

INTERFERENCJA WIRNIK NOŚNY – WIRNIK OGONOWY

mgr inż. **Tomasz ŁUSIAK**
Politechnika Lubelska

W artykule przedstawiono modele zaburzeń opływu śmigłowca w płaszczyźnie wirnika ogonowego wywołanych bliskością wirnika nośnego. Przedstawiono model śladu zawirnikowego w oparciu o zasadę Biota i Savarta w celu określenia zaburzeń pola prędkości indukowanej przez wirnik nośny w płaszczyźnie wirnika ogonowego [4].

1. WSTĘP

Celem pracy jest zaprezentowanie oceny wpływu interferencji między wirnikiem nośnym a wirnikiem ogonowym na wielkość zaburzenia opływu wirnika ogonowego przez wirnik nośny, sterowność kierunkową śmigłowca oraz wielkość obciążeń przypadających na łopatę a także na akustykę śmigłowca (hałas).

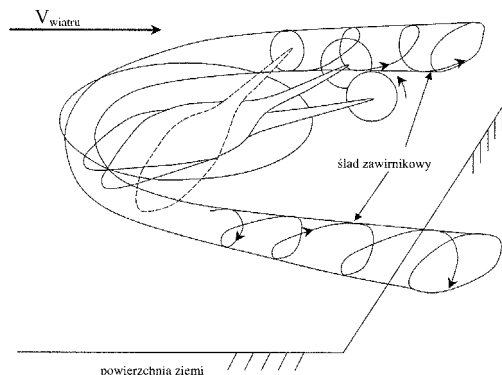
Analizę oparto na modelu wirowym układu. Model wirnika nośnego zastąpiono śladami wirowymi generowanymi przez wirnik i stałe powierzchnie nośne, przez jednolity model wirowy w formie dyskretnych siatek wirowych. Pozwala to, na całkowanie pól indukowanych przez wszystkie elementy wirowe układu, zgodnie z regułą Biota i Savarta. Regułą tą przyjęto z uwagi na to, że jako jedyna włączona w model opływu, umożliwiła bieżące prowadzenie procesu obliczeń obciążeń wirnika w locie nieustalonym, z zachowaniem rozsądnego czasu obliczeń [6]. Modelowanie wyżej wymienionych modeli wykonano w języku programowania FORTRAN oraz wykonano obliczenia.

2. SZCZEGÓLNE PRZYPADKI WYSTĘPOWANIA ZJAWISKA INTERFERENCJI WIRNIK NOŚNY – WIRNIK OGONOWY

Problem interferencji między wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym dotyczy dwóch aspektów:

- wpływu śladu zawirnikowego na wypadkowe obciążenia wirnika ogonowego a tym samym na sterowność śmigłowca,
- wpływu zaburzeń opływu wirnika ogonowego polem prędkości indukowanych śladem zawirnikowym na obciążenia elementów wirnika ogonowego (łopaty, piasty, układu sterowania) [5].

Pierwszy przypadek staje się szczególnie ważny, a niekiedy niebezpieczny, podczas lotu na małych prędkościach ze ślizgiem lub podczas zawisu przy skośnym (bocznym) wietrze (rys. 1). W przypadku lądowania w terenie górskim nie zawsze istnieje możliwość ustawienia śmigłowca w lożu wiatru i wówczas, w wyniku skośnego opływu śmigłowca, na wirnik ogonowy spływają wiry końcowe wirnika nośnego o dużej intensywności cyrkulacji. Pogorszenie sterowności kierunkowej jest większe dla kierunku obrotu wirnika ogonowego „dolna łopata – do tyłu”, ze względu na odejmowanie się prędkości obrotowej wirnika ogonowego i pola prędkości zakłócenia wirowego od śladu zawirnikowego w opływie łopat wirnika ogonowego.

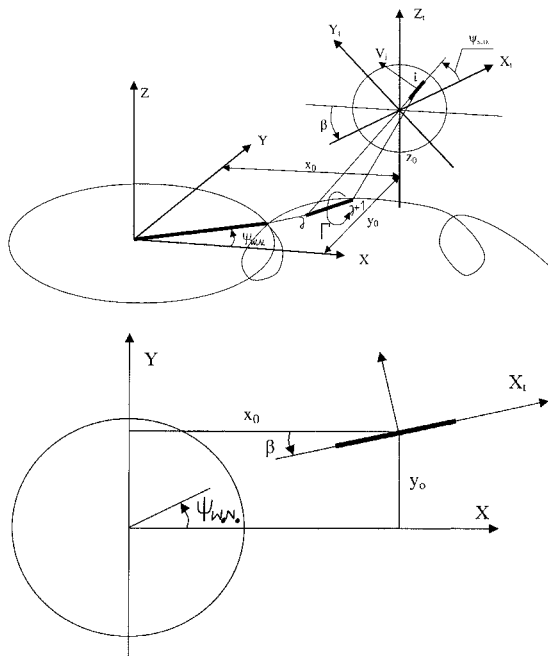


Rys. 1. Warunki interferencji wirnik nośny – wirnik ogonowy (manewr kierunkowy w zawisie blisko ziemi i przy bocznym wietrze) [6]

Drugi przypadek w podobnych, ekstremalnych okolicznościach, może wywołać znaczny wzrost obciążeń wewnętrznych a także zakłócenie ruchu łopaty (wahania w płaszczyźnie ciągu wirnika ogonowego), prowadzący do uderzenia łopaty o ograniczniki wahań. Nawet w ustalonym locie poziomym, w przypadku pracy wirnika w śladzie i w porównaniu z przypadkiem kiedy wirnik ogonowy znajduje się w oddaleniu od wirów końcowych, obciążenia wzrastają o około 80%. I chociaż nie stanowi to bezpośredniego zagrożenia, ma istotny wpływ na trwałość wirnika ogonowego i poziom drgań śmigłowca.

3. MODEL FIZYCZNY UKŁADU WIRNIKÓW DO BADANIA ZJAWISKA INTERFERENCJI

W celu określenia zaburzeń opływu wirnika ogonowego przez pole prędkości indukowanej śladem zawirkowym przyjęto model fizyczny przedstawiony na rysunku 2.



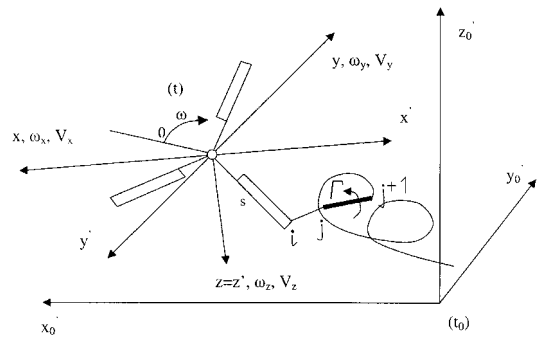
Rys. 2. Model fizyczny układu wirnik nośny – wirnik ogonowy [6]

Rozwiązanie problemu wyznaczania pola zaburzeń przez ślad zawirkowy w dowolnym obszarze polega na całkowaniu pola prędkości indukowanej przez dyskretne elementy śladu zawirkowego, zgodnie z regułą Biota i Savarta, co w procesie iteracyjnym umożliwia rozwiązanie interferencji między wirnikiem nośnym i wirnikiem ogonowym [6].

4. MODEL ŚLADU WIROWEGO GENEROWANEGO PRZEZ ŚMIGŁO GONOWE

Model śladu wirnika ogonowego przedstawiono w postaci linii wirowych spływających z końców łopat, obrazuje to poniższy rysunek (rys. 3).

Na podstawie modelu fizycznego i modelu śladu wirowego można wyznaczyć rozkład pola prędkości w płaszczyźnie wirnika w oparciu o prawo Biota i Savarta.

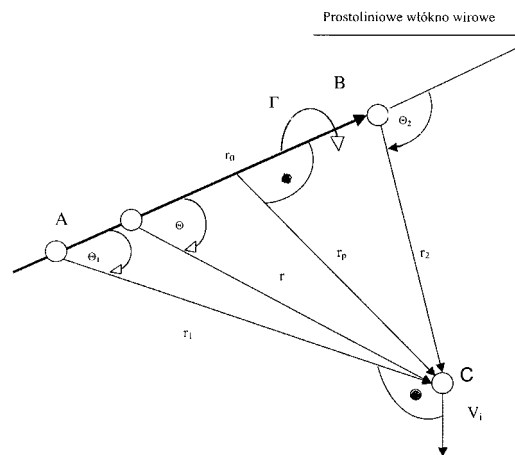


Rys. 3. Model śladu wirnika ogonowego [6]

5. ZASADA BIOTA I SAVARTA

Opis opływu wokół pojedynczego odcinka wirowego (płata o skończonej rozpiętości) przeprowadzimy dla prostoliniowego włókna rozciągającego się między dwoma punktami A i B. Dowolnie zorientowane w przestrzeni, indukujące prędkość w dowolnie obranym punkcie C. Wykorzystajmy w tym celu prawo Biota-Savarta, którego postać jest następująca [9]:

$$d\vec{V}_{ind} = -\frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{|\vec{r}|^3} \quad (1)$$



Rys. 4. Indukowanie wektora prędkości w przestrzeni przez odcinek wirowy o cyrkulacji Γ

Na podstawie geometrii rozpatrywanego układu otrzymujemy następujące związki:

$$\begin{aligned} d\vec{l} \times \vec{r} &= |d\vec{l}| |\vec{r}| \sin \theta, \\ r &= \frac{r_p}{\sin \theta}, \\ l &= r_p \operatorname{ctg} \theta, \end{aligned} \quad (2)$$

a stąd otrzymujemy:

$$dl = -\frac{r_p}{\sin^2 \theta} d\theta \quad (3)$$

Podstawiając te związki do postaci różniczkowej prawa Biota-Savarta, znajdujemy różniczkę prędkości indukowanej:

$$d\vec{V}_{ind} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\sin \theta}{r_p} d\theta \quad (4)$$

Po scałkowaniu dostajemy wartość modułu prędkości dla odcinka wirowego:

$$|\overline{V}_{ind}| = \frac{\Gamma}{4\pi r_p} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sin \theta d\theta = \frac{\Gamma}{4\pi r_p} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \quad (5)$$

Istniejące we wzorze wielkości niewiadome odległości r_p – promienie, można wyznaczyć z geometrii układu śladów wirowych.

Na podstawie równania Biota – Savarta możemy dla danej cyrkulacji Γ określić prędkości indukowane (wzbudzone) przez wir swobodny oraz wiry związane w dowolnym punkcie rozpatrywanej przestrzeni.

6. MODEL WIRNIKA OGONOWEGO

Model matematyczny wirnika ogonowego jest w postaci równań przedstawionych poniżej

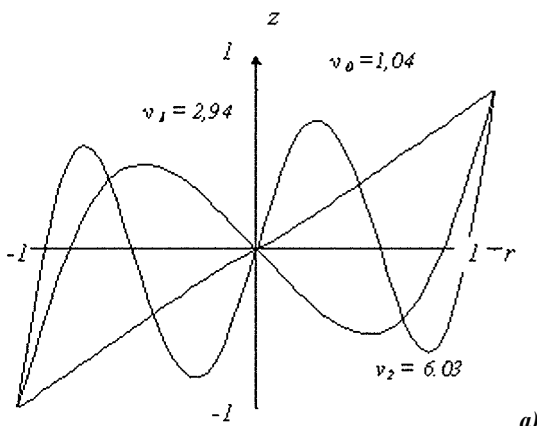
$$\begin{aligned} y(x,t) &= \sum_{i1}^{I1} \rho_{i1}(t) y_{i1}(x), \\ z(x,t) &= \sum_{i2=1}^{I2} \delta_{i2}(t) z_{i2}(x), \\ \varphi(x,t) &= \sum_{i3=1}^{I3} \eta_{i3}(t) \varphi_{i3}(x). \end{aligned} \quad (6)$$

Układ równań opisujący drgania wymuszone łopatek rozwiązano metodą Galerkin zgodnie, z którą przyjmuje się, że odkształcenia osi sprężystej y, z, j są równe sumie składowych odkształceń pochodzących od uwzględnianych postaci drgań własnych osi gdzie:

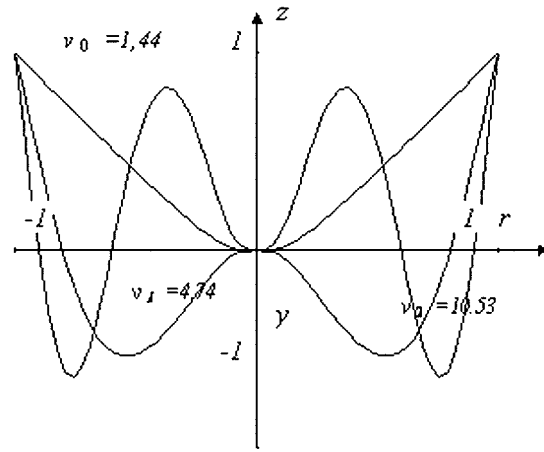
- y_{i1}, z_{i2}, j_{i3} – postaci drgań własnych odpowiednio giętych w płaszczyźnie obrotów, giętych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych,
- r_{i1}, d_{i2}, h_{i3} – zmienne w czasie udziały postaci własnych,
- I_1, I_2, I_3 – liczby uwzględnianych postaci giętych w płaszczyźnie obrotów, giętych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych [3].

7. POSTACIE DRGAŃ WIRNIKA OGONOWEGO

Do obliczeń obciążeń wahliwego wirnika ogonowego metodą Galerkin, przyjmujemy zestaw antysymetrycznych i symetrycznych postaci drgań własnych (rys. 5).



a)

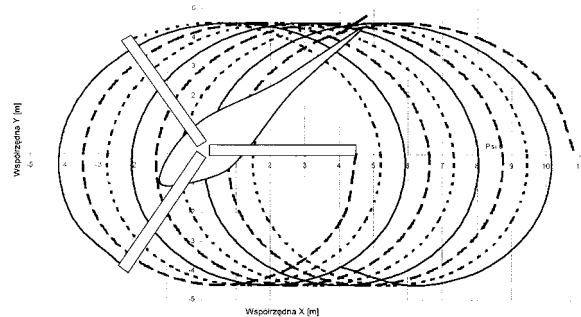


b)

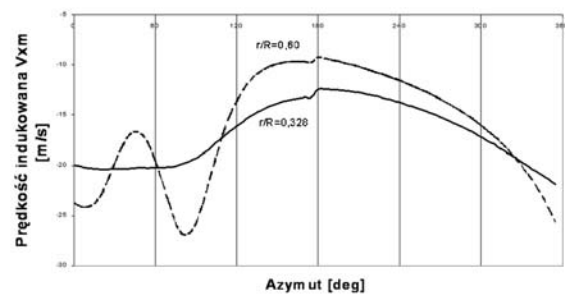
Rys. 5. Postacie oraz częstotliwości drgań własnych – v , giętych w płaszczyźnie ciągu, łopat huśtawkowego wirnika ogonowego, a) w układzie antysymetrycznym, b) w układzie symetrycznym

Wyniki obliczeń dla śmigłowca SW4

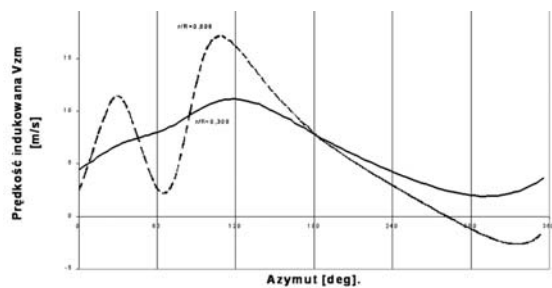
Rysunki są ilustracją wyników obliczeń dla danych wejściowych śmigłowca SW4.



Rys. 6. Wzajemne położenie śladu zawirnikowego i wirnika ogonowego w zawisie i podczas opływu skośnego wiatrem o prędkości 15m/s

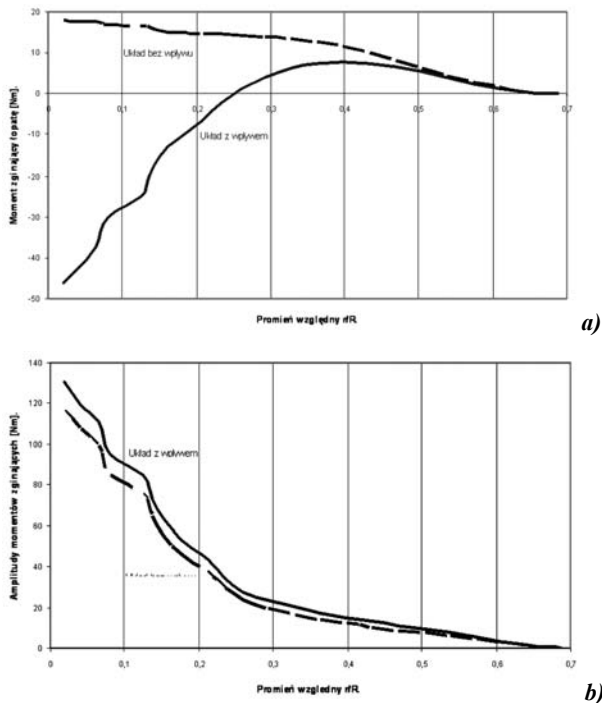


a)

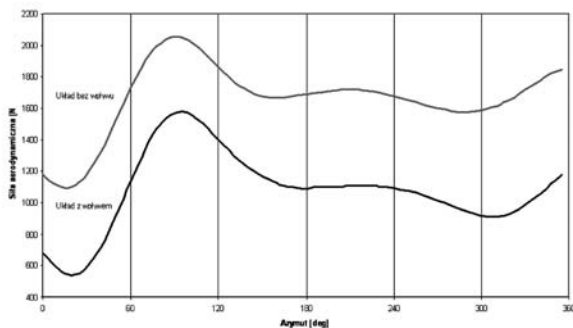


b)

Rys. 7. Zaburzenia pola prędkości opływu wirnika ogonowego od wirnika nośnego: a) w płaszczyźnie obrotów i b) w płaszczyźnie ciągu



Rys. 8. Wpływ zaburzenia pola prędkości opływu wirnika ogonowego od wirnika nośnego na obciążenia giętkie łopaty w płaszczyźnie ciągu: a) wielkości średnie i b) amplitudy momentu



Rys. 9. Wpływ śladu zawirnikowego na wielkość wypadkowego ciągu wirnika ogonowego

PODSUMOWANIE

W niniejszej pracy przedstawiono przykład zjawiska interferencji wirnik nośny – wirnik ogonowy. Na podstawie przeprowadzonych obliczeń zaobserwowano istotny wpływ tego zjawiska na zaburzenie opływu wokół wirnika ogonowego, zwiększenie obciążeń łopat a także zmianę wypadkowego obciążenia na wirniku decydującego o sterowności kierunkowej.

Model wykorzystany w obliczeniach jest modelem uniwersalnym ze względu na możliwość wykorzystania go do obliczeń w innych przypadkach zjawisk, w których obiekty latające są wykorzystywane. Model ten należy wykorzystywać w obliczeniach większej liczby przypadków, dla wybieranych konfiguracji wirnik ogonowy – ślad zawirnikowy podobnie jak ma to miejsce w rzeczywistości w dynamicznych manewrach kierunkowych w pobliżu ziemi i w turbulentnej atmosferze.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego
MNIł Nr 4T12C 071 30.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Gryboś R.:** *Podstawy mechaniki płynów*. Państwowe Wydawnictwa Naukowe, Warszawa 1989 r.
- [2] **Katz J., Plotkin A.:** *Low-speed aerodynamics*. From Wing Theory to Panel Methods, International Edition 1991 r.
- [3] **Padfield G. D.:** *Dynamika lotu śmigłowców*. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1998 r.
- [4] **Prosnak W. J.:** *Mechanika płynów*. Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa 1979 r.
- [5] **Szabelski K., Janczewicz B., Łucjanek W.:** *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 2002 r.
- [6] **Szumański K.:** *Interferencja między wirnikiem głównym i wirnikiem ogonowym*. Rozprawy Inżynierskie PAN, Warszawa 1975 r.
- [7] **Sznajder J.:** *Zastosowanie metody brzegowych elementów osobliwych do analizy stateczności samolotu w warunkach bocznego opływu podkrytycznego*. Wyd. wew. ILot Nr 161/BA/99/D, 1999 r.
- [8] **Willmer M. A. P.:** *Effect of flow curvature due to the fuselage on the flapping motion of a helicopter rotor*. Aeronaut. Res. Council Current Papers Nr 7, 1965 r.
- [9] **Strzelczyk P.:** *Aerodynamika małych prędkości*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2003 r.

T. Łusiak

INTERFERENCE BETWEEN THE MAIN AND TAIL ROTORS.

Summary

The influence of disturbances to the flow around a helicopter resulting from a resultant reaction of the wake from the main rotor on the tail rotor, on the loading as well as control and noise of the helicopter was presented. The analysis was based on a rotational model of the system. The basis of the model of the interference is the replacement of wake generated by rotors and fixed lifting surfaces by a uniform rotational model in the form of discrete rotational grids. This allows for the integration of fields induced through all rotational elements of the system, in accordance with the Biot-Savart law. This law was accepted in view of the fact that, as the only law included in the flow model, it enables a constant processing of load calculations in an undefined flight, with the retention of a reasonable calculation time. The undertaking of this subject should help explain phenomena not completely recognized and which exert a significant influence on safety when operating helicopters certain states of flight. The results of modeling, carried out for the SW4 helicopter, contain an evaluation of disturbances of the

field of flow around the tail rotor in given states of flight, in which the case of take-off in a sidewind and with the carrying out of a directional maneuver is of primary significance. In other cases, when the tail rotor does not enter into intensive disturbances of the velocity field by the main rotor, the interference phenomena are of lesser importance. The numerical program used allows for information about flow around and loads on the tail rotor in flow disturbed by the (main) rotor to be obtained. Resultant loads on the tail rotor can be evaluated, along with its chosen elements.

Т. Лусяк

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ НЕСУЩИЙ ВИНТ – ХВОСТОВОЙ ВИНТ

Резюме

В статье представлены модели возмущений обтекания вертолета в плоскости хвостового винта вызванных близостью несущего винта. Представлена модель следа за несущим винтом с использованием принципа Biota и Savarta с целью определения возмущения поля индицированной скорости несущим винтом в плоскости хвостового винта.