomego powietrza. Stwierdzono doświadczalnie, że na granicy swobodnego strumienia (tunel o takiej konstrukcji jest wykorzystywany przy badaniach śmigłowców w Instytucie Lotnictwa) musi ustalić się ciśnienie równe ciśnieniu otoczenia, zaś dla strumienia zamkniętego nie mogą istnieć składowe prędkości prostopadłe do kierunku ruchu gazu (ruch bezwirowy). Aby zbliżyć się jak najbardziej do przepływu rzeczywistego w tunelach aerodynamicznych, ustala się, jakiej wielkości modele można poddawać w nich badaniom.

Kolejną różnicą, jaka zachodzi między laboratoryjnymi, a rzeczywistymi warunkami przebiegu zjawiska, jest różnica wielkości parametrów fizycznych w obydwu przypadkach.

Wielkościami fizycznymi charakteryzującymi każdorazowo opływ cieczy są: wymiary modelu, prędkość względna przepływu, własności fizyczne płynu, zwłaszcza jego gęstość i lepkość. Sprowadza się to do tego, aby w przypadku opływu dwóch ciał geometrycznie podobnych, przy różnych warunkach gęstości gazu i prędkości przepływu, stosunek wywieranych sił aerodynamicznych w obu przypadkach ( $R$  dla obiektu rzeczywistego i  $R_L$  dla modelu) wyrażał się tylko stosunkiem parametrów charakteryzujących dwa rozpatrywane układy bez wprowadzania dodatkowego współczynnika liczbowego.

$$\frac{R_L}{R} = \frac{\rho_L l_L^2 V_L^2}{\rho l^2 V^2} \quad (1)$$

Grupując wielkości odniesione do modelu na lewą, a odniesione do obiektu rzeczywistego na prawą stronę, otrzymano związek:

$$\frac{R_L}{\rho_L l_L^2 V_L^2} = \frac{R}{\rho l^2 V^2} = const = N \quad (2)$$

Wielkość  $N$  nazywa się liczbą (współczynnikiem) Newtona. Wyraża się ona tym, że jeśli zjawiska są podobne, to liczba Newtona w obu przypadkach jest identyczna.

Siła aerodynamiczna zapisana za pomocą liczby Newtona ma następującą postać:

$$R = N \rho l^2 V^2 \quad (3)$$

zaś rozkładając tę siłę na osie układu współrzędnych (siłę oporu, boczną i siłę nośną):

$$\begin{aligned} P_x &= N_x \rho l^2 V^2 \\ P_y &= N_y \rho l^2 V^2 \\ P_z &= N_z \rho l^2 V^2 \end{aligned} \quad (4)$$

Wzory stosowane we współczesnej aerodynamice nie różnią się pod względem struktury od powyższych. Zamiast wielkości  $l^2$  używa się wybranej powierzchni odniesienia, najczęściej pola powierzchni nośnej, zaś wyrażenie  $\rho V^2$  zastąpiono ciśnieniem dynamicznym  $\rho V^2/2$ . Można więc zauważyć, że współczynniki siły oporu, bocznej i siły nośnej  $c_x$ ,  $c_y$  i  $c_z$  są w rzeczywistości liczbami Newtona i różnią się od nich jedynie ilościowo, odniesione są bowiem do wielkości  $\rho S V^2/2$  zamiast do  $\rho l^2 V^2$ . Dla momentów działających na obiekt postępuje się analogicznie:

$$\frac{M_L}{M} = \frac{\rho_L l_L^3 V_L^2}{\rho l^3 V} \quad (5)$$

$$\frac{M_L}{\rho_L l_L^3 V_L^2} = \frac{M}{\rho l^3 V} = const = N_M \quad (6)$$

Wielkość  $N_M$  nazywamy liczbą Newtona odniesioną do momentu. W przypadku podobieństw dwóch zjawisk liczby Newtona odniesione do momentów są więc jednakowe zarówno dla modelu, jak i obiektu w skali rzeczywistej. Moment aerodynamiczny zapisany za pomocą liczby Newtona jest następujący:

$$M = N_M \rho l^3 V^2 \quad (7)$$

Można więc zauważyć, że jeżeli warunki naturalne, oraz te, które towarzyszą badaniom modeli, wykazują podobieństwo zjawisk, to współczynniki sił oraz momentów aerodynamicznych, znalezione podczas badań modelu, będą miały identyczną wartość również w warunkach rzeczywistych.

### 3. KRYTERIA PODOBIENSTWA

Aby wyniki badań modeli były słuszne i mogły być odniesione do obiektów rzeczywistych, muszą być spełnione pewne zależności, zwane prawami podobieństwa. Zależności te dotyczą zarówno samej konstrukcji modelu, położenia modelu względem przepływu jak również podobieństwa dynamiki przepływu gazów wokół modelu.

Mówiąc o prawach podobieństwa, bierze się pod uwagę kryteria:

- geometryczne
- kinematyczne
- dynamiczne

Teoria podobieństwa pozwala badaczowi na spełnienie dwóch podstawowych zagadnień aerodynamiki dotyczących badań wirników, a więc:

- 1) w jakich warunkach opływ modelu i obiektu rzeczywistego jest podobny;
- 2) w jaki sposób interpretować wyniki badań modelu w stosunku do obiektu rzeczywistego dla podobnych opływów.

#### 3.1. Podobieństwo geometryczne

W wielu przypadkach badanie obiektów rzeczywistych w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego jest niemożliwe ze względu na zbyt duże gabaryty obiektu i zbyt małą przestrzeń pomiarową. Ograniczenia te zmuszają badacza do wprowadzenia pojęcia skali liniowej.

Skalę liniową definiuje się jako stosunek wymiarów liniowych modelu do odpowiednich wymiarów liniowych obiektu rzeczywistego:

$$\kappa_l = \frac{l_1}{l} \quad (8)$$

Rozumując inaczej, geometrycznie podobnymi obiektami nazywa się te ciała, których odpowiadające sobie wymiary liniowe są proporcjonalne i pomnożone jedynie przez wielkość stałą zwaną skalą liniową.

Przy badaniach wirnikowych opisaną powyżej wielkość należy w szczególności stosować do:

- wymiarów wirnika (promień łopaty, cięciwa, geometria profilu, położenie środka ciężkości przekroju);
- wymiarów geometrycznych głowicy (rozstaw osi przegubów);
- geometrii układu sterowania.

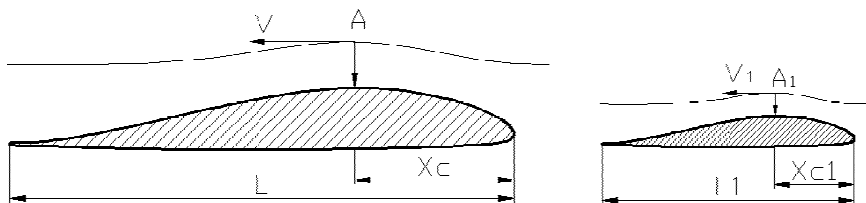
Przy ustalaniu skali modelu należy kierować się możliwościami i zakresem badawczym urządzeń pomiarowych oraz wyborem stosunku wymiarów modelu do średnicy tunelu aerodynamicznego.

#### 3.2. Podobieństwo kinematyczne

Używając terminologii podobieństwa kinematycznego, zwraca się uwagę na podobieństwo zarówno zachowania kinematyki ruchu poszczególnych elementów głowicy wirnika, w tym

odzworowania wszystkich skręceń, wahań łopaty względem przegubów, jak również zachowania jednakowego położenia modelu i obiektu rzeczywistego względem przepływu.

Według teorii zjawiska nazywają się kinematycznie podobnymi, gdy, przy zachowaniu podobieństwa geometrycznego ciał opływanych przez różne strumienie, odpowiadające sobie elementy strumieni przebywają podobne drogi w proporcjonalnych odcinkach czasu.



Rys.2. Szkic do wyprowadzenia warunku podobieństwa kinematycznego

Tak więc można stwierdzić że dla dwóch geometrycznie podobnych ciał stosunek prędkości  $V_1$  dowolnego punktu  $A_1$  strumienia opływającego model do prędkości  $V$  punktu  $A$  będącego geometrycznym odpowiednikiem punktu  $A_1$  jest stały i równy (rys.2):

$$\frac{V_1 \cdot t_1}{l_1} = \frac{V \cdot t}{l} = const$$

Stąd

$$\frac{V_1}{V} = \frac{l_1 \cdot t}{l \cdot t_1} = const \quad (9)$$

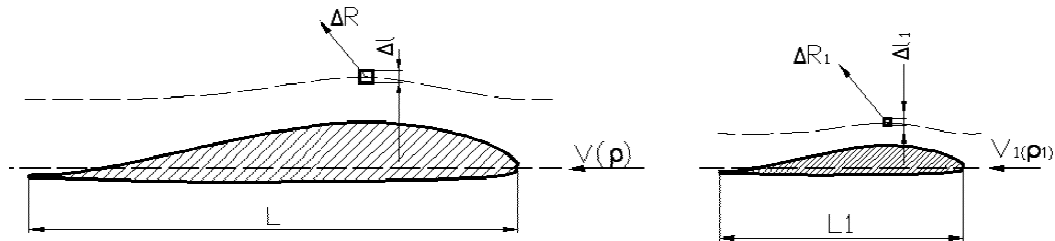
Stwierdzenie to ma słusność dla wszystkich odpowiadających sobie punktów strumieni i znajduje zastosowanie również dla stosunków przyspieszeń tychże punktów.

### 3.3. Podobieństwo dynamiczne

Zachowanie tego podobieństwa zachodzi wtedy, gdy siły działające na odpowiednie elementy modelu i obiektu rzeczywistego są zgodne z warunkami podobieństwa, kąty określające kierunek działania odpowiadających sobie sił są równe, a zwroty działających sił jednakowe.

Jeśli rozpatrzy się wyodrębnione w strumieniu nieskończenie małe odpowiadające sobie objętości, których położenie jest geometrycznie podobne i na które działają siły elementarne  $\Delta R_1$  i  $\Delta R$  będące wypadkowymi sił ciężkości, ciśnienia i tarcia, to podobieństwo wielokątów tych sił w przypadku podobieństwa dynamicznego powinno spełniać warunek (rys.3):

$$\frac{\Delta R_1}{\Delta R} = const \quad (10)$$



Rys.3. Szkic do wyprowadzenia warunku podobieństwa dynamicznego

### **Liczby kryterialne**

Zachowanie liczb kryterialnych jest jednym z warunków podobieństwa dynamicznego. W celu porównywania rzeczywistych zjawisk aerodynamicznych z obserwowanymi w laboratorium stosuje się liczby podobieństwa, zwane też kryterialnymi. Przy badaniach aerodynamicznych wirników śmigłowcowych wykorzystuje się następujące liczby kryterialne podobieństwa:

**Liczba Macha**, określająca stosunek prędkości poruszającego się obiektu (w zagadnieniach „śmigłowcowych” brana jest tu pod uwagę liniowa prędkość końca łopaty nacierającej wirnika) do lokalnej prędkości dźwięku w ośrodku, w którym porusza się obiekt:

$$M = \frac{V}{a} \quad (11)$$

gdzie:  $V$  to prędkość końca łopat wirnika względem napływającego powietrza, równa sumie prędkości liniowej końca łopaty  $\Omega R$  i prędkości lotu śmigłowca  $V_0$ , zaś w mianowniku znajduje się prędkość dźwięku zależna od rodzaju gazu (dla powietrza:  $k=1,4$ ;  $R=287m^2/s^2K$ ) i jego temperatury bezwzględnej  $T$ .

$$V = \Omega R + V_0 \quad (12)$$

$$a = \sqrt{kRT} \quad (13)$$

Liczba Macha stanowi kryterium podobieństwa aerodynamicznego uwzględniające ściślisko powietrza. Warunek zachowania takiej samej liczby Macha na modelu i na obiekcie rzeczywistym musi być ściśle przestrzegany, gdyż wpływ liczby  $M$  na współczynniki aerodynamiczne jest duży, a szczególnie w przypadku, kiedy  $M \approx 1$ . Jest to, co należy podkreślić, kryterium najważniejsze w procesie konstruowania modelu wirnika i jego badań.

Spełnienie tego kryterium jest także ważne ze względu na konieczność zachowania w każdym przekroju łopaty wielkości  $dc_z / d\alpha = a_\infty$ , czyli współczynnika nachylenia siły nośnej.

W badaniach wirników i śmigieł zachowanie tego kryterium jest konieczne, zaś sama liczba Macha jest jednakowa dla obiektu rzeczywistego i jego modelu. Z tego stwierdzenia wynika, że dla tej samej prędkości dźwięku w rzeczywistości i w tunelu aerodynamicznym prędkości końca łopat dla modelu i wirnika rzeczywistego muszą być takie same, a skala prędkości  $\kappa_V$  musi być równa jedności. Stwierdzenie to jest słuszne w razie zastosowania tego samego czynnika roboczego (gazu) zarówno dla warunków rzeczywistych jak i w badaniach tunelowych.

**Współczynnik prędkości postępowej**, będący ilorazem prędkości powietrza napływającego na wirnik nośny śmigłowca i prędkości końca łopaty wirnika:

$$\mu_r = \frac{V_0}{\Omega R} \quad (14)$$

Stosunek prędkość napływającego na wirnik powietrza do liniowej prędkości końca łopat dla modelu i wirnika rzeczywistym musi być taki sam.

$$\mu_r = \frac{V_0}{\Omega R} = \frac{V_l}{\Omega_l R_l} = \frac{\kappa_r}{\kappa_l} = \kappa_\Omega \quad (15)$$

Stąd, przy zachowanej liczbie Macha (skala prędkości  $\kappa_v = 1$ ) oraz przy zachowaniu współczynnika prędkości postępowej, wynika, że skala prędkości kątowych wynosi:

$$\kappa_\Omega = \frac{1}{\kappa_l} \quad (16)$$

Pozwala to na obliczenie prędkości obrotowej modelu wirnika:

$$\Omega_l = \frac{1}{\kappa_l} \cdot \Omega \quad (17)$$

**Liczbę Froude'a**, będącą miarą stosunku sił bezwładności do siły ciężkości:

$$F = \frac{V_0^2}{gl} \quad (18)$$

Kryterium to posiada mały wpływ na stacjonarne charakterystyki badanego wirnika (przy ustalonych parametrach pracy), zwłaszcza przy dużym stosunku ciągu do ciężaru łopatek. Ma natomiast istotne znaczenie przy modelowaniu stateczności śmigłowca, stateczności ruchu łopatek oraz rezonansu powietrznego i naziemnego.

Liczba Froude'a nie zostaje zachowana, jej spełnienie wymaga bowiem zastosowania wirnika o zmniejszonych obrotach oraz zmniejszonej liczbie Macha.

**Liczbę Strouhala**, uwzględniająca okresowe drgania ciała lub jego elementów:

$$St = \frac{V_0}{n_s l} \quad (19)$$

gdzie:  $V_0$ - prędkość niezaburzonego strumienia;  $l$ - charakterystyczny wymiar liniowy;  $n_s$ - częstość drgań.

Spełnienie tego kryterium jest zalecane, gdy ma się do czynienia np. z obracającym się śmigłem (wirnikiem). Badania doświadczalne wykazały, że dla dużych liczb Reynoldsa spełnienie tego kryterium nie jest konieczne.

**Liczbę Reynoldsa**, która jest miarą stosunku aerodynamicznej siły bezwładności powietrza do siły lepkości:

$$Re = \frac{Vl\rho}{\mu} \quad (20)$$

Liczba Reynoldsa warunkuje podobieństwo rozmieszczenia na łopacie obszarów, w których następuje oderwanie. Jej utrzymanie jest konieczne do badania ograniczeń prędkości lotu powodowanych oderwaniem strug na łopacie powracającej oraz przy badaniach wirnika przy ciągu zbliżonym do maksymalnego. Znacznym ograniczeniem jest tutaj pogodzenie warunku zachowania liczby Reynoldsa z koniecznym warunkiem zachowania liczby Macha na końcu łopaty oraz ograniczenia techniczne.

Warunek podobieństwa można zapisać następująco:



$$\frac{R^2 \Omega}{v} = \frac{R_l^2 \Omega_l}{v_l} \quad (21)$$

W przypadku, kiedy współczynniki lepkości kinematycznej  $v$  i  $v_l$  są jednakowe, warunek może być uproszczony do postaci:

$$R^2 \Omega = R_l^2 \Omega_l \quad (22)$$

Jako przykład zaprezentować można wirnik rzeczywisty śmigłowca IS-2, którego promień  $R = 3,75$  [m], gdzie wirnik rzeczywisty wykonuje obroty z prędkością kątową  $\Omega = 55,734$  [1/s]. Wynika stąd, że wirnik modelowy o promieniu  $R_l = 1,16$  [m] powinien się obracać z  $\Omega_l$ :

$$\Omega_l = \frac{R^2 \Omega}{R_l^2} = 582 \quad [1/s] \quad (23)$$

Jest to bardzo duża prędkość, trudna do osiągnięcia. Ponadto powoduje powstanie w łopacie modelu nadmierny wzrost naprężeń i odkształceń w stosunku do łopaty rzeczywistej i naruszenie podobieństwa geometrycznego. Kryterium zachowania liczby Reynoldsa nie zostanie więc spełnione w badaniach wirników śmigłowcowych. Dodatkowo za brakiem konieczności spełnienia tego kryterium przemawia fakt, że wpływ liczby Reynoldsa na współczynniki aerodynamiczne jest wówczas duży, gdy liczba ta jest mała, zaś po przekroczeniu pewnej wartości krytycznej można je przyjąć za wystarczająco zgodne z rzeczywistymi. Stwierdzenie to zostało potwierdzone doświadczeniami.

W badaniach wirników przyjęto więc pomijać wpływ liczby Reynoldsa na rzecz zachowania liczby Macha (a co za tym idzie, także współczynnika prędkości postępowej  $\mu_r$ ).

**Liczba Locka** (stała masowa łopaty) określa podobieństwo ruchów łopaty jako ciała sztywnego, wykonującego wahania względem przegubu poziomego:

$$\gamma = \frac{\rho a c R^4}{J_y} \quad (24)$$

Zgodność liczby Locka prowadzi do zgodności współczynników wahań wirnika rzeczywistego i jego modelu. Zachowanie liczby Locka jest jednym z podstawowych warunków przy modelowaniu wirnika przegubowego.

Liczbę Locka wykorzystuje się nie tylko do wykazania zgodności modelu z oryginałem, ale także przy porównywaniu osiągow i charakterystyk dynamicznych wirników rzeczywistych śmigłowców różnych klas masowych. W literaturze rosyjskiej w mianowniku spotyka się podwojoną wartość momentu bezwładności  $J_y$ .

**Kryterium „s”** określające stosunek siły sprężystości łopaty odkształcalnej do aerodynamicznej siły bezwładności:

$$s = \frac{E}{\rho V^2} \quad (25)$$

Przy opływie modelu takim samym płynem, jaki opływa wirnik rzeczywisty i przy zachowaniu liczby Macha, rozkład sztywności łopaty modelowej jest proporcjonalny do  $\kappa_l^2$ .

Nie wszystkie z powyższych liczb kryterialnych udaje się zachować jednocześnie z innymi, zachowanie innych jest też czasem niemożliwe niezależnie od innych. Zwykle nie udaje się osiągnąć całkowitego podobieństwa. Jeżeli podczas badania modelu zachodzi zgodność nie wszystkich kryteriów podobieństwa, lecz tylko niektórych z nich, podobieństwo zjawisk będzie jedynie częściowe. Jednak nie wszystkie kryteria podobieństwa odgrywają w każdym przypadku jednakowo ważną rolę. Należy wówczas wybrać z kryteriów ten warunek, który dotyczy najbardziej istotnej siły występującej w przepływie. Konieczna jest tu jednak niezbędna wiedza dotycząca interpretacji liczb podobieństwa oraz ważności spełnienia poszczególnych parametrów przepływu i istotności oczekiwanych wyników.

W praktyce, przy analizowaniu wyników badań dla śmigłowca rzeczywistego i jego modelu, najważniejsze jest zachowanie podobieństwa geometrycznego wyrażonego za pomocą skali  $\kappa$ , liczby Macha na końcu łopaty  $M$ , współczynnika prędkości postępowej  $\mu_r$  i liczby Locka  $\gamma$ .

## LITERATURA

1. Brykalski J., Koźniewski J.: Założenia do dynamicznie podobnego modelu wirnika śmigłowca W-3. Warszawa: Inst. Lotn., 1979;
2. Zaks N.: Podstawy aerodynamiki doświadczalnej. Warszawa: Wyd. MON., 1957.
3. Romicki M., Czechyra T.: Badanie otunelowanego śmigła ogonowego śmigłowca. Prace Instytutu Lotnictwa 198-169. W: IV Krajowe Forum Wiroplątowe. Warszawa 2002.
4. Juriew B.N.: Aerodynamika śmigieł i śmigłowców. Warszawa: Wyd. MON, 1959.
5. Lebediew A., Strażewa I., Sacharow G.: Aeromechanika samolotu. Warszawa: Wyd. MON, 1958.
6. Bratuchin J.P.: Projektowanie i konstrukcja śmigłowców. Warszawa: PWT, 1958.
7. Staszek J.: Aerodynamika modeli latających. Warszawa: WKiŁ, 1983.

## **AEROMECHANIC DIMENSIONLESS QUANTITIES IN THE WIND TUNNEL TESTS OF THE ROTORS OF THE ROTARY-WING AIRCRAFT MODELS**

Summary. The article describes relationships and aerodynamic criteria of similarity in the wind tunnel test of the rotor models of the real rotary-wing aircraft. The law of similarity is the basis of the experimental aerodynamics. During the tunnel tests necessary aerodynamic characteristics of the model are determined, and then, after rescaling, results are translated to the real object scale. These studies (including the cost of a model design) are by the order of magnitude cheaper, as compared to the analogous, in many cases unfeasible tests of a real scale objects.

Aerodynamic model tests performed during the design, allows to verify solutions and to make changes without fear of extending costs by changing the actual structure. The results of experimental studies of the rotors of the rotary-wing aircraft models are not always consistent with the data obtained in actual flight conditions. The reason is the difference between the flow around an rotary-wing aircraft during flight, and flow around the model in the laboratory. In order to eliminate these errors it is required to keep the relevant criteria, i.e. the geometric criterion (a test model keeps the actual scale to the real object), kinematic criterion and the dynamic criterion (consistency of dimensionless quantities of flow).