

# BADANIA NUMERYCZNE CFD WPŁYWU USTERZENIA NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE WIATRAKOWCA

ZBIGNIEW CZYŻ, TOMASZ ŁUSIAK, PAWEŁ MAGRYTA

*Politechnika Lubelska*

## Streszczenie

*W pracy przedstawiono wyniki symulacji opływu modelu wiatrakowca bez wpływu wirnika nośnego oraz śmigieł pchających. Trójwymiarowe obliczenia wykonano za pomocą programu ANSYS Fluent. Na podstawie przeprowadzonych obliczeń wyznaczono podstawowe charakterystyki aerodynamiczne. Dodatkowo zestawiono charakterystyki porównawcze wiatrakowca dla wersji bez usterzenia i z usterzeniem. Po przeprowadzeniu analizy zasugerowano sposób podejścia do optymalizacji geometrii.*

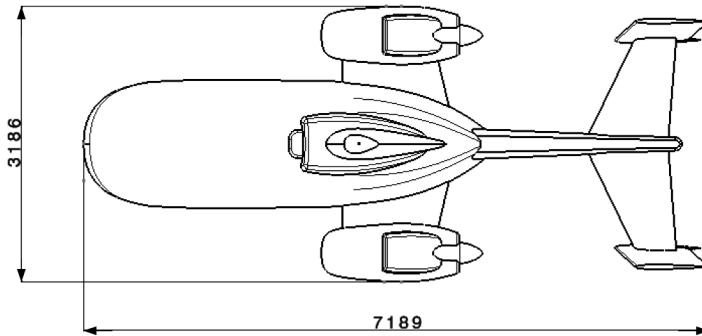
## 1. WPROWADZENIE

Badania numeryczne w odniesieniu do eksperymentalnych pozwalają już na etapie projektowania na walidację założenia projektu i uniknięcia kosztownego przygotowywania modelu lub prototypu do badań stanowiskowych. Przy wykorzystaniu metody CFD można zestawić charakterystyki aerodynamiczne i oszacować stateczność statku powietrznego. W statkach powietrznych o klasycznym układzie aerodynamicznym, usterzenie poziome usytuowane jest z tyłu i służy do zapewnienia równowagi oraz stateczności podłużnej samolotu. Konieczne jest, więc zbadanie wpływ usterzenia poziomego na moment podłużny samolotu.

## 2. WARUNKI OBLICZEŃ

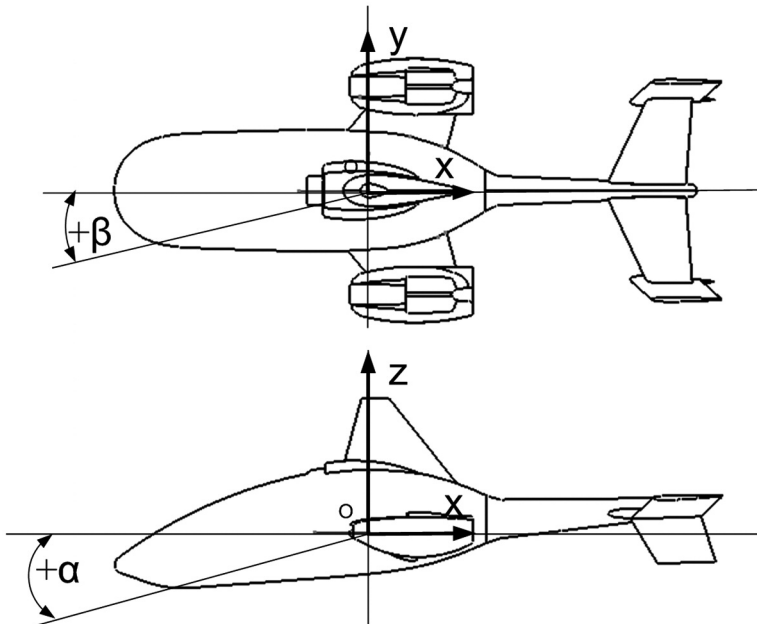
Badania numeryczne zostały przeprowadzone przy użyciu solvera obliczeniowego Ansys/Fluent. Do obliczeń przyjęto model turbulencji  $k-\omega$  SST. Jest to model stanowiący połączenie dwóch innych modeli. Podstawowy, używany najczęściej model  $k-\epsilon$  nie sprawdza się podczas modelowania przepływu przyściennego i nie odzwierciedla zjawisk zachodzących w warstwie przyściennej. Wyniki otrzymane przy użyciu tego modelu są miarodajne, wówczas gdy mamy do czynienia z wolnym przepływem, w którym w całym obszarze z dala od warstwy przyściennej występuje obszar turbulentny. Modelem, którym można zastąpić  $k-\epsilon$  i który daje zadowalające wyniki przy opływach blisko ścianek obiektu badanego jest  $k-\omega$  Wilcoxa. Poprzez połączenie tych dwóch modeli powstał jeden –  $k-\omega$  SST, który wykorzystuje odpowiednio model  $k-\omega$  Wilcoxa przy warstwie przyściennej, a w obszarach oddalonych od ścianek obiektu badanego  $k-\epsilon$ , dzięki czemu otrzymane wyniki numerycznie są bardziej wiarygodne i porównywalne z rzeczywistymi. Dla-

ego do naszych rozważań opływu kadłuba wiatrakowca w skali 1:1 (rys. 1) wybrany został model  $k-\omega$  SST. Model Wilcoxa jest najlepszą alternatywą dla modelu  $k-\epsilon$ . Używa on jako drugiej zmiennej, częstotliwość turbulencji oznaczonej jako  $\omega = \epsilon/\kappa[s^{-1}]$ . Model  $\kappa-\omega$  charakteryzuje się również brakiem konieczności stosowania funkcji tłumienia ścian w przypadku występowania małych liczb Reynoldsa. Wartość energii kinetycznej turbulencji  $\kappa$  w okolicach ściany jest równa zero. Częstotliwość  $\omega$  w okolicach ściany dąży do nieskończoności. Jesteśmy ją w stanie określić, jednakże będzie ona posiadała bardzo dużą wartość [9], [10].



Rys. 1. Podstawowe wymiary badanego obiektu w [mm]

Siły i momenty aerodynamiczne zostały wyznaczone względem prędkościowego układu współrzędnych na załączonym rys. 2. Jest to układ prawoskrętny przy czym zakłada się, że dodatni moment powoduje obrót w prawo wokół osi układu współrzędnych patrząc od strony początku układu w kierunku dodatniego zwrotu osi.



Rys. 2. Przyjęty układ współrzędnych użyty do badań numerycznych oraz zwroty kątów natarcia  $\alpha$  i ślizgu  $\beta$

Kąt natarcia kadłuba  $\alpha$  oraz kąt ślizgu kadłuba  $\beta$  naliczany jest ze znakiem dodatnim zgodnie z ruchem wskazówek zegara, zaś kąt nastawienia statecznika poziomego jest mierzony względem płaszczyzny XOY (dodatni w górę).

Obszar pomiarowy badanego obiektu tworzy sześcian o wymiarach 50 x 50 x 50 [m], w którym nadany został warunek prędkości (*velocity inlet*) na powierzchni wlotu oraz warunek ciśnieniowy na powierzchni wylotu (*pressure outlet*) [1]. Dla obliczeń wybrano symulację typu *steady, pressure based*. Jako czynnik opływający badany obiekt wybrano powietrze przy czym założono, że przepływ jest nieściśliwy, a przy definiowaniu materiału wybrano funkcję: *incompressible - ideal - gas*. Jest to dopuszczalne uproszczenie, jeżeli w modelu występuje przepływ z prędkościami mniejszymi niż 0,3 Ma [4], [6], [7]. W rozpatrywanym przypadku dla założonej prędkości  $v = 300$  km/h i temperatury  $T = 288$  K maksymalną wartością prędkości jest 367,4 km/h (prędkość dźwięku dla tych warunków wynosi 340 m/s tj. 1224,6 km/h).

Tabela 1. Ogólne ustawienia analizy numerycznej

General	Type	Pressure-based	
	Time	Steady	
Models	Viscous	k-omega (2-eqn) SST	
Materials	Fluid materials	Air	
	Density	Incompressible-ideal-gas	
	Viscosity	Constant	
Boundary conditions	Inlet	Velocity	83,3 [m/s]
		Turbulent intensity	5 [%]
		Turbulent length scale	3,5 [m]
	Outlet	Pressure-outlet	Gauge pressure 0 Pa
		Turbulent intensity	3,5 [m]
		Turbulent length scale	3,5 [m]

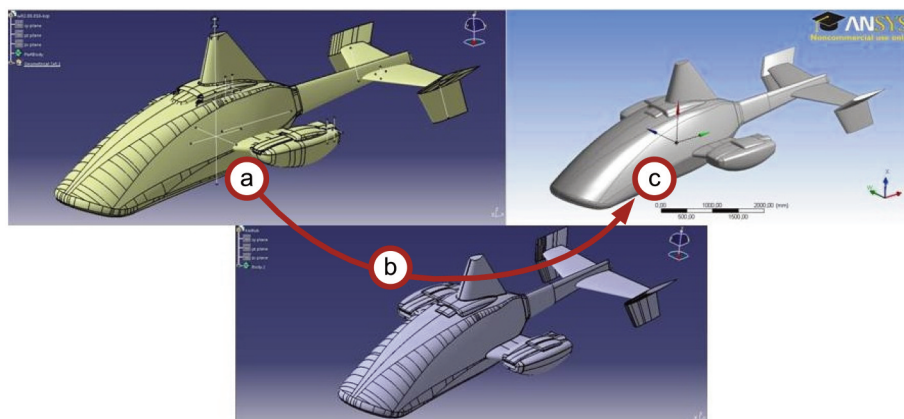
Współczynnik *Turbulent intensity* określono na poziomie 5%, natomiast współczynnik *turbulent length scale* zdefiniowano na poziomie 3,5 m. Współczynnik *Turbulence length scale* jest wielkością fizyczną związaną z rozmiarem wirów ujmujących energię w ruchu turbulentnym [4]. W pełni rozwiniętych przepływach jest on ograniczony przez wymiary kanału. W przybliżeniu relacja między współczynnikiem  $l$ , a wielkością fizyczną kanału  $L$  opisana jest zależnością:

$$l = 0,07L$$

Wielkość  $L$  określa wymiar kanału (w rozpatrywanym przypadku przyjęto wartość równą 50 m). Przepływ przez przestrzeń obliczeniową zadawany był tylko w jednym kierunku tj. wzdłuż kanału, a badany obiekt był obracany względem odpowiedniej osi. Pozwoliło to na ściankach bocznych zadać warunek symetrii, który nie ograniczał nam pola przepływu

oddziaływaniem wpływu ścianek. Geometria, która została użyta do badań to model powierzchniowy wiatrakowca (rys. 3a). Model ten wymagał czasochłonnych operacji wykończeniowych i zanim został przekształcony na model bryłowy należało wykonać operacje docięcia odpowiednich powierzchni oraz połączenia ich. Model powierzchniowy składał się z 1206 powierzchni.

Niedokładność wykonania modelu powierzchniowego ukazuje rys. 3a. Pierwsze operacje przygotowania geometrii przeprowadzono w programie Catia v5 używając do tego celu modułu *Generative Shape Design*. W końcowym etapie pracy nad modelem powierzchniowym, po wykorzystaniu narzędzia *Join* do złączenia składowych powierzchni możliwe było wykonanie modelu bryłowego (rys. 3b) osobno dla kadłuba oraz gondoli silnikowych. Do tego celu wykorzystano kolejny moduł *Part Design i Assembly Design*. W kolejnym kroku model należało zaimportować do programu *Design Modeler* pakietu *Ansys Workbench*. Dokonano w nim dalszych uproszczeń dotyczących głównie zmniejszenia liczby pofragmentowanych powierzchni, naprawienia ich geometrii, pozbycia się ostrych kątów, pofragmentowanych krawędzi itp. Narzędzia, które zostały użyte w tym kroku to *Repair: Hard Edges, Edges, Sems, Holes, Silvers, Spikes, Faces*. Do połączenia pofragmentowanych powierzchni użyto narzędzia *Merge*.



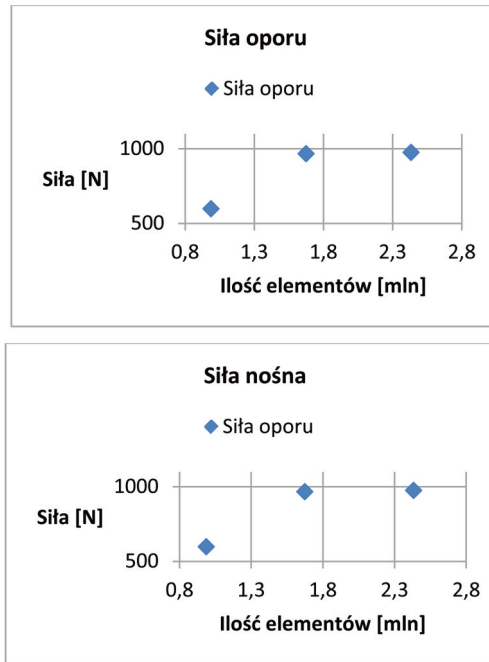
Rys. 3. Etapy przygotowania geometrii

Po dokonaniu niezbędnych uproszczeń geometrii przy pomocy narzędzia *enclosure* utworzono obszar obliczeniowy zamykając badany obiekt w sześcianie o wymiarach 50 x 50 x 50 [m]. Dla zmiennych kątów ustawienia wiatrakowca postanowiono utworzyć uniwersalny model geometryczny. Polegał on na wydzieleniu badanego obiektu sferą, co umożliwiło zmianę położenia wiatrakowca względem dowolnej osi. Okazało się jednak, że wiele powierzchni utworzonych za pomocą narzędzia *virtual topology* na poziomie Ansys/Meshing po zamianie kąta natarcia błędnie określało swoją lokalizację i nie rozpoznawało odpowiadających sobie wielkości charakterystycznych geometrii. Dlatego też postanowiono wydzielić obiekt walcem, obracać go względem osi poprzecznej (podczas zmiany kąta natarcia) oraz odrzucić całkowicie sposób zmiany nastawienia obiektu badanego i symulować zmianę kąta poprzez zmianę wektora prędkości z poziomu Ansys/Fluent (podczas zmiany kąta ślizgu).

Geometrie podobne do naszego przypadku są najczęściej dyskretyzowane za pomocą elementów typu *tetrahedral*. Wielkość elementów, ich ilość oraz jakość znacząco wpływa na wyniki obliczeń [2], [3].

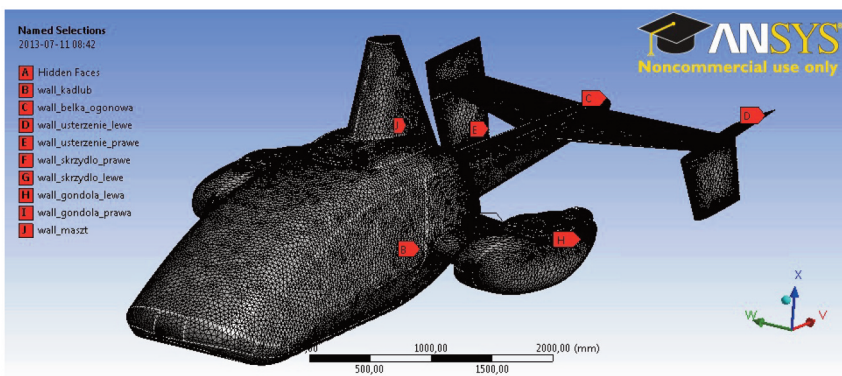
Z tego względu postanowiono przeprowadzić prostą analizę określając wpływ ilości elementów, a co za tym idzie również ich wielkości na otrzymane wyniki. Przykładowo dla geometrii półwkowej wygenerowana siatka liczyła 0,98 mln elementów, czego rezultatem był wynik

o 39% mniejszy dla siły oporu oraz o 52% dla siły nośnej w stosunku do siatki liczącej 1,67 mln elementów. Zwiększenie ilości elementów do 2,46 mln daje różnicę około 1% dla siły oporu i około 7% dla siły nośnej.



Rys. 4. Badanie wpływu ilości elementów na wyniki obliczeń

Na rys. 5 przedstawiono model dyskretny badanego wiatrakowca. Jest to siatka utworzona metodą *Tetrahedrons* z wykorzystaniem algorytmu *Patch Conforming*. Na powierzchni kadłuba zdefiniowano warstwę przyścienną (*Inflation*) z opcją wygładzania (*Smooth Transition*) z liczbą warstw równą 8. Zdefiniowanie warstwy przyściennej pogorszyło jednak jakość siatki. Współczynnik zniekształcenia siatki (*skewnees*) wzrósł z wartości 0,92 do 0,97. Jednak ilość elementów tak bardzo zniekształconych jest znikoma i ze względu na bardzo ograniczony przyjęty czas wykonania siatki postanowiono użyć jej do obliczeń.



Rys. 5. Widok powierzchni zewnętrznej modelu wiatrakowca po dyskretyzacji

## 3. WYNIKI OBLICZEŃ

Obliczenia współczynników aerodynamicznych sił i momentów zostały zdefiniowane wg poniższych wzorów:

$$C_x = \frac{X}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^2} \quad C_y = \frac{Y}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^2} \quad C_z = \frac{Z}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^2}$$

$$C_{mx} = \frac{M_x}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^3} \quad C_{my} = \frac{M_y}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^3} \quad C_{mz} = \frac{M_z}{0.5 \cdot \rho V^2 \cdot \pi R^3}$$

gdzie:

$R = 4,4$  [m] – promień wirnika nośnego;

$C_x$  – współczynnik aerodynamiczny siły oporu;

$C_y$  – współczynnik aerodynamiczny siły poprzecznej;

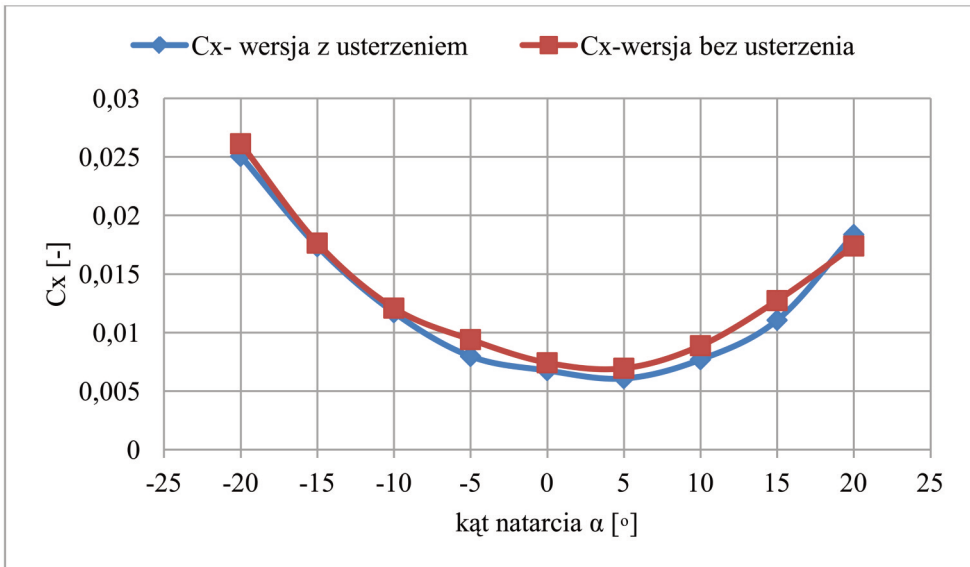
$C_z$  – współczynnik aerodynamiczny siły nośnej;

$C_{mx}$  – współczynnik aerodynamiczny momentu przechylającego;

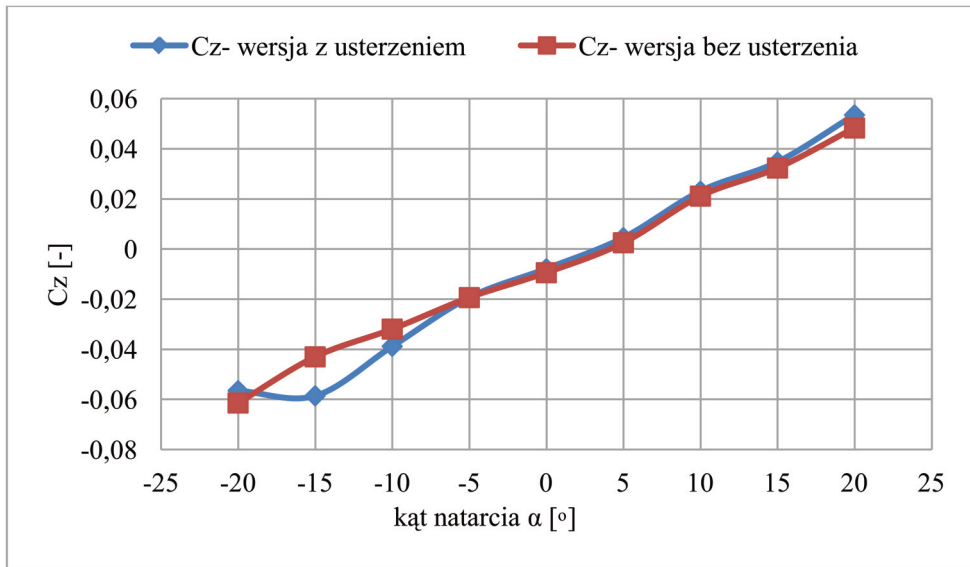
$C_{my}$  – współczynnik aerodynamiczny momentu pochyłającego;

$C_{mz}$  – współczynnik aerodynamiczny momentu odchyłającego;

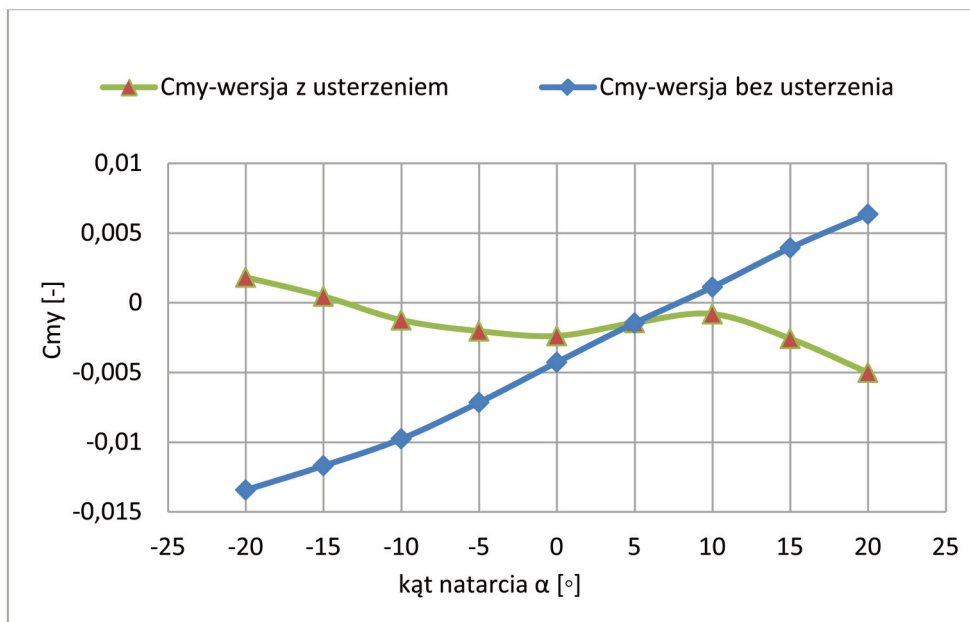
Na rysunkach 6, 7 i 8 zamieszczono charakterystyki współczynników aerodynamicznych badanego obiektu bez usterzenia oraz z usterzeniem. Charakterystyki te dotyczyły jedynie usterzenia poziomego z kątem zaklinowania  $-2^\circ$ .



Rys. 6. Współczynnik siły oporu  $C_x$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla wersji wiatrakowca z usterzeniem i bez usterzenia



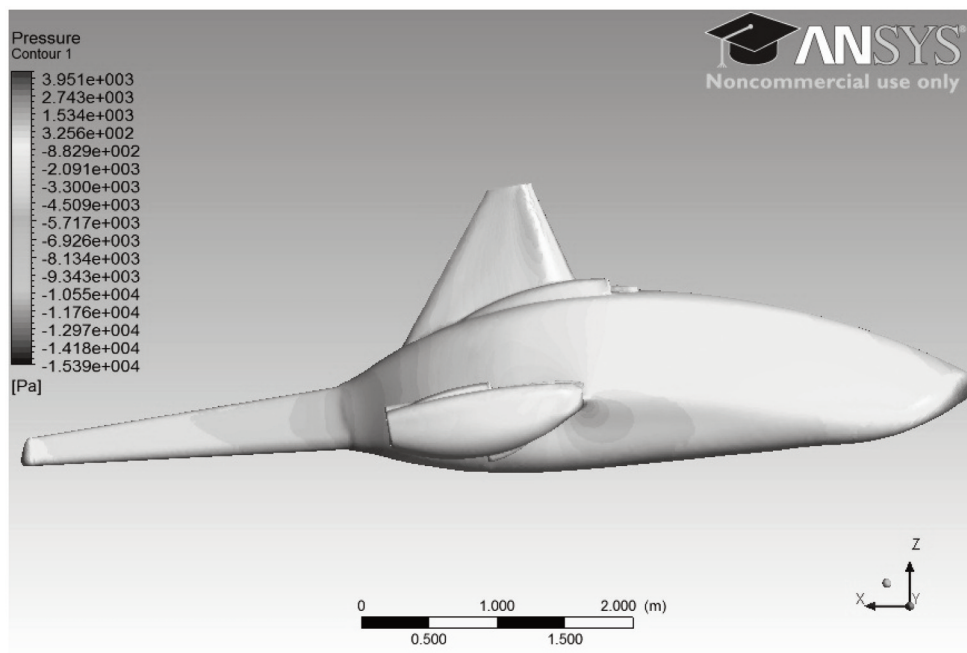
Rys. 7. Współczynnik siły nośnej  $C_z$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla wersji wiatrakowca z usterzeniem i bez usterzenia



Rys. 8. Współczynnik momentu pochylającego  $C_{my}$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla wersji wiatrakowca z usterzeniem i bez usterzenia



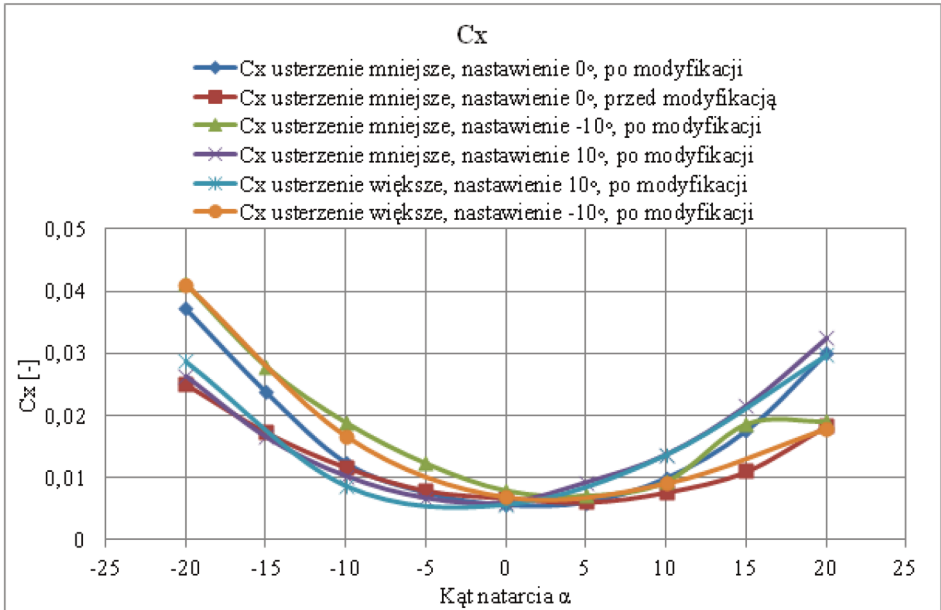
W następnej kolejności dokonano modyfikacji w celu polepszenia osiągnięć takich jak odwrócenie belki ogonowej, wydłużenie statecznika poziomego o 10% oraz usytuowanie modelu względem osi wzdłużnej układu współrzędnych. Usytuowanie to ma wyzerować siłę nośną dla kąta natarcia kadłuba  $0^\circ$ . Obiekt dla tego kąta natarcia powinien charakteryzować się minimalnym oporem. Jest to jedynie zmiana linii odniesienia charakterystyk aerodynamicznych, a nie zmiana geometrii. Belkę ogonową odwrócono bez usterzenia w celu poprawienia przepływu w okolicach przejścia z kadłuba na belkę. Wizualizacje przepływu pokazały w tym miejscu poważne oderwania strug powietrza. Liczy się, że ta niewielka zmiana w pewnym zakresie poprawi opływ. Analizując geometrię badanego obiektu widać dużą zmianę kształtu na stosunkowo krótkim odcinku. Tworzy się w tym miejscu tzw. efekt dyfuzorowy. Efekt ten objawia się dużym gradientem ciśnienia, co przedstawiono na rys. 9. Belka ogonowa ma przekrój poprzeczny w kształcie trójkąta i w pierwotnym usytuowaniu (tj. podstawą u dołu) przejście z kadłuba jest bardzo ostre. Powyższe modyfikacje są ograniczane założeniami konstrukcyjnymi narzuconymi odgórnie. Dlatego też nie można dokonać poważniejszych ingerencji w kształt geometrii.



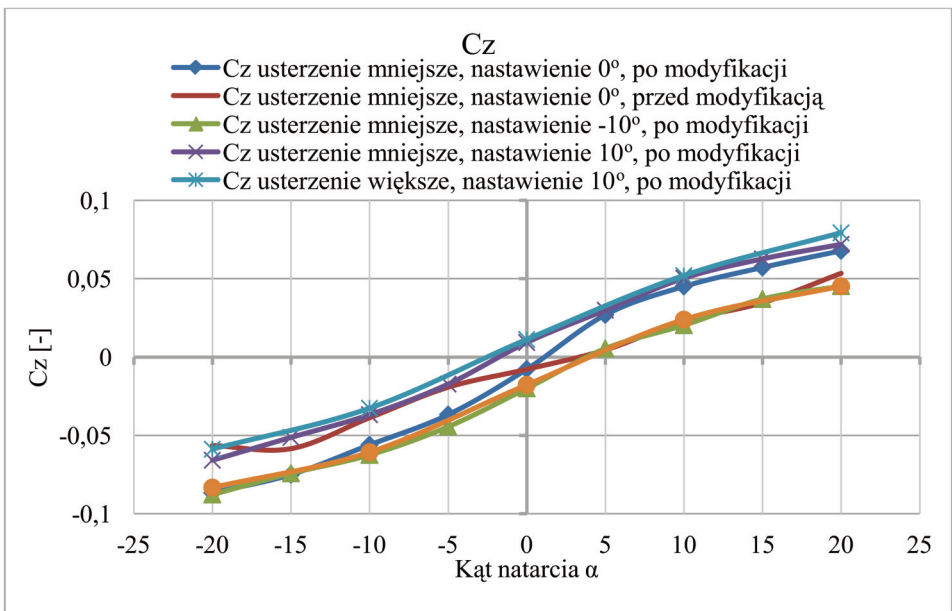
Rys. 9. Wizualizacja wyników z wykorzystaniem map ciśnień na powierzchni kadłuba dla kąta natarcia  $10^\circ$

Wpływ zadanych zmian zaobserwować można na rysunkach 10, 11 i 12. Poszczególne charakterystyki opisano w zależności od usterzenia poziomego (mniejsze lub większe tj. wydłużone o 10%) i jego nastawienia ( $-10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $+10^\circ$ ).

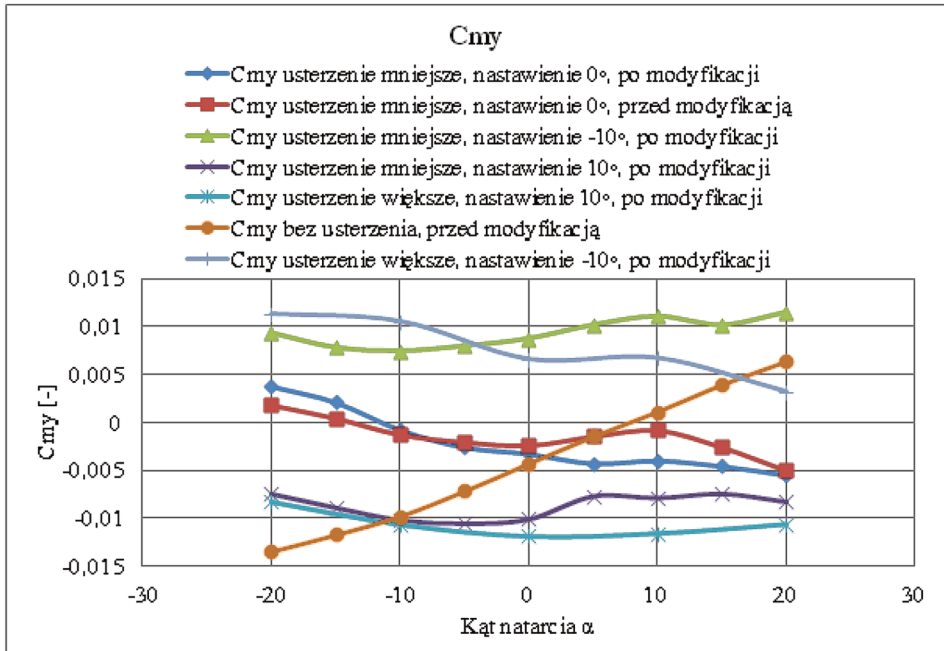




Rys. 10. Współczynnik siły oporu  $C_x$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla rozpatrywanych wersji wiatrakowca



Rys. 11. Współczynnik siły nośnej  $C_z$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla rozpatrywanych wersji wiatrakowca



Rys. 12. Współczynnik momentu pochylającego  $C_{my}$  w zależności od kąta natarcia  $\alpha$  dla rozpatrywanych wersji wiatrakowca

#### 4. WNIOSKI

Analizując uzyskane charakterystyki można dostrzec zjawisko wpływu usterzenia na ich przebieg. Na rys. 6 można zaobserwować niewielki spadek wartości współczynnika siły oporu kadłuba z usterzeniem w stosunku do wersji bez usterzenia. Budzi to pewne wątpliwości jednak można to uzasadnić wielkością wypadkowej siły aerodynamicznej. Składa się ona z siły działającej prostopadle do przepływu (siła nośna) i zgodnie z kierunkiem przepływu (siła oporu). O ile współczynnik siły oporu nieco uległ zmniejszeniu to współczynnik siły nośnej wzrósł (dla dodatnich kątów natarcia kadłuba). Wzrost siły nośnej w zakresie dodatnich kątów natarcia jest uzasadniony dodaniem kolejnej powierzchni nośnej. Możliwe jest, że usterzenie poziome stabilizuje przepływ, czego skutkiem jest pozytywny wpływ na siłę oporu. Wybiegając poza zakres niniejszej pracy zostały przeprowadzone badania tunelowe na obiekcie rzeczywistym w skali 1:10. W badaniach tych zaobserwowano te same tendencje. Jest to, zatem zagadnienie zasługujące na odrębne przeanalizowanie i może stanowić temat kolejnej pracy.

Dla kątów dodatnich usterzenie zwiększa wartość siły nośnej (dla kąta natarcia  $\alpha = 20^\circ$  wzrost ten wynosi nawet 10%), natomiast dla kątów ujemnych zmniejsza wartość siły nośnej tzn. wartość siły dociążającej zwiększa się. Kadłub usytuowany w przedstawiony sposób względem osi wzdłużnej przed modyfikacją generuje minimalną siłę oporu przy kącie natarcia około  $4^\circ$ . Z tego powodu występuje przesunięcie charakterystyki siły nośnej, gdzie dla ustawienia  $\alpha = 0^\circ$  obliczona siła nośna przyjmuje ujemną wartość (wartość 0 jest osiągnięta przy około  $4^\circ$ ). Można stwierdzić, że wartość siły nośnej  $P_z$  zwiększa się liniowo natomiast przebieg wartości siły oporu  $P_x$  zmienia się w sposób określony wielomianem drugiego stopnia. Moment pochylający  $M_y$  dla wersji bez usterzenia jest liniowo rosnący. Moment pochylający dla wersji z usterzeniem budzi pewne zastrzeżenia.

Jest to nietypowa geometria i ciężko porównać wyniki do wyników innych kadłubów. Możemy w niewielkim stopniu odnieść się do charakterystyki samolotu (ale bez usterzenia), tym bardziej że poprzednie koncepcje badanego kadłuba wiatrakowca miały silnik zamontowany wewnątrz niego, a do śmigła wychodził napęd z przekładni kątowych. W tym przypadku nie było takich gondoli jak obecnie ale były to powierzchnie nośne (skrzydła). Według publikacji [5], [8] moment pochylający płatowca jako średniopłat w konfiguracji bez usterzenia powinien przebiegać liniowo. Otrzymana charakterystyka  $C_{my}$  wykazuje zbyt małą efektywność usterzenia poziomego. Minimalny współczynnik oporu usterzenia (uwzględniając interferencję z kadłubem) jest bardzo mały, praktycznie rzędu dokładności pomiaru. Zmiana kąta natarcia powoduje jednak szybki przyrost oporu usterzenia, który w skrajnym przypadku jest rzędu oporu kadłuba. Zjawiska oderwania w miejscach łączenia skrzydeł oraz w miejscu przejścia geometrii kadłuba w geometrię belki ogonowej, gdzie ma miejsce tzw. efekt dyfuzorowy, powodujący duże zmiany ciśnień na dosyć krótkim odcinku. W celu redukcji tego efektu możliwe jest zastosowanie specjalnych owiewek zapobiegających oderwaniu się strug powietrza za kadłubem.

Przedstawione wyniki stanowią jedynie niewielką część badań, jakie należy przeprowadzić w procesie konstruowania nowego kadłuba wiatrakowca. Już na poziomie zaprezentowanych wyników badań można wyciągnąć pewne wnioski choćby takie jak opisano wyżej. Pozwalają one jedynie na wstępne przeprowadzenie analizy wpływu zmian prowadzących do optymalizacji konstrukcji. Do wyciągnięcia wniosków w zakresie optymalizacji dotyczących trendów należałoby przeprowadzić badania dla znacznie większej liczby punktów pomiarowych.

#### BIBLIOGRAFIA

- [1]. Dziubiński, A., Grzegorzcyk, K., Żółtak J. (2011). CFD Analysis of External Armour Influence on a Helicopter Aerodynamic Characteristics. *Transactions of the Institute of Aviation*, No. 218, pp. 20-27.
- [2]. Dziubiński, A., Grzegorzcyk, K. (2011). Study of the Influence of Helicopter's External Components on the Aerodynamic Characteristics. *Transactions of the Institute of Aviation*, No. 218, pp. 11-19.
- [3]. Dziubiński, A. (2010). *Generacja siatek obliczeniowych w symulacjach CFD*. Międzyuczelniane Warsztaty Inżynierskie.
- [4]. FLUENT 13. *User's Guide*. Fluent Inc.
- [5]. Grabowski, T. *Materiały pomocnicze: Usterzenie poziome – stateczność i sterowność*. Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej – Zakład Samolotów i Śmigłowców.
- [6]. Grzegorzcyk, K. (2011). Analiza aerodynamiczna własności śmigłowca z uwzględnieniem nadmuchu wirnika nośnego. *Prace Instytutu Lotnictwa*, nr 219, s. 176-181.
- [7]. Lebediew, A., Strażewa, I., Sacharow, G. (1958). *Aeromechanika samolotu*. Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej.
- [8]. Paturski, Z. *Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu – wydanie 4.1*. Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej – Zakład Mechaniki.
- [9]. Versteeg, K. K., Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Person Education Limited.
- [10]. Wilox D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD – Third Edition*. DCW Industries.

ZBIGNIEW CZYŻ, TOMASZ ŁUSIAK, PAWEŁ MAGRYTA

## **NUMERICAL ANALYSIS OF THE HORIZONTAL STABILIZER INFLUENCE ON THE GYROPLANE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS**

### *Abstract*

*This paper presents flow simulation results of gyrocopter model without affecting of gyro rotor and propellers. Three-dimensional calculations were performed using the ANSYS Fluent. Based on the calculations the basic aerodynamic characteristics have been made. In addition, the aerodynamic characteristics of gyro version without the tail and the with the tail have been compared. After analyzing the proposals of geometry optimization has been given.*