

## NUMERYCZNA I EKSPERYMENTALNA ANALIZA FLATTERU SKRZYDŁA

MATEUSZ STRACHOWSKI, KRZYSZTOF ROGOWSKI

*Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Zakład Mechaniki*  
*e-mail: mateusz.strachowski.dokt@pw.edu.pl; krzysztof.rogowski@pw.edu.pl*

Celem pracy była analiza eksperymentalna oraz numeryczna flatteru giętno-skrętnego łopaty skrzydła. Ruch flatterowy został zbadany na stanowisku pomiarowym, należącym do Zakładu Mechaniki na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa. Stanowisko pomiarowe umiejscowiono w otwartej przestrzeni pomiarowej uchylnego tunelu aerodynamicznego. Zjawisko flatteru badane było dla jednej wartości prędkości przepływu, dla której oscylacje flatteru miały charakter ustalony. Badania eksperymentalne zostały podzielone na dwa etapy. Pierwszy etap polegał na wykorzystaniu szybkiej kamery do analizy ruchu oscylacyjnego flatteru, wykorzystując naklejone markery. Na filmie uzyskanym z kamery śledzono ruch markerów, wykorzystując specjalny program do analizy filmu. Dzięki temu otrzymano przebiegi współrzędnych zadanych punktów. Na podstawie uzyskanych charakterystyk tych punktów wyznaczono ruchy poprzeczny oraz obrotowy łopaty. Za pomocą tej samej szybkiej kamery, nagrano film obrazujący przebieg oderwania podczas ruchu flatterowego. Analizę numeryczną flatteru wykonano na podstawie danych geometrycznych rzeczywistego skrzydła, parametrów kinematycznych ruchu skrzydła uzyskanych za pomocą szybkiej kamery oraz parametrów przepływu powietrza w tunelu aerodynamicznym. W pracy wykonano analizę ustaloną charakterystyk profilu NACA 0015 oraz nieustaloną flatterującego skrzydła. Analizę numeryczną charakterystyk ustalonych profilu wykonano w programie ANSYS Fluent, wykorzystując modele turbulencji: Spalarta-Allmarasa, RNG  $k-\varepsilon$  oraz SST  $k-\omega$ . Rezultaty porównane zostały z danymi eksperymentalnymi wziętymi z literatury. Uzyskane rezultaty współczynników sił aerodynamicznych są zadowalające w porównaniu z eksperymentem w zakresie  $\pm 10^\circ$ . Najlepsze rezultaty uzyskano dla modelu  $k-\omega$  SST. Analizę flatterującego skrzydła wykonano, stosując jedynie model turbulencji SST  $k-\omega$ . W pracy przedstawiono rezultaty sił aerodynamicznych, rozkładów ciśnień statycznych, prędkości całkowitych oraz wirowości oraz prędkości w śladzie aerodynamicznym. Uzyskane rezultaty rozkładów prędkości oraz ciśnień wskazują wystąpienie dynamicznego oderwania. Metoda wykorzystana w pracy nadaje się do analizy flatteru o dwóch stopniach swobody.

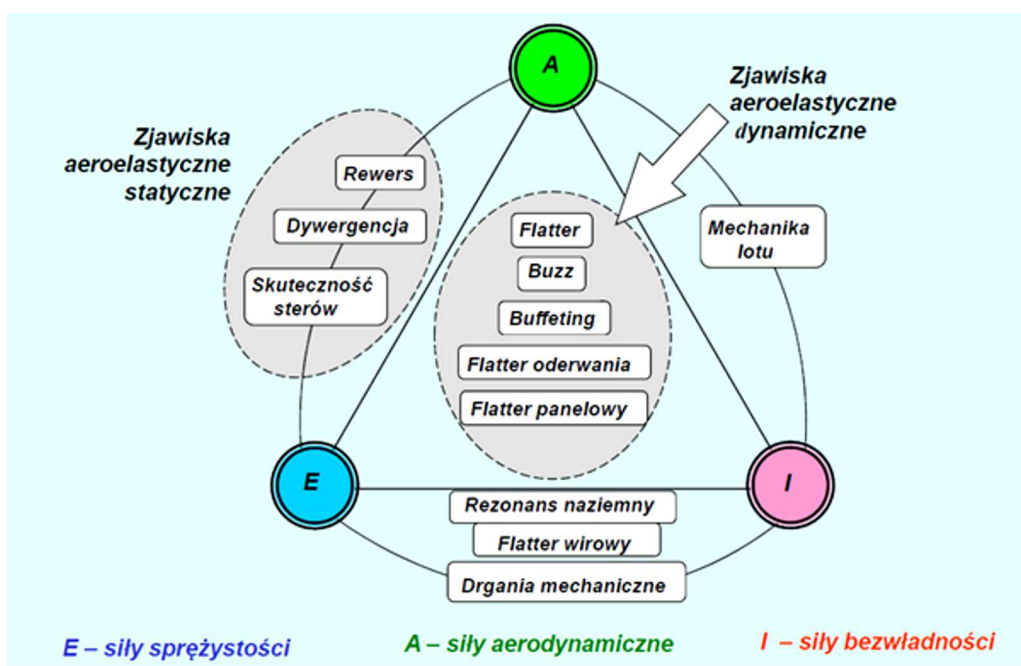
### 1. Wprowadzenie

Zjawisko flatteru związane jest z lotnictwem od samego początku, od pierwszych prób wzbięcia się w powietrze. Zagadnienie to towarzyszy inżynierom podczas projektowania konstrukcji lotniczych czy kosmicznych. Także dla pilotów zjawisko to jest niezwykle istotne. Może ono zażyżyć na ich zdrowiu lub nawet życiu. Dlatego dokładniejsze poznanie i zrozumienie fenomenu drgań flatterowych powinno leżeć w kwestii wszystkich osób zainteresowanych lotnictwem.

Flutter możemy przyporządkować do dziedziny nauki inżynierskiej zwanej Aeroelastycznością. Termin aeroelastyczność lub aerosprężystość stosowana jest przez inżynierów żeglugi powietrznej do opisanego dziedziny nauki zajmującej się wzajemnymi interakcjami między siłami aerodynamicznymi, siłami sprężystości a siłami bezwładnościowymi oraz ich wpływem na strukturę samolotu [1]. Zagadnienie aeroelastyczności wiąże się ze zjawiskami aeroelastycznymi. Są to zjawiska, w których obiekty odkształcalne zostają wprawione w ruch bądź odkształcone na

skutek oddziaływania poprzez poruszający się ośrodek (powietrze lub woda). Problemy aeroelastyczne w lotnictwie wynikają z elastyczności nowoczesnych konstrukcji lotniczych [2, 3]. Zjawiska aerosprężyste nie oddziałują na ciała doskonale sztywne [4]. W przypadku powierzchni odkształcalnych zjawiska aerosprężyste mogą powodować powstawanie dodatkowych sił aerodynamicznych. Te dodatkowe właściwości aerodynamiczne powodują powstanie dodatkowych deformacji strukturalnych, które wywołują jeszcze większe siły aerodynamiczne. Interakcje między deformacją a siłami aerodynamicznymi mogą się stać coraz mniejsze, dopóki nie zostanie osiągnięty stan stabilnej równowagi, lub mogą dążyć do rozbieżności i zniszczenia struktury [5].

Wszystkie zjawiska aeroelastyczne można pogrupować według odpowiednich kryteriów. Jest to tak zwany „trójkąt Collara”, przedstawiony na rys. 1. Podstawowymi rodzajami oddziaływań są siły aerodynamiczne, siły sprężystości i siły bezwładności. Do najważniejszych i najczęściej spotykanych zjawisk związanych z aerosprężystością zaliczamy np.: flutter skrzydeł, usterzeń, powierzchni sterowych, flutter oderwania, flutter panelowy czy też buffeting.



Rys. 1. Klasyczny trójkąt Collara [6]

Flutter jest to niestateczność dynamiczna konstrukcji odkształcalnej znajdującej się w opływie. Flutter są to drgania samowzbudne, które potrzebują co najmniej dwa tryby vibracji i wynikają z niekorzystnego sprzężenia sił aerodynamicznych, sił bezwładności i sprężystości [3]. Oznacza to, że struktura samolotu może efektywnie pozyskiwać energię z przepływającego strumienia powietrza. Flutter najczęściej spotykany jest na ciałach odkształcalnych poddanych oddziaływaniu dużych sił aerodynamicznych, zwłaszcza sile nośnej, takich jak skrzydła samolotów, usterzenie i powierzchnie sterujące.

W lotnictwie flutter najczęściej powstaje podczas lotu statku powietrznego z dużą prędkością, przekraczającą prędkość krytyczną. Prędkość krytyczna flutteru jest badana podczas konstruowania samolotu. Powoduje ona ograniczenia w prędkości lotu samolotu powietrznego tzw. Prędkość nieprzekraczalna  $V_{ne}$  [5].

Nieprzekraczanie prędkości krytycznej nie zawsze zapobiegnie powstaniu flutteru. Drgania mogą zostać wzbudzone za pomocą innego czynnika, jak np. nagły podmuch. Jednak poniżej prędkości krytycznej oscylacje drgań są tłumione samoistnie. Podczas prędkości krytycznej flutter może wejść w tak zwaną fazę ustaloną. Będzie on oscylować harmonicznym, nie zmieniając

amplitudy ani częstości drgań. Powyżej prędkości krytycznej amplituda drgań zaczyna gwałtownie dążyć do nieskończoności, co powoduje dynamiczne i widowskowe zniszczenie struktury.

Flatter jest zjawiskiem, któremu można przeciwdziałać. Głównymi środkami zapobiegawczymi stosowanymi w lotnictwie są zwiększenie sztywności konstrukcji lub korekcja sprzężenia poprzez korektę rozkładu masy [3]. Najczęściej stosowane są obie te metody. Innym sposobem zapobiegania flatteru powierzchni sterujących jest przesunięcie ich środka masy przed oś obrotu. Stosowane są do tego specjalne wysięgniki z dodatkowymi masami.

Na przestrzeni lat prowadzono wiele badań naukowych opisujących zjawisko flatteru. W artykule [7] omówiono techniki testowe opracowane w ciągu ostatnich kilku dekad do testowania drgań samolotu w locie. Opisano strukturalne systemy wzbudzenia, systemy pomiarowe, cyfrowe wstępne przetwarzanie danych i algorytmy identyfikacji parametrów. Również współcześnie prowadzone są badania w dziedzinie aeroelastyczności i flatteru. Publikacja [8] dotyczy analizy flatteru w kontekście optymalizacji projektowania samolotów. Autorzy omawiają metody analizy flatteru i przewidywania oscylacji po-flatterowych, podkreślając konieczność uwzględnienia tych analiz jako ograniczeń w optymalizacji projektowej. Opisują wyzwania związane z kosztami obliczeniowymi, gładkością funkcji, odpornością i obliczaniem pochodnych, oraz przeglądają bieżące wysiłki w implementacji tych ograniczeń. Autorzy zwracają uwagę, że optymalizacja zarówno strukturalna, jak i aerodynamiczna jest trudna ze względu na konieczność ciągłego przeliczania właściwości aerodynamicznych i wysokie koszty obliczeń nieliniowych. W [9] przedstawiono nową metodę aktywnego tłumienia flatteru dla lekkich samolotów sportowych. Innowacyjność polega na podziale powierzchni sterowej na część kontrolowaną mechanicznie przez pilota i część kontrolowaną przez serwoaktuator z kontrolerem. Natomiast publikacja [10] pokazuje statyczne charakterystyki aeroelastyczne smukłego prostego skrzydła 2D za pomocą teorii pasm aerodynamicznych i metody elementów skończonych. Opracowano narzędzie w MATLAB-ie do rozwiązywania równań równowagi aeroelastycznej. Również testy tunelowe są przeprowadzane w celu badania zjawisk flatterowych, jak w [11], gdzie badano transoniczny flatter powierzchni sterowych samolotów naddźwiękowych i hipersonicznych. W [12] analizują granice stabilności bardzo elastycznego skrzydła w celu przygotowania testów flatteru w tunelu aerodynamicznym. Celem było zidentyfikowanie kluczowych procesów fizycznych poprzez symulacje i zapewnienie bezpiecznych eksperymentów oraz stworzenie benchmarku z dostępnością modeli obliczeniowych i danych testowych. Użyto dwóch nieliniowych modeli strukturalnych sprzężonych z aerodynamiką potencjalnego przepływu, bazujących na prototypie skrzydła, którego wyniki testów zostały pomyślnie odtworzone numerycznie. Na podstawie dostępnej literatury oraz współcześnie prowadzonych badań w wielu ośrodkach naukowych na całym świecie można założyć, że nadal istnieje potrzeba analizowania zjawiska flatteru.

Celem prac była analiza eksperymentalna oraz numeryczna flatteru giętno-skrętnego skrzydła o dwóch stopniach swobody. Analiza numeryczna przeprowadzona została, stosując metody numerycznej mechaniki płynów, badania eksperymentalne wykonane zostały w tunelu aerodynamicznym Zakładu Mechaniki. Wykonano pomiary flatteru łopaty skrzydła w tunelu aerodynamicznym dla jednej prędkości przepływu. Opracowano dwuwymiarowy model łopaty skrzydła do analizy numerycznej. Następnie przeprowadzono obliczenia numeryczne CFD profilu oraz ruchu flatterowego łopaty.

Pozostała część artykułu podzielona jest następująco: w rozdziale 2 przedstawiono wykonane badania eksperymentalne ruchu flatteru giętno-skrętnego skrzydła przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym Zakładu Mechaniki na wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa. W rozdziale 3 zaprezentowano model i analizy numeryczne dla przepływu ustalonego wokół profilu płata. W rozdziale 4 pokazano obliczenia CFD przepływu nieustalonego dla ruchu flatterowego zaobserwowanego podczas testów i zaimplementowanego do oprogramowania ANSYS Fluent. Rozdział 5 zawiera podsumowanie i wnioski wraz z opisem możliwych przyszłych prac.

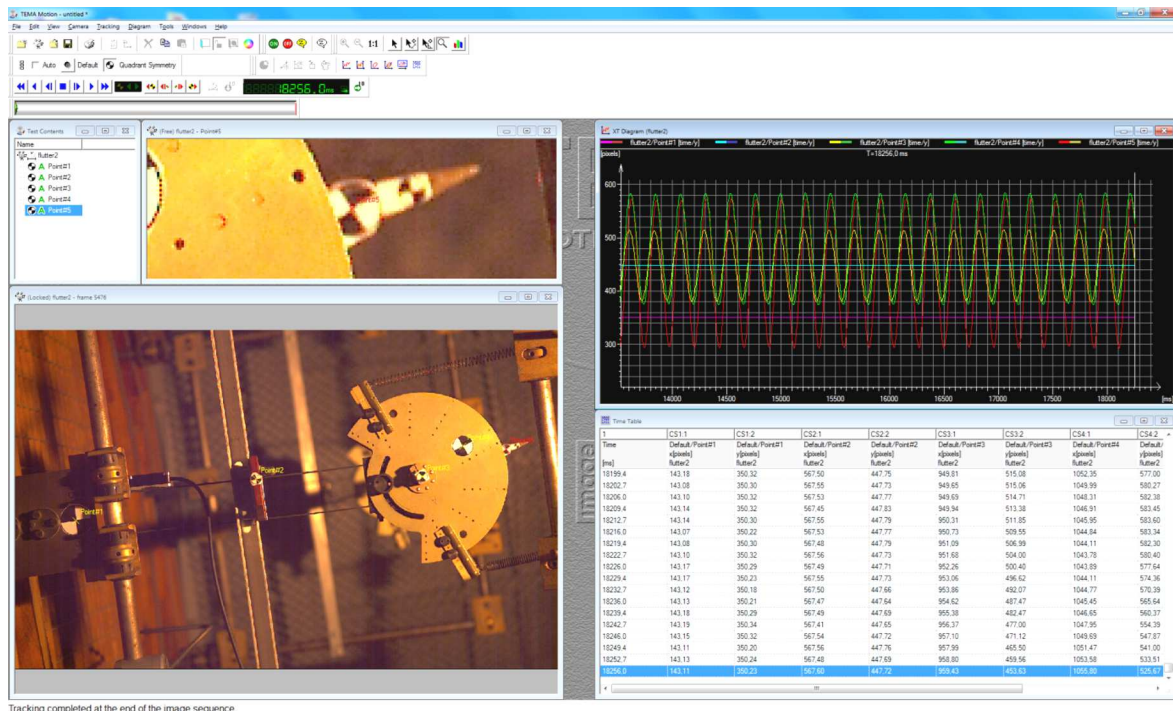
## 2. Pomiary eksperymentalne flatteru łopaty skrzydła

Badania flatteru giętno-skrętnego wykonano w tunelu aerodynamicznym Zakładu Mechaniki (rys. 2). Tunel aerodynamiczny jest tunelem uchylnym pozwalający na badania opływu w pozycji poziomej i pionowej. Tunel aerodynamiczny jest tunelem otwartą przestrzenią roboczą. Maksymalna prędkość przepływu w tunelu wynosi około 25 m/s. Główne stanowisko składa się ze stalowego stelażu przymocowanego do konstrukcji tunelu. Skrzydło zawieszono jest na czterech stalowych płaskownikach umożliwiającym ruch poprzeczny skrzydła oraz czterech sprężynach umożliwiającym obrót skrzydła względem osi obrotu. Łopate skrzydło wykonano z kompozytu zbrojonego włóknem szklanym. Do konstrukcji skrzydła zastosowano profil NACA 0015, cięciwa łopaty wynosi  $c = 0,22$  m. Rozpiętość skrzydła wynosi  $b = 1$  m. Długości sprężyn wynoszą  $l = 0,487$  m. Z wyznaczonych wymiarów wynika, iż punkt umiejscowienia osi obrotu leży dokładnie w punkcie  $1/4$  cięciwy profilu. W pracy przeprowadzono analizę rozwiniętego flatteru giętno-skrętnego skrzydła dla jednej prędkości przepływu. Do wyznaczenia prędkości w tunelu wykorzystano rurkę spiętrzeniową, umiejscowioną w przestrzeni pomiarowej. Na podstawie otrzymanych wartości ciśnienia wyznaczono prędkość przepływu  $V = 14,57$  m/s.



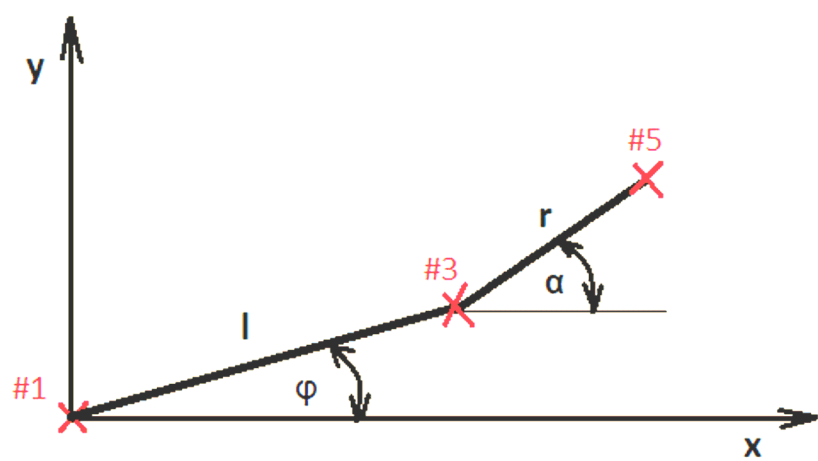
Rys. 2. Przestrzeń pomiarowa tunelu aerodynamicznego

Do pomiaru flatteru posłużono się szybką kamerą Phantom v12.1 firmy Vision Research. Za pomocą kamery rejestrowano ruch flatterowy ustalony w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego. Nagrany film był o rozdzielczości  $1280 \times 800$  (720p) oraz częstotliwości odświeżania 6242 klatek na sekundę. Metodą użytą do śledzenia ruchu obiektu przez kamerę, było śledzenie ruchu specjalnych markerów. Markery wydrukowano i naklejono na charakterystycznych punktach stanowiska flatterowego, na samej ramie jak i skrzydle. Dzięki markerom możliwe było śledzenie poszczególnych punktów na klatkach filmu. Określono w ten sposób ich pozycje w układzie współrzędnych związanym z nieruchomym obrazem filmu. Użyto dołączonego do kamery statywu, aby zapewnić nieruchomy obraz filmu. Do analizy pozycji markerów, został użyty program TEMA firmy Image Systems Motion Analysis (rys. 3).



Rys. 3. Kadr z obróbki filmu programem TEMA

Punkt nr #1 jest nieruchomy i stanowi początek nowego układu współrzędnych, wokół którego będziemy liczyć przemieszczenia kątowe punktów  $\alpha$  oraz  $\varphi$ , a następnie prędkości obrotowe  $\omega$  oraz  $\Omega$ . Te wartości potrzebne będą do zaimplementowania ruchu drgań flatterowych do programu ANSYS Fluent. Ruch oscylacyjny skrzydła został sprowadzony do modelu schematycznie pokazanego na rys. 4.



Rys. 4. Schematyczny rysunek modelu ruchu płata

2.1. Analiza ruchu skrzydła

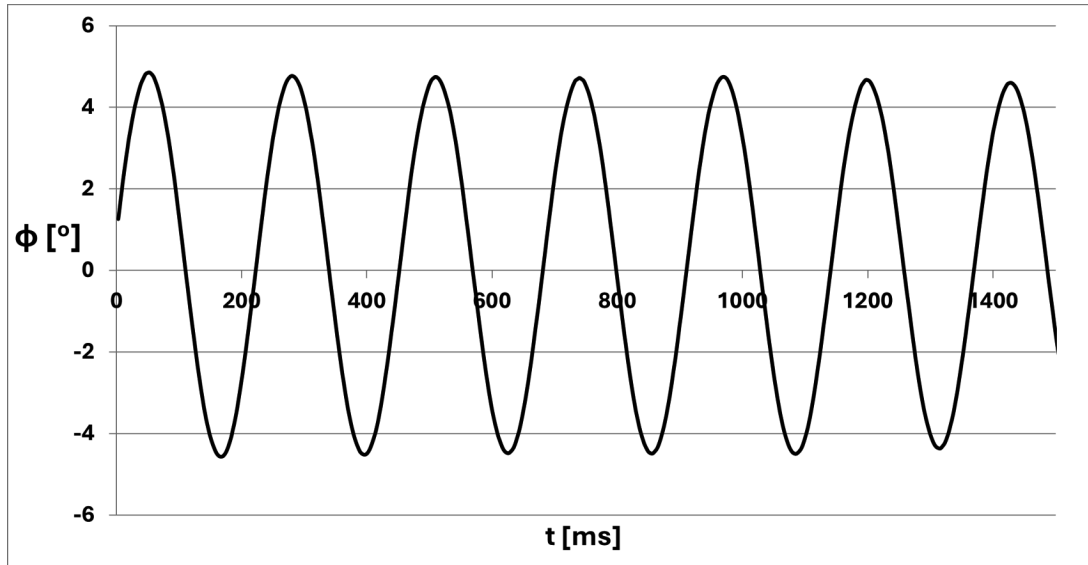
W pierwszej kolejności należało zająć się ruchem poprzecznym związanym z kątem  $\varphi$  oraz długością dłuższego ramienia  $l$  i krótszego ramienia  $r$ , którego długość będzie potrzebna do charakterystyki głównego ruchu obrotowego. Długość ta została wyliczona z danych współrzędnych dla punktów #1 oraz #3

$$|l| = \sqrt{(X_{\#3} - X_{\#1})^2 + (Y_{\#3} - Y_{\#1})^2} = 823 \text{ piksele}$$

$$|r| = \sqrt{(X_{\#5} - X_{\#3})^2 + (Y_{\#5} - Y_{\#3})^2} = 208 \text{ pikseli}$$
(2.1)

Kąt ruchu poprzecznego  $\varphi$  został wyznaczony ze wzoru

$$\varphi(t) = \arccos \frac{X_{\#3}(t)}{l}$$
(2.2)



Rys. 5. Przebieg kąta odchylenia ruchu poprzecznego

Na podstawie wykresu na rys. 5 wyznaczono okres drgań własnych na podstawie różnicy czasu między maksymalnymi kątami. Dla lepszej dokładności obliczeń sprawdzono okres dla kilku różnych maksimów i minimów funkcji. Otrzymane wyniki uśredniono i uzyskano okres drgań własnych równy  $T = 230$  ms. Odchyłki okresów od średniego są niewielkie (na poziomie 2%-3%), dlatego założono stałą prędkość kątową oscylacji harmonicznego ruchu poprzecznego, którą wyrażono wzorem

$$\omega_0 = \frac{2\pi}{T} = 27,32 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$
(2.3)

Wyznaczenie tych wartości jest potrzebne do przybliżenia oscylacji kąta  $\varphi$  ruchem harmonicznym, którego przebieg pokazano na rys. 6, zmiany kąta wyrażają się wzorami

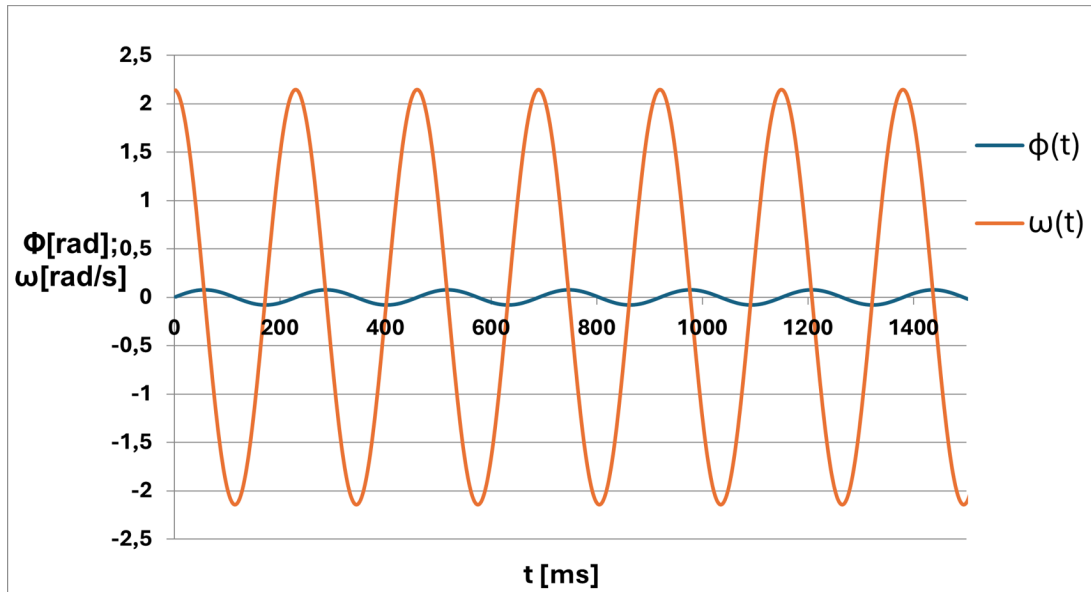
$$\varphi(t) = A_\varphi \sin(\omega_0 t) \quad \omega(t) = \frac{d\varphi(t)}{dt} = A_\varphi \omega_0 \cos(\omega_0 t)$$
(2.4)

W celu analizy ruchu obrotowego łopaty skrzydła przeprowadzono podobną analizę jak w przypadku ruchu poprzecznego, uwzględniając tym razem kąt oscylacji  $\alpha$  oraz prędkość obrotową  $\Omega$ . Potrzebna jest także długość ramienia  $r$  wyliczona poprzednio,  $r = 208$  pikseli. Do wyznaczenia przemieszczeń kątowych ruchu obrotowego wykorzystano następujące zależności

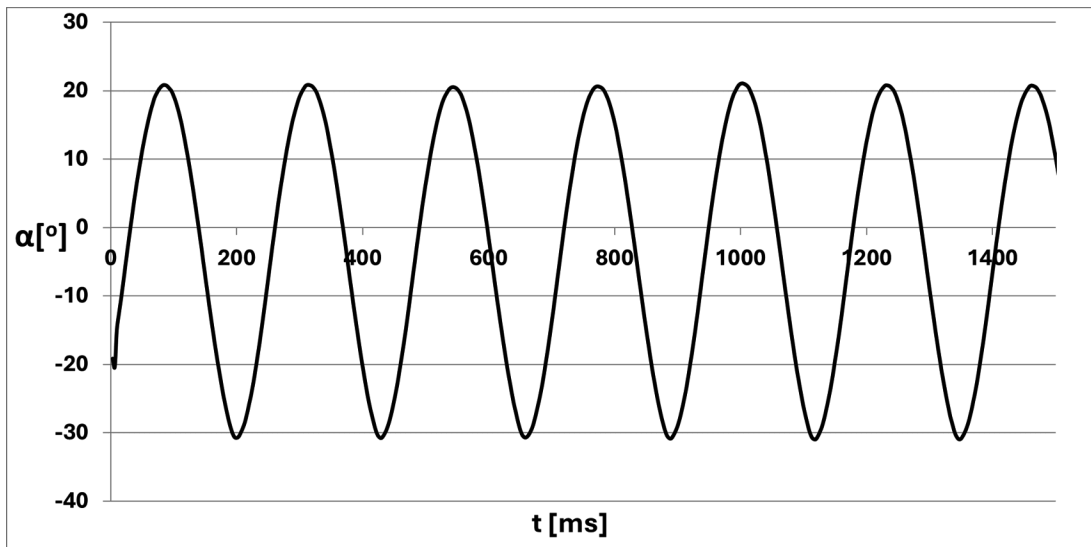
$$Y_{\#5} = l \sin \varphi + r \sin \alpha \implies \sin \alpha = \frac{Y_{\#5} - l \sin \varphi}{r}$$

$$\alpha(t) = \sin^{-1} \frac{Y_{\#5}(t) - l \sin \varphi(t)}{r}$$
(2.5)

Okres drgań ruchu obrotowego pokazanego na rys. 7 jest taki sam jak ruchu poprzecznego. Dlatego częstość drgań oraz częstotliwość wynoszą odpowiednio  $\Omega_0 = 27,32$  rad/s,



Rys. 6. Przebiegi funkcji kąta poprzecznego oraz prędkości kątowej



Rys. 7. Przebieg wychyleń głównych oscylacji

$f = 4,3478$  Hz. Kolejnym krokiem jest wyznaczenie równania ruchu oscylacji harmoniczných, którym zostanie przybliżona charakterystyka zmian kąta  $\alpha$ . W tym przypadku, oscylacja harmoniczna nie przebiega wokół osi  $Ox$ , tylko wokół kąta wychylenia początkowego  $\alpha_0$ . Dla takiego przypadku zmiana kąta oscylacji harmonicznej określona jest wzorem

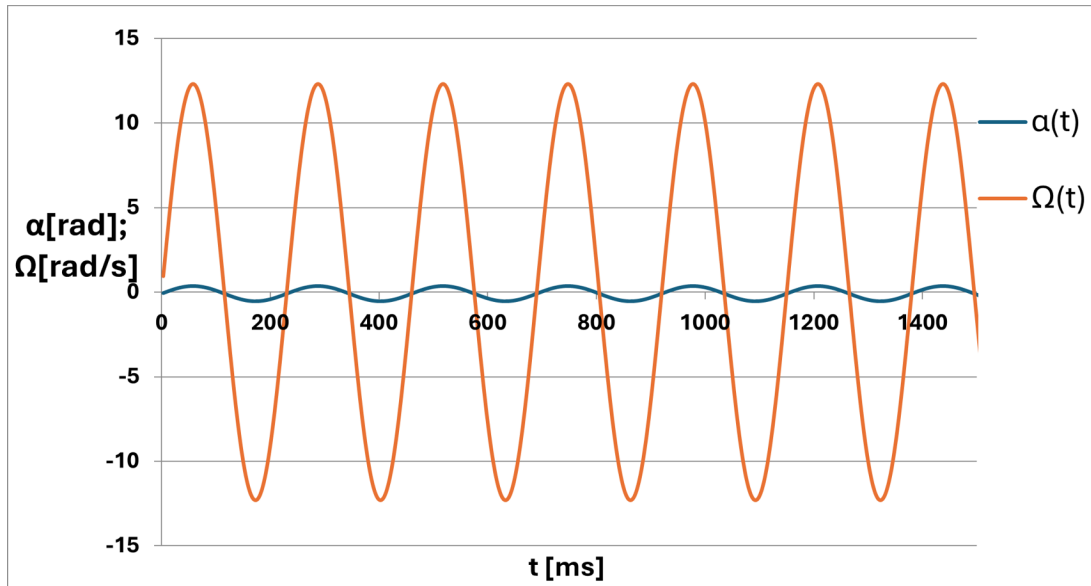
$$\alpha(t) = A_\alpha \sin(\Omega_0 t) + \alpha_0 \quad \Omega(t) = \frac{d\alpha(t)}{dt} = A_\alpha \Omega_0 \cos(\Omega_0 t) \quad (2.6)$$

gdzie  $A_\alpha$  – amplituda drgań

$$A_\alpha = \frac{\alpha_{max} - \alpha_{min}}{2} = \frac{20,816 + 30,759}{2} = 25,788^\circ = 0,4501 \text{ rad} \quad (2.7)$$

oraz  $\alpha_0$  – kąt początkowy oscylacji

$$\alpha_0 = \alpha_{max} - A_\alpha = -4,972^\circ = -0,08678 \quad (2.8)$$



Rys. 8. Przebiegi odchyleń i prędkości kątowych ruchu oscylacyjnego

Prędkość ruchu flatterowego zachowuje charakter oscylacji. Należy znaleźć ewentualne przesunięcie w czasie jednej funkcji względem drugiej. Niezbędne to będzie to prawidłowego zaimplementowania ich do programu, z zachowaniem poprawności fazy jednego kąta względem drugiego. Różnica w czasie między miejscem zerowym jednej funkcji a miejscem zerowym drugiej jest poszukiwanym przesunięciem, które wyniosło  $\Delta t = 33 \text{ ms} = 0,033 \text{ s}$ . Stosując tę poprawkę do wyznaczonych wzorów oscylacji harmonicznnych, zapisano wzory przebiegów kątowych (2.9) i prędkości kątowych (2.10), których przebieg zaprezentowano na rys. 9 i 10

$$\varphi(t) = A_\varphi \sin(\omega_0(t + \Delta t)) \quad \alpha(t) = A_\alpha \sin(\Omega_0 t) + \alpha_0 \quad (2.9)$$

oraz

$$\omega(t) = \frac{d\varphi(t)}{dt} = A_\varphi \omega_0 \cos(\omega_0 t + \Delta t) \quad \Omega(t) = \frac{d\alpha(t)}{dt} = A_\alpha \Omega_0 \cos(\Omega_0 t) \quad (2.10)$$

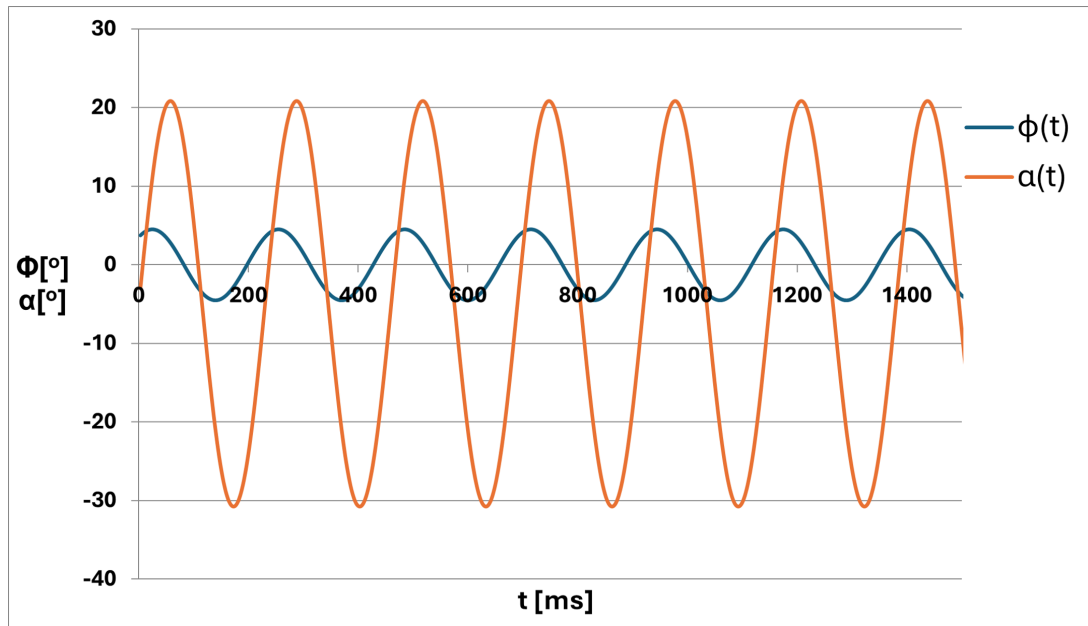
### 3. Model numeryczny i analiza opływu ustalonego

Do analiz numerycznych użyto programu ANSYS Workbench, a w szczególności jego moduł do analizowania przepływów (CFD) – ANSYS Fluent w wersji akademickiej 18.2. Dana wersja pozwala na stworzenie siatki o maksymalnej liczbie elementów 500 000. W obliczeniach metodami numerycznej mechaniki płynów wykorzystano dwuwymiarowy model skrzydła. Trójwymiarowa łopata o bardzo dużej rozpiętości przybliżona została modelem 2D, który stanowi jedynie profil NACA 0015.

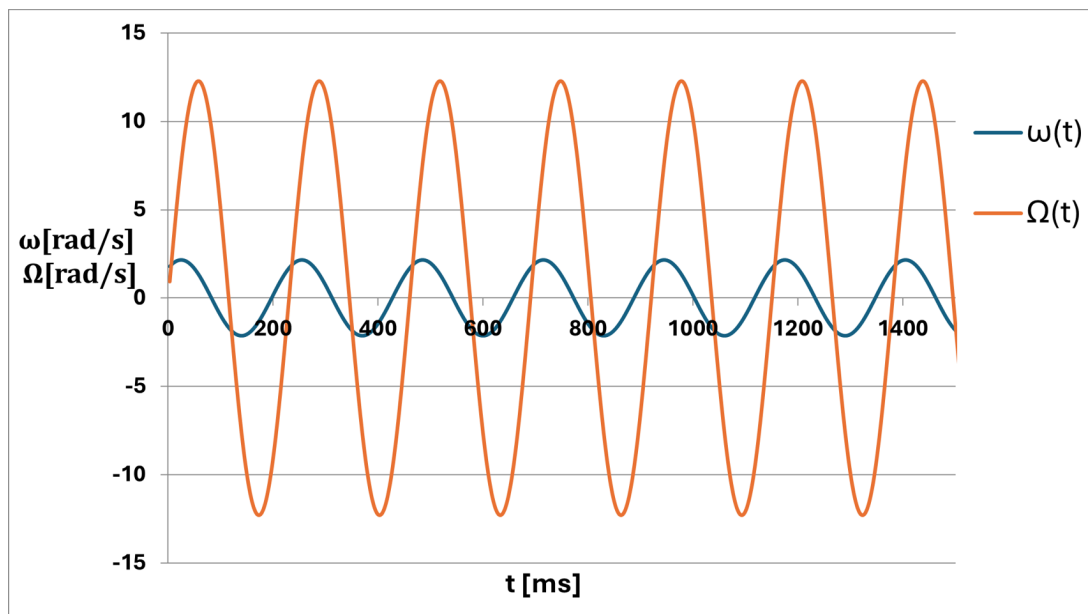
Schemat flatteru o dwóch stopniach swobody przedstawiono na rys. 11. Dwoma stopniami swobody w tym przypadku są: ruch pionowy góra-dół  $h(t)$  oraz obrót wokół osi zaczepienia modelu o kącie  $\alpha(t)$ .

Profil NACA 0015 wykonano na podstawie danych zaimplementowanych w postaci pliku tekstowego współrzędnych punktów [13]. Na podstawie punktów stworzono przebiegającą przez nie krzywą. Zamodelowano przestrzeń pomiarową jako kwadrat o środku w początku układu współrzędnych  $Oxy$  oraz bokach o długości  $a = 3 \text{ m}$  ( $a = 10c$ ,  $c$  – długość cięciwy). W pracy





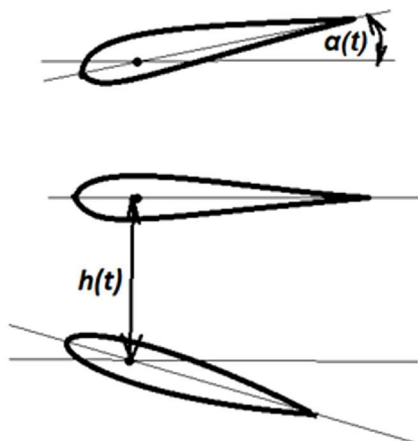
Rys. 9. Przebiegi wychyleń kątowych



Rys. 10. Prędkości kątowe obu przemieszczeń

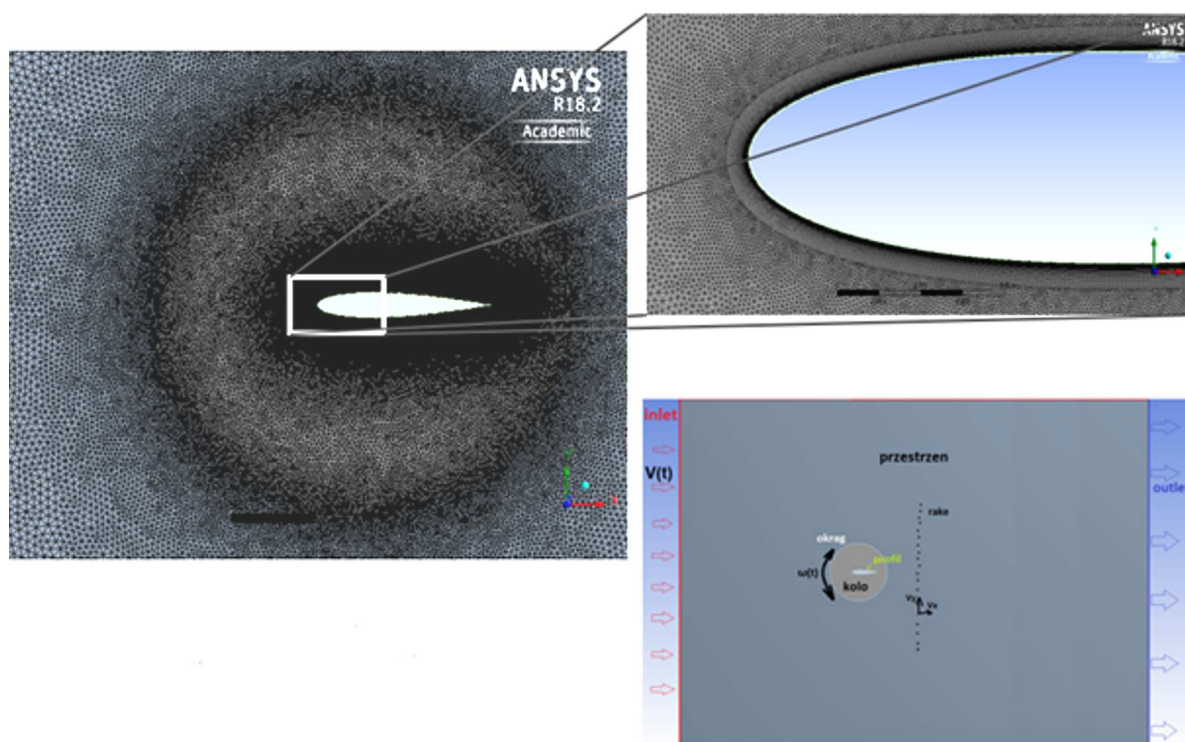
analizowany był przepływ nieustalony. Ruch obrotowy skrzydła zamodelowany był przy zastosowaniu metody *sliding mesh*. Metoda ta wymaga wyodrębnienia obszaru, który będzie obracał się wraz z zamodelowanym skrzydłem z prędkością kątową skrzydła. Dlatego stworzono mniejszą przestrzeń o powierzchni koła o promieniu  $r = 0,45$  ( $a = 2c$ ). Współrzędne środka tego koła są tożsame ze współrzędnymi środka aerodynamicznego profilu, a tym samym jest to także punkt zamocowania profilu do ramy, wokół którego następują oscylacje kątowe.

Siatka do obliczeń numerycznych CFD została stworzona w wewnętrznym programie ANSYS Workbench – ANSYS®Meshing™. Obszar podzielono, stosując siatkę strukturalną w pobliżu warstwy przyściennej oraz siatkę niestructuralną o elementach trójkątnych w pozostałym obszarze. Krawędzie profilu zostały podzielone na 1300 jednakowych elementów. Siatka strukturalna składała się z 35 warstw. Tempo wzrostu warstw siatki dla warstwy przyściennej wynosi 1,12.



Rys. 11. Wizualizacja dwóch stopni swobody

W przypadku siatki niestrukturalnej tempo wzrostu wynosił 1,03. Grubość pierwszej warstwy wynosiła  $9 \cdot 10^{-6}$  m. Liczba elementów na powierzchni profilu wynosiła 1300. To zapewniało wartość parametru wall  $y^+ < 1$  dla analizy ustalonej oraz nieustalonej. Liczba elementów siatki na krawędzi między obszarami wynosiła 600. Liczba elementów siatki wynosiła 232 001. Liczba węzłów wyniosła 140 350. Do weryfikacji stworzonej siatki obliczeniowej wykorzystano tą samą siatką dla obliczeń ustalonych oraz nieustalonych. Siatkę zademonstrowano na rys. 12.



Rys. 12. Domena obliczeniowa wraz z siatką objętości kontrolnych

### 3.1. Obliczenia charakterystyk profilu

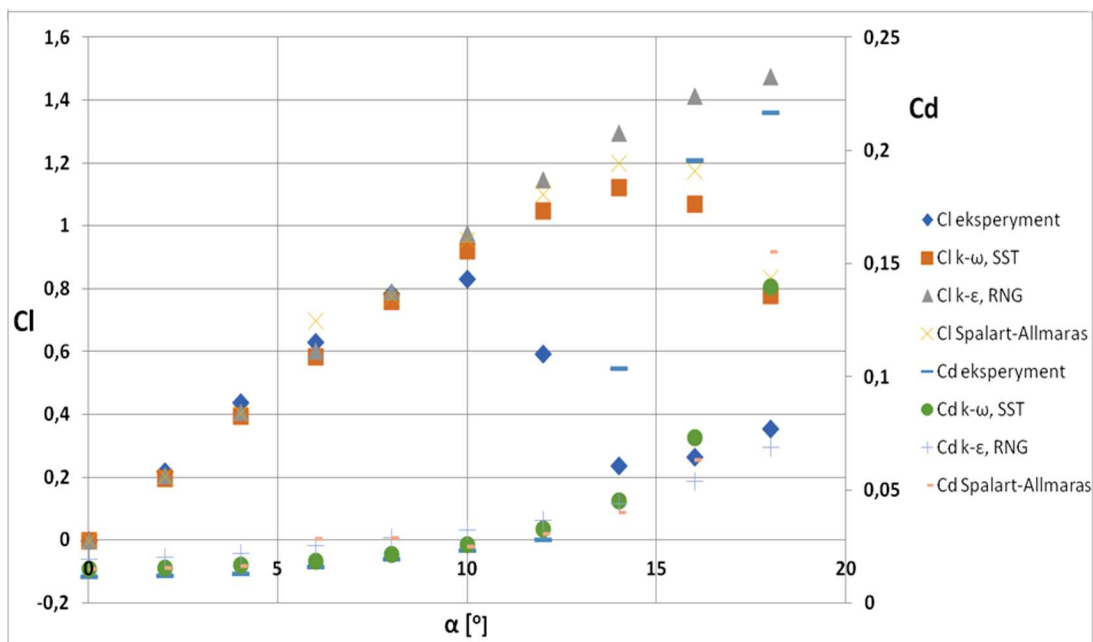
Obliczenia za każdym razem były przeprowadzone dla tej samej geometrii i siatki przedstawionych wcześniej. Profil podczas analiz ustalonych pozostawał nieruchomy. Kąt natarcia implementowano za pomocą zmian składowych prędkości wlotowej. Wartości funkcji  $y^+$  przyjmują pożądaną, przy tego typu obliczeniach, wartości  $y^+ \in (0; 1)$ . Przed znalezieniem danych

eksperymentalnych dla profilu NACA 0015 wyznaczono liczbę Reynoldsa  $Re$  do zaimplementowania odpowiednich wyników badań tunelowych, które posłużą do porównania z modelem numerycznym. Dla danych liczbowym analizowanego modelu otrzymano

$$Re = \frac{1,225 \cdot 14,57 \cdot 0,22}{1,7894 \cdot 10^{-5}} = 219437 \approx 0,2 \cdot 10^6 \quad (3.1)$$

Następnym krokiem dla modelu numerycznego przedstawionego w rozdziale wyżej było wyznaczenie charakterystyk profilu aerodynamicznego dla przepływu ustalonego dla wyliczonej liczby Reynoldsa. Pozwoliło to porównać otrzymane wyniki numeryczne z wartościami badań eksperymentalnych przeprowadzonych na profilu NACA 0015. Dane badań tunelowych zostały zaczerpnięte z literatury [14]. W przypadku opisywanej pracy istotne było otrzymanie charakterystyk współczynników aerodynamicznych takich jak współczynnik siły nośnej  $C_l$  oraz współczynnik oporu aerodynamicznego  $C_d$  w funkcji kąta natarcia profilu.

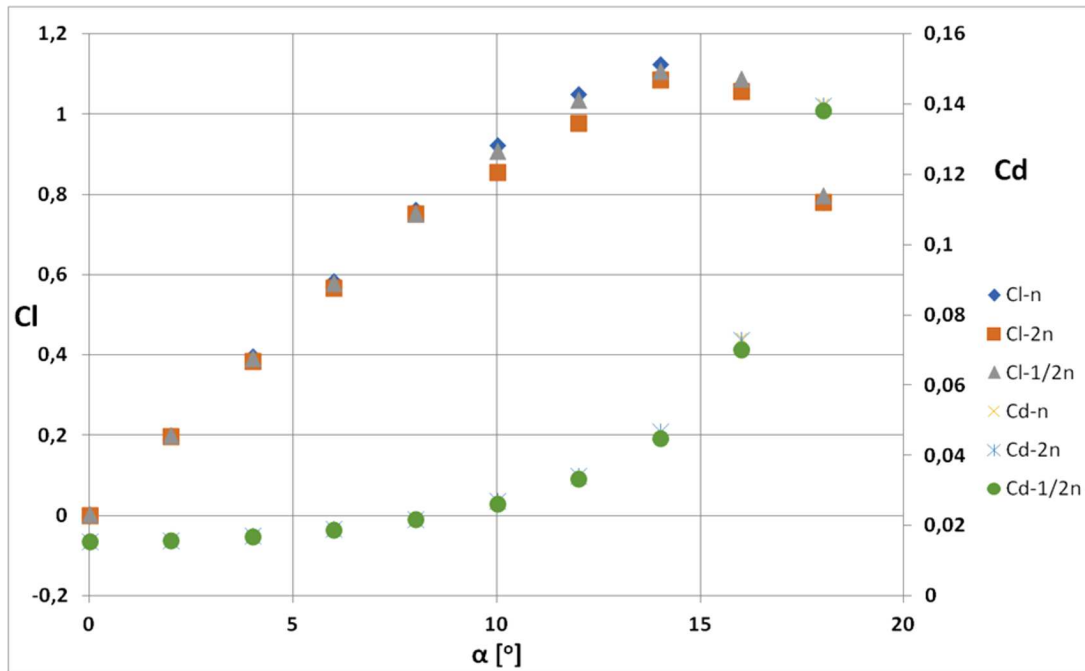
Na tys. 13 przedstawiono wyniki współczynnika siły nośnej oraz oporu aerodynamicznego dla poszczególnych modeli turbulencji. Zamieszczono na wykresach również dane eksperymentalne z badań tunelowych. Przeprowadzono analizę wpływu parametrów siatki obliczeniowej na wynik symulacji. Na rys. 14 zamieszczono wyniki analizy numerycznej metodą  $k-\omega$ , SST dla różnej liczby elementów na powierzchni badanego profilu. Liczba  $n$  przedstawiana na wykresach jest równa liczbie podziału elementów na powierzchni profilu i wynosi  $n = 1300$  elementów.



Rys. 13. Współczynniki siły nośnej i oporu aerodynamicznego profilu NACA0015

#### 4. Analiza przepływu nieustalonego

Głównym przedmiotem analizy numerycznej był ruch flatterowy w modelu nieustalonym (Transient). Tego typu analiza pozwoli na zaobserwowanie zmian modelu flatteru w czasie. Wyniki dla pewnego okresu czasu, a nie tylko dla pojedynczej chwili, dadzą szerszy obraz obserwowanego zjawiska oraz pozwolą na pełniejszą jego analizę pod kątem aerodynamicznym. Ruch flatterowy zamodelowany został w następujący sposób: ruch poprzeczny odwzorowano za pomocą zmiany kierunku prędkości wlotowej a ruch obrotowy implementowano poprzez zmienną prędkość kątową obszaru zawierającego profil (kolo).

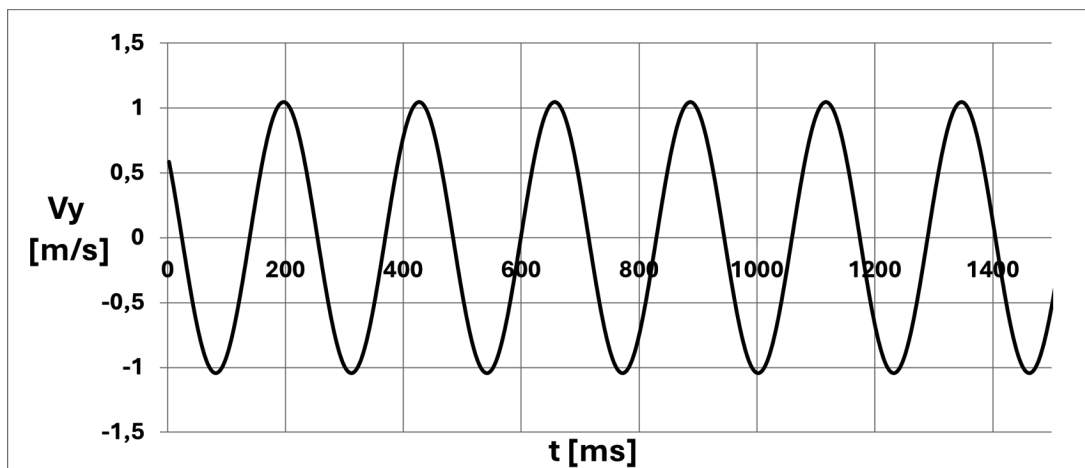


Rys. 14. Porównanie współczynników dla różnej liczby podziałów elementów w warstwie przyściennej

Otrzymano wartość prędkości pionowej na wlocie potrzebną do analizy ruchu flatterowego  $V_y \approx \omega \cdot l$ , której przebieg przedstawiono na rys. 15. Ruch obrotowy zamodelowano poprzez zmienną prędkość kątową  $\Omega(t)$ , która została wyjaśniona i wyznaczona w rozdziale 3

$$\Omega(t) = \frac{d\alpha(t)}{dt} = A_\alpha \Omega_0 \cos(\Omega_0 t) \quad (4.1)$$

Obrót odbywał się wokół stałego punktu 1/4 SCA, który jest jednocześnie punktem zaczepienia profilu i wokół którego się obraca. Przebieg prędkości pionowej w czasie dla badanego przypadku pokazano na rys. 15.



Rys. 15. Przebieg prędkości pionowej w czasie

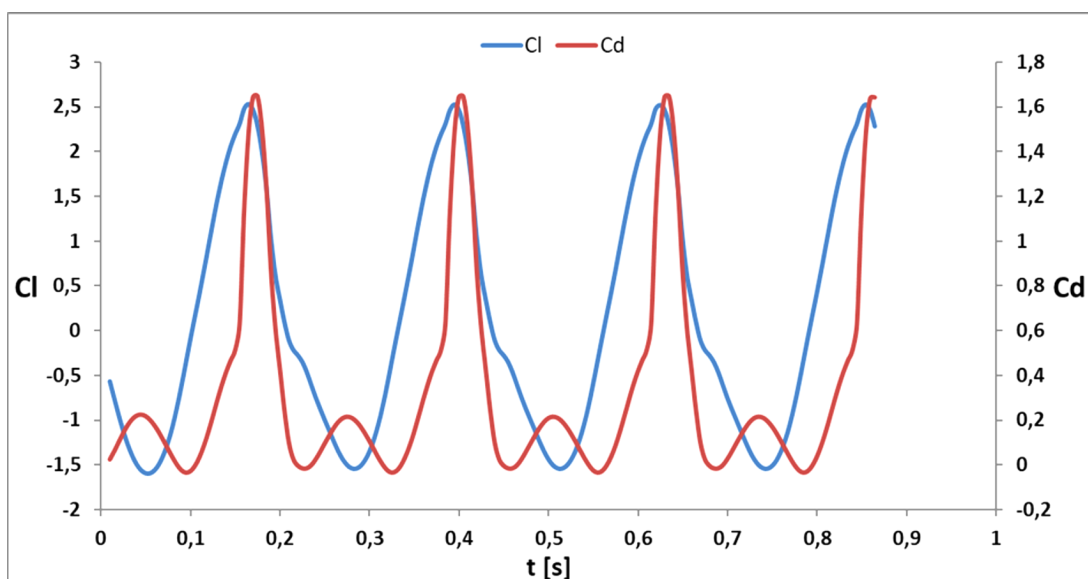
Kolejnym krokiem było zapisanie przedstawionych funkcji w sposób taki, aby możliwe było ich zaimplementowanie do programu analizy numerycznej CFD. Posłużyła do tego tak zwana User-Defined Function (UDF) [15]. UDF jako funkcja została zapisana w języku programowania C i może być dynamicznie załadowana bezpośrednio do obliczeń numerycznych. Stosowana jest

do udoskonalenia standardowych funkcji dostępnych w programie ANSYS Fluent. Możliwe jest za ich pomocą modyfikowanie np. warunków brzegowych, właściwości materiałowych, szybkość reakcji czy równania ruchu. Do zadania warunków brzegowych w postaci zmiennej prędkości pionowej względem czasu posłużono się funkcją DEFINE\_PROFILE. Za jej pomocą zdefiniowano niestandardowy profil na wlocie, który to jest zmienny w czasie. Do implementacji prędkości kątowej użyto makra DEFINE\_TRANSIENT\_PROFILE. Posłużono się tą funkcją do zadania zmiennej prędkości obrotowej na przestrzeni wokół profilu. Funkcja UDF w tekstowej formie jest przedstawiona na rys. 16.

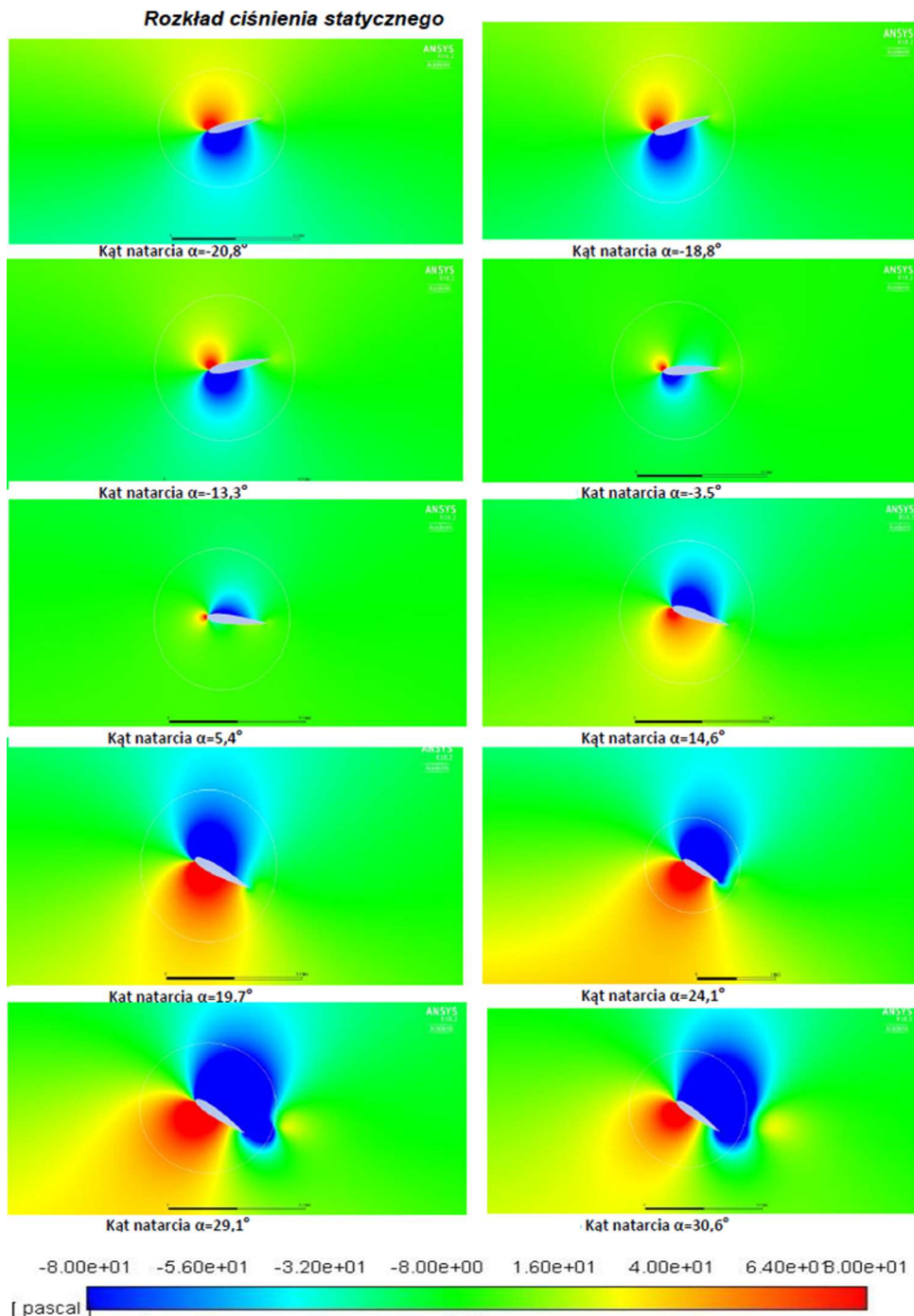
```
#include "udf.h"
#define PI 3.1415926537
#define OMEGA 27.32 /* omega taka sama dla obu ruchów */
#define Rad 0.487 /* ramie dluzsze */
#define rt 0.033 /* czas w s przesunięcia wykresow */
#define A 0.078557 /* amplituda ruchu poprzecznego rad */

DEFINE_TRANSIENT_PROFILE(speeda, time)
{
  real ampla = 0.4501; /* amplituda katowa w radianach*/
  real omegaa = ampla*OMEGA*cos(OMEGA*time);
  return omegaa;
}
DEFINE_PROFILE(inlet_y_velocity, ft, var)
{
  real flow_time;
  face_t f; /* Face index has its own type */
  flow_time = CURRENT_TIME; /* Special Fluent macro */
  begin_f_loop(f,ft) /* Fluent has special face loop macros too */
  {
    F_PROFILE(f,ft,var) = Rad*A*OMEGA*cos(OMEGA*(flow_time+rt)); /*predkosc pionowa na
    wejsciui */
  }
  end_f_loop(f,ft)
}
```

Rys. 16. Kod programu wsadowego UDF



Rys. 17. Charakterystyki aerodynamiczne profilu płata podczas ruchu flatterowego

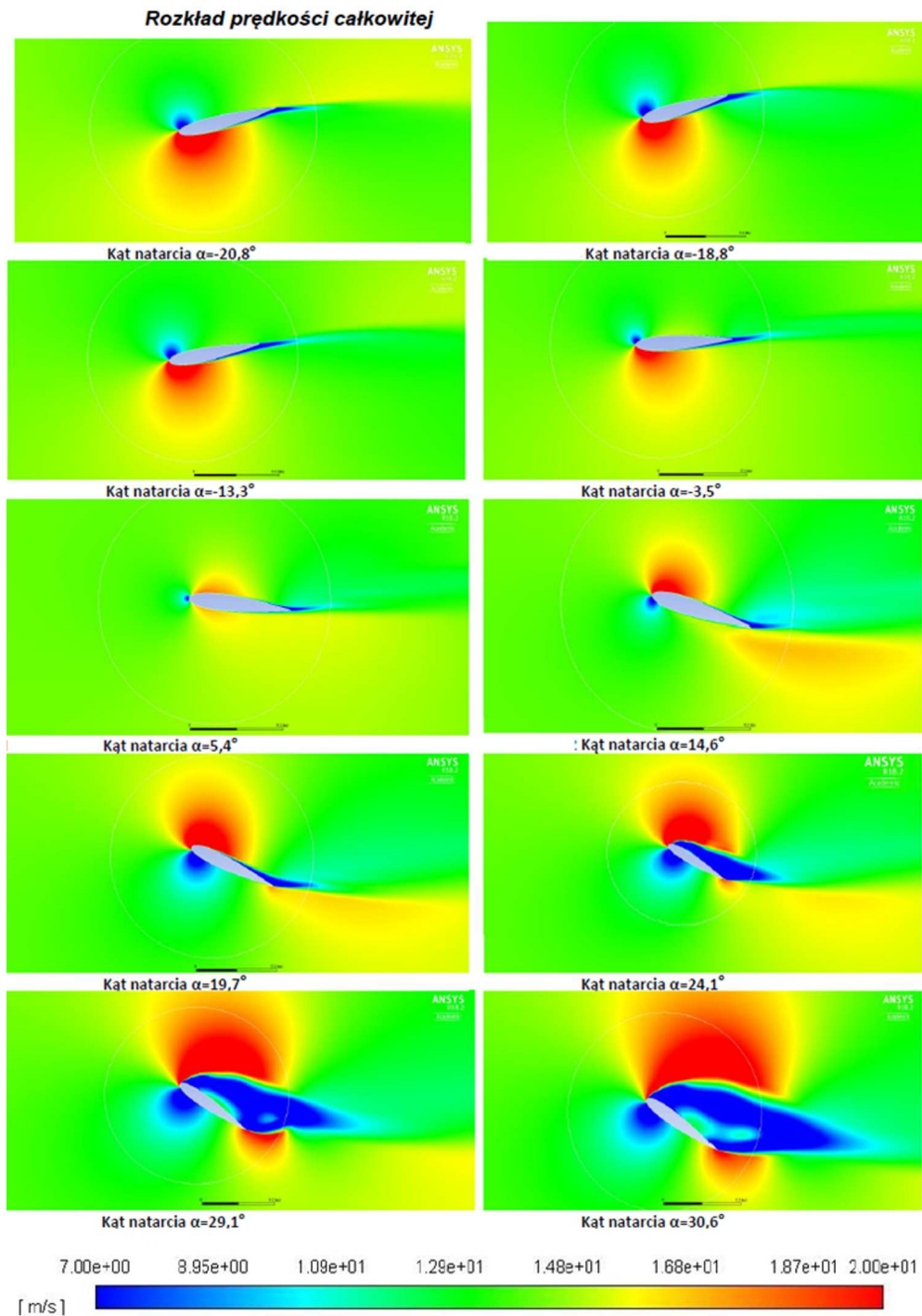


Rys. 18. Rozkład ciśnienia statycznego dla wybranych pozycji skrzydła

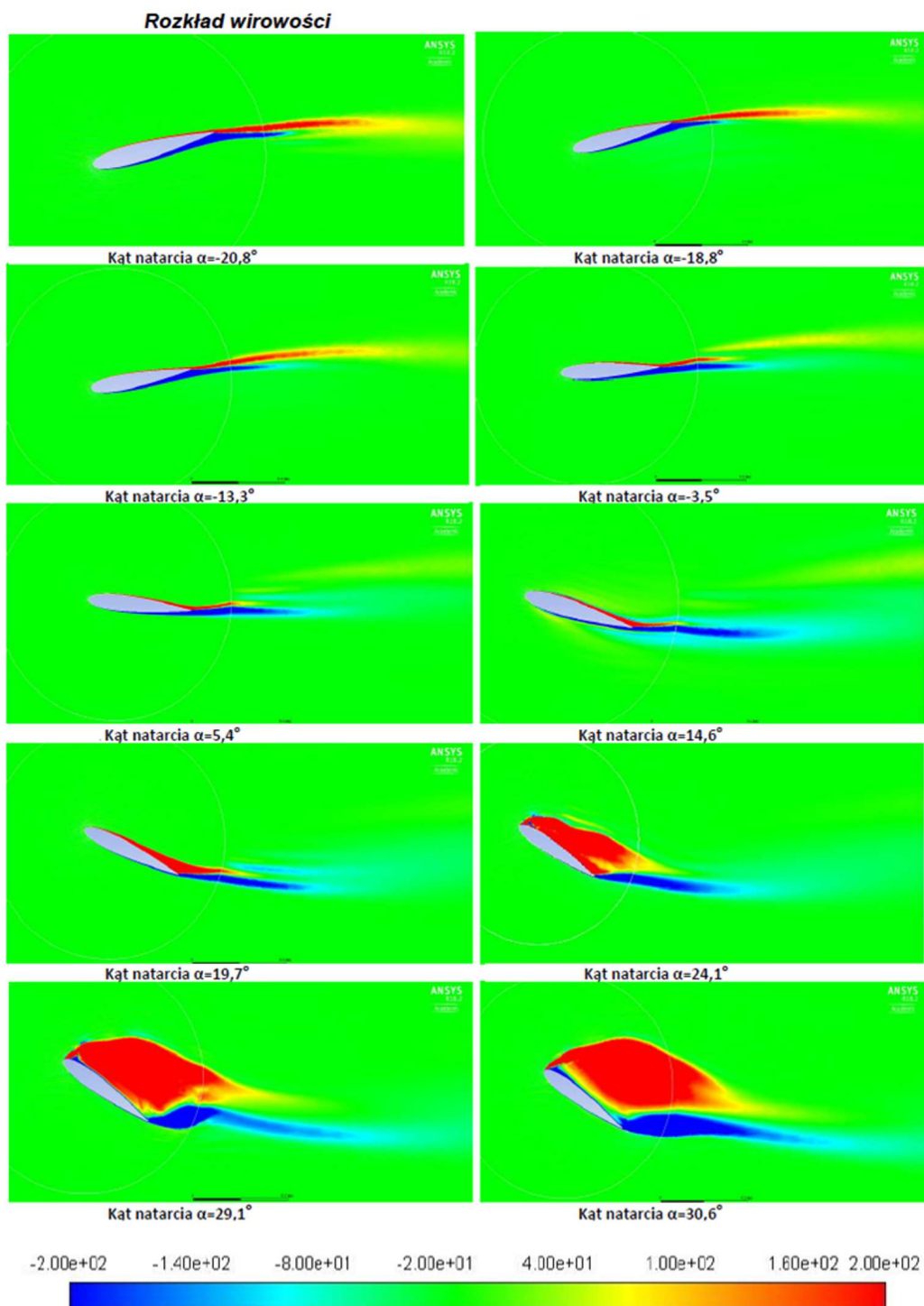
Analiza przepływu nieustalonego została przeprowadzona dla takich samych warunków jak dla przepływu ustalonego. Zaimplementowano stworzoną funkcję UDF. Prędkość pionowa ruchu poprzecznego została wdrożona do wlotowego warunku brzegowego (inlet). Prędkość wlotową rozróżniono na komponenty. Prędkość  $V_x$  pozostała stała i wynosiła 14,57 m/s. Natomiast prędkość  $V_y$  zastąpioną funkcją inlet\_y\_velocity, która została zaczerpnięta z załączonego UDFa. Prędkość kątową ruchu obrotowego została zadana na obszarze wokół profilu (kolo). Używano opcji Mesh Motion, do której wprowadzano prędkość obrotową z funkcji z UDF. Pozostałymi opcjami ustawionymi podczas wykonywania obliczeń były: krok czasowy  $dt = 5$  ms; liczba iteracji na krok czasowy  $I = 5000$ ; liczba kroków czasowych  $m = 200$ . Dla przepływu nieustalono-

nego przeprowadzono kilka analiz numerycznych. Ruch flatterowy ustalony scharakteryzowano za pomocą współczynników aerodynamicznych ( $C_l$  oraz  $C_d$ ) pokazane na rys. 17. Porównano także wykresy konturowe wielkości fizycznych takich jak: ciśnienie statyczne (rys. 18), prędkość całkowita (rys. 18) oraz wirowość (rys. 19). Funkcja wirowości została dodana jako funkcja niestandardowa

$$\omega_z = \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \tag{4.2}$$



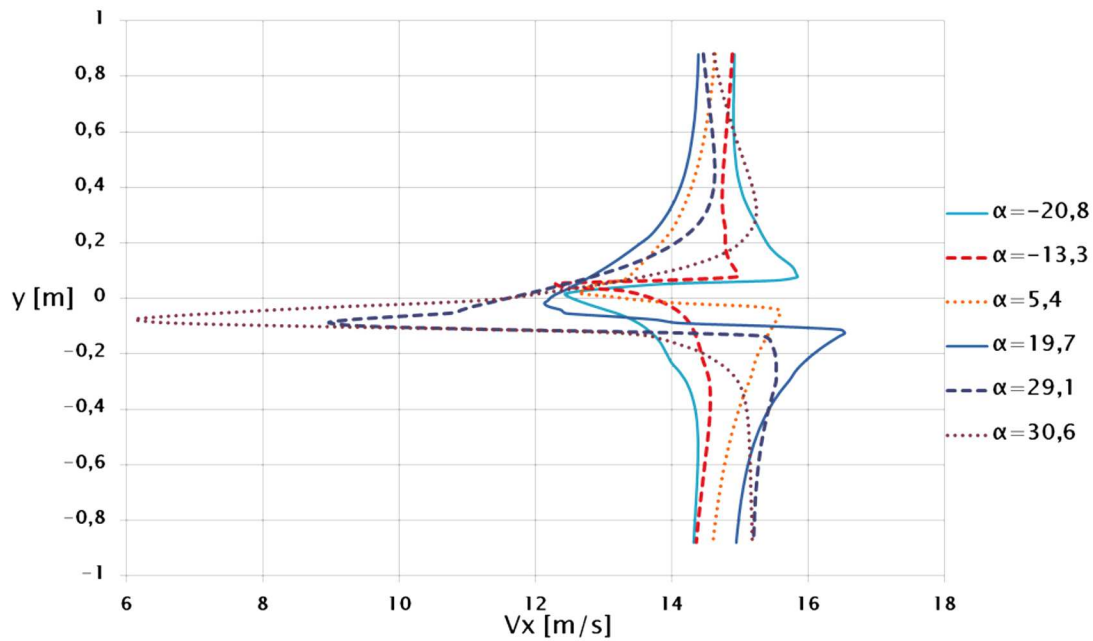
Rys. 19. Rozkład prędkości całkowitej dla wybranych pozycji skrzydła



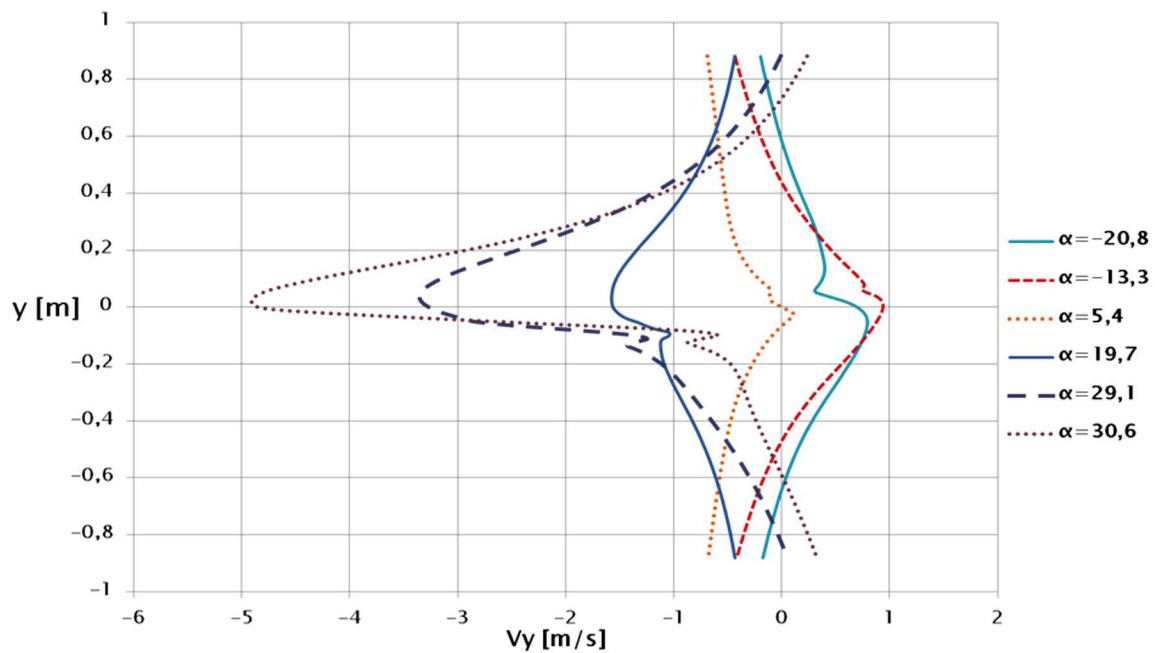
Rys. 20. Rozkład wirowości dla wybranych pozycji skrzydła

Kolejnymi wartościami otrzymanymi w wyniku analizy numerycznej są prędkości przepływu za badanym profilem. Do obliczenia prędkości naniesiono w programie Fluent tak zwany rake. Na stworzonej linii naniesiono 150 punktów. Na punktach odczytywano wartości prędkości pionowej i poziomej. Prędkości pionową i poziomą w śladzie aerodynamicznym za płatem pokazano na rys. 21 i 22.





Rys. 21. Przebieg prędkości poziomej za profilem dla różnych wysokości



Rys. 22. Przebieg prędkości pionowej za profilem dla różnych wysokości

### 5. Podsumowanie, wnioski i dalsze prace

Celem zaprezentowanych prac była analiza eksperymentalna flatteru giętno-skrętnego łopaty. Na podstawie ruchu łopaty uzyskanego za pomocą szybkiej kamery uzyskano dane wejściowe do obliczeń numerycznych. Na podstawie wyników z badań eksperymentalnych oraz numerycznych wyciągnięto następujące wnioski:

- Metoda rejestrowania ruchu flatterowego za pomocą szybkiej kamery nadaje się do tego typu analiz. Częstota drgań poprzecznych uzyskana za pomocą szybkiej kamery była o 8% większa w porównaniu z częstotliwością drgań uzyskaną za pomocą akcelerometru. Rezultaty

uzyskane za pomocą szybkiej kamery zależą od liczby klatek rejestrowanych przez kamerę oraz od sposobu ustawienia kamery (jej wypoziomowania, ustawienia względem skrzydła). Istotny wpływ na rejestrację drgań obiema metodami mogą mieć drgania tunelu aerodynamicznego.

- Podczas analizy ustalonej stwierdzono, iż modele turbulencji:  $k-\omega$ , SST oraz Spalart-Allmaras dają rezultaty najbardziej zbliżone do rezultatów eksperymentalnych dla badanej liczby Reynoldsa, jednak żadna z tych metod nie wyznacza w dokładny sposób sił aerodynamicznych analizowanego modelu. Dla małych kątów natarcia ( $\alpha < 10^\circ$ ) wszystkie modele turbulencji w satysfakcjonujący sposób wyznaczają współczynniki sił aerodynamicznych. Jednak dla większych kątów ( $\alpha > 10^\circ$ ) zawyżają one współczynniki siły nośnej i zaniżają współczynniki oporu aerodynamicznego. Może to być spowodowane małą wartością liczby Reynoldsa ( $Re \approx 0,2 \cdot 10^6$ ), dla której przeciągnięcie profilu, czyli gwałtowny spadek siły nośnej i gwałtowny przyrost oporu aerodynamicznego, na skutek zbyt dużego kąta natarcia, następuje już dla kąta natarcia ok.  $\alpha = 10^\circ$ . Modele turbulencji zaimplementowane w programie Fluent mają problem z prawidłowym modelowaniem przeciągnięcia oraz sił aerodynamicznych temu towarzyszących.
- Podczas analizy przepływu nieustalonego wyznaczono współczynniki aerodynamiczne łopaty skrzydła. Z przebiegów współczynników aerodynamicznych wynika harmoniczność obserwowanego ruchu. Ze względu na brak modelu turbulencji obliczającego w prawidłowy sposób współczynniki aerodynamiczne przy większych kątach natarcia, przebiegi mogą posłużyć jedynie do ogólnego spojrzenia na aerodynamikę modelu.
- Za pomocą wykresów konturowych: ciśnienia statycznego, prędkości całkowitej czy też wirowości można zaobserwować oderwanie na powierzchni profilu. Wykresy obrazują zmiany tych parametrów dla badanego zakresu kątów natarcia skrzydła. Porównując analizę numeryczną do wizualizacji eksperymentalnej, stwierdzono poprawność otrzymanych wyników. W obu przypadkach analiz oderwanie jest widoczne, zwłaszcza dla dużych kątów natarcia. Zjawisko to najlepiej zobrazowano na wykresach konturowych wirowości.
- Otrzymane wykresy rozkładów prędkości prezentują zaburzenia, które powstają w śladzie aerodynamicznym za skrzydłem. Dla prędkości poziomej stwierdzono zaburzenia, które są najbardziej widoczne dla dużych kątów natarcia. Przy prędkości pionowej otrzymano ciekawą zależność: wartość prędkości pionowej w śladzie za skrzydłem rośnie dla zmniejszania kątów natarcia do wartości ujemnych. Natomiast dla zwiększania kąta natarcia wartość prędkości pionowej maleje. Spowodowane to jest wirami oderwania powstającymi za skrzydłem oraz kierunkiem ich obrotu.

Wyniki i wnioski z przeprowadzonych prac wykazały, że istnieją dalsze możliwości badania zjawiska flatteru giętno-skrętnego skrzydła na stanowisku pomiarowym w tunelu aerodynamicznym Zakładu Mechaniki MEiL. Należy zastanowić się nad użyciem bardziej złożonego modelu turbulencji, który będzie w stanie dobrze zamodelować dynamiczny i złożony charakter opływu z występującym masywnym oderwaniem. Model turbulencji klasy Transition SST może poprawić otrzymywane charakterystyki aerodynamiczne. Duże bardziej zaawansowane modele, np. DES, LES, mogą dać jeszcze dokładniejsze wyniki. Należy zaznaczyć, że są to modele dużo bardziej kosztowne obliczeniowo, wymagające mocniejszych jednostek obliczeniowych. Kolejnym elementem do zmiany jest zastosowanie przenikania siatki Overset Mesh. Metoda ta może pozwolić na dokładniejsze zamodelowanie opływu wokół płata, poprzez brak obszaru przejścia między przestrzeniami obliczeniowymi. Zamodelowanie opływu 3D całej geometrii płata pozwoli na wyznaczenie dokładniejszego opływu względem eksperymentu. Sam eksperyment można wykonać w kilku innych metodach pomiarowych, jak np.: Particle Image Velocimetry (PIV), dmuchawa dymna, pomiar ciśnienia na powierzchni płata przez otwory pomiarowe. Metody te dostarczą dodatkowych wartości, które lepiej scharakteryzują opływ i ruch flatterowy.

## Bibliografia

1. BISPLINGHOF R.L., ASHLEY H., HALFMAN R.L., *Aeroelasticity*, Cambridge, Massachusetts, USA, Addison-Wesley, 2013, ISBN 9780486691893
2. SCANLAN R., ROSENBAUM R., *Drgania i flutter samolotów*, Warszawa, Państwowe Wydawnictwo Naukowe PWN, 1964
3. WRIGHT J.R., COOPER J.E., *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, Anglia, Chichester, John Wiley & Sons, 2007, ISBN1-118-48801-6
4. DOWELL E.H., CURTISS H.C., SCANLAN R.H., *A Modern Course in Aeroelasticity*, Alpen aan den Rijn, Holandia, Sijthof & Noordhoff, 2005, ISBN1-4020-2039-2
5. HODGES, DEWEY H., *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge, Cambridge University Press, 2011, ISBN 9780521195904
6. DULL F.A., *Podstawy drgań i aeroelastyczności, konspekt wykładu w wersji elektronicznej*, Warszawa, 2013
7. KEHOE M.W., *A Historical Overview of Flight Flutter Testing*, NASA TM-4720. Edwards: NASA Dryden Flight Research Center, 1995
8. JONSSON E., RISO C., LUPP C.A., CESNIK C.E.S., MARTINS J.R.R.A., EPUREANU B.I., Flutter and post-flutter constraints in aircraft design optimization, *Progress in Aerospace Sciences*, **109**, p. 100537, 2019
9. KRATOCHVIL A., VALENTA J., Active flutter suppression for light sport aircraft by a control surface split, *CEAS Aeronautical Journal*, 2024
10. RAJAMURUGU N., SATYAM M., MANOJ V., NAGENDRA V., YAKNESH S., SUNDARARAJ M., Investigation of static aeroelastic analysis and flutter characterization of a slender straight wing, *International Journal of Automotive and Mechanical Engineering*, **21**, 11203-11219, 2024
11. SAFRONOV O., SEMON B., NEDILKO O., HORINA A., Conditions for simulation of transonic flutter of aerodynamic control surfaces of supersonic aircraft in wind tunnels, *Strength of Materials and Theory of Structures*, 81-96, 2023
12. GOIZUETA N., WYNN A., PALACIOS R., DRACHINSKY A., RAVEH D., Flutter predictions for very flexible wing wind tunnel test, *Journal of Aircraft*, **59**, 1-16, 2022
13. [www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il](http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il), [dostęp 18 Maja 2024]
14. PARASCHIVOIU I., *Wind Turbine Design: With Emphasis on Darrieus Concept Hardcover*, Kanada, Polytechnic International Press, 2002, ISBN 2553009313
15. ANSYS Fluent UDF Manual, USA, Listopad 2013

## Numerical and experimental analysis of the wing flutter

The aim of the study was the experimental and numerical analysis of the bending-torsional flutter of a wing blade. The flutter motion was investigated on a measurement stand belonging to the Department of Mechanics at the Faculty of Power and Aeronautical Engineering. The measurement stand was placed in an open measurement area of a tiltable wind tunnel. The flutter phenomenon was studied for a single flow velocity, for which flutter oscillations were steady. The experimental studies were divided into two stages: The first stage involved using a high-speed camera to analyze the flutter oscillatory motion with the use of attached markers. In the film obtained from the camera, the movement of the markers was tracked using a special film analysis software. This allowed for obtaining the trajectories of specified points. Based on the obtained characteristics of these points, the transverse and rotational movements of the blade were determined. The numerical analysis of the flutter was performed based on the geometric data of the actual wing. The kinematic parameters of the wing motion were obtained from the high-speed camera, and the air flow parameters found in the wind tunnel. The study included a steady-state analysis

of the NACA 0015 airfoil characteristics and an unsteady analysis of the fluttering wing. The numerical analysis of the steady-state characteristics of the airfoil was conducted using ANSYS Fluent software with the turbulence models: Spalart-Allmaras, RNG  $k-\varepsilon$ , and SST  $k-\omega$ . The results were compared with experimental data taken from the literature. The aerodynamic force coefficients were satisfactory in comparison to the experiment within the range of  $\pm 10\%$ . The best results were obtained for the SST  $k-\omega$  model. The fluttering wing analysis was performed using only the SST  $k-\omega$  turbulence model. The study presents the aerodynamic forces, distributions of static pressures, total velocities, vorticity, and velocities in the wake. The obtained results of velocity and pressure distributions indicate the occurrence of dynamic separation. The method used in the research was suitable for analyzing flutter with two degrees of freedom.