



Metodyka badań eksperymentalnych rozwoju i zaniku stanu pierścienia wirowego

Katarzyna SURMACZ¹, Paweł RUCHAŁA^{1*}, Wit STRYCNIEWICZ^{1,2}

¹Zakład Aerodynamiki, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

²Zakład Aerodynamiki i Termodynamiki, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa,
Wojskowa Akademia Techniczna, ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

* autor korespondencyjny, e-mail: pawel.ruchala@ilot.edu.pl

Artykuł wpłynął do redakcji 03.11.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 26.03.2015

DOI 10.5604/20815891.1195202

Streszczenie. Jednym z zagrożeń bezpieczeństwa lotu śmigłowców jest stan pierścienia wirowego (ang. *Vortex Ring State* – VRS). W niniejszej pracy przedstawiono metodykę oraz przykładowe wyniki badań eksperymentalnych dotyczących zagadnienia VRS, przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa. Badanym obiektem był zdalnie sterowany śmigłowiec, umieszczony w przestrzeni pomiarowej tunelu niskich prędkości o średnicy 1,5 m. Zakres badań obejmował pomiary wagowe za pomocą wagi tensometrycznej oraz badania wizualizacyjne metodą anemometrii obrazowej (PIV). W trakcie prowadzonych testów zarejestrowano spadek siły ciągu generowanej przez wirnik nośny śmigłowca towarzyszący wejściu w stan pierścienia wirowego oraz dokonano wizualizacji powstałych struktur wirowych. Uzyskane wyniki potwierdziły, że przyjęta metodyka jest skuteczna do analizy procesu rozwoju i zanikania pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca.

Słowa kluczowe: aerodynamika stosowana, stan pierścienia wirowego, VRS, dynamika lotu śmigłowca, badania wagowe, badania tunelowe, tunel aerodynamiczny, anemometria obrazowa, PIV

1. WSTĘP

Stan pierścienia wirowego (VRS – *Vortex Ring State*) charakteryzuje się gwałtownym spadkiem siły ciągu generowanej przez wirnik nośny, co powoduje zwiększenie prędkości opadania śmigłowca. Sytuacja ta jest szczególnie niebezpieczna w przypadku zniżania 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. Może to prowadzić do wypadku – przykłady wiroplątów, które uległy katastrofie w wyniku wystąpienia zjawiska pierścienia wirowego pokazano na rysunku 1.



Rys. 1. Przykłady wiroplątów, które uległy zniszczeniu z powodu VRS: Bell-Boeing V-22 Osprey (w 2000 r.), Hughes 269C (w 2000 r.), Robinson R-22 (w 2002 r.)

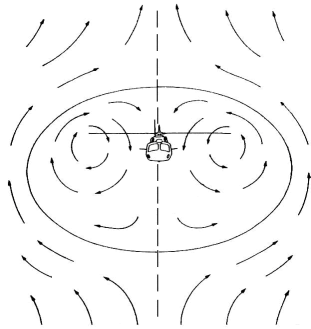
Fig. 1. Exemplary rotorcrafts destroyed due to VRS: Bell-Boeing V-22 Osprey (2000), Hughes 269C (2000), Robinson R-22 (2002)

Mechanizm powstawania zjawiska pierścienia wirowego polega na „zderzeniu się” dwóch mas powietrza: strumienia przepływającego przez tarczę wirnika oraz powietrza atmosferycznego napływającego na śmigłowca wskutek jego opadania. 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 2 (schematyczny układ wirów wokół śmigłowca) i rysunku 3 (fotografia pokazująca pierścieniowy kształt przepływu wokół modelu śmigłowca wykonana podczas badań z użyciem techniki wizualizacji dymnej).

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 zjawiska VRS to $w = (0,5 \div 1,5) v_{i0}$ [18], przy czym v_{i0} to prędkość indukowana w zawisie, dana wzorem [22]:

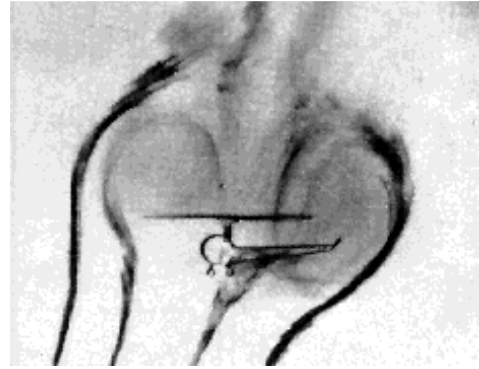
$$v_{i0} = \sqrt{\frac{T}{F} \cdot \frac{1}{2\rho}} \quad (1)$$

gdzie: T – siła ciągu, F – powierzchnia tarczy wirnika, ρ – gęstość powietrza.



Rys. 2. Schemat wirów generowanych w stanie pierścienia wirowego w płaszczyźnie tarczy wirnika nośnego [21]

Fig. 2. Flow field around main rotor of a helicopter operating in the VRS [21]



Rys. 3. Zobrazowanie przepływu wokół śmigłowca znajdującego się w stanie VRS [9]

Fig. 3. Visualization of the flow over a helicopter in the VRS [9]

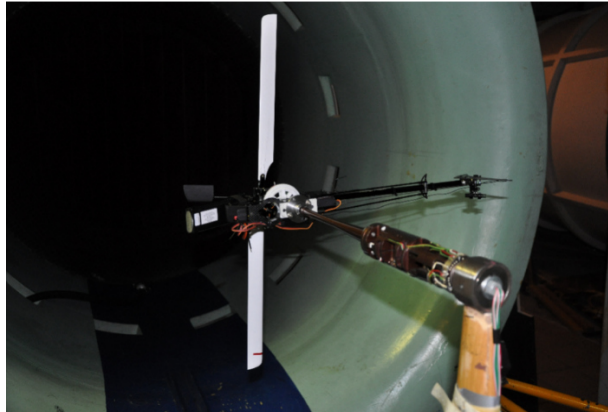
Jak wynika ze wzoru (1), prędkość indukowana zależy od siły ciągu, która w zawisie równoważy ciężar śmigłowca. Im mniejsza jest wartość prędkości indukowanej, tym mniejsza jest wartość prędkości opadania śmigłowca zagrażająca wystąpieniem VRS. Dokładny opis stanu pierścienia wirowego przedstawiono m.in. w pracach [3, 6, 7].

Badania dotyczące stanu pierścienia wirowego prowadzone były w Instytucie Lotnictwa od lat sześćdziesiątych ubiegłego wieku z wykorzystaniem różnego typu narzędzi pomiarowych oraz wizualizacyjnych – najczęściej poprzez badania w locie ([18, 20]) oraz analizy numeryczne ([3-5, 14, 15]). W niniejszej pracy przedstawiono pierwsze badania zjawiska pierścienia wirowego przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa na stanowisku badawczym.

2. OPIS SPOSOBU PROWADZENIA BADAŃ

Zjawisko pierścienia wirowego zbadano, wykorzystując zdalnie sterowany śmigłowiec o napędzie elektrycznym T-REX 450 PRO Super Combo (rys. 4). Średnica dwułopatowego wirnika nośnego tego modelu wynosiła $D = 0,710$ m. Masa całkowita śmigłowca to ok. 0,78 kg. Parametry pracy wirnika w trakcie prób regulowano poprzez zmianę kąta skoku ogólnego (w zakresie od 0° do 10°) oraz prędkości obrotowej wirnika (w zakresie od 0 do 2400 obr/min). Rozważając warunki pracy końcówek łopatek wirnika nośnego modelu śmigłowca użytego w badaniach w warunkach zawisu (przy prędkości obrotowej wirnika równej 2000 obr/min), liczba Reynoldsa Re_{tip} wyniosła $1,6 \cdot 10^4$.

Natomiast analizując przemieszczanie śmigłowca względem mas powietrza w warunkach występowania VRS, liczba Reynoldsa Re_{VRS} wyniosła $1,3 \cdot 10^5$. Dla porównania, w przypadku śmigłowca W-3 „Sokół” dla wspomnianych powyżej warunków uzyskuje się następujące wartości liczb Reynoldsa: $Re_{tip} = 3,6 \cdot 10^5$ oraz $Re_{VRS} = 8,1 \cdot 10^6$. Z punktu widzenia osiągow, wielkość wirnika nośnego śmigłowca związana jest z wielkością generowanej siły ciągu, a co za tym idzie – prędkości indukowanej. Badany śmigłowiec odrzuca powietrze z prędkością kilkukrotnie mniejszą od śmigłowca pełnowymiarowego.



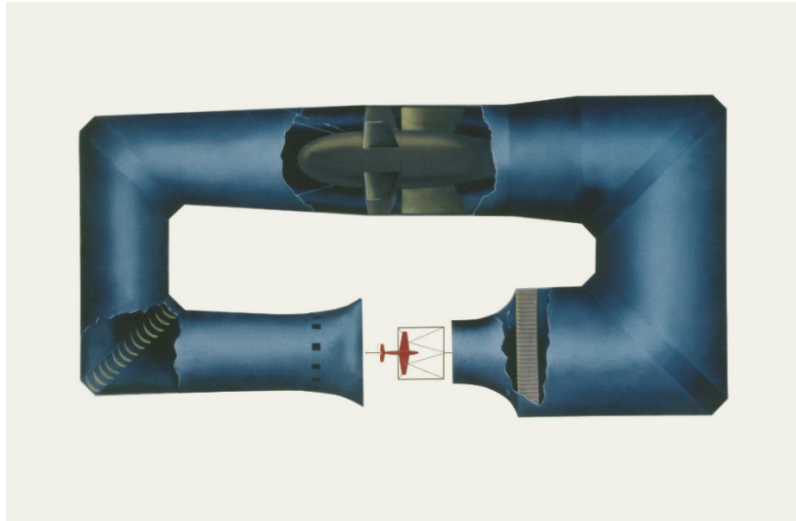
Rys. 4. Badany śmigłowiec na stanowisku pomiarowym. Na pierwszym planie waga tensometryczna WDP-01

Fig. 4. The investigated helicopter on test stand in the wind tunnel. In the foreground the WDP-01 strain-gage balance

Badany obiekt został zamocowany w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego tak, że oś obrotu wirnika nośnego była równoległa do osi tunelu aerodynamicznego. Dzięki temu powietrze z tunelu napływało na wirnik od dołu. Pozwoliło to na przeprowadzenie symulacji pionowego opadania śmigłowca, podczas którego może wystąpić stan pierścienia wirowego.

Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1. Jest to tunel o zamkniętym obiegu i otwartej przestrzeni pomiarowej. Średnica przestrzeni pomiarowej wynosi 1,5 m, a jej długość – 2,2 m. Tunel napędzany jest silnikiem elektrycznym o mocy 55 kW, wyposażonym w 4-łopatowy stałobrotowy wentylator. Napęd ten pozwala uzyskać ustaloną prędkość przepływu w zakresie od ~10 do ~40 m/s, przy czym zakres prędkości zależy od stopnia zdławienia spowodowanego obecnością modelu. Prędkość regulowana jest poprzez nastawianie kąta skoku łopat wentylatora (regulacja zgrubna) i położenie kłapek upustowych (regulacja precyzyjna).

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



Rys. 5. Schemat tunelu T-1

Fig. 5. T-1 wind tunnel

Specyfika tunelu wymusiła wyraźne ograniczenie zakresu badań. Minimalna prędkość przepływu, jaką można uzyskać (czyli ok. 10 m/s), jest bowiem wyraźnie wyższa niż prędkość indukowana przez wirnik nośny modelu śmigłowca użytego do badań. Z tego wynika, że w trakcie eksperymentu nie było możliwe uzyskanie ustalonego przepływu o prędkości odpowiadającej zakresowi występowania VRS, czyli bliskiej prędkości przepływu w tunelu.

W związku z tym ograniczono się do badania przejścia przez stan pierścienia wirowego, wykorzystując fazę rozruchu i hamowania tunelu.

2.1. Badania wagowe

Opisany powyżej śmigłowiec został zamontowany do stanowiska za pośrednictwem 6-składowej wagi tensometrycznej WDP-01 (rys. 4). Waga ta pozwoliła na pomiar obciążeń aerodynamicznych działających na badany obiekt, a w szczególności siły ciągu wirnika. Niepewność pomiaru ciągu, określona podczas wzorcowania wagi, wynosiła 0,4% zakresu (równego 30 N), tzn. 0,12 N.

Waga tensometryczna jest jednocześnie czujnikiem obciążeń i elementem mocowania modelu do stanowiska.

Pomiar obciążeń dokonywany jest dzięki naklejonym na powierzchni wagi tensometrom, tworzącym sześć mostków Wheatstone'a. Obciążenia działające na wagę powodują, że mostki przestają być zrównoważone, a więc pomiędzy gałęziami mostka tworzy się niezerowe napięcie. Wartość tego napięcia jest zależna od działającego obciążenia.

Różnica pomiędzy wagą tensometryczną a prostym, jednoosiowym czujnikiem siły polega m.in. na tym, że jedna ze składowych obciążenia wywołuje reakcję nie jednego, a wszystkich mostków (w ogólnym przypadku; w praktyce reakcja niektórych mostków jest zwykle śladowa). Z tego wynika konieczność pomiaru odpowiedzi wszystkich mostków, nawet jeśli mierzona jest tylko jedna składowa.

Istnienie sprzężeń pomiędzy mostkami jest również przyczyną zastosowania dość skomplikowanego algorytmu obliczania obciążeń. Siły i momenty działające na wagę są bowiem obliczane iteracyjnie z nieliniowego równania macierzowego:

$$[F] = [B] \cdot [U] + [C] \cdot [G] \quad (2)$$

gdzie:

B i C – macierze współczynników (wyznaczonych podczas wzorcowania wagi);

U – macierz zarejestrowanych napięć mostków tensometrycznych;

F – macierz obciążeń działających na wagę;

G – macierz funkcji obciążeń działających na wagę: wartości bezwzględnych, iloczynów mieszanych oraz kwadratów i sześciąt tychże obciążeń.

Napięcia mostków tensometrycznych wagi, wzmocnione przez wzmacniacz WTS-5, były mierzone przez kartę pomiarową National Instruments USB-6259 (rys. 6). Za pomiar i rejestrację napięć odpowiedzialny był system pomiarowo-sterujący tunelu T-1, opisany szerzej w pracy [13].

Rejestracja napięć wagi, a także prędkości tunelu i pozostałych parametrów prowadzona była w sposób ciągły podczas rozruchu i hamowania tunelu.

Parametry zarejestrowane podczas pomiaru zostały opracowane po zakończeniu pomiarów. Przetworzenie sprowadzało się do zsynchronizowania oraz poprawy jakości dwóch przebiegów czasowych:

- prędkości opadania $w(t)$,
- ciągu $T(t)$,

a następnie do wyznaczenia zależności $T(w)$. Zarówno prędkość, jak i ciąg (a także pozostałe składowe obciążeń aerodynamicznych) były rejestrowane w sposób ciągły, z częstotliwością próbkowania $f_s = 1500$ Hz. Częstotliwość pomiaru prędkości była niższa i wynosiła 200 Hz.

Sygnaly obu zmierzonych wielkości były zaszumione, wskutek czego wykresy $T(w)$ uzyskane bez jakiegokolwiek filtrowania sygnału były praktycznie nieczytelne. Konieczne więc było przetworzenie danych w taki sposób, aby całkowicie wyeliminować zaszumienie jednej z rozpatrywanych zmiennych – w tym przypadku prędkości.

Wiadomo bowiem, że prędkość przepływu powietrza, jeśli pominąć turbulencję, zmienia się płynnie. Wynika to z dużej bezwładności powietrza w tunelu aerodynamicznym oraz charakterystyki silnika tunelu. Tego założenia nie można było przyjąć w przypadku funkcji $T(t)$, co wynikało przede wszystkim ze specyfiki badanego zjawiska pierścienia wirowego, któremu towarzyszą gwałtowne zmiany siły ciągu.



Rys. 6. Wzmacniacz napięcia WTS-5 i karta pomiarowa NI USB-6259

Fig. 6. WTS-5 voltage amplifier and NI USB-6259 card

W związku z powyższym, opracowanie danych zawierających informacje o prędkości opadania polegało na aproksymacji ciśnienia dynamicznego $q(t)$ wielomianem piątego stopnia (w przedziale czasu określonym indywidualnie dla każdego pomiaru), eliminacji wartości ujemnych (wynikających z błędnych wskazań przyrządu pomiarowego) i obliczeniu prędkości ze wzoru:

$$w = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (3)$$

W przypadku siły ciągu przeprowadzono filtrację *forward-backward* (znaną też jako *zero-phase digital filtering*) dolnoprzepustowym filtrem Butterwortha o częstotliwości odcięcia $f_L = 5$ Hz. Algorytm ten pozwala uniknąć przesunięcia fazowego przebiegu filtrowanego względem przebiegu pierwotnego, które jest niedopuszczalne z uwagi na synchronizację tego przebiegu z uzyskanym inną metodą przebiegiem $w(t)$. Wadą algorytmu jest konieczność prowadzenia analizy w trybie offline, a także podwojenie czasu filtracji w stosunku do standardowego filtru Butterwortha.

W algorytmie *forward-backward* wykonuje się następujące kroki:

- filtrowanie przebiegu pierwotnego;
- odwrócenie uzyskanego przebiegu (tak, że ostatnia próbka staje się pierwszą);
- filtrowanie przebiegu odwróconego;
- ponowne odwrócenie przebiegu w celu uzyskania pierwotnej kolejności.

Przed przeprowadzeniem filtracji przebieg pierwotny został przedłużony (na obu krańcach) przez dodanie próbek o wartościach równych wartości początkowej lub końcowej przebiegu pierwotnego. Miało to na celu poprawę odwzorowania przebiegu w pobliżu jego krańców. Działanie powyższego algorytmu i jego implementację w środowisku LabVIEW zaprezentowano w [12].

Przetworzenie danych zgodnie z powyższym algorytmem zrealizowano w środowisku LabVIEW 2013, za pomocą autorskiej aplikacji „VRS T-1.vi”. Przykładowe wyniki pracy tego programu zamieszczono w punkcie 3.1.

2.2. Badania wizualizacyjne

Wzajemne oddziaływanie strumienia indukowanego przez wirnik nośny śmigłowca oraz strumienia powietrza niezaburzonego w tunelu aerodynamicznym zobrazowano metodą anemometrii obrazowej (PIV). Zastosowanie tej metody umożliwia nieinwazyjny pomiar prędkości przepływającego płynu. Wynikiem pomiaru jest dwuwymiarowe, wektorowe pole prędkości.

Uzyskanie lokalnych wartości oraz zwrotu i kierunku wektorów prędkości umożliwia ilościową oraz jakościową analizę badanego zjawiska. Anemometria obrazowa jest metodą służącą do wyznaczania przemieszczeń układów poruszających się cząstek [1]. Metodyka pomiaru polega na rejestracji obrazów cząstek znacznikowych (tzw. posiewu) poruszających się w badanym przepływie. Wybór cząstek wynika z warunku zgodności trajektorii ruchu cząstek oraz linii prądu badanego przepływu. W celu oceny zgodności należy wyznaczyć liczbę Stokesa, której wartość powinna być znacznie niższa od jedności. Liczba Stokesa definiowana jest zależnością

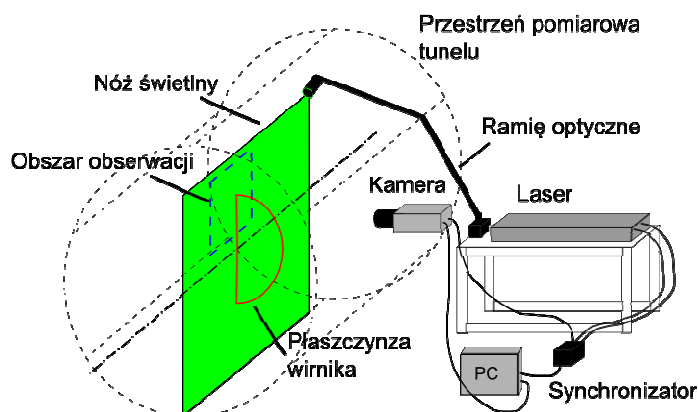
$$Stk = \frac{\rho_d d_d^2 U_0}{18\mu_g d} \quad (4)$$

gdzie: ρ_d – gęstość cząstek, d_d – średnica cząstek, U_0 – prędkość przepływającego płynu, μ_g – lepkość dynamiczna gazu (powietrza), d – wymiar charakterystyczny opływającego obiektu.

Prędkość poruszających się zgodnie z ruchem płynu cząstek wyznaczana jest poprzez wykonanie analizy korelacyjnej pomiędzy dwoma zarejestrowanymi obrazami cząstek w chwilach t oraz $t + dt$. Dokładny opis algorytmu analizy znajduje się w pracach [8, 10, 16].

Obrazy posiewu w przepływie uzyskuje się poprzez rejestrację, za pomocą kamery cyfrowej, światła laserowego odbitego od cząstek. W celu otrzymania dwuwymiarowego pola przepływu wiązka laserowa formowana jest w postaci płaszczyzny (noża świetlnego) za pomocą zestawu soczewek cylindrycznych.

Pomiary wizualizacyjne opływu pracującego wirnika śmigłowca w przestrzeni pomiarowej tunelu T-1 dokonane zostały za pomocą systemu PIV składającego się z impulsowego lasera ciała stałego (Nd:YAG) oraz kamery cyfrowej. Synchronizacja oraz sterowanie systemem odbywa się za pomocą komputera PC oraz synchronizatora (TimerBox). Posiew w formie mgły składającej się z cząstek oleju o średnicy nominalnej $2 \mu\text{m}$ wprowadzony został do przepływu za pomocą generatora powiewu. Liczba Stokesa wyznaczona za pomocą równania (4) dla badanego przepływu oraz średnicy cząstek posiewu wynosiła $9,34 \cdot 10^{-5}$. Spełniony zatem został warunek ścisłego podążania cząstek za przepływem ($Stk \ll 1$). Nóż świetlny uformowany został za pomocą zestawu soczewek cylindrycznych znajdujących się w głowicy umieszczonej nad badanym wirnikiem poza strumieniem powietrza w tunelu.



Rys. 7. Schemat układu pomiarowego PIV do badania zjawiska VRS [17]

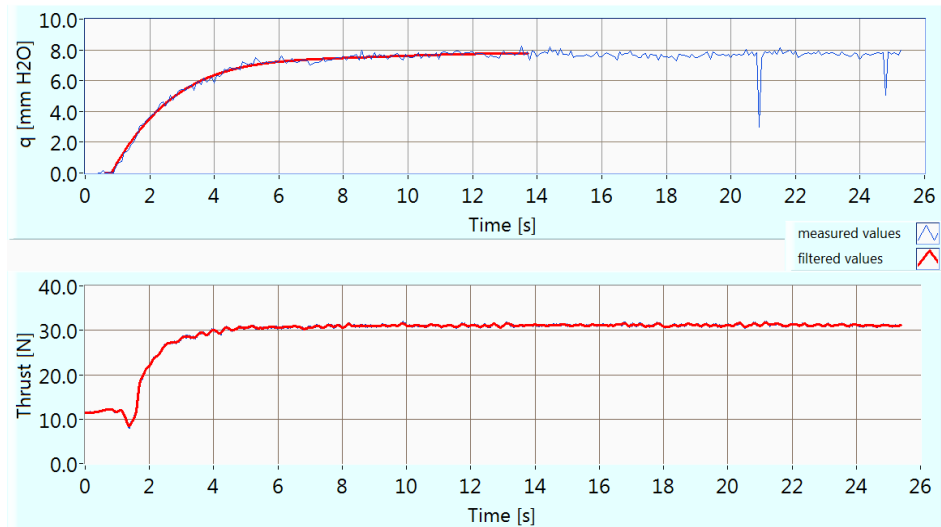
Fig. 7. Experimental setup for PIV measurements of the VRS state [17]

Wiązka laserowa doprowadzona została do głowicy za pomocą ramienia optycznego (rys. 7). Częstotliwość pomiaru, wynikająca z ograniczeń lasera, wynosiła 7 Hz. Obszar pomiarowy znajdujący się w polu obserwacji kamery miał kształt kwadratu o boku 400 mm. Szczegółowy opis systemu oraz przyjętych ustawień znajduje się w pracy [17].

3. PRZYKŁADOWE WYNIKI

3.1. Wyniki badań wagowych

Na rysunkach 8 i 9 przedstawiono przykładowe przebiegi czasowe ciśnienia dynamicznego $q(t)$ i siły ciągu $T(t)$, wygenerowane przez aplikację „VRS T1.vi”. Na każdym z wykresów cienką niebieską linią zaznaczono przebiegi pierwotne, natomiast pogrubioną linią czerwoną – przebiegi wygładzone zgodnie z algorytmem opisanym w punkcie 2.1.



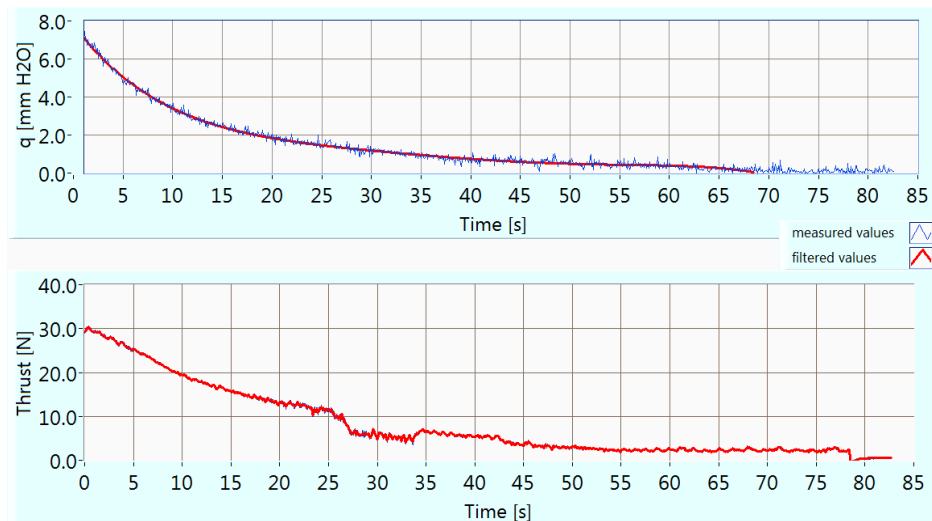
Rys. 8. Zmiana ciśnienia q oraz ciąg T w funkcji czasu podczas rozruchu tunelu

Fig. 8. Dynamic pressure (q) and thrust (T) plotted versus time during the wind tunnel start

Porównując przebiegi przedstawione na rys. 8 i 9, można zauważyć wyraźną różnicę czasu trwania rozruchu tunelu (ok. 10 s) i jego wyhamowania (ponad minutę). Wyraźnie wpływa to na przebieg badanego zjawiska. Podczas fazy rozruchu tunelu krzywa siły ciągu w funkcji czasu była stosunkowo gładka.

Przez pierwsze ok. 4 s testu ciąg utrzymywał się na poziomie 12,5 N, w piątej sekundzie zaobserwowano jego spadek, następnie wraz ze wzrostem prędkości przepływu w tunelu siła ciągu wzrosła, aż do osiągnięcia wartości ok. 31 N.

Teoretyczny zakres występowania VRS wyznaczony dla siły ciągu $T = 12,5$ N wynosił od 2,54 do 7,62 m/s. Przejście przez ten obszar trwało ok. 3 s. Z dostępnej literatury wynika [18], że taki szybki przelot przez strefę VRS nie wywołuje znacznego pogorszenia sterowności. Dłuższe przebywanie w niebezpiecznym zakresie skutkuje zwiększeniem intensywności drgań śmigłowca i znacznym pogorszeniem sterowności.

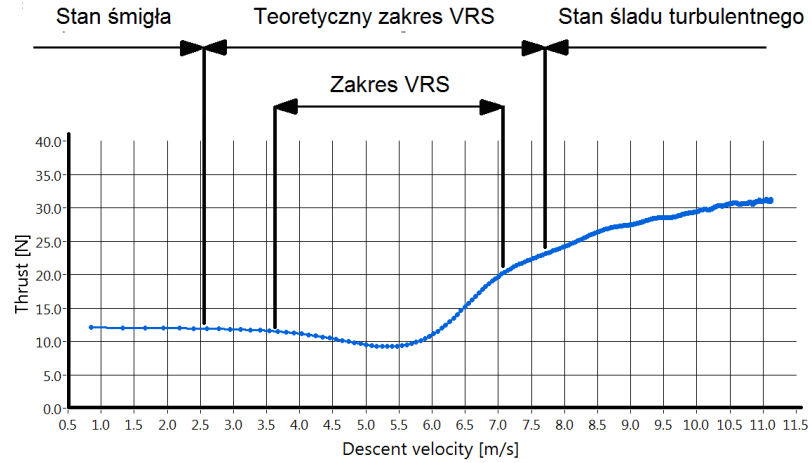


Rys. 9. Zmiana ciśnienia q oraz ciąg T w funkcji czasu podczas zatrzymywania tunelu

Fig. 9. Dynamic pressure (q) and thrust (T) plotted versus time during stopping of the wind tunnel

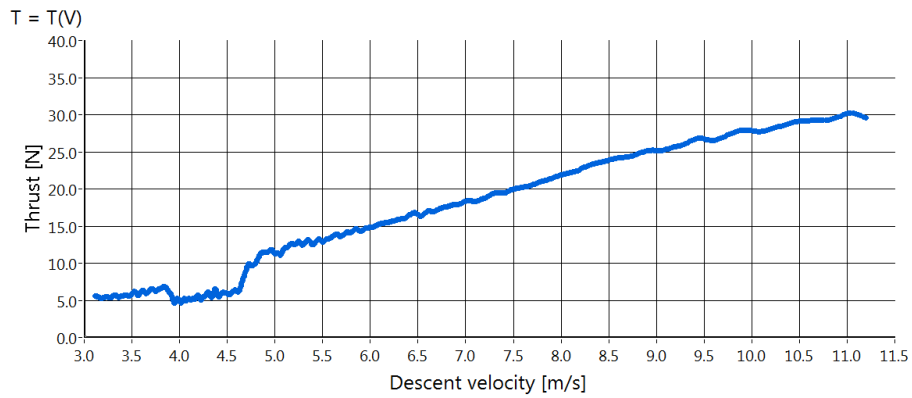
Korzystając z wykresu $T = f(w)$, można wyznaczyć spadek siły ciągu wskutek zjawiska pierścienia wirowego, a także zakres prędkości opadania, przy której ono występuje (rys. 10).

W przypadku przedstawionym na rys. 10, ciąg spada z 12,5 do 9,2 N (o 26%), przy czym prędkość opadania odpowiadająca maksymalnemu spadkowi ciągu wynosi 5,5 m/s. Wartość spadku ciągu zgodna jest z pracą [19] – według niej pojawienie się struktur wirowych wokół wirnika nośnego zmniejsza siłę ciągu o ok. 20%.



Rys. 10. Zależność ciągu od prędkości opadania w fazie rozruchu tunelu

Fig. 10. Thrust versus descent rate during start of the wind tunnel

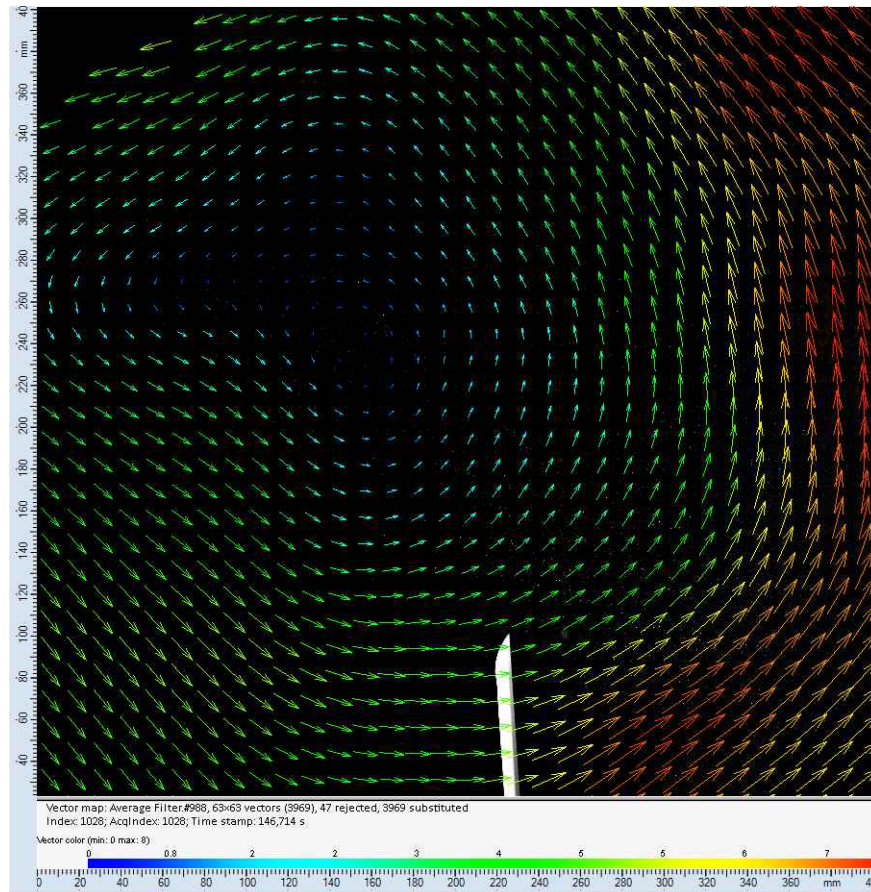


Rys. 11. Zależność ciągu od prędkości w fazie hamowania tunelu

Fig. 11. Thrust versus velocity during stop of the wind tunnel

3.2. Wyniki badań wizualizacyjnych

W celu określenia dynamiki oraz analizy procesu powstania, rozwoju i zaniku pierścienia wirowego, uzyskane wyniki w formie wektorowych pól prędkości (rys. 12) przedstawiono za pomocą skalarnych map pola prędkości (rys. 13).



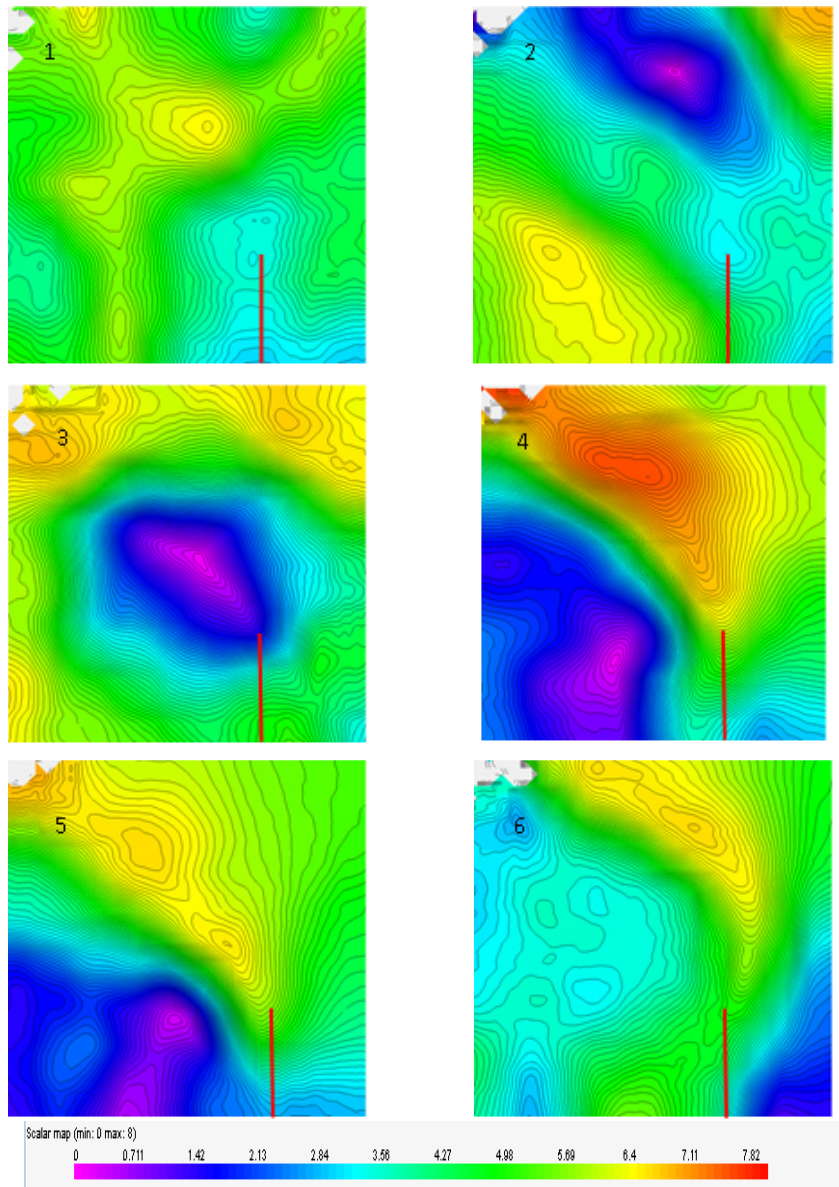
Rys. 12. Wizualizacja stanu pierścienia wirowego za pomocą wektorowego pola prędkości. Skala prędkości w [m/s], maksymalna wartość wynosi 8 m/s

Fig. 12. Vector velocity field representation of investigated flow. The velocity bar scale is in m/s. Maximum of the velocity scale is 8 m/s

Skalarna mapa pola prędkości wyznaczona jest w oparciu o znajomość składowych v_x oraz v_y prędkości zgodnie z zależnością:

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad (5)$$

Prezentacja wyników w tej formie umożliwiła śledzenie przemieszczenia się pierścienia wirowego w czasie, na podstawie określenia zmiany położenia rdzenia wiru na kolejnych klatkach. Struktura wirowa charakteryzuje się minimalną prędkością w obrębie rdzenia wiru.



Rys. 13. Dynamika zjawiska pierścienia wirowego. Widok skalarnego pola prędkości (w [m/s]) na kolejnych klatkach, czerwona linia wskazuje położenie płaszczyzny wirnika. Kadłub znajduje się po prawej stronie wirnika. Częstotliwość pomiaru wynosi 7 Hz

Fig. 13. Development of VRS represented as a scalar field of velocity magnitude (in [m/s]). The red line indicates the position of the blade. The fuselage is on the right side of the rotor. The sampling frequency is 7 Hz

Wobec tego rdzeń wiru na rysunku 13 znajduje się w miejscu występowania minimum prędkości. Dla przyjętej skali odpowiada to kolorowi fioletowemu. Określenie miejsca minimum prędkości umożliwiło określenie położenia wiru względem płaszczyzny wirnika. Jak pokazano na przykładowej sekwencji map pola prędkości (rys. 13), wir przemieszcza się początkowo wzdłuż promienia, zbliżając się do osi wirnika, a następnie przesuwają się wzdłuż osi wirnika, oddalając się od jego tarczy.

4. PODSUMOWANIE

Posługując się metodyką opisaną w niniejszej pracy, można zaobserwować zjawisko pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca, a ściślej – proces jego powstawania i zaniku. Zastosowanie wizualizacji metodą PIV umożliwia określenie wielkości i położenia pierścienia wirowego, natomiast badania wagowe pozwalają na określenie siły ciągu. Skorelowanie wyników jednej i drugiej metody pozwoli lepiej powiązać przyczynę i efekt, tzn. wystąpienie pierścienia wirowego i spadek ciągu generowanego przez wirnik nośny śmigłowca.

Dotychczas przeprowadzone badania wskazywały na celowość pewnych zmian w sposobie prowadzenia badań, przede wszystkim zmian sprzętowych. Zdaniem autorów, potrzebny jest pomiar prędkości obrotowej wirnika nośnego śmigłowca, zsynchronizowany z pomiarem ciągu. Warto również zastosować sterowanie regulatorem silnika śmigłowca oraz serwomechanizmem skoku ogólnego wirnika zintegrowane z systemem akwizycji danych.

Kolejnym wnioskiem z dotychczasowych badań jest celowość synchronizacji pomiarów wagowych i wizualizacyjnych, dotychczas wykonywanych niezależnie. Dzięki temu możliwe by było bezpośrednie powiązanie „obrazu” opływu wirnika z obciążeniami działającymi na śmigłowiec.

Mimo powyższych uwag warto podkreślić, że wyniki uzyskane z dotychczas przeprowadzonych badań pozwalają na dokonanie analiz stanu pierścienia wirowego na wirniku badanego obiektu, a zatem opisana metodyka spełnia postawione przed nią zadanie.

Uzyskane wyniki zgadzają się z danymi literaturowymi, jeśli chodzi o zakres prędkości występowania pierścienia wirowego ($0,5 \div 1,5 v_{io}$), względny spadek ciągu (ok. 20%) czy czas trwania zjawiska (ok. $3 \div 5$ s).

LITERATURA

- [1] Adrian Ronald J. 2005. „Twenty years of particle image velocimetry”. *Experiments in Fluids* 39.
- [2] Florczuk Wojciech. 2009. „Analiza powstawania pierścienia wirowego wokół wirnika głównego na podstawie badań śmigłowca W-3 Sokół przy użyciu pakietu obliczeniowego FLUENT”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 201 : 67-80.
- [3] Grzegorzczuk Katarzyna. 2009. „Analiza zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 201 : 52-66.
- [4] Grzegorzczuk Katarzyna. 2012. Symulacja lotu śmigłowca w bliskości granic użytkowania. W *Mechanika w Lotnictwie nr ML-XV* : 615-625.
- [5] Grzegorzczuk Katarzyna. 2013. „Analysis of influence of helicopter descent velocity changes on the phenomena of vortex ring state”. *Postępy Nauki i Techniki* 7 (17) : 35-41.
- [6] Juriew Borys Nikołajewicz. 1956. *Aerodynamika śmigieł i śmigłowców*. Warszawa: Wydawnictwo MON.
- [7] Leishman J. Gordon. 2000. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- [8] Lewis J.P. 1995. „Fast Template Matching”. *Vision Interface* 95 : 120-123. Quebec City.
- [9] Meijer Drees Jan., W.P. Hendaal. 1951. „Airflow patterns in the neighbourhood of helicopter rotors”. *Aircraft Engineering* 23 (266) : 107-111.
- [10] Pust Oliver, 2000. PIV: Direct Cross-Correlation compared with FFT-based Cross-Correlation. In *Proceedings of the 10th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, 114-125. Lisbon.
- [11] Raffel Markus, Christian E. Willert, Steve T. Wereley, Jürgen Kompenhans. 2007. *Particle Image Velocimetry – A practical Guide*.
- [12] Riards C., *LabView for Data Analysis: Chapter 2 Smoothing*. Film instruktażowy dostępny pod adresem
<http://www.youtube.com/watch?v=AxlYqR-vGe0> (cz. 1),
<http://www.youtube.com/watch?v=E3CuIQ9V73Y> (cz. 2),
<http://www.youtube.com/watch?v=jq1wPp0o-Fg> (cz. 3),
<http://www.youtube.com/watch?v=JWYliXDIDsM> (cz. 4)
- [13] Ruchała Paweł. 2013. „System pomiarowo-sterujący tunelu aerodynamicznego T-1”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 232 : 63-78.
- [14] Sobczak Kamil. 2008. „Metodyka symulacji CFD warunków granicznych lotu śmigłowca przy wykorzystaniu uproszczonego modelu wirnika nośnego”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 194-195 : 158-165.

- [15] Stalewski Wieńczysław, Adam Dziubiński. 2006. „Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązanie równań N-S z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 184-185 : 65-71.
- [16] Stryczniewicz Wit. 2012. „Algorytm do wyznaczania wektorowego pola prędkości metodą anemometrii obrazowej”. *Problemy mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa* 3 (3) : 41-54.
- [17] Stryczniewicz Wit, Katarzyna Surmacz, 2014. „Badania eksperymentalne stanu pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca metodą anemometrii obrazowej (PIV)”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 235 : 17-27.
- [18] Szumański Kazimierz. 2006. „Przelot dynamiczny śmigłowca przez strefę występowania strumienia wirowego”. *Prace Instytutu Lotnictwa* 184-185: 110-118.
- [19] Varnes David J. 1999. *Development of a Helicopter Vortex Ring State Warning System Through a Moving Map Display Computer*. California, USA: U.S. Navy.
- [20] Wielgus Stanisław, 1963. *Sprawozdanie z prób w locie śmigłowca SM-1 w stanie pierścienia wirowego*. Warszawa: Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa.
- [21] Witkowski Ryszard. 1986. *Budowa i pilotaż śmigłowców*. Warszawa: Wydawnictwo KiŁ,
- [22] Witkowski Ryszard. 1998. *Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach*. Warszawa: Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa.

A Research Methodology for Wind Tunnel Investigation of Development and Demise of a Vortex Ring State

Katarzyna SURMACZ, Paweł RUCHAŁA, Wit STRYCNIEWICZ

Abstract. The Vortex Ring State (VRS) of the main rotor is one of the threats for the safety of a helicopter. Therefore this phenomenon has been intensively investigated for several years, in order to understand the mechanisms of its development and the possibilities of avoiding the danger flight regime. The paper presents a research methodology applied for investigations of development of the VRS of the main rotor of a helicopter. The object of investigation was a model of a helicopter with a powered rotor, placed in a low-speed wind tunnel with test section diameter of 1.5 m. The investigation includes a strain gage measurements and flow visualization with the Particle Image Velocimetry (PIV) method. The results show the decrease in the thrust generated by the main rotor due to the VRS. The velocity field, measured with PIV method, shows the process of the VRS forming, development and demise. The results proved the feasibility of the presented methodology for investigation of the Vortex Ring State.

Keywords: applied aerodynamics, vortex ring state, VRS, helicopter flight dynamics, strain gage balance investigations, wind tunnel investigations, wind tunnel, Particle Image Velocimetry, PIV