

## ROZKŁAD POŁA PRĘDKOŚCI STRUMIENIA ZAWIRNIKOWEGO WIRNIKA NOŚNEGO ORAZ ŚMIGŁA OGONOWEGO ŚMIGŁOWCÓW – BADANIA EKSPERYMENTALNE

TOMASZ ŁUSIAK

*Politechnika Lubelska*

### *Streszczenie*

*W pracy przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych wartości prędkości indukowanej w bliskim otoczeniu śmigłowca. Badania przeprowadzono na obiektach rzeczywistych śmigłowców EC-135P2 oraz Mi-2. Dokonano próby stwierdzenia poprawności przeprowadzonej analizy numerycznej opisanych przypadków w pracy Wojciecha Florczuka pt: „Analiza operowania śmigłowca EC135P2 nad obszarem lotniska”. Do badań wykorzystano przenośnej aparatury pomiarowej – zestaw anemometryczny typu AZ8901.*

### 1. WSTĘP

Rozwój aglomeracji miejskich oraz wykorzystania obiektów latających w ratownictwie medycznym narzuca potrzebę przeprowadzenia analizy numerycznej oraz weryfikacji eksperymentalnej różnych stanów lotu (misji) śmigłowca. Przeprowadzanych jest wiele analiz zjawisk towarzyszącym tego typu misjom, między innymi zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca – obiekty otoczenia [4], [5]. Bardzo ważnym aspektem na jaki warto zwrócić szczególną uwagę w tego typu akcjach jest bezpieczeństwo personelu oraz osób biorących udział czynny w bezpośredniej bliskości śmigłowca wykonującego manewr np. zawisu lub startu.

W pracy przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych uzyskanych na obiektach rzeczywistych śmigłowców EC-135P2 oraz Mi-2 na lotnisku w Radawcu. Obiekty badań przedstawia rys. 1.

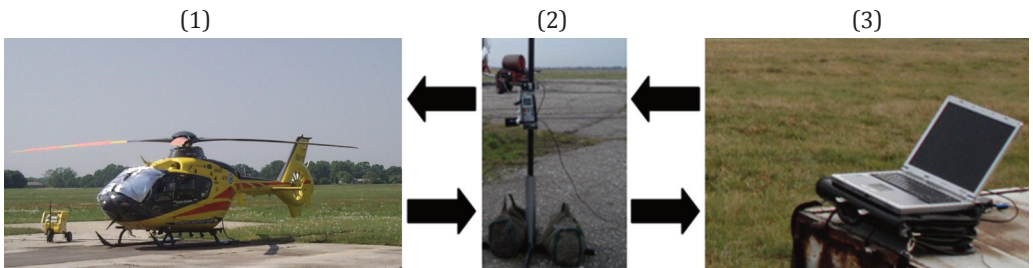
Jednym z kluczowych aspektów, które spowodowały potrzebę przeprowadzenia tych badań, była weryfikacja istniejących wyników z badań numerycznych. Okazuje się iż uzyskane w ten sposób dane pozwolą na określenie obszarów, w których możliwe będzie bezpieczne przebywanie osób uczestniczących w akcjach ratunkowych (medycznych) oraz pomocniczego sprzętu czy obiektów (karetki, wózki, nosze).



Rys. 1. Obiekty badań eksperymentalnych

## 2. APARATURA STANOWISKA BADAWCZEGO

Przedstawione na rysunku 2 stanowisko badawcze składa się ze śmigłowca (1), układu pomiarowego (2) oraz urządzenia rejestrującego (3).



Rys. 2. Widok stanowiska badawczego wraz z zaznaczonymi głównymi elementami

Widok układu rejestracyjnego z elementem pomiarowym przedstawiono na rys. 3. Element pomiarowy osadzony jest w specjalnym uchwycie, który umożliwia ustawienie przyrządu dla dokonania pomiaru – wybranej składowej wektora prędkości strumienia zawirnikowego. W celu zminimalizowania zakłóceń od otoczenia urządzenie znajduje się na statywie. Statyw został dociążony w celu zwiększenia jego stabilności w opływie zaburzonym podmuchem zawirnikowym.



Rys. 3. Widok urządzenia pomiarowego – anemometru

Anemometr turbinkowy typu AZ8901, przeznaczony jest do szybkiego pomiaru przepływu powietrza i temperatury. Anemometry posiadają możliwość zapamiętania wartości minimalnej i maksymalnej pomiaru oraz obliczania wymiany powietrza w czasie z uśrednieniem wyniku.

W czasie badań stanowisko zostało odpowiednio oznakowane z naniesionymi punktami kontrolnymi dla wybranych punktów azymutalnych. Dodatkowo układ pomiarowy przesuwany był w miejsca opracowane na podstawie uzyskanych wyników badań numerycznych.

### 3. WYNIKI BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

Na bezpieczeństwo śmigłowca podczas wykonywania akcji ratowniczych (medycznych) ma wpływ bardzo wiele czynników, zarówno wynikających z samej jego konstrukcji, jak i będących efektem interakcji z otoczeniem. Wiele z nich silnie oddziałuje na rozkład pola przepływu w bliskim otoczeniu pochodzącego od strumieni indukowanych przez wirnik nośny jak i śmigło ogonowe. Stąd ważne jest, aby dobrze poznać warunki, w jakich helikopter będzie wykonywał zadania. Poniżej przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych uzyskanych dla śmigłowca EC-135P2 oraz Mi-2.

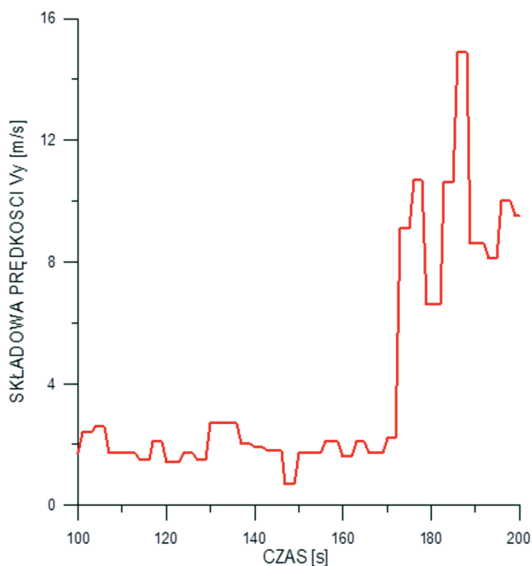
#### 3.1. Analiza pola prędkości w otoczeniu śmigłowca EC-135P2

Wzrost wykorzystania obiektów latających jakimi są śmigłowce w akcjach ratownictwa medycznego oraz utrudnienia jakie się pojawiają z umiejscawianiem tzw. helidecków (helipotrów), pociągnął za sobą powstanie nieuświadomianych wcześniej problemów z zapewnieniem bezpieczeństwa akcji ratowniczych.

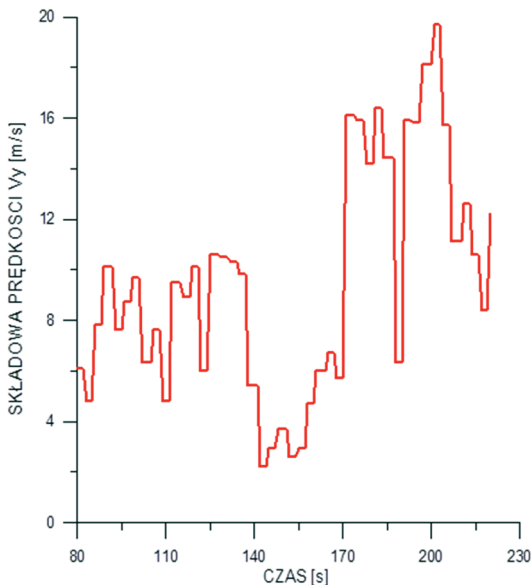
W badaniach eksperymentalnych strumienia generowanego przez układy czynne śmigłowca istotny problem powstaje podczas określania obszarów w których ten strumień posiada największą intensywność. W tym celu posłużono się wynikami uzyskanymi z analizy numerycznej przeprowadzonej dla tego samego typu śmigłowca wykorzystując oprogramowanie CFD do analizy opływu. Ponadto analiza numeryczna umożliwia uzyskanie wielu danych dotyczących zmiany parametrów przepływu trudnych do uzyskania w badaniach eksperymentalnych na obiekcie rzeczywistym lub w tunelu aerodynamicznym na modelu śmigłowca. Na podstawie przeprowadzonej analizy wyników obrano punkty pomiarowe, które powinny znaleźć się w odległości około 12-14 m od osi wirnika nośnego oraz wysokość umieszczenia układu pomiarowego powinna wynosić ok. 1 m nad powierzchnią ziemi w celu wyeliminowania

wpływu bliskości ziemi. Ponadto obszar badań posiadał powierzchnię porośniętą trawą o wysokości ok 30 cm. Rośliny jednak pozwoliły na dokładniejsze określenie także obszaru zwiększonej intensywności strumienia indukowanego elementami czynnymi śmigłowca. Miejsce z punktami kontrolnymi badań znajdowało się na azymucie łopaty wirnika nośnego w granicach 300-340 stopni (prawa łopata nacierająca).

Rys. 4 i rys. 5 przedstawiają przykładowe wyniki reprezentatywne uzyskane z omawianych badań.



Rys. 4. Przebieg zmiany składowej poziomej prędkości w funkcji czasu dla manewru startu



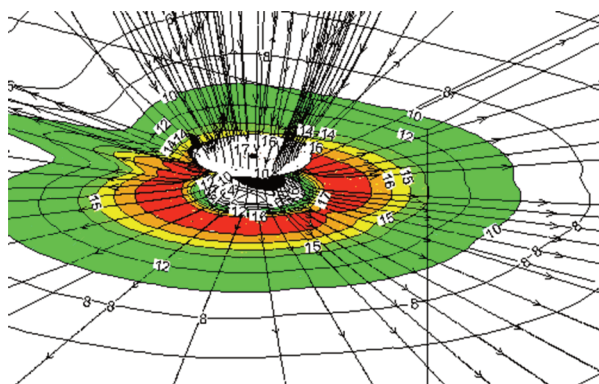
Rys. 5. Przebieg zmiany składowej poziomej prędkości dla manewru zawisu

Pomiary przeprowadzono co uwidocznione jest na rysunku 1 przy bardzo sprzyjających warunkach pogodowych oraz prawie bezwietrznej pogodzie, gdyż prędkość wiatru wynosiła za ledwie ok. 1 m/s.

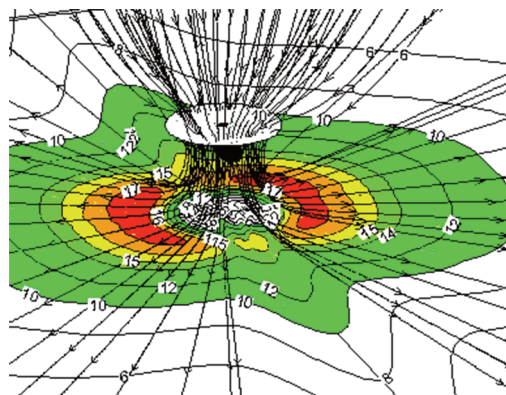
Zaobserwowano w wyniku przeprowadzonych pomiarów, iż wartości uzyskane są prawie tej samej a nawet tej samej wartości co uzyskano z analizy numerycznej przedstawiono na rys. 4 i rys. 5. Przebieg charakterystyki składowej prędkości w funkcji czasu przedstawia w pierwszych trzech minutach (rys. 4) momentowi rozruchu. Kolejne fazy przedstawione na charakterystyce odpowiadają manewrowi startu (powolnego) z krótkimi manewrami zawisu na wysokościach ok 5, 10 i 15 m nad powierzchnią ziemi (ustalenia, które zostały przeprowadzone z pilotem śmigłowca).

Charakterystyka rys. 5 odpowiada także manewrowi startu ale dla przypadku kiedy układ pomiarowy znajdował się w odległości około 12 m od osi wirnika nośnego śmigłowca na azymucie 320 stopni oraz wysokości 1 m nad powierzchnią ziemi. Wyniki te uzyskano dla drugiego śmigłowca EC-135P2, gdyż pierwszy opuścił teren pomiarów. Pierwsze 2 min. odpowiadają manewrowi startu natomiast kolejny przebieg odpowiada manewrowi zawisu na wysokości 5 m nad powierzchnią ziemi.

W celu stwierdzenia uzyskania zbliżonych wartości wynikowych z analizy numerycznej za zgodą autora przeprowadzonych z obliczeń numerycznych zamieszczono na rys. 6 i rys. 7.



Rys. 6. Rozkład linii prądu podczas manewru startu ( $h = 0$  m) bez wpływu wiatru.  
Wyniki analizy numerycznej - obliczanie opływu - FLUENT

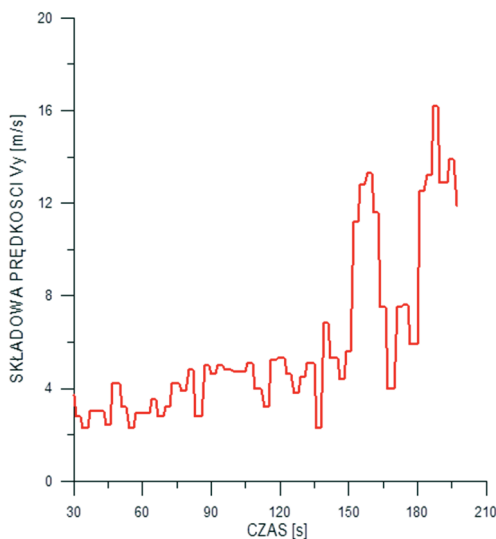


Rys. 7. Rozkład linii prądu podczas manewru startu ( $h = 5$  m) bez wpływu wiatru.  
Wyniki analizy numerycznej - obliczanie opływu - FLUENT

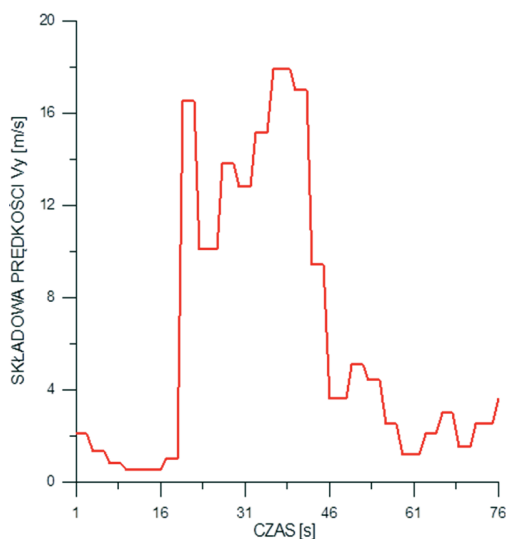
Dokonyując analizy porównawczej wyników z analizy numerycznej oraz badań eksperymentalnych obserwujemy bardzo zbliżone wartości co może potwierdzić poprawność przeprowadzonych obliczeń numerycznych a tym samym przyjętych założeń. Ze względów ekonomicznych możemy stwierdzić już na etapie analizy numerycznej pewne informacje dotyczące obiektu latającego EC-135P2 i stwierdzić dużą poprawność wykonanych obliczeń.

### 3.2. Analiza pola prędkości w otoczeniu śmigłowca Mi-2

Badania strumienia indukowanego przeprowadzono także dla śmigłowca Mi-2. Pomiar przeprowadzono na układzie pomiarowym jak i dla śmigłowca EC-135P2. Układ pomiarowy umiejscowiono w podobnym obszarze jak i wcześniej omawianego śmigłowca. Geometria układu wirnika nośnego nie pozwoliła zbliżyć się na tą samą odległość co we wcześniejszym przypadku ale także jest to podyktowane zasadami jakie literatura podaje co do rozkładu strumienia indukowanego przez śmigłowiec [5]. Układ pomiarowy został umiejscowiony w odległości 14-15 m od osi wirnika nośnego. Wysokość na jakiej znajdowała się sonda wynosiła ok. 1 m nad powierzchnią ziemi. Z omawianych pomiarów uzyskano następującą charakterystykę składowej poziomej prędkości indukowanej w funkcji czasu (rys. 8 i rys. 9). W chwili obecnej nie dokonywano obliczeń symulacyjnych dla tego typu śmigłowca oprogramowaniem FLUENT.



Rys. 8. Przebieg zmiany składowej poziomej prędkości w funkcji czasu dla manewru startu



Rys. 9. Przebieg zmiany składowej poziomej prędkości w funkcji czasu dla manewru zawisu

Charakterystyka składowej prędkości w funkcji czasu (rys. 8) przedstawia w pierwszych dwóch minutach moment rozruchu. Kolejne fazy przedstawione na charakterystyce odpowiadają manewrowi startu (powolnego) z krótkimi manewrami zawisu na wysokościach ok 5 i 10 m nad powierzchnią ziemi (ustalenia, które zostały przeprowadzone z pilotem śmigłowca).

Charakterystyka (rys. 9) odpowiada manewrowi zawisu ale dla przypadku kiedy układ pomiarowy znajdował się w odległości około 10 m od osi wirnika nośnego śmigłowca na azymucie 320 stopni oraz wysokości 1 m nad powierzchnią ziemi. Pierwsze sekundy odpowiadają

manewrowi niskiego zbliżania się śmigłowca w pobliżu układu pomiarowego na wysokości ok. 8 m nad powierzchnią ziemi, natomiast kolejne sekundy przebiegu odpowiadają manewrowi zawisu na wysokości 5 m nad powierzchnią ziemi.

#### 4. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

W pracy przedstawiono przykłady dokonania analizy porównawczej uzyskanych wyników na podstawie modelowania numerycznego z wynikami uzyskanymi z badań eksperymentalnych dla tego samego obiektu. Miały one charakter studiów możliwości porównywania wyników dla konkretnych przypadków wykorzystywania śmigłowców EC135P2 oraz Mi2 (dotychczas stosowanych w Lotniczym Pogotowiu Ratunkowym).

W zakresie analizy rozkładu pola prędkości indukowanej przez układy czynne śmigłowców (EC-135P2 oraz Mi-2) udostępnia szerokie spektrum możliwości pomiarów dla przypadków powszechnego użytkowania śmigłowców Lotniczego Pogotowia Ratunkowego. Dzięki temu możemy przeprowadzić badania uzupełniające lub alternatywnie w odniesieniu do analizy numerycznej lub badań eksperymentalnych w tunelu aerodynamicznym. Należy jednak podkreślić, iż używanie systemu pomiarowego wspomnianego w pracy jest pracochłonne lecz w trakcie jest przygotowywany układ pomiarowy wieloczuJNIkowy.

#### BIBLIOGRAFIA

- [1] *Instrukcja oprogramowania Fuent 6.3.*
- [2] Iwańska J.: *Leksykon naukowo-techniczny*, Wydawnictwa Naukowo – Techniczne, Warszawa, 1984.
- [3] ŁusIak T., Dziubiński A., Szumański K.: *Interference between helicopter and its surroundings, experimental and numerical analysis*, TASK QURTAERLY 13, No 4, 379-392.
- [4] Mil M. L.: *Wiertoloty*, t. 1 i 2, Moskwa, 1966.
- [5] Szabelski K., Łucjanek W., Jancelewicz B.: *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa, 2002.
- [6] Szumański K.: *Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicznych nieustalonych stanach lotu*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 89, s. 33-45, Warszawa, 1982.

TOMASZ ŁUSIAK

## THE DISTRIBUTION OF THE BEHIND-ROTOR FLUX VELOCITY FIELD MAIN ROTOR AND A TAIL ROTOR OF A HELICOPTERS – EXPERIMENTAL STUDIES

### Abstract

*The paper presents the experimental results on the values of the induced velocity in close surrounding to a helicopter. The study was carried out on the real helicopters, i.e. EC-135P2 and Mi-2. The attempts were to verify the correctness of the numerical analysis of the study cases reported in the work by Wojciech Florczuk „The analysis of operating the EC135P2 helicopter over an airport area”. A portable measuring apparatus, i.e. the AZ8901 anemometric set was used for the research.*