

POMIAR MAŁYCH PRĘDKOŚCI WZGLĘDEM POWIETRZA W BADANIACH ŚMIGŁOWCÓW

dr inż. **Stanisław POPOWSKI**
Instytut Lotnictwa

W artykule przedstawiono znane i stosowane metody pomiaru małych prędkości względem powietrza stosowane w badaniach śmigłowców i innych obiektów latających. Na podstawie dokonanego przeglądu wybrano do realizacji układ anemometryczny z turbinkami o osiach równoległych do kierunku przepływu. Opisano zbudowany system pomiarowy, który umożliwia pomiar prędkości względem powietrza w ośmiu punktach pomiarowych, w zakresie ± 10 m/s, z dokładnością nie gorszą niż 2%. W prezentowanym systemie wyniki pomiarów przesyłane są ze śmigłowca za pomocą radiomodemu do komputera klasy PC w celu rejestracji i ewentualnej wizualizacji. W artykule opisano wykonany system, przedstawiono wyniki jego badań oraz przedstawiono przykładowe wyniki pomiaru prędkości na modelu śmigłowca typu Benzin Trainer.

1. WSTĘP

Na powietrznych statkach pionowego startu i lądowania (przede wszystkim na śmigłowcu) niezwykle ważnym zagadnieniem jest pomiar małych prędkości (zarówno składowej pionowej jak i poziomej) [1]. Cechy charakterystyczne lotu śmigłowca to: mała prędkość, możliwość zawisu, możliwość lotu do przodu i do tyłu, ruchy w bok oraz pionowe. Te cechy prowadzą do bardzo trudnych do spełnienia wymagań na układy pomiarowe prędkości.

Klasyczna metoda pomiaru prędkości, przez pomiar ciśnienia dynamicznego

$$\Delta p = \frac{\rho v^2}{2} \quad (1)$$

jako różnicy ciśnienia całkowitego p_c i statycznego p , daje poprawne wyniki przy pomiarach prędkości powyżej 50 km/h. Przy pomiarach mniejszych prędkości, ze względu na małe wartości ciśnienia dynamicznego metoda ta nie daje wymaganych dokładności. Przykładowo: zmiana prędkości o 5 km/h w zakresie 1520 km/h powoduje zmianę ciśnienia z 1.1 mm H₂O na 1.9 mm H₂O, a więc o 0.8 mm H₂O. Tak mała zmiana ciśnienia jest bardzo trudno mierzona z wymaganą dokładnością.

Jedną z metod pomiaru tak małych prędkości jest stosowanie zwężek Venturi. Stosując je uzyskujemy dla danej prędkości podciśnienie 3.5 krotnie większe niż ciśnienie przy użyciu rurki spiętrzeniowej wg zależności (2):

$$\Delta p = \frac{\rho v^2}{2} (n^2 - 1). \quad (2)$$

gdzie:

$$n = \left(\frac{D}{d} \right)^2,$$

D – średnica wlotu dyszy Venturi,

d – średnica gardzieli dyszy Venturi,

$n^2 - 1 = 3.5$: zunifikowana stała konstrukcyjna typowych zwężek.

Aby jeszcze bardziej zwiększyć różnicę ciśnienia stosuje się dysze pomiarowe, w których zamiast ciśnienia statycznego pobiera się ciśnienie całkowite. Wtedy mierzone ciśnienie dynamiczne ma wartość:

$$\Delta p = 3.5 \frac{\rho v^2}{2} + \frac{\rho v^2}{2}, \quad (3)$$

co daje współczynnik dyszy $K = 3.5 + 1 = 4.5$.

Z innych ograniczeń stosowania tradycyjnych metod pomiaru prędkości należy wymienić błędy wynikające z nieosiowego ustawienia elementów pomiarowych (rurek spiętrzeniowych, dyszy Venturi) w strugach przepływającego powietrza. Ma to właściwie miejsce podczas każdego lotu śmigłowca z uwagi na kąt znoszenia i wpływ prędkości indukowanej. Bardzo czuły na nieosiowy przepływ jest pomiar ciśnienia statycznego. Aby się uniezależnić od nieosiowego ustawienia sondy pomiarowej często na śmigłowcach stosuje się ruchomą sondę ciśnieniową, która jest zaopatrzona w powierzchnie sterowe. Sonda taka pod wpływem przepływu powietrza ustawia się zawsze zgodnie z kierunkiem przepływu. Kąty ustawienia sondy są również mierzone i dzięki temu na wskaźniku pilot ma wskazany

kierunek napływu powietrza oraz jego prędkość. Dodatkowo układ zaopatrzony jest w czujnik temperatury. Zastosowanie rurki Prandtla zamiast zwężki Venturi wymaga zastosowania czujnika ciśnienia dużej dokładności.

Z powyższych rozważań wynika, że przy pomiarze małych prędkości na śmigłowcu należy oprzeć się na innych metodach pomiarowych, które mogłyby zapewnić pomiar prędkości bez względu na kierunek lotu. Szczególnie ważne są pomiary małych prędkości lotu, bliskich zera. Z metod, które mogą znaleźć tu zastosowanie należy wymienić [2]:

1. metody ciśnieniowe – oparte na pomiarze małych ciśnień:
 - a. rurka Prandtla,
 - b. zwężka Venturi,
 - c. z nadmuchiemy powietrza,
2. metody anemometryczne:
 - a. turbinkowe,
 - b. wirujące zwężki Venturi,
3. metody termoanemometryczne – wykorzystującą zmianę oporności drutu pomiarowego w zależności od prędkości ośrodka:
 - a. ze stałą temperaturą elementu grzejnego,
 - b. ze stałym prądem zasilania,
 - c. ze stałą mocą doprowadzoną,
4. metody wirowe – zliczanie wirów generowanych przy opływie ciała,
5. metoda dopplerowska (radiowa),
6. metody inercjalne,
7. metoda oparta na pomiarach GPS,
8. metody optyczne,
9. metody ultradźwiękowe.

Z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu ważna jest prędkość względem powietrza (określenie stref H-V). Nie wszystkie przedstawione metody pozwalają na bezpośredni pomiar tej prędkości.

Metoda dopplerowska, inercjalna, ultradźwiękowa i optyczna mają ograniczone zastosowanie. Metoda dopplerowska bardzo kłopotliwa z racji pomiaru prędkości względem ziemi i stosunkowo drogiej aparatury. Podobnie metoda inercjalna i optyczna. Metoda optyczna, laserowa stosowana powszechnie w stanowiskach pomiarowych tuneli aerodynamicznych jest trudna w zastosowaniu w badaniach w locie. Metoda ultradźwiękowa, z pozoru prosta, jest bardzo podatna na zakłócenia. Z ww. metod, metoda inercjalna ma jeszcze szansę na zastosowanie, ale przy ścisłej integracji z odbiornikiem GPS. Na uwagę zasługują metody anemometryczne i wirowe.

W badaniach zjawiska pierścienia wirowego istotna jest prędkość względem powietrza. W przypadku pomiarów prędkości względem ziemi, zakłada się, że są znane parametry wiatru. Ponadto zakłada się, że podczas pomiarów parametry wiatru niewiele się zmieniają. Takie podejście ogranicza przydatność tych pomiarów dla obszarów niezabudowanych [3].

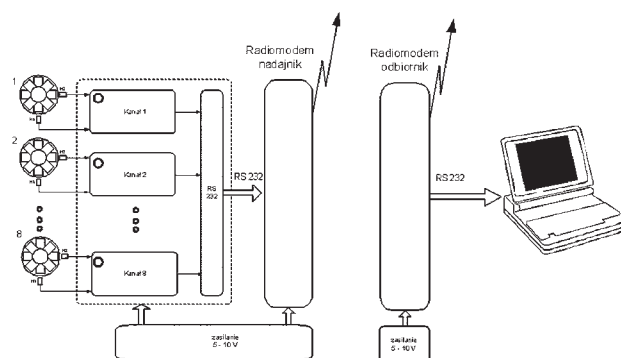
2. WYBRANY UKŁAD POMIAROWY

Na podstawie wykonanego przeglądu metod pomiaru małych prędkości lotu na śmigłowcu dokonano wyboru metody pomiaru prędkości względem powietrza, która zostanie zrealizowana podczas badań na modelu śmigłowca. Wybrano metodę anemometryczną z turbinkami. Za jej

wybozem przemawia proste rozwiązanie, dostępność elementów potrzebnych do wykonania takiego przyrządu oraz oczekiwane własności metrologiczne jak zakres pomiarowy i dokładność.

Z analizy zjawiska powstawania pierścienia wirowego oraz z przewidywanego zastosowania na modelu śmigłowca, wynika zakres pomiarowy i dokładność pomiaru. Zakres pomiarowy powinien wynosić 10 m/s, dokładność pomiaru ok. 0.2 m/s przy strefie nieczułości poniżej 0.5 m/s. Strefa nieczułości dla wybranego wariantu pomiaru wynika z tarcia turbinki, a przy pomiarze składowych prędkości dodatkowo z „cienia” aerodynamicznego obudowy turbinki.

Na rysunku 1 przedstawiono schemat ideowy systemu odległościowego pomiaru prędkości. Z lewej strony umieszczono czujniki systemu, od jednej do ośmiu turbinek anemometrów. Z każdą osią turbinki związany jest magnes trwały, który podczas obrotu turbinki generuje zmienne pole magnetyczne. W polu tym umieszczone są dwa halotrony (dla każdej turbinki). Halotrony generują sygnały elektryczne o częstotliwości odpowiadającej prędkości obrotowej turbinki. Dwa halotrony przemieszczone względem siebie umożliwiają również określenie kierunku obrotów, tym samym znak mierzonej prędkości względem powietrza.

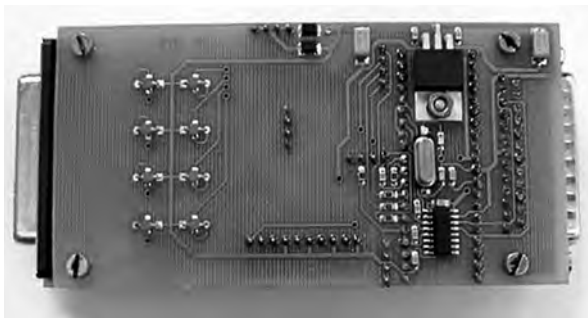
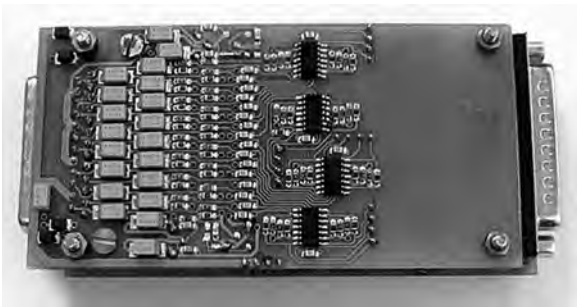


Rys. 1. Schemat struktury systemu

Układ pomiarowy mierzy w każdym kanale częstotliwość sygnałów otrzymanych z halotronów, dodaje znak prędkości wynikający z porównania obu sygnałów oraz tworzy zbiór danych, który cyklicznie (co 0.1 sekundy) jest w standardzie RS 232 dostępny na wyjściu układu. Tu następuje przekazanie danych do radiomodemu nadajnika, który nadaje przekazane informacje drogą radiową. W radiomodemie odbiorniku dane zostają odebrane i również w standardzie RS 232 przekazane do komputera klasy PC w celu ich archiwizacji. Konstrukcję mechaniczną czujnika (turbinki) oparto na fabrycznym podzespołe, turbince, która jest wykorzystana w dostępnych na rynku anemometrach. Na rysunku 2 przedstawiono opisaną turbinkę w uchwytach wykonanych ze stali niemagnetycznej, umożliwiających zamocowanie jej do pręta o średnicy 8 mm w różny sposób. W uchwycie tym zamocowano również dwa halotrony, których wprowadzenia wykonano przewodami ekranowanymi.



Rys. 2. Turbinki anemometrów zamocowane w oprawach różniących się kątem zamocowania (0° i 90°)



Rys. 3. Widok zespołu przetwarzającego do pomiarów anemometrycznych (widoki z obu stron)



Rys. 4. Trzy anemometry mierzące trzy składowe prędkości powietrza



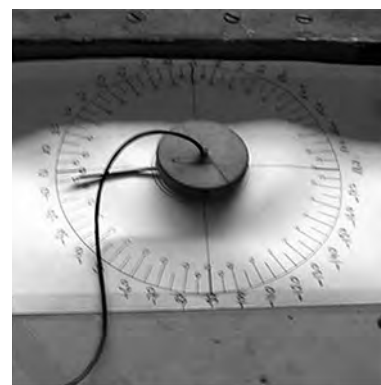
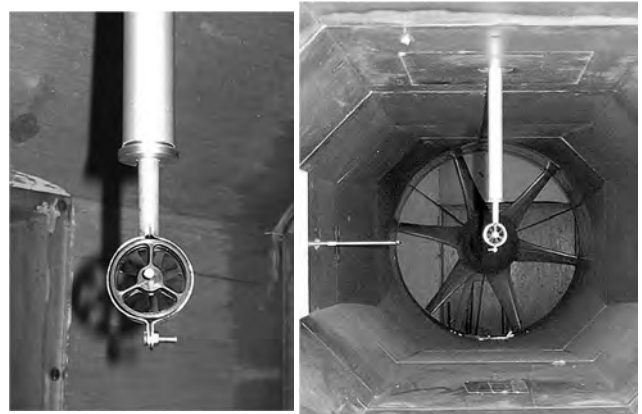
Rys. 5. Anemometry przygotowane do pomiaru profilu przepływu

Wyprowadzenia z halotronów zakończone są wtykami, które umożliwiają połączenie czujników (wszystkich ośmiu lub wybranych) do bloku elektronicznego (rys. 3), w którym następuje pomiar częstotliwości turbin, określenie kierunku wirowania oraz co 100 ms sformułowana jest depesza danych w standardzie RS 232. Ta depesza jest przekazywana do radiomodemu nadajnika.

Wykonane uchwyty czujników umożliwiają pomiar w różnych konfiguracjach. Na rysunku 4 przedstawiono konfigurację do pomiaru składowych i pełnego wektora prędkości względem powietrza, a na rysunku 5 konfigurację do pomiaru profilu prędkości.

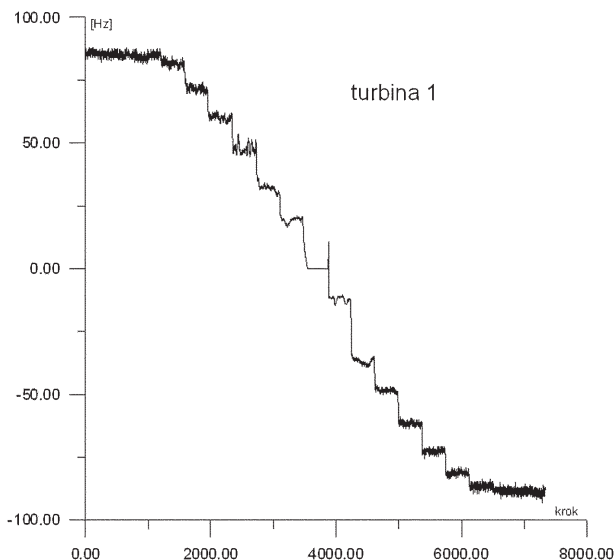
3. WSTĘPNE WYNIKI BADAŃ UKŁADU

Badania funkcjonalne dokonano w dwojaki sposób. Pierwsze badanie polegało na sprawdzeniu poprawności sygnalizacji uruchomienia systemu i poprawności generowania danych, ich przesyłania radiomodemem i archiwizacji w dołączonym do odbiornika komputerze. Po pozytywnym wyniku pierwszego badania, wykonano drugie badanie. Czujniki umieszczono kolejno w obrotowym uchwycie (rys. 6).



Rys. 6. Zabudowa turbin w tunelu aerodynamicznym

Dla ustalonego przepływu 5 m/s zarejestrowano co 10 deg w zakresie 180 deg od osi przepływu odpowiedź każdej z turbin. Na rysunku 7 przedstawiono wykres dla pierwszej turbiny. Wykresy pozostałych są podobne.



Rys. 7. Charakterystyka dookólna (co 10°) turbinki nr 1 dla 5 m/s

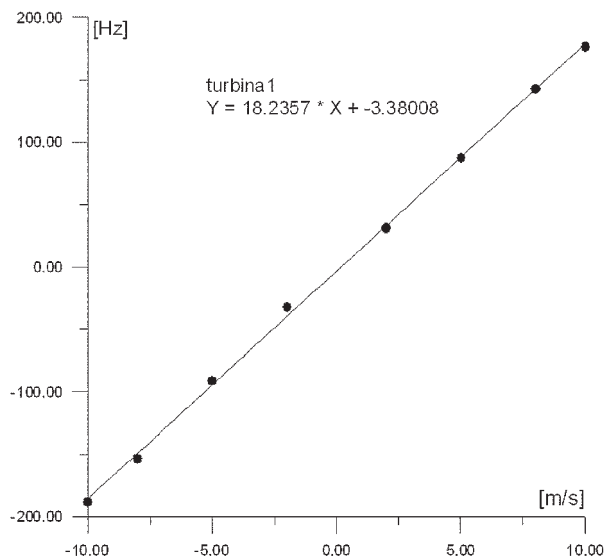
Następnie przeprowadzono wzorcowanie. W tunelu aerodynamicznym małych prędkości umieszczono w przepływie wszystkie 5 czujników. Zmieniano w zakresie 0÷10 m/s przepływ powietrza. Prędkość kontrolowano sondą ciśnieniową (rurka Prandtla) i wodnym manometrem z dokładnością 0.1 mm H₂O. W trakcie pomiaru obracano czujniki o 180° aby zarejestrować wskazania również dla prędkości ujemnych.

Uśrednione wartości otrzymanych częstotliwości przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1.

Prędkość [m/s]	Czujnik 1 [Hz]	Czujnik 2 [Hz]	Czujnik 3 [Hz]	Czujnik 4 [Hz]	Czujnik 5 [Hz]
-10	-188.4804	-183.6606	-181.7975	-179.9193	-191.4195
-8	-153.0382	-148.7334	-146.5151	-145.9883	-154.3354
-5	-91.17496	-88.66357	-86.25345	-88.64557	-90.42348
-2	-32.54053	-32.28957	-30.13495	-31.76505	-32.15462
2	31.35222	31.13072	30.92526	32.94283	32.18703
5	87.15284	85.8894	88.04623	90.62765	88.61813
8	143.2185	140.7826	150.0473	150.8835	146.6852
10	176.4699	174.007	186.4751	186.8371	180.1886

Na rysunku 8 przedstawiono przykładowy wynik wzorcowania czujnika 1. Na wykresie umieszczono równanie liniowe ze współczynnikami, które najlepiej dopasowuje dane doświadczalne. Pierwszy współczynnik jest współczynnikiem skali (w Hz/m/s), drugi, stałym przesunięciem charakterystyki wynikającym z niesymetrii wiatraczka, zamocowania (w Hz).



Rys. 8. Charakterystyka turbinki nr 1 w zakresie 10 m/s

Przeprowadzone badania laboratoryjne wykonanego odległościowego systemu pomiaru prędkości względem powietrza pozwalają na sformułowanie następujących wniosków:

- system funkcjonuje poprawnie,
- mierzona prędkość strugi powietrza może być odchylna od osi turbinki anemometru o kąt 20° bez widocznej straty dokładności pomiaru,
- w zakresie przewidzianym do badań (10 m/s) błędy względne czujników odniesione do pełnego zakresu są poniżej 2%. Poniższa tabela przedstawia wartości:

Tabela 2.

Prędkość [m/s]	Czujnik 1 [%]	Czujnik 2 [%]	Czujnik 3 [%]	Czujnik 4 [%]	Czujnik 5 [%]
-10	-0.75218	-0.6744	-0.1461	0.362086	-0.98626
-8	-1.03437	-0.89415	-0.48567	-0.37307	-0.97355
-5	0.927752	0.926476	1.014153	0.284329	1.282706
-2	2.004577	1.712207	1.37957	0.815526	2.015322
2	-0.47683	-0.52898	-1.90196	-1.51602	-0.61244
5	-0.177	-0.19556	-1.26206	-0.76521	-0.37602
8	0.195496	0.175515	0.714023	0.687616	0.302106
10	-0.68739	-0.52106	0.688067	0.504727	-0.65197

- w wyniku wzorcowania ustalono następujące współczynniki charakterystyk poszczególnych czujników (tab. 3),

Tabela 3.

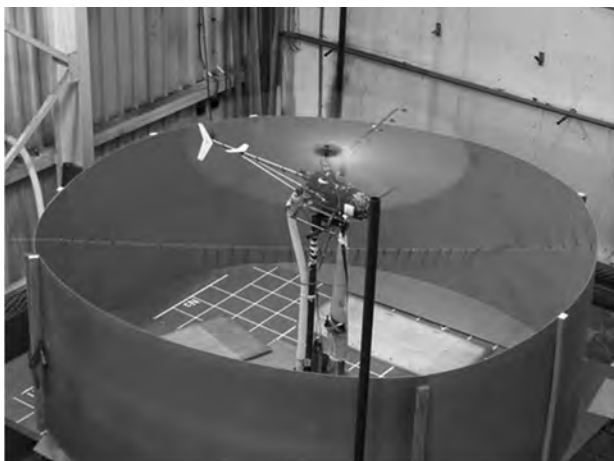
Nr turbinki	Współczynnik skali [Hz/m/s]	Przesunięcie charakterystyki [Hz]
1	18.2357	-3.38008
2	17.8560	-2.69218
3	18.2613	1.3491
4	18.3117	1.87162
5	18.5185	-2.58174

- próg czułości w czujnikach nowych (nie używanych) jest na poziomie 0.2 m/s. W wyniku zużycia łożysk i wzrostu sił tarcia w łożyskach, próg czułości podnosi się do wartości ok. 0.5 m/s przy zachowaniu dotychczasowej dokładności,
- bezwładność turbinek anemometrów powoduje uśrednianie wartości chwilowych prędkości. Oszacowano stałą czasową turbinek na poniżej 1 s.

4. WYKORZYSTANIE SYSTEMU DO POMIARU PRĘDKOŚCI INDUKOWANEJ MODELU ŚMIGŁOWCA

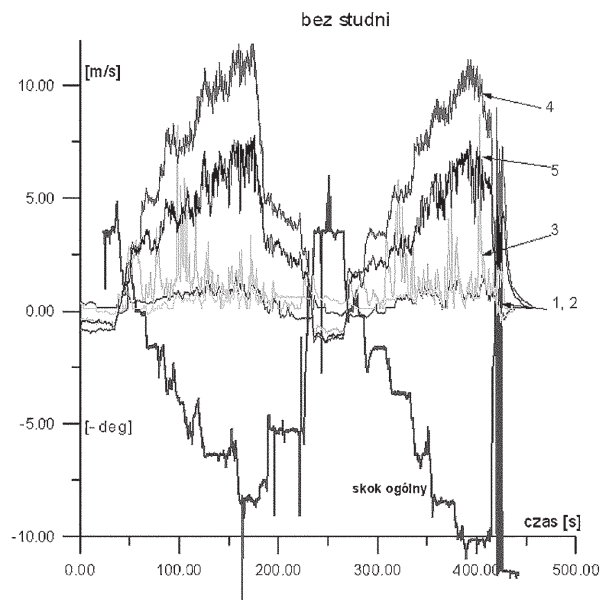
Przedstawiony system pomiaru małych prędkości względem powietrza przetestowano również podczas prób z wykorzystaniem modelu śmigłowca *Benzin Trainer*. Podczas prób mierzono prędkości indukowane. Pomiarów dokonano z wykorzystaniem pięciu anemometrów umieszczonych liniowo pod wirnikiem. Podczas badań model śmigłowca umieszczony na wadze tensometrycznej (rys. 9). Pod wirnikiem umieszczono system anemometryczny pomiaru prędkości powietrza. Na śmigłowcu zainstalowano układ pomiaru prędkości obrotowej wirnika. Skok ogólny określano na podstawie zadanych wartości nadajnikiem zdalnego sterowania. Dokonano rejestracji: sił i momentów na wadze, prędkości wirowania wirnika, zadanego skoku ogólnego oraz prędkości powietrza pod wirnikiem w pięciu punktach rozmieszczonych na listwie długości 1 m, co 0.25 m.

Dokonano pomiarów dla różnych konfiguracji (model swobodny, model w studni symetrycznej i niesymetrycznej na różnych wysokościach).

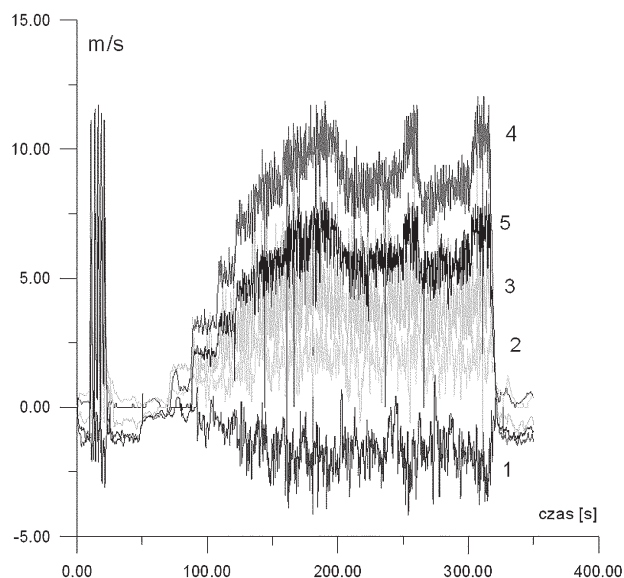


Rys. 9. Widok stoiska pomiarowego – konfiguracja: studnia symetryczna, podwozie na wysokości krawędzi studni

Na rysunku 10 przedstawiono przykładowe wyniki pomiaru prędkości indukowanej dla przypadku, gdy nie ma wokół śmigłowca zabudowań. Anemometry ustawione są wzdłuż promienia wirnika (nr 4 jest w miejscu 0.7 promienia wirnika, nr 3 na końcu wirnika, nr 1 i 2 poza wirnikiem). Dodatkowo na rysunku 10 przedstawiono wykres skoku ogólnego (aby nie zaciemniać rysunku, ze znakiem minus). Poniżej dla porównania przedstawiono wykresy analogiczne wykonane dla sytuacji, gdy pojawia się studnia o promieniu równym średnicy wirnika (rys. 9), a płaszczyzna wirnika pokrywa się z górną krawędzią studni.



Rys. 10. Prędkości indukowane podczas pomiarów bez studni



Rys. 11. Prędkości indukowane podczas pomiarów w studni z wirnikiem na jej krawędzi

W pierwszej części badań prędkości indukowanej modelu śmigłowca, bez studni, można było zaobserwować, zgodnie z przewidywaniami, że maksymalna prędkość indukowana występuje dla ok. 0.7 promienia wirnika. Maksymalne wartości tej prędkości, dla skoku ogólnego rzędu 10° i prędkości wirowania 1100 obr/min wynosi ok. 12 m/s. Anemometry położone na promieniu wirnika i poza nim mierzyły prędkości bliskie zero (± 2 m/s). Na promieniu 0.45 ok. 7 m/s.

Sytuacja uległa zmianie w przypadku pojawienia się studni symetrycznej. W tym przypadku prędkość maksymalna zmalała do ok. 10 m/s, a w miejscu zamocowania skrajnych anemometrów (poza obrysem wirnika) pojawiły się prędkości ujemne (rzędu 2.5 – 1 m/s).

Zjawisko to uległo pogłębieniu w przypadku studni niesymetrycznej.

4. UWAGI KOŃCOWE

Z przedstawionych na wstępie metod pomiaru małych prędkości na pokładzie śmigłowca wybrano do realizacji metodę anemometryczną z turbiną pomiarową. Metoda ta pozwala w prosty i bezpośredni sposób mierzyć prędkości względem powietrza z zadawalającą dokładnością. Aby pomiar był wiarygodny zastosowano wielopunktowy pomiar (do ośmiu czujników). Poprzez umiejętne umieszczenie czujników turbinowych można precyzyjnie oszacować interesujące prędkości względem powietrza. W celu łatwej organizacji pomiarów zastosowano do transmisji danych łącza radiowe i standard szeregowy (RS232) przesyłania danych.

W dalszej realizacji pracy rozważano możliwość zintegrowania pomiarów anemometrycznych z danymi uzyskanymi z odbiornika GPS o podwyższonej częstotliwości pracy (5÷10 Hz) oraz danymi inercjalnymi.

Wnioski z przeprowadzonych pomiarów rozkładu prędkości indukowanej wirnika modelu śmigłowca *Benzin Trainer* podczas prób laboratoryjnych przy różnych konfiguracjach potwierdziły zalety i przydatność opisanego systemu.

*Pracę wykonano w ramach projektu badawczego
MNiSW Nr 4T12C07130.*

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Dąbrowski W., Popowski S.:** *Dobór konfiguracji systemu pomiarów parametrów lotu BSL-a w zależności od intensywności manewrów.* Konferencja Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności. Gdynia 2003, ISBN 83-87280-60-7, tom 2, str. 349-356.
- [2] **Kornfeld Richard P., Hansman R. John, Deyst John J.:** *The impact of GPS velocity based flight control on flight instrumentation architecture.* Massachusetts Institute of Technology, June 1999.
- [3] **Popowski S.:** *Pokładowy układ pomiarowo-rejestrujący w badaniach zjawiska pierścienia wirowego.* VI Forum Wiroplątowe, Warszawa październik 2005.

S. Popowski

MEASUREMENT OF LOW AIRFLOW VELOCITIES IN HELICOPTER INVESTIGATIONS

Summary

In the article several known methods are presented for low airflow velocities measurements, that are used in investigations of helicopters and other flying objects. On the basis of survey of existing solutions, the system of turbine anemometers with axes parallel to the airflow direction has been chosen for realization. The assembled system, that has been described, is capable to measure the airflow velocity in eight points within the measurement range ± 10 m/s and with accuracy not worse than 2%. In presented system measurement results are transmitted from the helicopter by radio data link to PC-class computer in order to memorise and visualisation. In the article some results of laboratory tests and examples of airflow velocity measurements, accomplished on „Benzin Trainer” helicopter model, have been presented.

С. Поповски

ИЗМЕРЕНИЯ МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ ОТНОСИТЕЛЬНО ВОЗДУХА В ИССЛЕДОВАНИЯХ ВЕРТОЛЁТОВ

Резюме

В статье представлены известные и применяемые методы измерения малых скоростей относительно воздуха, используемые в исследованиях вертолётов и других летающих объектов. На основе выполненного осмотра для реализации была выбрана анемометрическая система с турбинками, оси которых параллельны к направлению потока. Описывается также построенная измерительная система, которая позволяет измерять скорость относительно воздуха в восьми пунктах в диапазоне ± 10 м/с с погрешностью не более 2%. В описанной системе результаты измерений высылаются с вертолёта радиомодемом на компьютер класса РС для реестрации и дополнительно возможной визуализации. Статья содержит описание построенной системы, результаты её испытаний и выбранные результаты измерений скорости на модели вертолёта типа Benzin Trainer.