

BADANIA EKSPERYMENTALNE STANU PIERŚCIENIA WIROWEGO NA WIRNIKU NOŚNYM ŚMIGŁOWCA METODĄ ANEMOMETRII OBRAZOWEJ (PIV)

WIT STRYCNIEWICZ, KATARZYNA SURMACZ

*Centrum Nowych Technologii, Laboratorium Aerodynamiki Stosowanej, Instytut Lotnictwa,
al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska, wit.strycniewicz@ilot.edu.pl, katarzyna.surmacz@ilot.edu.pl*

Streszczenie

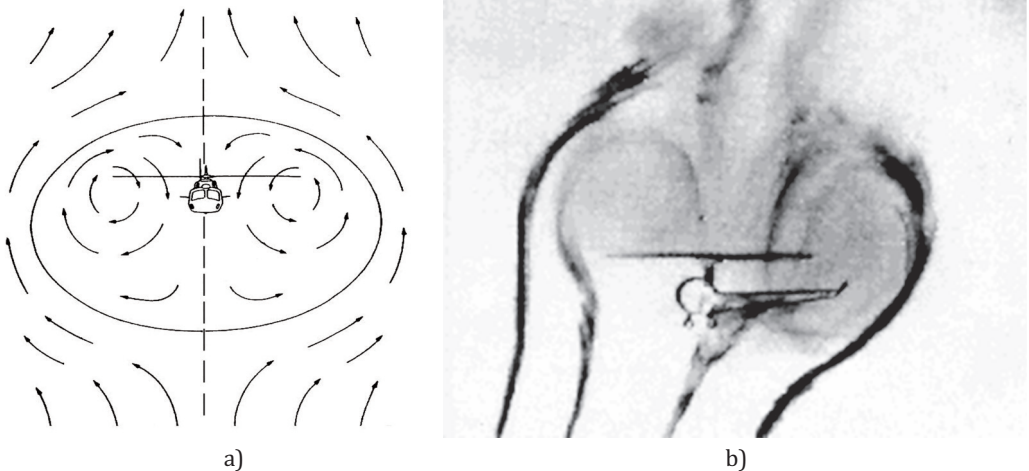
W pracy przedstawiono wyniki badań wizualizacyjnych w tunelu aerodynamicznym przeprowadzonych w celu zbadania stanu pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca. Badania wizualizacyjne przeprowadzono metodą anemometrii obrazowej (PIV). Cechą charakterystyczną opadania śmigłowca w warunkach stanu pierścienia wirowego (VRS, Vortex Ring State) jest powstanie wokół wirnika cyrkulacyjnego ruchu strug powietrza po torach w kształcie pierścieni. W przeprowadzonych badaniach warunki VRS uzyskano poprzez umieszczenie modelu śmigłowca w przestrzeni pomiarowej tunelu tak, aby oś wirnika nośnego pokrywała się z osią symetrii przestrzeni pomiarowej. Wykonane analizy potwierdziły skuteczność systemu PIV stosowanego w Laboratorium Badań Aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa do badań opływu śmigłowca z pracującym wirnikiem oraz stanowią przyczynek do kontynuacji badań nad dynamiką powstania stanu pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca.

Słowa kluczowe: stan pierścienia wirowego, VRS, aerodynamika lotu śmigłowca, anemometria obrazowa, PIV.

WPROWADZENIE

Aerodynamika lotu śmigłowca zależy od oddziaływania strumienia powietrza indukowanego przez wirnik oraz powietrza opływającego wirnik, którego ruch wynika z przemieszczania się śmigłowca w przestrzeni. W większości stanów lotu pionowego, takich jak zawis i wznoszenie, przepływ przez wirnik ma formę względnie uporządkowanego strumienia. Jednakże, w przypadku gdy kierunek napływu powietrza na wirnik jest przeciwny do kierunku strumienia indukowanego przez wirnik może wystąpić zjawisko recyrkulacji powietrza. Prowadzi to do powstania cyrkulacji wokół końców łopatek wirnika oraz do powstawania dużej struktury recyrkulacji pola przepływu wokół wirnika. Obraz przepływu obserwowany wokół śmigłowca w stanie VRS przedstawiono na rysunku 1 (na rysunku A przedstawiono schematyczny układ wirów wokół śmigłowca, rysunek B stanowi fotografię wykonaną podczas badań z użyciem modelu śmigłowca, na którym za pomocą smug dymnych zobrazowano pierścieniowy kształt przepływu). Występowanie struktur wirowych wokół

śmigłowca w locie pionowym ma miejsce w przypadku, gdy wartości obu prędkości: indukowanej v_i i opadania w , są bliskie sobie. Teoretyczny zakres występowania VRS to $w = (0,5-1,5)v_i$. Prędkość indukowana zależy przede wszystkim od siły ciągu, a ciąg z kolei zależy bezpośrednio od masy śmigłowca. Zatem im mniejsza masa śmigłowa, tym mniejsza prędkość opadania śmigłowca, przy której wystąpi VRS. Dokładny opis stanu pierścienia wirowego przedstawiono w pracach [1], [2]. Badania dotyczące stanu pierścienia wirowego prowadzone są w Instytucie Lotnictwa od lat sześćdziesiątych z wykorzystaniem różnego typu narzędzi pomiarowych oraz wizualizacyjnych [3-9].



Rys. 1. a) Schemat wirów generowanych w stanie pierścienia wirowego w płaszczyźnie tarczy wirnika nośnego [10], b) Zobrazowanie przepływu wokół śmigłowca znajdującego się w stanie VRS [11]

Powstanie toroidalnej struktury wirowej wokół wirnika jest niebezpieczne, ponieważ prowadzi do wyhamowania przepływu indukowanego, co skutkuje spadkiem siły ciągu generowanej przez wirnik nośny. Spadek ciągu podczas opadania wywołuje zwiększenie prędkości opadania śmigłowca. Sytuacja ta jest szczególnie niebezpieczna w przypadku opadania śmigłowca podczas manewru lądowania i lotu na niskiej wysokości. Z relacji pilotów wynika, że warunkom VRS towarzyszą silne drgania śmigłowca, zwiększony pobór mocy oraz pogorszenie sterowności. Wystąpienie takich warunków lotu może przyczynić się do rozbicia maszyny, co miało miejsce w przypadku odnotowanych wypadków (na rysunku 2 przedstawiono sylwetki śmigłowców, które uległy zniszczeniu w wyniku VRS).

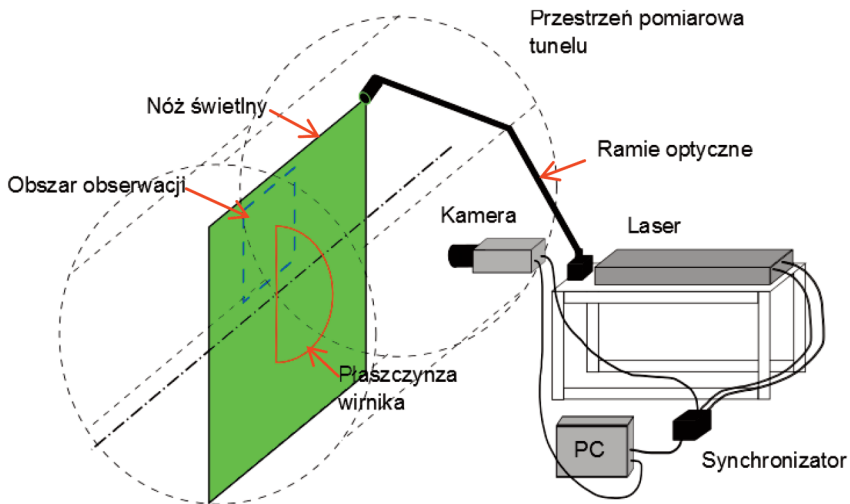


Rys. 2. Przykłady śmigłowców, które uległy zniszczeniu z powodu VRS (Bell-Boeing V-22 Osprey w 2000 r. [14], Hughes 269C w 2000 r. [15], Robinson R-22 w 2002 r. [16])

Ryzyko rozbicia śmigłowca na skutek lotu w warunkach pierścienia wirowego wciąż istnieje i dlatego nadal prowadzone są prace mające na celu rozszerzenie wiedzy na temat VRS. W niniejszym artykule zamieszczono wyniki badań dotyczących tego zagadnienia. Eksperyment przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym z użyciem systemu anemometrii obrazowej. Zastosowanie tej metody pomiarowej dostarczyło danych na temat rozkładu prędkości wokół wirnika oraz kształtu przepływu. Wyznaczenie rozkładu prędkości na drodze eksperymentalnej jest trudne do uzyskania za pomocą innych metod.

METODYKA BADAŃ

W celu zapewnienia warunków, w których powstaje stan pierścienia wirowego, model śmigłowca umieszczono w tunelu aerodynamicznym w taki sposób, aby oś wirnika nośnego pokrywała się z osią symetrii przestrzeni pomiarowej. Wobec tego, płaszczyzna wirnika nośnego ustawiona była prostopadłe do kierunku strumienia powietrza w tunelu (rys. 3). Celem takiego ustawienia było uzyskanie przeciwnie skierowanych strumieni: symulującego opadanie śmigłowca oraz prędkości indukowanej przez wirnik. W związku ze zbyt dużą minimalną prędkością ustalonego strumienia w tunelu T1, pomiary prowadzono w warunkach, gdy mogła zaistnieć równość prędkości indukowanej oraz prędkości strumienia w tunelu tj. podczas rozpędzania i hamowania tunelu. Badania wizualizacyjne przeprowadzone zostały za pomocą systemu anemometrii obrazowej. Płaszczyzna wizualizacji zorientowana była prostopadłe do płaszczyzny wirnika i obejmowała obszar nad końcówką łopaty wirnika.



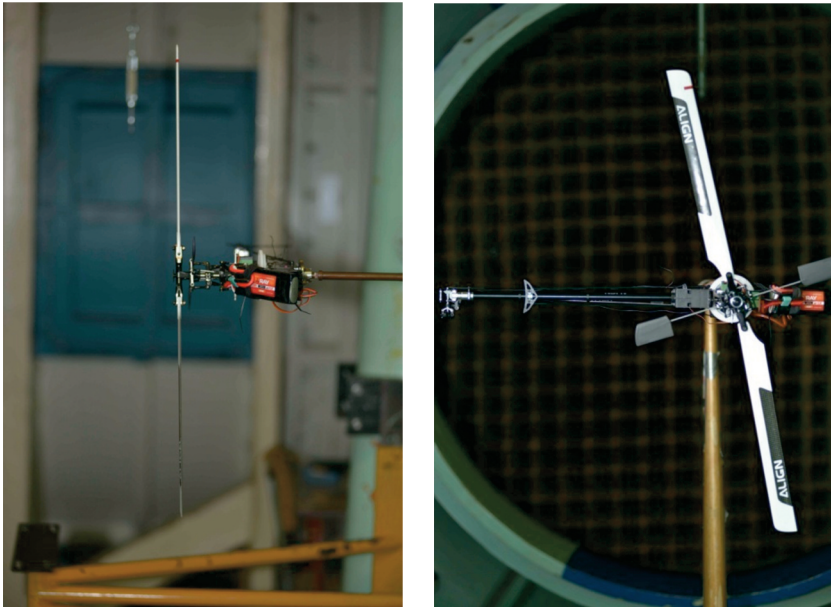
Rys. 3. Schemat układu pomiarowego [W. Stryczniewicz 2014]

UKŁAD POMIAROWY

Tunel aerodynamiczny małych prędkości T1, w którym wykonano badania nad zagadnieniem VRS, jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową o średnicy 1,5 m i długości 2 m. Maksymalna prędkość niezaburzonego strumienia wynosi 40 m/s, minimalna natomiast ok. 10 m/s. Prędkość strumienia powietrza w tunelu regulowana jest poprzez zmianę kąta nastawienia łopat wentylatora napędzanego silnikiem

elektrycznym o mocy 55 kW. Intensywność turbulencji określona dla pustej przestrzeni pomiarowej wynosi $\tau = 0,5\%$, natomiast współczynnik turbulencji $TF = 1,425$.

Obiektem badań w przeprowadzonych doświadczeniach był model śmigłowca o napędzie elektrycznym (T-REX 450 PRO Super Combo). Średnica dwułopatowego wirnika nośnego tego modelu wynosiła $D = 0,710$ m, a śmigła ogonowego $d = 0,158$ m. Masa całkowita śmigłowca to ok. 0,78 kg. Parametry pracy wirnika w trakcie prób regulowano poprzez zmianę kąta skoku ogólnego (z zakresu od 0° do 10°) oraz prędkości obrotowej wirnika (z zakresu od 0 do 2400 obr/min). Na rys. 4 przedstawiono sylwetkę śmigłowca użytego do badań. Widoczne na zdjęciach ustawienie śmigłowca względem przepływu niezakłóconego było celowe. Jak już wcześniej wspomniano, śmigłowiec zamocowano w tunelu w taki sposób, aby tarcza wirnika nośnego była ustawiona prostopadłe do kierunku przepływu strumienia powietrza i zwrot siły ciągu generowanej przez wirnik był z nim zgodny. Oznacza to, że prędkość strumienia powietrza indukowanego przez wirnik będzie zwrócona przeciwnie do strumienia powietrza niezaburzonego. Takie ustawienie śmigłowca względem poruszającego się w tunelu powietrza umożliwi symulacje takich manewrów jak zawis i opadanie śmigłowca.

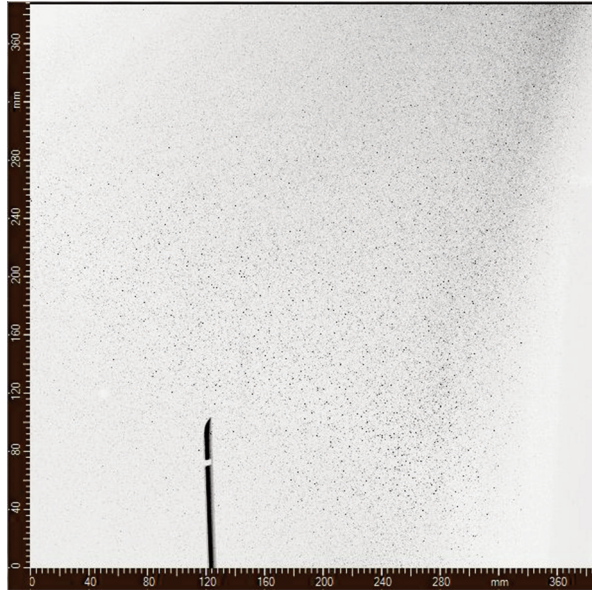


Rys. 4. Widok śmigłowca w przestrzeni roboczej tunelu [S. Podgródny, G. Krysztofiak 2013]

SYSTEM PIV

System anemometrii obrazowej (PIV) [12] składał się z dwuwęnkowego lasera ciała stałego (Nd:YAG) wyprodukowanego przez firmę Litron oraz kamery cyfrowej HiSense produkcji firmy PCO. System wykonany został przez firmę Dantec Dynamics. W opisywanym eksperymencie częstotliwość wyzwalań każdej z wnek laserów wynosiła 7 Hz. Czas separacji pomiędzy wyzwoleniem impulsu laserowego we wnce pierwszej i drugiej wynosił 80 μ s. Nóż świetlny uformowany został za pomocą zestawu soczewek cylindrycznych. W celu umieszczenia noża świetlnego w przestrzeni pomiarowej współśrodkowe wiązki laserowe biegnęły poprzez system zwierciadeł umieszczonych w ramieniu optycznym. Kamera uzbrojona została w obiektyw Canon EF 35 mm f 1:1.4. Kamery pracowały w trybie rejestracji par obrazów (Double Frame).

Posiew w formie mgły cząstek oleju utworzony został za pomocą generatora posiewu korzystającego z zewnętrznego źródła powietrza pod ciśnieniem 1,5 bara. Średni rozmiar cząstek nominalnie wynosi 2 μm . Dysza generatora umieszczona została w przepływie tunelu. Cząstki posiewu dostarczane były do komory pomiarowej przez cały czas trwania eksperymentu.



Rys. 5. Widok obszaru obserwacji kamery systemu PIV z widocznymi cząstkami posiewu i częścią łopaty [W. Stryczniewicz 2013]

Na rysunku 5 przedstawiono obraz obszaru rejestrowanego przez kamerę systemu PIV. Rozmiar tego obszaru wynosił ok. 380 x 380 mm. Na zdjęciu widoczne są cząstki posiewu oraz część łopaty o długości ok. 100 mm.

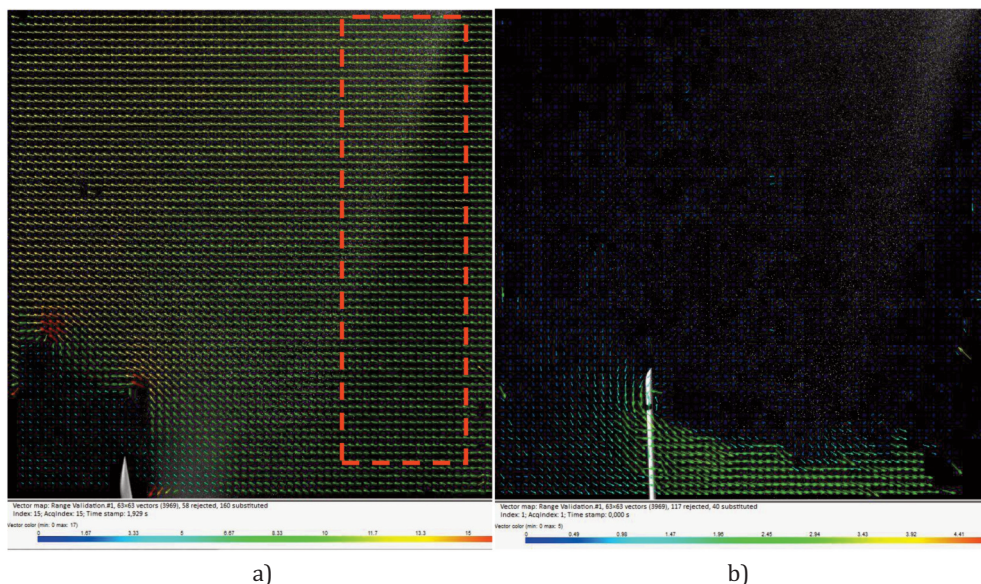
Analiza obrazów uzyskanych podczas eksperymentów wykonana została za pomocą oprogramowania DynamicStudio firmy Dantec Dynamics. Wektorowe pola prędkości dla pary obrazów cząstek uzyskano za pomocą funkcji programu Adaptive Correlation opierającej się na analizie korelacyjnej [13]. Końcowy rozmiar okien, po trzech krokach zmniejszania siatki, wynosił 64 x 64 piksele z 50% nakładaniem się pozycji okien w siatce. Uzyskane pola wektorowe przemieszczeń w pikselach przeskalowano za pomocą procedury kalibracyjnej wykorzystującej zdjęcia kalibracyjne. W ten sposób możliwe jest przejście z wymiaru px/s na m/s. W celu usunięcia pojedynczych wektorów o wartościach przekraczających fizycznie możliwe do uzyskania prędkości w danych warunkach oraz uzupełnienia miejsc pola wektorowego, w których prędkość płynu nie została wyznaczona zastosowano post-processing. Procedura opracowania danych polegała na zastosowaniu filtru medianowego oraz uśrednianjącego.

PROCEDURA POMIAROWA

Obszar obserwacji kamery obejmował końcówkę łopat wirnika oraz przestrzeń nad nią. W ramach badań pomiary przeprowadzone zostały dla czterech pozycji kamery, różniących się umieszczeniem końcówki łopaty wirnika w kadrze. Obszar obserwacji dla pierwszej pozycji kamery obejmował kwadrat o boku 380 x 380 mm (wyniki uzyskane dla tych ustawień

przedstawiono w dalszej części pracy). Dla pozycji drugiej oraz trzeciej wymiary pola obserwacji wynosiły 400 x 400 mm, natomiast obszar obserwacji dla czwartej pozycji został zwiększony do wymiarów 450 x 450 mm.

W celu sprawdzenia poprawności procedury pomiaru prędkości dla wybranych ustawień systemu PIV dokonano pomiaru prędkości strumienia niezaburzonego w tunelu. Wyniki pomiarów były zgodne z wynikami pomiarów prędkości strumienia niezaburzonego wyznaczanych na podstawie pomiarów ciśnienia. W celu sprawdzenia poprawności ustawień układu PIV do pomiaru prędkości indukowanej przez wirnik porównano prędkości wyznaczone za pomocą metody PIV oraz anemometru wiatraczkowego. W tabeli 1 zamieszczono wartości prędkości strumienia zawirnikowego v_i odczytanymi za pomocą anemometru dla różnych warunków pracy wirnika (dla różnych wartości kąta skoku ogólnego oraz prędkości obrotowych wirnika) bez pracy tunelu aerodynamicznego (prędkość strumienia niezaburzonego $V_\infty = 0$ m/s).



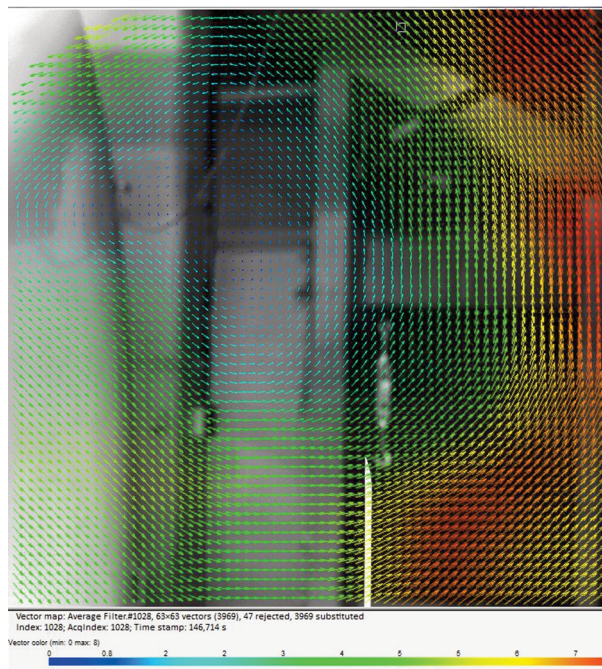
Rys. 6. a) Wizualizacja strumienia niezaburzonego (zaznaczenie), b) Wizualizacja strumienia indukowanego przez wirnik bez pracy tunelu [W. Stryczniewicz 2013]

Tabela 1. Pomiar prędkości indukowanej dla różnych ustawień parametrów sterowania [K. Surmacz 2014]

Lp.	Kąt skoku ogólnego [°]	Prędkość obrotowa n=2000obr/min		Prędkość obrotowa n=2300obr/min	
		Prędkość v_i [m/s] anemometr	Prędkość v_i [m/s] PIV	Prędkość v_i [m/s] anemometr	Prędkość v_i [m/s] PIV
1	0	0.72	0.9	0.75	0.8
2	2	0.5	brak pomiaru	0.59	brak pomiaru
3	4	1.88	1.9	0.05	2.1
4	6	3.28	3.2	3.4	3.5
5	8	5	5.1	5.9	5.9
6	10	6.5	6.7	7	7.1
7	8	5.11	5	5.4	5.6
8	6	3.2	3.1	3.3	3.2
9	4	1.93	2.1	2	2
10	2	0.4	brak pomiaru	0.5	brak pomiaru
11	0	0.68	0.7	0.75	0.75

WYNIKI BADAŃ

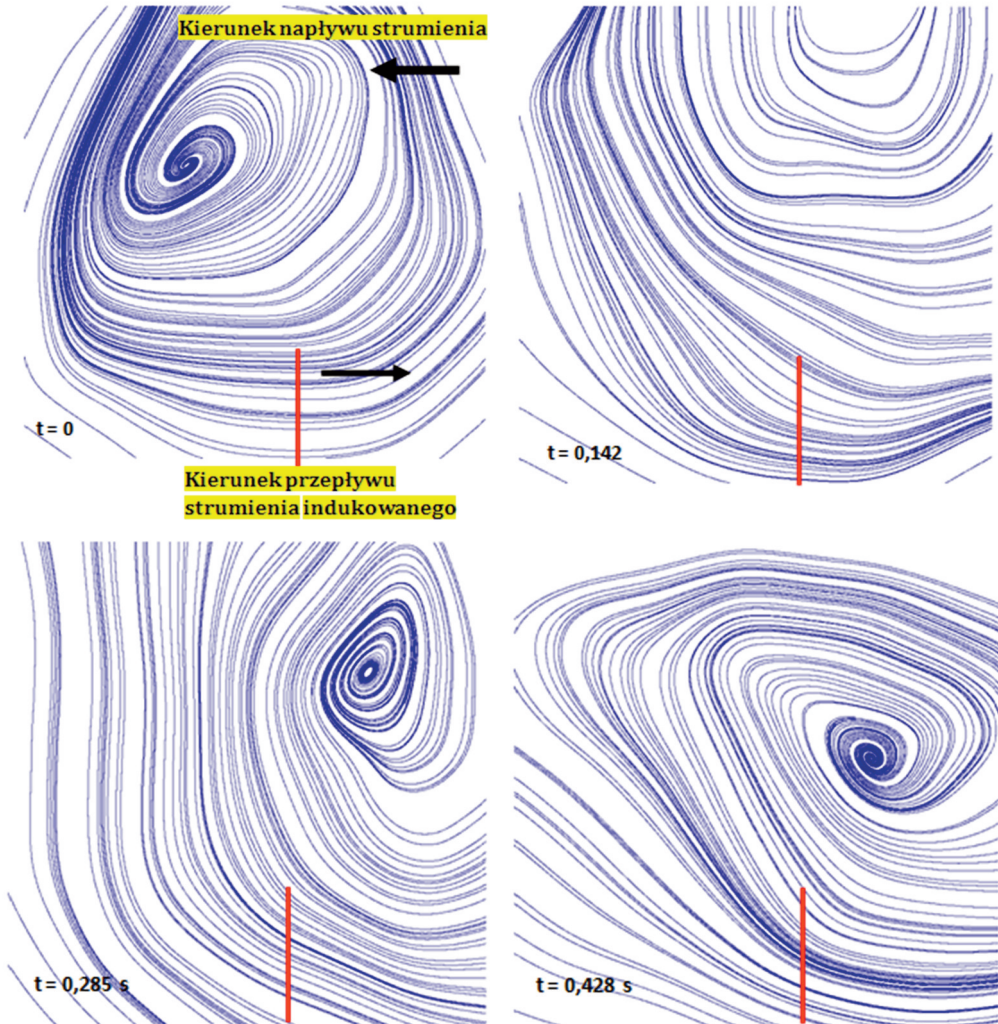
Powstawanie cyrkulacyjnego ruchu powietrza wokół wirnika ma miejsce w określonych warunkach, kiedy prędkość napływająca od dołu na wirnik równoważy prędkość indukowaną przez wirnik. W praktyce najczęściej ma to miejsce podczas pionowego (lub bliskiego pionowemu) opadania silnikowego lub podczas silnego podmuchu od dołu. W trakcie badań w tunelu aerodynamicznym odwzorowano takie warunki lotu śmigłowca. Największym utrudnieniem w prowadzonych badaniach był brak regulacji prędkości przepływu w tunelu w zakresie małych prędkości ($V_{\infty} < 10$ m/s). Ze względu na to, iż jest to przedział interesujący z punktu widzenia formowania się wirów na wirniku, dlatego w prowadzonych analizach skupiono się na fazie rozpędzania i hamowania tunelu, kiedy to występowały prędkości bliskie prędkości indukowanej generowanej pracą wirnika nośnego modelu śmigłowca.



Rys. 7. Wizualizacja stanu pierścienia wirowego za pomocą wektorowego pola prędkości. Skala w [m/s]. Maksymalna wartość skali to 8 m/s [W. Stryczniewicz 2013]

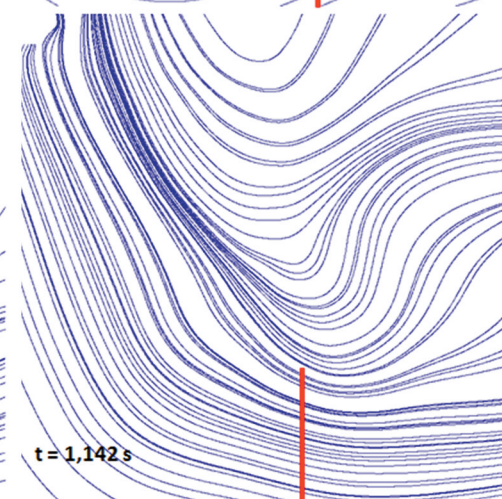
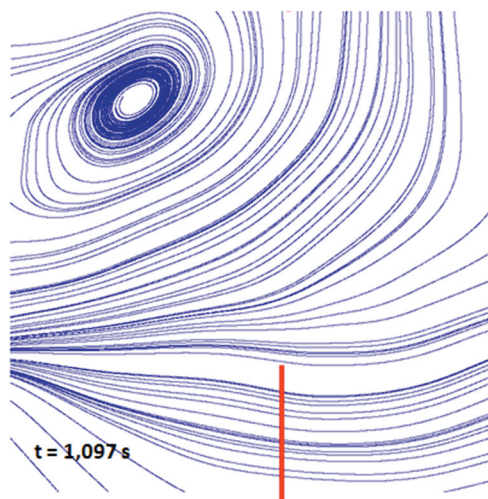
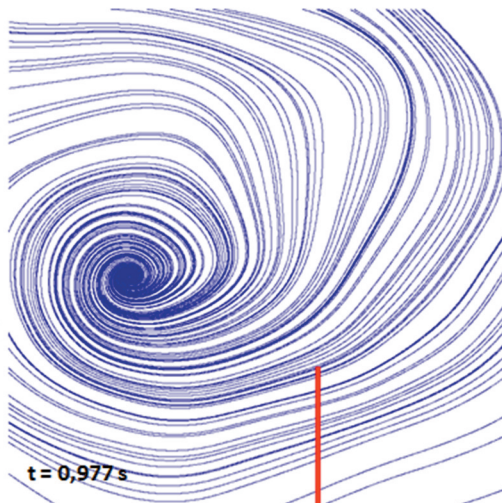
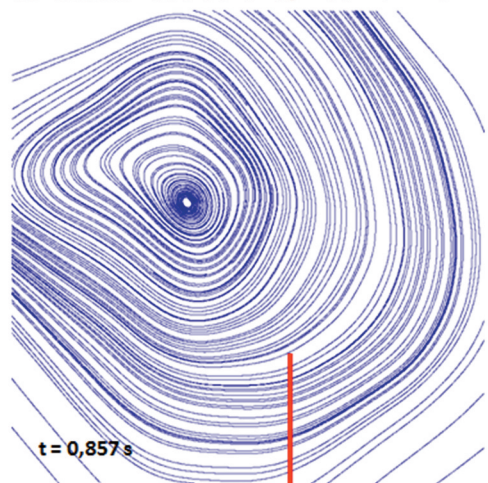
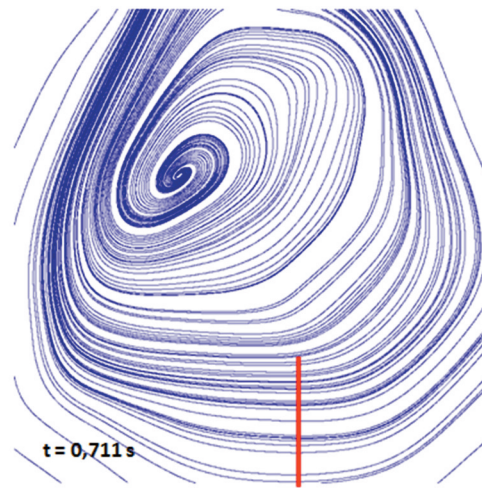
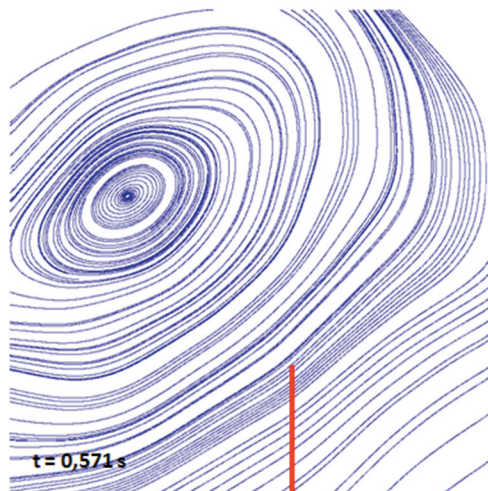
Uzyskane wyniki umożliwiły analizę pola przepływu w warunkach pionowego opadania śmigłowca. Rysunek 7 przedstawia przykładową mapę wektorów prędkości zarejestrowaną w trakcie prób z naniesioną skalą wartości od 0 do 8 m/s. Można tu zaobserwować kształt przepływu w pobliżu łopaty wirnika. Cały obszar pomiarowy zajmuje wir, którego rdzeń leży powyżej końca łopaty. Następnie, aby pokazać nieustalony charakter zjawiska, dla wybranego przypadku hamowania tunelu zamieszczono przebieg położenia wiru w funkcji czasu (rys. 8). Wybrany fragment zapisu przedstawiono w postaci zdjęć poklatkowych, na których wykreślono linie prądu wypadkowej prędkości przepływu. Z obserwacji zamieszczonych obrazów wynika, że w każdym przypadku rdzeń wiru znajduje się powyżej końcówki łopaty, a obszar cyrkulacji wypełnia całe pole obserwacji (wir ma dużą średnicę). Na podstawie zarejestrowanego materiału trudno jednoznacznie wyznaczyć rozmiar powstałych wirów, jednak należy wnioskować,

że ich promienie mogą być większe niż promień łopaty wirnika. Na przedstawionej serii zdjęć widać, że położenie wiru zmienia się. Początkowo wir umiejscowiony był za tarczą wirnika, następnie przesunął się przed tarczę, po czym ponownie powędrował za tarczę. Taki obraz przepływu dostarcza informacji na temat stosunku prędkości indukowanej i niezaburzonej (która z prędkości jest większa). Zmiana stosunku obu prędkości oznacza w tym przypadku jednoczesną zmianę wartości siły ciągu (pulsację ciągu).



Rys. 8. Dynamika zjawiska pierścienia wirowego. ▲►

Widok linii prądu na kolejnych klatkach, czerwona linia wskazuje położenie płaszczyzny wirnika. Częstotliwość pomiaru wynosi 7 Hz [W. Strycniewicz 2014]



WNIOSKI

Przeprowadzone badania potwierdziły skuteczność sytemu PIV będącego w posiadaniu Instytutu Lotnictwa do pomiarów wizualizacyjnych opływu wirników. Minimalna prędkość ustalonego przepływu w tunelu T-1 jest większa od prędkości, przy której występuje zjawisko pierścienia wirowego dla badanego śmigłowca. Uniemożliwiło to długotrwałą obserwację dynamiki rozwoju pierścienia wirowego, czyli zjawiska które w swej naturze jest niestacjonarne i krótkotrwałe. Jednakże możliwe było zaobserwowanie zjawiska powstania pierścienia wirowego na wirniku śmigłowca czasie rozpędzania i hamowania prędkości strumienia w tunelu podczas większości dmuchów. Na rysunku 8. przedstawiono dynamikę pierścienia wirowego na wirniku nośnym modelu śmigłowca poprzez sekwencję zdjęć ilustrujących zmiany położenia wiru względem płaszczyzny wirowania. Przedstawiony fragment zapisu, trwający ok. 1,14 [s], rejestrowano z częstotliwością siedem klatek na sekundę. Po utworzeniu się pierścienia, struktura wirowa utrzymywała się od 0,5 do 2 sekund, po czym zanikała i pojawiała się ponownie. W tym czasie można było zaobserwować ewolucję struktury wirowej występującej w pobliżu wirnika. Rdzeń wiru zmienia swoje położenie przemieszczając się przed i za tarczę wirnika. Wędrowka strefy recyrkulacji wynika z mechanizmu powstawania zjawiska VRS. Oznacza to, że pierścień rozwija się, gdy powietrze odrzucane jest przez wirnik z prędkością bliską prędkości napływu. Konsekwencją takiego wyhamowania i zaburzenia przepływu indukowanego jest spadek siły ciągu, a tym samym spadek wartości prędkości indukowanej. To z kolei wpływa na zmniejszenie intensywności powstałego wiru i dzięki temu obserwuje się wzrost siły ciągu. Taki powtarzający się cykl odpowiada za przemieszczanie się obszaru wirowego przed i za tarczę wirnika.

Badania przeprowadzone zostały za pomocą jednej kamery. Układ pomiarowy PIV pozwala na wykonanie badań stereoskopowych z użyciem dwóch kamer, a przez to pomiar trzech składowych prędkości w danej płaszczyźnie. Uzyskanie trójwymiarowego wektorowego pola prędkości jest niezbędne do wyznaczenia wirowości danego przepływu, która to może posłużyć jako parametr charakteryzujący zjawisko wirowe w sposób ilościowy. W związku z dużym obszarem objętym pierścieniem wirowym ponad końcówką łopaty pożądane jest również zwiększenie obszaru obserwacji kamery poprzez zastosowanie obiektywu o krótszej ogniskowej lub poprzez odsunięcie kamery od płaszczyzny noża świetlnego. W związku z tym, kolejny etap badań obejmował będzie przeprowadzenie badań w tunelu aerodynamicznym posiadającym możliwość regulacji w zakresie małych wartości prędkości (ze względu na niskie prędkości generowane przez używany do badań model śmigłowca) przy wykorzystaniu pełnych możliwości układu PIV-3D z równoczesnymi pomiarami wagowymi. Umożliwi to szczegółową analizę ilościową dynamiki stanu pierścienia wirowego.

LITERATURA

- [1] Juriew, B. N. (1956). *Aerodynamika śmigieł i śmigłowców*, WMON.
- [2] Leishman, J. G. (2000). *Principles of helicopter aerodynamics*, Cambridge University Press.
- [3] Szumańki, K. (2006). Przelot dynamiczny śmigłowca przez strefę występowania strumienia wirowego, *Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 1-2(184-185)*, s. 110-118.
- [4] Stalewski, W., Dziubiński, A. (2006). Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązywanie równań N-S z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia, *Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 1-2(184-185)*, s. 65-71.

- [5] Sobczak, K. (2008). Modelowanie wybranych przypadków lotu śmigłowca z wykorzystaniem oprogramowania FLUENT, *Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 3-4(194-195)*, s. 158-165.
- [6] Grzegorzczak, K. (2009). Analiza zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca, *Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 6(201)*, s. 52-66.
- [7] Florczuk, W. (2009). Analiza powstawania pierścienia wirowego wokół wirnika głównego na podstawie badań śmigłowca W-3 Sokół przy użyciu pakietu obliczeniowego FLUENT, *Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 6(201)*, s. 67-80.
- [8] Grzegorzczak, K. (2012). Symulacja lotu śmigłowca w bliskości granic użytkowania, *Mechanika w Lotnictwie, Nr ML-XV*.
- [9] Grzegorzczak, K. (2013). Analysis of Influence of Helicopter Descent Velocity Changes on the Phenomena of Vortex Ring State, *Postępy Nauki i Techniki, Tom 7, Nr 17*.
- [10] Witkowski, R. (1998). *Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach*, Biblioteka Naukowa nr 8, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa.
- [11] Dress, J., Hendl, W. P. (1951). Airflow Patterns in the Neighbourhood of Helicopter Rotors, *Aircraft Engineering, Vol. 23(266)*.
- [12] Raffel, M., Willert, C., Wereley, S., Kompenhans, J. (2007). *Particle Image Velocimetry – A Practical Guide*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- [13] Stryczniewicz, W. (2012). Algorytm do wyznaczania wektorowego pola prędkości metodą anemometrii obrazowej, *Problemy Mechatroniki 3*.
- [14] Pobrane z: www.military-today.com/helicopters/bellboeing_v_22_osprey.htm.
- [15] Pobrane z: www.airplane-pictures.net/photo/91180/g-ceco-private-hughes-269c/.
- [16] Pobrane z: cl.pwszchelm.pl/index.php?option=com_phocagallery&view=category&id=2:galeria&Itemid=49.

PIV MEASUREMENTS OF THE VORTEX RING STATE OF THE MAIN ROTOR OF A HELICOPTER

Abstract

The paper presents results of the investigation of the vortex ring state (VRS, settling with power) of the main rotor of a helicopter with the use of Particle Image Velocimetry (PIV) method. One of the most distinguished features in the conditions known as settling with power is a formation of toroidal vortices around the rotor of a helicopter. In order to provide the necessary conditions for the development of VRS the rotation axis of the main rotor and the axis of symmetry of the wind tunnel's test section were set coaxially. The results of the measurements proved the feasibility of the Applied Aerodynamics Laboratory's PIV system for investigations of the flow over a powered rotor in a test section of the wind tunnel. The presented results constitute a contribution to performance of a more detailed research on the development of the VRS of the main rotor of a helicopter.

Keywords: Vortex Ring State, VRS, aerodynamics of helicopter flight, Particle Image Velocimetry, PIV.