

## CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE KADŁUBA WIATRAKOWCA DLA RÓŻNYCH KĄTÓW ZAKLINOWANIA USTERZENIA POZIOMEGO

PAWEŁ RUCHAŁA\*, WIT STRYCNIEWICZ\*, ZBIGNIEW CZYZ\*\*, TOMASZ ŁUSIAK\*\*

\*Zakład Aerodynamiki, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska,  
[pawel.ruchala@ilot.edu.pl](mailto:pawel.ruchala@ilot.edu.pl), [wit.stryczniewicz@ilot.edu.pl](mailto:wit.stryczniewicz@ilot.edu.pl)

\*\*Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych, Wydział Mechaniczny,  
Politechnika Lubelska, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Polska,  
[z.czyz@pollub.pl](mailto:z.czyz@pollub.pl), [t.lusiak@pollub.pl](mailto:t.lusiak@pollub.pl)

### Streszczenie

W niniejszej pracy przedstawiono eksperymentalne badania wpływu kąta zaklinowania usterzenia poziomego na charakterystyki aerodynamiczne wiatrakowca. Obiektem badań był model kadłuba wiatrakowca, wraz z usterzeniem w układzie H. Kąt zaklinowania usterzenia był zmienny. W badaniach pominięto wpływ wirnika nośnego i śmigieł napędowych. Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1 w Instytucie Lotnictwa za pomocą sześciokątowej wagi tensometrycznej WDP-01. Przeanalizowano kadłub z usterzeniem przy różnych wartościach kąta zaklinowania usterzenia poziomego (od  $-10^\circ$  do  $+10^\circ$ ), a także kadłub izolowany. Dla każdej analizowanej konfiguracji wyznaczono obciążenia aerodynamiczne dla kątów natarcia w zakresie od  $-16^\circ$  do  $18^\circ$  i prędkości przepływu niezaburzonego równej 30 m/s.

Wyniki badań tunelowych wskazują, że zmiana kąta zaklinowania usterzenia może powodować zarówno ilościową, jak i jakościową zmianę charakterystyk aerodynamicznych. Oznacza to, że parametr ten wpływa nie tylko na przewidywane osiągi wiatrakowca, ale również na jego stateczność podłużną. W związku z tym, wiatrakowiec o nieprawidłowo dobranym kącie zaklinowania może być niestateczny, co oznacza niebezpieczeństwo użytkowania.

Słowa kluczowe: aerodynamika wiatrakowców, mechanika lotu wiatrakowców, tunel aerodynamiczny, badania tunelowe.

### 1. WPROWADZENIE

Wiatrakowiec (ang. gyroplane) jest statkiem powietrznym znanym ludzkości od blisko stu lat; wynalazł go Hiszpan, Juan de la Cierva [1], [2]. W 1923 r. wiatrakowiec Cierva C-4 stał się pierwszym wiroplątem, który wykonał udany lot i zademonstrował, że może być maszyną użyteczną i praktyczną. Wiatrakowiec wyprzedził pod tym względem śmigłowca o ok. 15 lat [3]. Pojawienie się śmigłowców sprawiło, że wiatrakowce straciły na popularności; wiąże się to z brakiem zainteresowania wojska i przedsiębiorstw komercyjnych [4]. Jednak w ostatnich latach pojawiły się liczne nowe statki powietrzne tego typu.

W historii rozwoju wiatrakowców można wyodrębnić cztery okresy [5]:

[...] **Okres pionierski** przypada mniej więcej na lata 1920 - 1943. Pierwszy udany wiatrakowiec zbudował hiszpański konstruktor lotniczy Juan de la Cierva w 1923 roku. Wiatrakowce były szczególnie popularne w okresie międzywojennym, a produkcja wiatrakowców w stosunku do produkcji samolotów zajmowała wówczas zdecydowanie elitarną pozycję. Były uznawane za bezpieczne i użyteczne maszyny latające.

**Lata 1943 do ok. 1950** to okres kiedy zaczynają dość burzliwie rozwijać się śmigłowce i wielki przemysł lotniczy traci zainteresowanie wiatrakowcami.

**Lata 1950 - do połowy lat 80-tych.** Zostały zdominowane produkcją tysięcy sztuk wiatrakowców przez zakłady Igora Bensaena, prowadzącego prace własne nad wiatrakowcami. Niestety, ze względu na dużą ilość wypadków konstrukcji niestatecznych dynamicznie i pilotowanych przez niedoszkolonych pilotów ukształtowała się o nich negatywna opinia.

**Koniec XX wieku.** Poprzez nowoczesne podejście do projektowania następuje powrót dobrze opracowanych konstrukcji wiatrakowców, które zyskały opinię bezpiecznego, łatwego w pilotażu, powszechnie używanego na świecie sprzętu latającego, zyskującego popularność szczególnie wobec silnie rozwijającego się lotnictwa lekkiego i ultralekkiego. Jednocześnie w tej dziedzinie upatruje się dalszego trendu rozwoju wiroplątów (Dąbrowska i Szczepanik (2009), s. 181).

Wiatrakowiec jest statkiem powietrznym z rodziny wiroplątów, wyposażony w wirnik nośny oraz śmigło typu pchającego lub ciągnącego. Wirnik nośny nie jest napędzany silnikiem, lecz obraca się wyłącznie dzięki posłużeniu się zjawiskiem autorotacji, powstającym poprzez ruch postępowy wiroplątu względem powietrza. Ruch ten odbywa się dzięki sile napędowej śmigła. Przez wzgląd na konieczność zapewnienia bezustannego nadmuchu powietrza na wirnik nośny, w przeciwieństwie do innych wiroplątów, wiatrakowiec nie może dokonywać zawisu. W rzeczywistości, jeżeli prędkość poruszania się do przodu spadnie w trakcie wznoszenia, to zaniknie obieg powietrza wokół wirnika oraz prędkość obrotów wirnika zacznie powolnie, lecz stale się zmniejszać, co będzie powodowało zmniejszenie siły nośnej. W chwili, gdy obroty wirnika opadną poniżej pewnej wartości, zależnej od warunków atmosferycznych oraz masy pojazdu, wiatrakowiec zacznie opadać lotem ślizgowym, a nawet pionowo w przypadku gdy prędkość ruchu postępowego spadła do zera. Prędkość opadania przy działającym silniku wynosi ok. 2÷4 m/s, a przy silniku wyłączonym może osiągnąć nawet 10 m/s [6], [7].

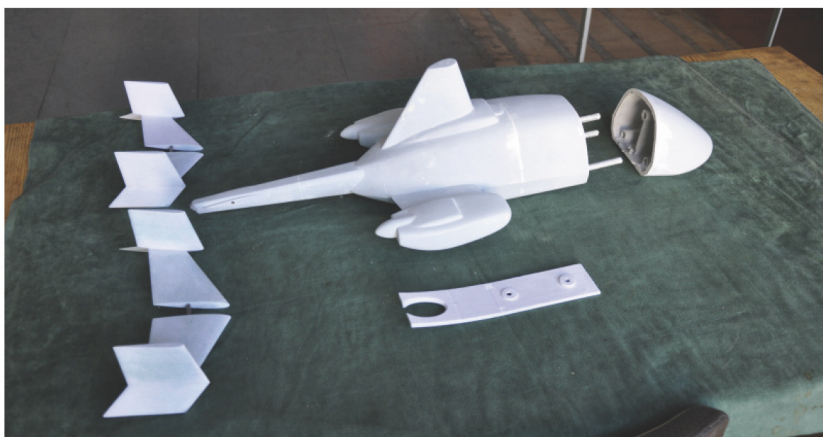
W pracy przedstawiono badania będące kontynuacją symulacji numerycznych opisanych m.in. w [8] a jednocześnie ich weryfikacją. Obiektem badawczym był projektowany wiatrakowiec krótkiego startu i lądowania [9], [10], a ściślej – jego kadłub i usterzenie.

Celem badań było wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych kadłuba dla różnych kątów natarcia i ślizgu. Analizowano kadłub z usterzeniem w wersji pierwotnej („małe stateczniki”) oraz ze statecznikiem poziomym poszerzonym o 10%, zaproponowanym w pracy [8] („duże stateczniki”). Dla usterzenia powiększonego wyznaczono charakterystyki w opływie symetrycznym dla różnych kątów zaklinowania usterzenia. Dodatkowo przeanalizowano kadłub bez usterzenia.

Model wiatrakowca wykonany został w technologii druku 3D. Technologia ta znajduje coraz szersze zastosowanie w pracach badawczo-rozwojowych w branży lotniczej, przykładowo do produkcji elementów silników turbinowych [11], a także w branży energetycznej (rozważana jest koncepcja produkcji małych turbin wiatrowych [12]). W ramach opisywanych w niniejszym artykule prac zastosowano technologię druku 3D w związku prostotą wykonania modelu oraz możliwością sprawdzenia nowej technologii produkcji modeli do badań tunelowych.

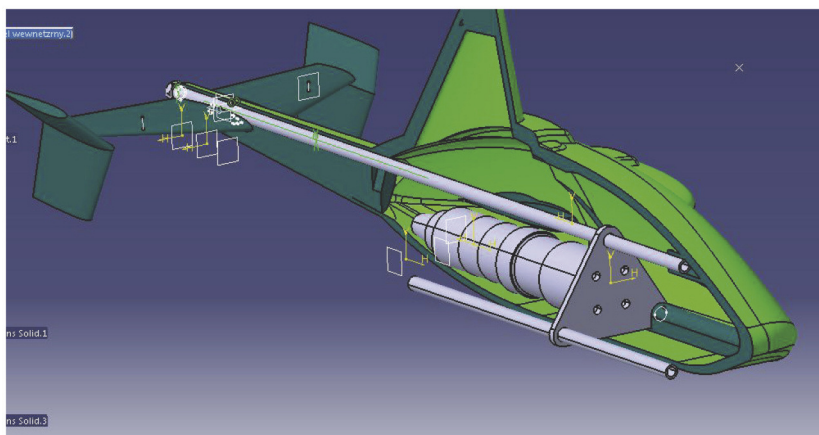
## 2. BADANY MODEL

Przygotowany cyfrowy model wiatrakowca w skali 1:10 wydrukowano w technologii proszkowej przy użyciu drukarki 3D a następnie utwardzono go klejem cyjanoakrylowym. Kadłub został wydrążony ze względu na konieczność montażu wagi tensometrycznej w jego wnętrzu. Wewnątrz modelu znajdowały się trzy metalowe pręty zwiększające jego sztywność: jeden wzdłuż całego kadłuba (łącznie z belką ogonową) oraz dwa w przedniej części kadłuba. Pręty te połączono z metalową wręgą, stanowiącą mocowanie modelu do wagi. Przód kadłuba (przed wręgą) wykonano jako demontowalny, co umożliwiło montaż modelu do wagi. Ze względu na sposób umieszczania wagi, od spodu kadłuba wykonano dodatkową pokrywę dokręcaną śrubami.



Rys. 1. Elementy składowe modelu [W. Stryczniewicz, 2015]

Model dostosowano do montażu dwóch kompletów usterzeń w układzie H, różniących się powierzchnią statecznika poziomego. Stateczniki poziome miały możliwość zmiany kąta zaklinowania dzięki zamontowaniu ich na osi przechodzącej przez belkę ogonową. Stateczniki pionowe były zintegrowane ze statecznikami poziomymi. Model wiatrakowca z podstawowymi elementami składowymi przedstawiono na rysunku 1, natomiast na rysunku 2 widoczny jest sposób zamocowania oraz lokalizacja wagi tensometrycznej wewnątrz kadłuba.

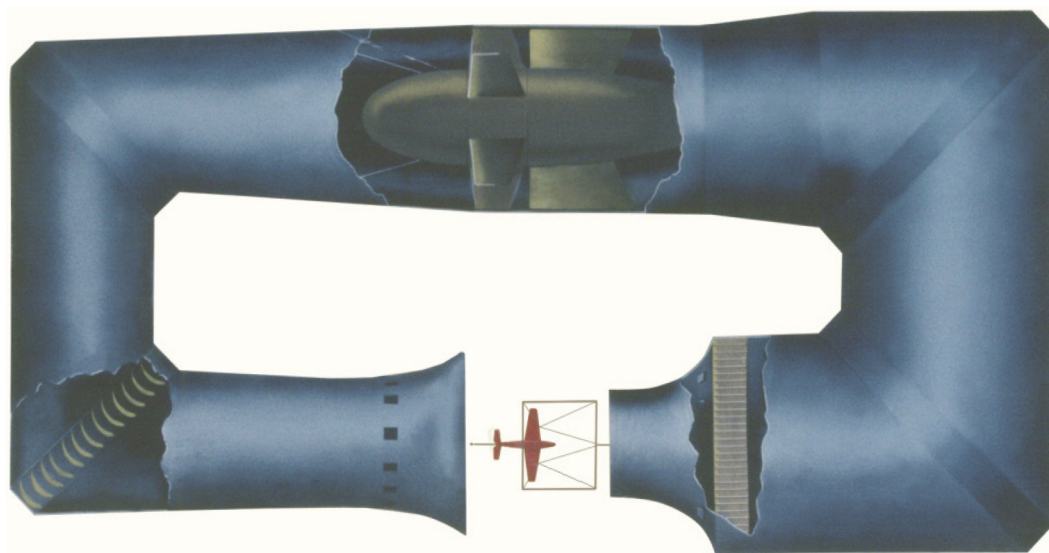


Rys. 2. Wizualizacja rozmieszczenia wagi w modelu [Z. Czyż, 2013]

Modele wykonane metodą druku przestrzennego nie były, jak dotąd, badane w tunelach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa. Przeprowadzone badania wykazały, że technologię tę można z powodzeniem stosować do wykonywania modeli badanych w tunelach małych prędkości. Należy jednak zwrócić uwagę na połączenia elementów demontowalnych. W opisywanym modelu zastosowano połączenia śrubowe, przy czym śruby były wkręcane w nagwintowane elementy. W praktyce połączenie to okazało się niezbyt trwałe – kilkukrotny montaż i demontaż, niezbędny podczas wytwarzania i wykańczania modelu oraz na etapie montażu wagi, spowodował powstanie zauważalnych luzów na gwintach. Biorąc to pod uwagę, warto w kolejnych modelach drukowanych przestrzennie zastosować śruby i nakrętki metalowe, mocowane do żywiczej struktury modelu np. poprzez zamki mechaniczne.

### 3. METODYKA BADAŃ

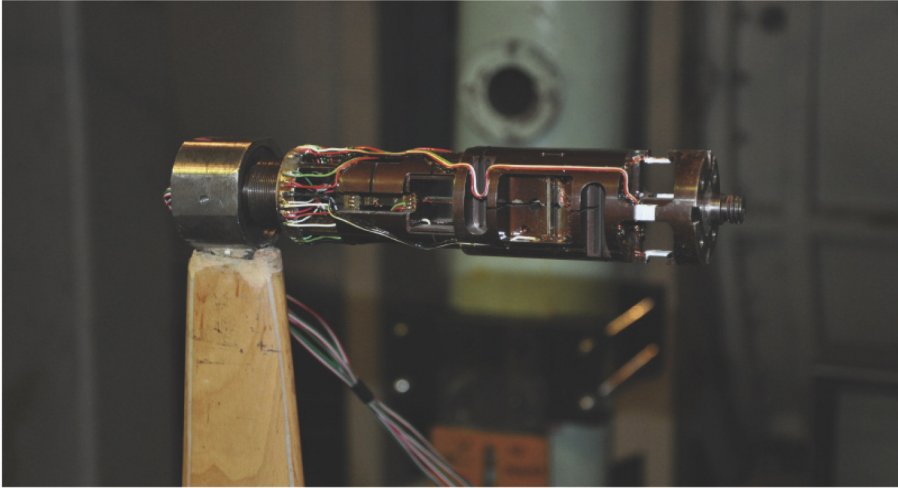
Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1 Instytutu Lotnictwa w Warszawie (Rys. 3). Jest to tunel o zamkniętym obiegu i otwartej przestrzeni pomiarowej. Średnica przestrzeni pomiarowej wynosi 1,5 m, a jej długość – 2,2 m. Tunel napędzany jest silnikiem elektrycznym o mocy 55 kW, wyposażonym w 4-łopatowy stałobrotowy wentylator. Napęd ten zapewnia prędkość od  $\sim 12$  m/s do 40 m/s, regulowaną poprzez nastawianie kąta skoku łopat wentylatora (zgrubnie) i położenie kłapek upustowych (precyzyjnie).



Rys. 3. Schemat tunelu T-1 [13]

Celem badań było wyznaczenie obciążeń aerodynamicznych działających na kadłub wiatrakowca (dla różnych wartości kąta natarcia i kąta ślizgu oraz dla różnych konfiguracji oraz kątów zaklinowania usterzenia). Obciążenia te zostały zmierzone przez zamontowaną w modelu wagę tensometryczną WDP-01, przedstawioną na rysunku 4.





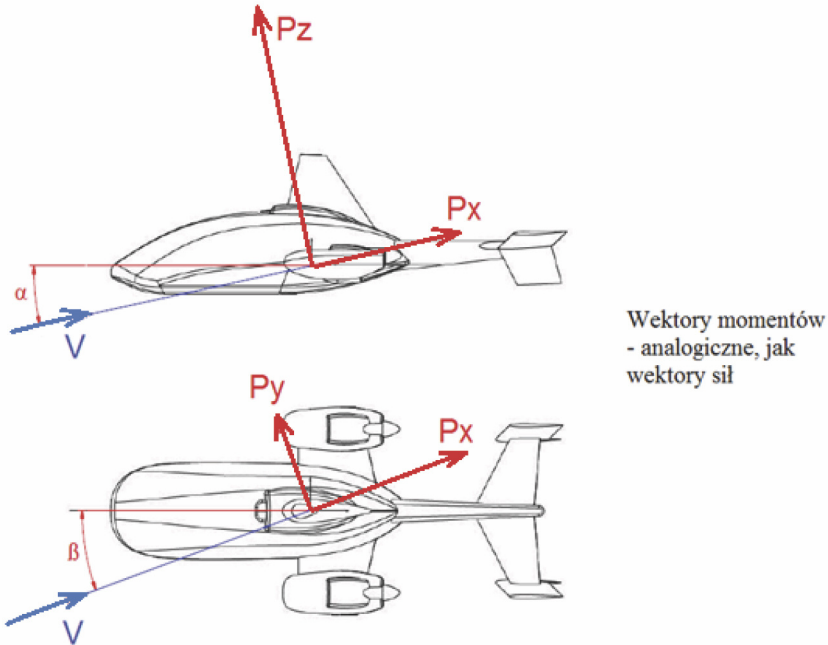
Rys. 4. Waga aerodynamiczna WDP-01 [W. Strycniewicz, 2015]

Istotą badań wagowych jest pomiar napięć mostków tensometrycznych wagi, zależny od działających na nią (a więc i na badany model) sił i momentów. Pomiary te wykonywano za pomocą karty National Instruments USB-6259 połączonej z wzmacniaczem WTS-5. Waga oczywiście stanowiła jedyny element mocujący badany model do stanowiska (Rys. 5), umożliwiające zmianę kąta natarcia i kąta ślizgu. Stanowisko jest elementem systemu pomiarowo-sterującego tunelu T-1, opisanego szerzej w [14].



Rys. 5. Stanowisko pomiarowe. U góry masztu widoczna waga WDP-01 [W. Strycniewicz, 2015]

Na podstawie zmierzonych obciążeń obliczono bezwymiarowe współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych działających na badany obiekt. Ich kierunki są wyrażone w prawoskrętnym układzie współrzędnych, związanym z kierunkiem przepływu (tzw. układzie strumieniowym), który schematycznie przedstawiono na rysunku 6.



Rys. 6. Układ strumieniowy – kierunki i zwroty sił [Z. Czyż, 2015]

Wartości tych współczynników są wynikiem następującego algorytmu:

1. Obliczenie całkowitych obciążeń działających na wagę, na podstawie zmierzonych napięć wagi. W tym celu rozwiązywane jest nieliniowe równanie macierzowe.
2. Odjęcie obciążeń masowych, zmierzonych w czasie tarowania – czyli pomiaru przy zatrzymanym przepływie powietrza.
3. Wyrażenie obciążeń w prawoskrętnym układzie wagi poprzez zmianę znaku niektórych wartości. Obciążenia zmierzone przez wagę nie muszą być bowiem wyrażone w układzie prawoskrętnym – zależy to od konstrukcji wagi.
4. Przesunięcie początku układu współrzędnych do obliczeniowego środka ciężkości oraz, w razie potrzeby, obrót układu do układu modelu (względem którego mierzy się kąt natarcia i kąt ślizgu).
5. Wyrażenie obciążeń aerodynamicznych w układzie strumieniowym poprzez obrót o kąt natarcia i kąt ślizgu.
6. Ubezwymiarowanie obciążeń zgodnie ze wzorami:

$$\begin{aligned}
 C_X &= \frac{P_X}{q \cdot S} & C_{mX} &= \frac{M_X}{q \cdot S \cdot r} \\
 C_Y &= \frac{P_Y}{q \cdot S} & C_{mY} &= \frac{M_Y}{q \cdot S \cdot r} \\
 C_Z &= \frac{P_Z}{q \cdot S} & C_{mZ} &= \frac{M_Z}{q \cdot S \cdot r}
 \end{aligned} \tag{1}$$

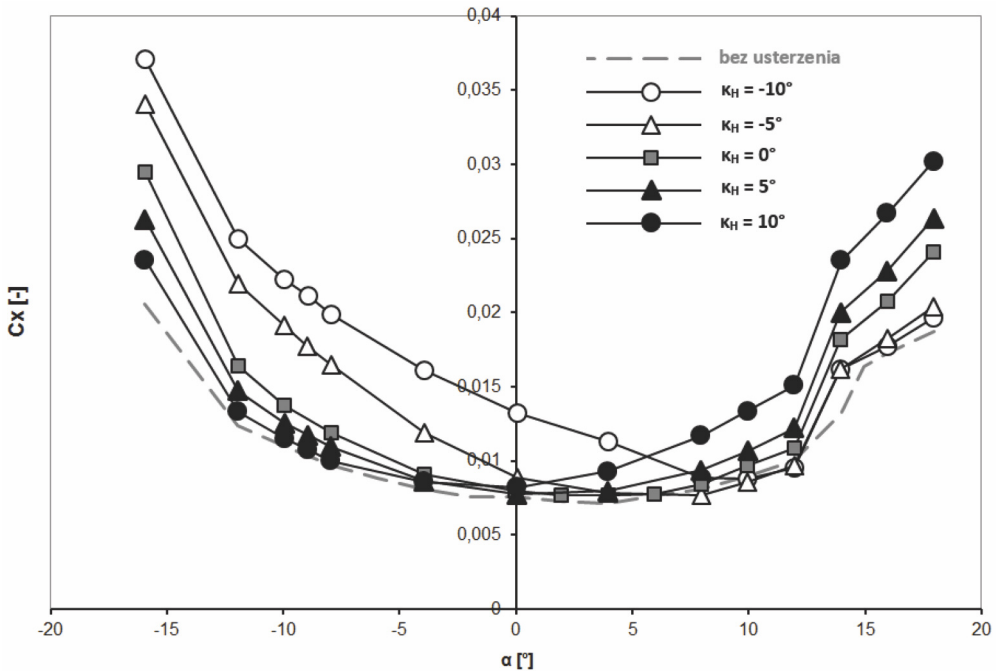
W opisanych badaniach przyjęto, że powierzchnia odniesienia  $S = 0,608 \text{ m}^2$  to powierzchnia tarczy wirnika nośnego, natomiast wymiarem odniesienia dla współczynników momentu jest promień wirnika nośnego  $r = 0,44 \text{ m}$ .

#### 4. CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE DLA RÓŻNYCH KĄTÓW ZAKLINOWANIA USTERZENIA

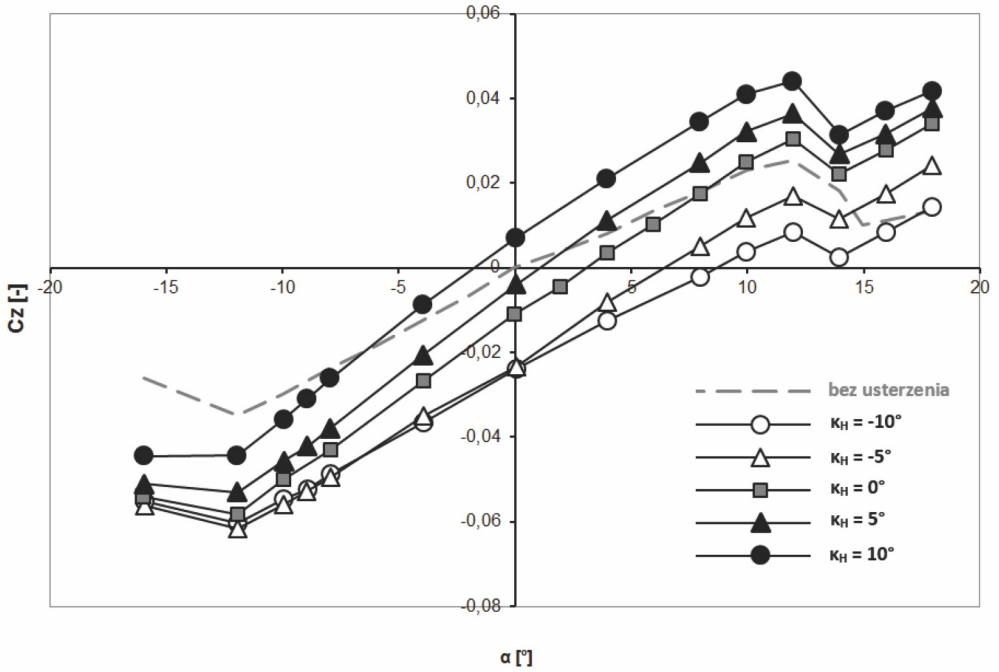
Badania przeprowadzono według opracowanego programu, który zamieszczono w tabeli 1. Uzyskano wartości sił i momentów sił aerodynamicznych oraz odpowiadające im wartości współczynników. Wartości uzyskane z pomiarów przedstawiono na rysunkach 7 - 10.

Tab. 1. Program badań [T. Łusiak, 2015]

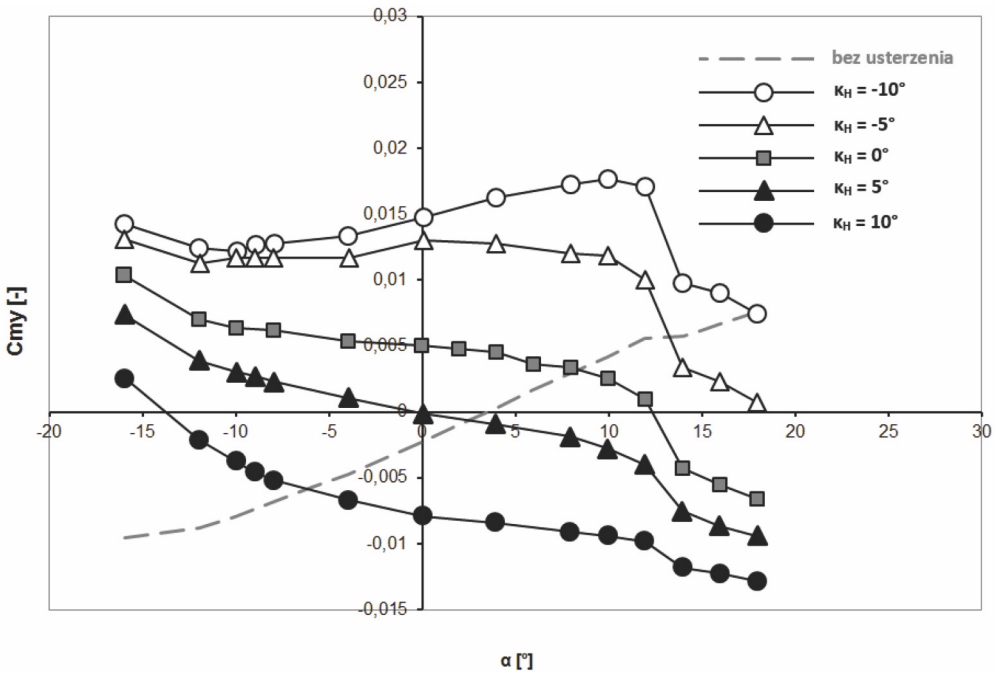
Kąt zaklinowania usterzenia poziomego	Konfiguracja	Kąt natarcia	Kąt ślizgu	Prędkość
10°	„duże stateczniki”, DS	-16° ÷ +18°	0°	30 m/s
5°				
0°				
-5°				
-10°				
-	bez usterzenia			



Rys. 7. Wykres  $C_x(\alpha)$  dla różnych kątów zaklinowania stateczników.  $\beta = 0^\circ$ , DS [P. Ruchała, 2015]

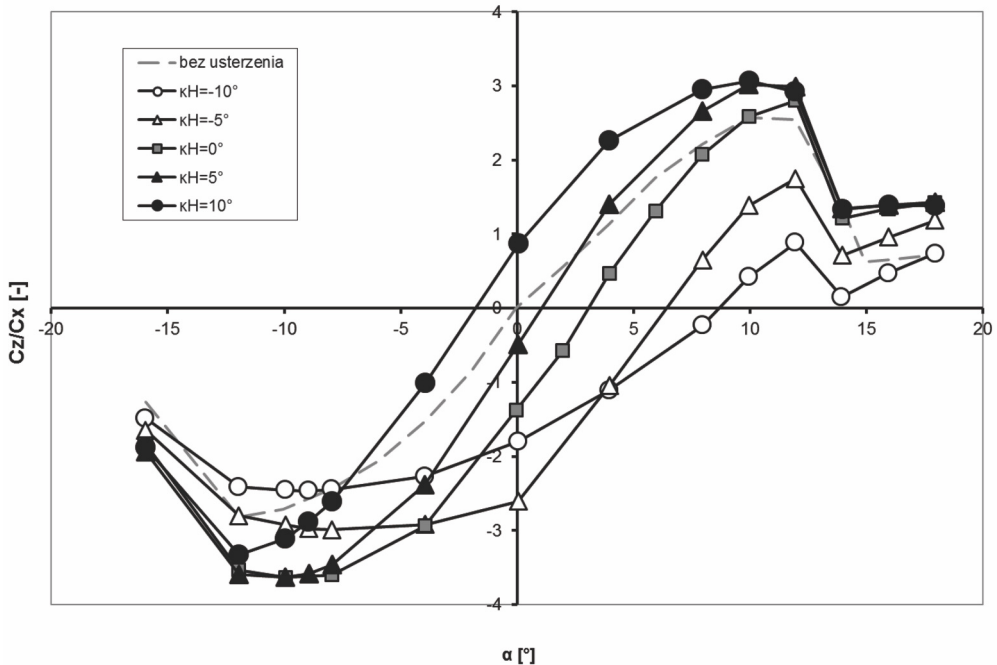


Rys. 8. Wykres  $C_z(\alpha)$  dla różnych kątów zaklinowania stateczników.  $\beta = 0^\circ$ , DS [P. Ruchała, 2015]



Rys. 9. Wykres  $C_{m_y}(\alpha)$  dla różnych kątów zaklinowania stateczników.  $\beta = 0^\circ$ , DS [P. Ruchała, 2015]





Rys. 10. Wykres  $C_z/C_x(\alpha)$  dla różnych kątów zaklinowania stateczników.  $\beta = 0^\circ$ , DS [P. Ruchała, 2015]

## 5. ANALIZA WYNIKÓW

Jak przedstawiono na rysunku 7, wzrost kąta zaklinowania statecznika powoduje spadek kąta natarcia odpowiadającego minimalnemu współczynnikowi oporu. Można też zauważyć, że wykres  $C_x(\alpha)$  dla modelu bez usterzenia stanowi niemalże obwiednię wykresów  $C_x(\alpha)$  odpowiadających różnym kątom zaklinowania statecznika. Oznacza to, że usterzenie opływane pod małym kątem natarcia (mierzone względem jego cięciwy, nie względem osi kadłuba) daje znikomy opór, jednak zmiana kąta natarcia modelu powoduje wyraźny przyrost  $C_x$ . W skrajnym przypadku opór usterzenia może być zbliżony do oporu kadłuba. Mogłoby to sugerować, że jeżeli kąt natarcia kadłuba ma być dodatni, należy dobrać ujemny kąt zaklinowania stateczników. Należy jednak zwrócić uwagę, że – jak widać na rysunku 9 – wiatrakowiec jest stateczny podłużnie w całym badanym zakresie kątów natarcia ( $dC_{my}/d\alpha < 0$ ) tylko gdy kąt zaklinowania stateczników jest nie mniejszy od zera. Dla ujemnych kątów zaklinowania stateczników zanotowano brak stateczności podłużnej. Ponadto trzeba pamiętać, że wzrost kąta zaklinowania stateczników zwiększa całkowitą siłę nośną działającą na wiatrakowiec, co oczywiście wynika z większej siły nośnej generowanej przez usterzenie. Zatem doskonałość aerodynamiczna może być większa w przypadku większego kąta zaklinowania stateczników. Na rysunku 7 można zaobserwować, że stateczniki o dodatnim kącie zaklinowania zwiększają maksymalną doskonałość aerodynamiczną z ok. 2,5 (bez usterzenia) do ok. 3. Jednocześnie wzrost kąta zaklinowania stateczników wywołuje spadek optymalnego kąta natarcia (tzn. odpowiadającego największej doskonałości), a także nieco powiększa pochodną  $dC_z/d\alpha$ . Krytyczny kąt natarcia wynosi ok.  $12^\circ$  i nie zależy od kąta zaklinowania usterzenia.

Najistotniejsze parametry aerodynamiczne badanego kadłuba dla różnych kątów zaklinowania usterzenia poziomego zestawiono w tabeli 2.

Tab. 2. Najistotniejsze parametry aerodynamiczne badanego kadłuba (P. Ruchała, 2015)

$\kappa_H$	$C_{x_{min}}$	przy kącie natarcia	$C_{z_{max}}$	przy kącie natarcia	$L/D_{max}$	przy kącie natarcia
-10	0,0088	10°	0,009	12°	0,88	12°
-5	0,0077	8°	0,017	12°	1,75	12°
0	0,0077	4°	0,030	12°	2,80	12°
5	0,0077	0°	0,036	12°	3,01	10°
10	0,0082	0°	0,044	12°	3,07	10°
bez usterzenia	0,0074	4°	0,025	12°	2,58	10°

## 6. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono wyniki badania wpływu kąta zaklinowania usterzenia na charakterystyki aerodynamiczne kadłuba wiatrakowca. Badania eksperymentalne przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1 Instytutu Lotnictwa. Wyniki badań wykazały, że w procesie projektowania można i należy dobrać kąt zaklinowania usterzenia wysokości tak, aby uzyskać jak najkorzystniejsze obciążenia aerodynamiczne dla eksploatacyjnego kąta natarcia. Istotną obserwacją jest również stwierdzenie, iż dla ujemnego kąta zaklinowania stateczników dla pewnych wartości kątów natarcia kadłuba występuje niestateczność podłużna.

Należy zwrócić uwagę, że obiektem badań był wyłącznie kadłub i usterzenie wiatrakowca, a więc pominięto wpływ wirnika nośnego i śmigieł napędowych. Przyjęcie takich uproszczeń wynikało z faktu, że badania tunelowe wirnika jest zagadnieniem bardziej skomplikowanym, niż badania kadłuba. Metodykę tego typu badań opisano m.in. w [15] i [16].

Praca prezentowana w niniejszym artykule stanowi element programu badań mającego na celu zaprojektowanie oraz wytworzenie nowoczesnego wiatrakowca polskiej produkcji. Jednocześnie jest to kontynuacja prac z dziedziny aerodynamiki, mechaniki lotu i konstrukcji wiatrakowców, podejmowanych w Instytucie Lotnictwa w ciągu ostatnich kilku lat [17-20].

## LITERATURA

- [1] de la Cierva, J., Rose, D., 1931, *Wings of Tomorrow: The Story of the Autogiro*, Brewer, Warren and Putnam, New York.
- [2] de la Cierva, C. A., 1998, *Juan de la Cierva - A Universal Spaniard*, Construcciones Aeronáuticas S.A. (CASA), Madrid.
- [3] Leishman, G. J., 2004, "Development of the Autogiro: A Technical Perspective," *Journal of Aircraft*, **41**(4), pp. 765-781.
- [4] Coton, F. N., Smrcek, L., 1998, "Aerodynamic Characteristics of a Gyroplane Configuration," *Journal of Aircraft*, **35**(2), pp. 274-279.
- [5] Dąbrowska, J., Szczepanik, T., 2009, „Wiatrakowce jako przewidywany kierunek rozwoju wiroplątów w XXI wieku,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **201**, s. 178-186.
- [6] Department of Transportation, FAA, 2000, *Rotorcraft Flying Handbook*, D.C.: Federal Aviation Administration (FAA-H-8083-21), Washington.
- [7] Liberty Fly, 2016, „Wiatrakowce,” <http://www.libertyfly.pl/WIATRAKOWCE-2.html>.

- [8] Czyż, Z., Łusiak, T., i Magryta, P., 2013, „Badania numeryczne CFD wpływu usterzenia na charakterystyki aerodynamiczne wiatrakowca,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **232**, s. 3-14.
- [9] Łusiak, T., Czyż, Z., Kłoda, Ł., Chabros, M., i Dżaman, E., 2013, *Analiza porównawcza wyników badań numerycznych wiatrakowca z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym*. Jachowicz, T., Kłonica, M., i Rudawska, A. (Redaktorzy), *Postęp w technikach wytwarzania i konstrukcji maszyn – wybrane zagadnienia problemowe*, s. 5–18, Perfekta Info, Lublin.
- [10] Łusiak, T., Wendeker, M., 2013, „Badania aerodynamiczne kadłuba wiatrakowca Fusioncopter,” Politechnika Lubelska, Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych, 2/92/NN/2013, Lublin.
- [11] Conner, B. P., Manogharan, G. P., Martof, A. N., Rodomsky, L. M., Rodomsky, C. M., Jordan, D. C. and Limperos, J. W., 2014, “Making sense of 3-D printing: Creating a map of additive manufacturing products and services,” *Additive Manufacturing*, **1-4**, pp. 64-76.
- [12] Bassett, K., Carriveau, R., and Ting, D. S-T., 2015, “3D printed wind turbines part 1: Design considerations and rapid manufacture potential,” *Sustainable Energy Technologies and Assessments*, **11**, pp. 186-193.
- [13] Wiśniowski, W., 2011, „Specjalizacje Instytutu Lotnictwa – przegląd i wnioski,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **235**, s. 7-16.
- [14] Ruchała, P., 2013, „System pomiarowo-sterujący tunelu aerodynamicznego T-1,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **232**, s. 63-78.
- [15] Krysztofiak, G., 2011, „Opis przygotowań i metodyka prowadzenia badań tunelowych wirników nośnych wiroplątów w ujęciu odwzorowania modelowego wahliwego wirnika wiatrakowca,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, s. 227-233.
- [16] Krysztofiak, G., 2011, „Kryteria podobieństwa aeromechanicznego w tunelowych badaniach modeli wirników wiroplątowych statków powietrznych,” *Modelowanie Inżynierskie*, **42**, s. 217-226.
- [17] Stalewski, W., Zalewski, W., 2011, „Analiza wybranych stanów lotu wiatrakowca w oparciu o obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne jego komponentów,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, s. 280-288.
- [18] Sznajder, J., 2011, “Effectiveness of an Inverted-V-Shaped Control Surfaces of a Gyroplane at Low Speed and High-Angles-of-Attack,” *Transactions of the Institute of Aviation*, **218**, pp. 86-96.
- [19] Krzymień, W., 2014, „Aspekty krótkiego startu wiatrakowca,” *Mechanika w Lotnictwie ML-XVI*, s. 89-95
- [20] Cieślak, S., 2014, „Niestabilność huśtawkowego wirnika nośnego wiatrakowca działającego w opływie osiowym,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **235**, s. 28-37.

## THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN GYROPLANE FUSELAGE FOR VARIOUS ANGLES OF INCIDENCE OF HORIZONTAL STABILIZERS

### Abstract

*This paper presents the experimental investigation of an influence of the horizontal stabilizer's angle of incidence on the aerodynamic characteristics of a gyroplane. The object of investigation was a scaled model of a fuselage of a gyroplane, equipped with a H-shaped tailplane. The angle of incidence of the horizontal stabilizer was changeable. An effect of the main rotor and the propellers of the gyroplane was excluded from this investigation. The wind tunnel tests were conducted in the T-1 wind tunnel in the Institute of Aviation for the speed of undisturbed flow of 30 m/s. In the investigation the 6-component strain-gauge balance WDP-01 has been applied.*

*During the investigation the fuselage with the tail plane (for the angle of incidence of horizontal stabilizer from  $-10^{\circ}$  to  $10^{\circ}$ ) and without the tailplane. For each configuration the aerodynamic loads were obtained as a function of the angle of attack (in the range from  $-16^{\circ}$  up to  $18^{\circ}$ ).*

*The results of the wind tunnel tests show that the change of the angle of incidence of the horizontal stabilizer may cause both quantitative and qualitative change of the aerodynamic characteristics. In other words, this parameter may affect not only the performance of a gyroplane, but also its longitudinal stability. Thus, a gyroplane with an improper angle of incidence of the horizontal stabilizer can be unstable, which means that it cannot be flown safely.*

*Keywords: aerodynamics of gyroplane, flight mechanics of gyroplane, auto gyro, wind tunnel, wind tunnel tests.*