

PROBLEMY MODELOWANIA OPIŁYWU PROFILU NACA 0018 PRZY WYKORZYSTANIU KLASYCZNEGO MODELU TURBULENCJI SST $k-\omega$ ORAZ MODELU KORELACYJNEGO $\gamma-Re_\theta$

KRZYSZTOF ROGOWSKI, JAN MICHNA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa

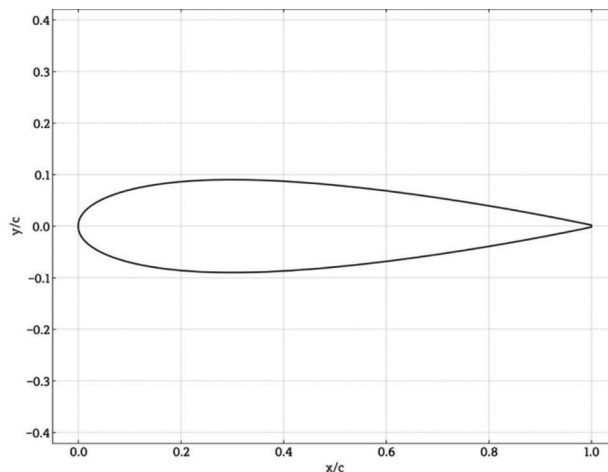
e-mail: krzysztof.rogowski@pw.edu.pl; jan.michna.dokt@pw.edu.pl

W niniejszym artykule zestawiono przegląd najważniejszych rezultatów trzyletnich badań autorów nad z pozoru łatwym opływem symetrycznego profilu aerodynamicznego NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa oraz dla kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia. Badania były prowadzone metodami numerycznymi dynamiki płynów przy wykorzystaniu modelu turbulencji $k-\omega$ SST i modelu korelacyjnego $\gamma-Re_\theta$. Celem autorów było sprawdzenie potencjału zastosowanych modeli do wyznaczenia osiągnięć aerodynamicznych profilu, wykorzystując jedynie dwuwymiarowe modele przepływu. Wyniki badań pokazały, że klasyczny dwurównaniowy model turbulencji $k-\omega$ SST jest zbyt mało dokładny w zakresie małych liczb Reynoldsa, natomiast model korelacyjny daje rezultaty znacznie lepsze, jednak wymaga kalibracji. Otrzymane biegunowe profilu NACA 0018 wykorzystano również jako dane wejściowe dla zmodyfikowanej metody elementu łopaty, aby oszacować składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika Darrieusa. Badania pokazały, że obciążenia aerodynamiczne łopaty wirnika istotnie zależą od jakości wprowadzonych danych.

1. Wstęp

Symetryczny profil NACA 0018 (rys. 1) opracowany przez Amerykański Komitet Doradczy do spraw Aeronautyki (ang. *National Advisory Committee for Aeronautics*, w skrócie NACA) jest stosunkowo często wykorzystywany przez konstruktorów do projektowania siłowni wiatrowych Darrieusa. Wynika to z kompromisu między dostatecznie dobrymi osiągnięciami aerodynamicznymi profilu oraz z jego dostatecznie dużej grubości względnej zapewniającej odpowiednią sztywność łopaty wirnika na zginanie. Należy jednak pamiętać, że profile czterocyfrowe serii NACA nie były projektowane z myślą o takich warunkach przepływu. Chodzi tu przede wszystkim o zakres liczb Reynoldsa, który waha się między 40 000 (wirnik o średnicy 0,6 m, prędkość obrotowa 300 obr/min) a 2 900 000 (wirnik o średnicy 17,6 m, prędkość obrotowa 78 obr/min) [1], [2]. Dotychczas zbudowano oczywiście wirniki o większych mocach znamionowych i większych średnicach, jednak obecnie tak duże konstrukcje rozważa się jedynie teoretycznie dla rozwiązań typu *offshore* [3], [4].

Do analizy osiągnięć aerodynamicznych tych urządzeń opracowano kilka metod. Najmniej kosztowne obliczeniowo są metody oparte o teorię strumieniową, wykorzystywane również do analizy osiągnięć aerodynamicznych śmigieł oraz klasycznych siłowni wiatrowych o pionowej osi obrotu. Nieco bardziej zaawansowane są metody wirowe, zwane po angielsku *vortex models*. Metody te bywają niekiedy nazywane metodami zredukowanymi. Współczesne metody numeryczne mechaniki płynów są obecnie wciąż zbyt kosztowne numerycznie i zbyt mało dokładne dla kątów natarcia powyżej krytycznego kąta natarcia. Dlatego w dalszym ciągu powszechnie wykorzystuje się metody oparte na kombinacji teorii strumieniowej i teorii elementu łopaty. Metody te wymagają jednak danych wejściowych w postaci charakterystyk aerodynamicznych profili. Badania opublikowane przez Rogowskiego i in. w 2021 roku [5] pokazują duży wpływ charakterystyk



Rys. 1. Profil NACA 0018

aerodynamicznych profilu na charakterystyki składowych siły aerodynamicznej łopaty wirnika, to zagadnienie jest również dyskutowane w ostatniej części tego artykułu.

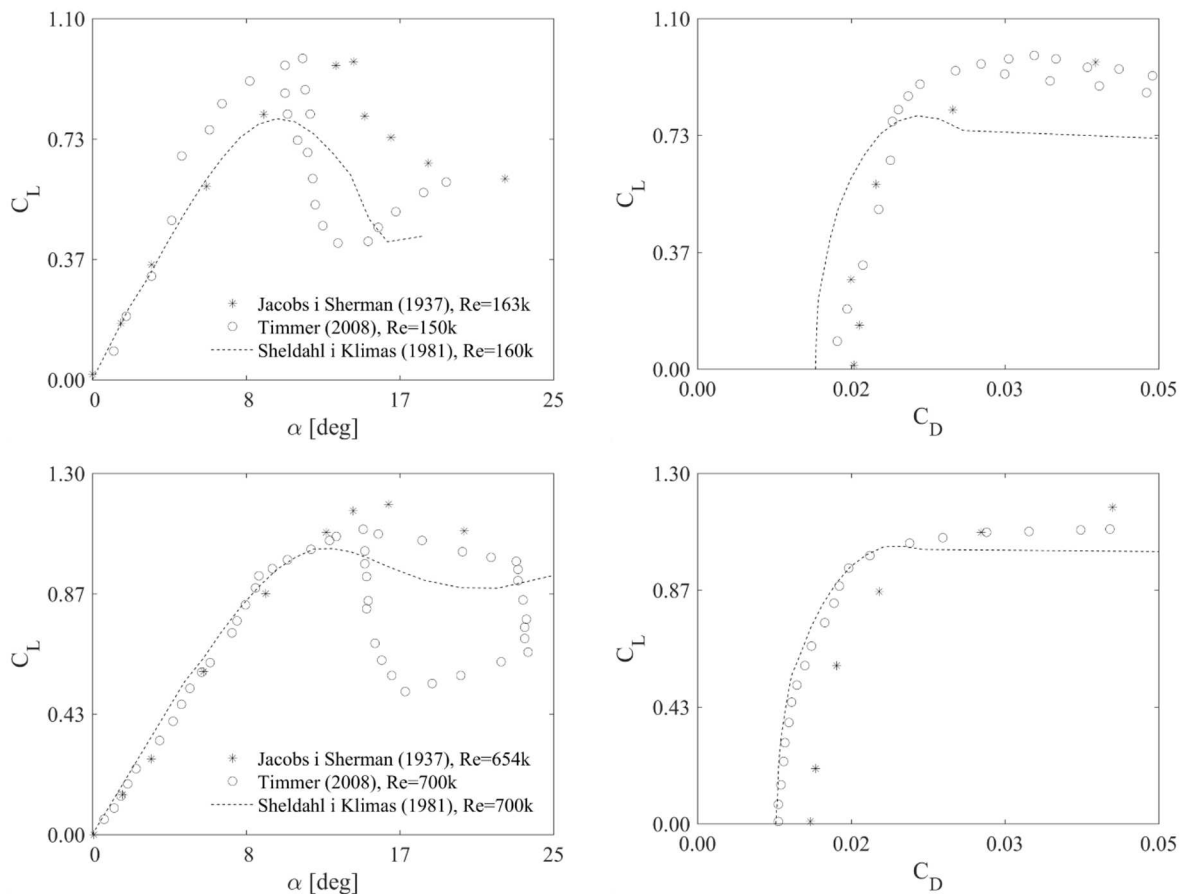
2. Badania eksperymentalne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa

Dużym ograniczeniem w rozwoju metod zredukowanych oraz tym samym w optymalizacji aerodynamicznej wirnika Darrieusa i analizie jego własności dynamicznych był i nadal jest brak dobrej jakości danych eksperymentalnych profili aerodynamicznych dla typowych warunków pracy tych urządzeń. Pierwsze badania eksperymentalne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa przeprowadzili Jacobs i Sherman w 1937 roku [6]. Zgodnie z najlepszą wiedzą autorów tego artykułu, aż do 2008 roku nie pojawiły się żadne nowe badania eksperymentalne tego profilu [7]. Począwszy od 2008 roku baza nowych badań eksperymentalnych na ten temat znacznie wzrosła, co wynikało między innymi z większego zainteresowania mikroelektrowniami wiatrowymi o pionowej osi obrotu. Duży wkład w wypełnieniu luk w stanie wiedzy w tym zakresie wniósł między innymi profesor Serhiy Yarusevych z University of Waterloo [8]. Wiele z jego prac dotyczy trudnych do analizy zjawisk przejścia lamiarno-turbulentnego w warstwie przyściennej wokół profilu. Na uwagę zasługuje również praca [9], która streszcza większość współczesnych badań eksperymentalnych oraz numerycznych profilu NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa.

W tym miejscu warto jednak wspomnieć o pewnym zagadnieniu. Tak jak wspomniano w poprzednim akapicie, w okresie od 1937 do 2008 roku nie opublikowano żadnych nowych wyników badań eksperymentalnych profilu NACA 0018. Bynajmniej nie wynikało to z braku zainteresowania koncepcją Darrieusa. Wręcz przeciwnie, to właśnie szeroko zakrojone prace nad siłowniami wiatrowymi o pionowej osi obrotu prowadzone w latach 70. i 80. XX wieku zaowocowały powstaniem raportu Sheldahla i Klimasa [10], traktowanego przez wielu badaczy jako źródło badań eksperymentalnych. Motywacją powstania tego raportu były zbyt duże ograniczenia charakterystyk opracowanych przez Jacoba i Shermana. Badania Jacoba i Shermana były wykonane dla liczb Reynoldsa w zakresie od 41 400 do 2 970 000. Większym problemem tych danych był jednak zbyt mały zakres kątów natarcia, który wynosił od -2° do 28° . Natomiast w przypadku siłowni wiatrowych Darrieusa potrzebny jest znacznie większy zakres kątów. Wyniki badań Sheldahla i Klimasa znalazły się również w znanej książce *Wind Turbine Design: With Emphasis on Darrieus Concept* autorstwa Iona Paraschivoiu [4]. Książka ta jest podsumowaniem

prac prowadzonych przez Sandia National Laboratories oraz stała się przewodnikiem dla podejścia zwanego Double-Multiple Stream Tube (w skrócie DMST, niekiedy wykorzystuje się skrót DMS), czyli metody umożliwiającej szybkie wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych wirnika Darrieusa z łopatom zarówno prostymi jak również profilowanymi. Jest to jedna z najbardziej zaawansowanych metod opartych o teorię strumieniową w kombinacji z teorią elementu łopaty. Raport [10] streszcza wyniki serii pomiarowych czterech profili NACA-0009, -0012, -0015 oraz zmodyfikowanego profilu NACA 0012H dla małych i średnich liczb Reynoldsa. Otrzymane wyniki pomiarów tunelowych zostały następnie ekstrapolowane na profile NACA-0018, -0021 oraz -0025. Dlatego w przypadku profilu NACA 0018 i grubszych rezultatów opublikowanych w pracy [10] nie można traktować jako wyników eksperymentalnych, lecz jako wyniki obliczeń.

Na rys. 2 porównano charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0018 otrzymane w 1937 roku przez Jacobsa i Shermana z charakterystykami zmierzonymi przez Timmera w 2008 roku. Dodatkowo dla porównania na rysunku naniesiono również charakterystyki obliczone przez Sheldahla i Klimasa. Dla przejrzystości tych wykresów na rys. 2 przedstawiono jedynie rezultaty eksperymentalne otrzymane przez Timmera, ponieważ późniejsze badania eksperymentalnie innych badaczy nie wykazują istotnych różnic w porównaniu z tymi biegunowymi [9]. Dodatkowo na rysunku zestawiono serie pomiarowe dla dwóch liczb Reynoldsa 160 000 oraz 700 000. Wykresy te jasno pokazują, że w przypadku mniejszej z liczb Reynoldsa rozbieżność uzyskanych charakterystyk jest bardzo duża. Ponadto najmniej wiarygodną serią danych jest ta otrzymana z ekstrapolacji. Wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa rozbieżność w charakterystykach aerodynamicznych profilu jest już znacznie mniejsza [9].



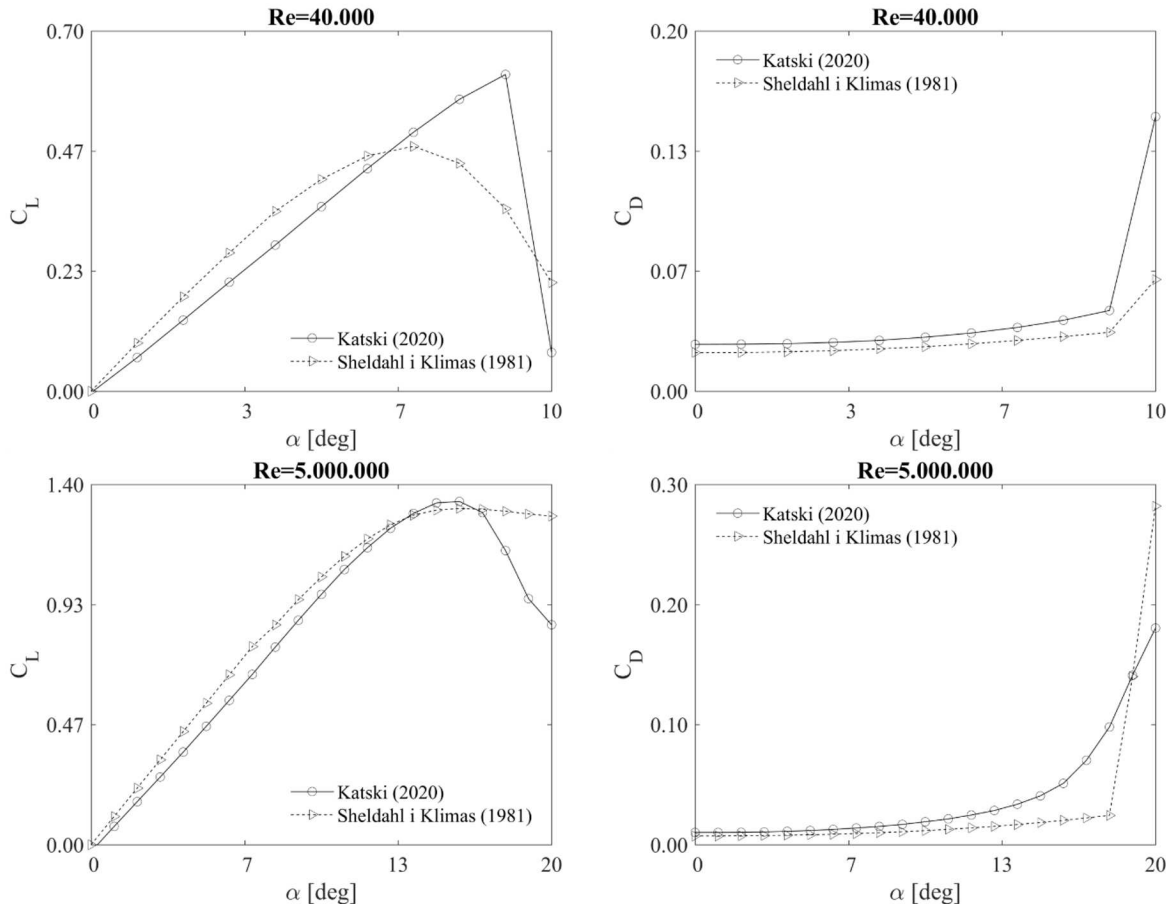
Rys. 2. Osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa 160 000 (rysunki górne) oraz dla liczby Reynoldsa 700 000

3. Badania numeryczne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa

Wraz z rozwojem technologii komputerowej pojawiły się techniki numeryczne pozwalające rozwiązywać uśrednione równania Naviera-Stokesa dla bardziej skomplikowanych przepływów. Uśrednienie równań pędu dla przepływu spowodowało konieczność opracowania matematycznych modeli turbulencji celem rekompensaty informacji utraconych w wyniku uśrednienia. Liczba dotychczas opracowanych modeli turbulencji jest imponująca, jednak nadal nie powstał jeden uniwersalny model dla wszystkich klas przepływu. Obecnie niemal każdy komercyjny solver tak zwanej „obliczeniowej mechaniki płynów” (ang. *Computational Fluid Dynamics*, w skrócie CFD) posiada zaimplementowanych przynajmniej kilka różnych modeli turbulencji różniących się od siebie stopniem złożoności, który to stopień bardzo często przejawia się liczbą dodatkowych równań transportu koniecznych do rozwiązania. Spośród bardzo wielu dotychczas opracowanych modeli turbulencji jedynie kilka zyskało większą popularność. Należą do nich między innymi dwa dwurównaniowe modele: $k-\omega$ i $k-\varepsilon$. Jednak liczne badania dowodzą, że znacznie dokładniejsze i bardziej stabilne są ich zmodyfikowane wersje, np. RNG $k-\varepsilon$, realizable $k-\varepsilon$ czy SST $k-\omega$. W szczególności ten ostatni z wymienionych modeli zyskał powszechne uznanie w środowisku lotniczym. W ostatnich wersjach programu ANSYS Fluent stał się on nawet modelem domyślnym [11]. Wybór modelu turbulencji jest jednym z kluczowych etapów modelowania CFD. Natomiast model turbulencji SST $k-\omega$ wydaje się dobrym punktem startowym w obliczeniach.

B. Kątski w swojej pracy dyplomowej [12] przeprowadził serię obliczeń profilu NACA 0018 oraz dla bardzo szerokiego zakresu liczb Reynoldsa od 10 000 do 10 mln, co pokrywa pełen zakres liczb Reynoldsa wykorzystanych w badaniach Sheldahla i Klimasa [10]. Ponieważ w pracy dyplomowej wykorzystano jedynie uśrednione Reynoldsa równania Naviera-Stokesa (ang. Reynolds-Averaged Navier-Stokes, w skrócie RANS), badania Kątskiego ograniczyły się jedynie do krytycznych kątów natarcia. Cześć wyników pracy dyplomowej Kątskiego została również opublikowana w artykule [13]. Na rys. 3 porównano charakterystyki profilu NACA 0018 uzyskane za pomocą podejścia $k-\omega$ SST z wynikami badań Sheldahla i Klimasa. Jak można zauważyć, charakterystyki uzyskane przez Kątskiego oraz Sheldahla i Klimasa są z dobrym przybliżeniem zgodne, aż do krytycznego kąta natarcia oraz od liczby Reynoldsa równej 40 000. W przypadku mniejszych liczb Reynoldsa osiągi profilu otrzymane za pomocą podejścia $k-\omega$ SST różniły się już znacząco, co pokazano w pracy [13]. Należy jednak podkreślić, że różnice w wynikach dla obu podejść są stosunkowo niewielkie dla bardzo szerokiego zakresu liczb Reynoldsa. Ponadto, wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa różnice w rezultatach otrzymanych za pomocą podejścia CFD oraz wyników Sheldahla i Klimasa maleją.

Charakterystyki aerodynamiczne profilu obliczone przy wykorzystaniu klasycznego modelu turbulencji SST $k-\omega$, jak również te otrzymane przez Sheldahla i Klimasa (rys. 3), nie wskazują charakterystycznego przegięcia na krzywej $C_L(\alpha)$ dla kątów natarcia mniejszych niż krytyczny kąt natarcia (rys. 2). Pochodne aerodynamiczne $dC_L/d\alpha$ poniżej i powyżej tego charakterystycznego przegięcia są różne. Gerakopoulos i in. [14], którzy analizowali osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 w zakresie liczb Reynoldsa od 80 000 do 200 000 oraz w zakresie kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia, potraktowali to miejsce jako umowną granicę pomiędzy regionem pierwszym (poniżej przegięcia) i drugim (powyżej przegięcia). Badania eksperymentalne Gerakopoulos i in. pokazały, że pochodna aerodynamiczna w pierwszym regionie nieznacznie maleje wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa od wartości 0,14 dla $Re = 80\,000$ do 0,11 dla $Re = 200\,000$. Wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa „poszerza się” również pierwszy region; dla $Re = 80\,000$ zawiera się on w przedziale od 0 do 6 stopni zaś dla $Re = 200\,000$ w przedziale od 0 do 8 stopni. Wartość pochodnej aerodynamicznej $dC_L/d\alpha$ w drugim regionie różni się natomiast bardzo niewiele dla wszystkich analizowanych liczb Reynoldsa i wynosił w przybliżeniu 0,03, czyli znacznie mniej niż pochodna aerodynamiczna w pierwszym obszarze.

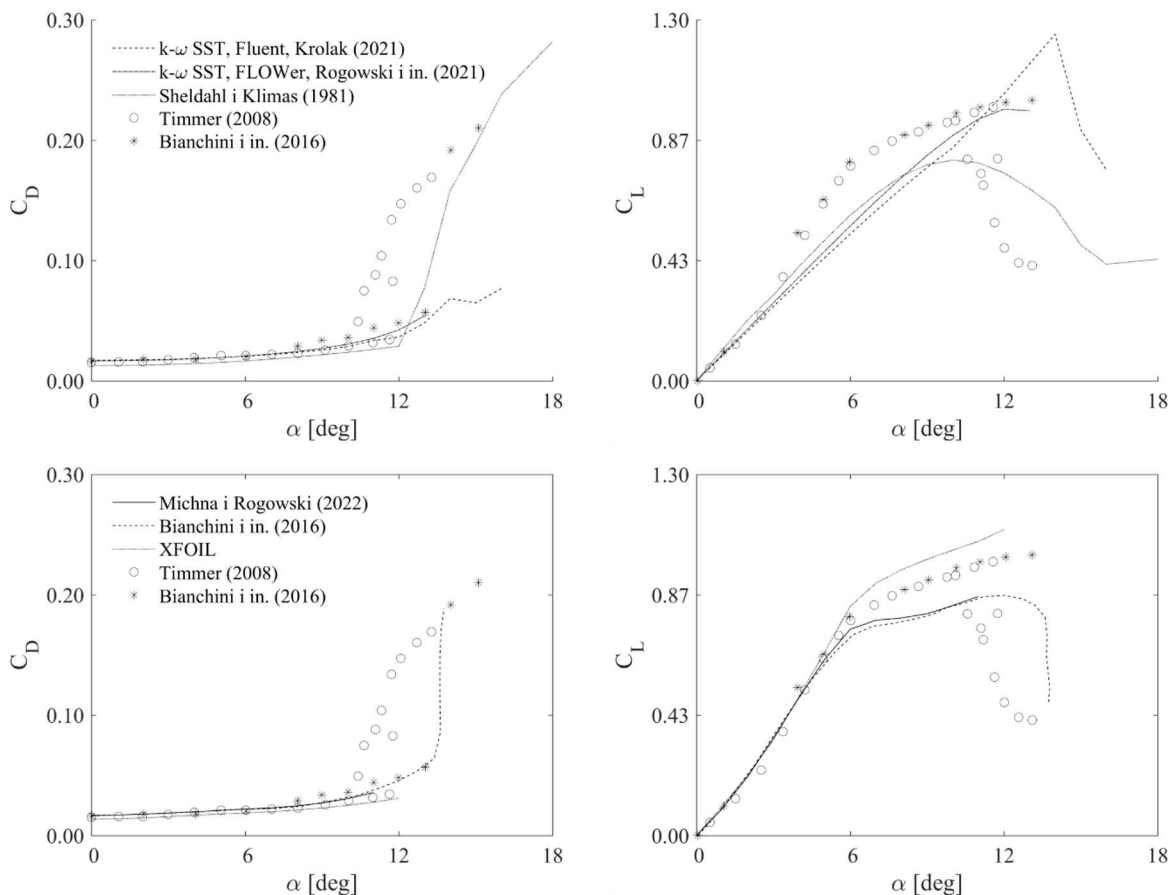


Rys. 3. Osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa równej 40 000 (rysunki górne) oraz dla liczby Reynoldsa równej 5 000 000. Porównanie modelu $k-\omega$ SST [12] oraz wyników otrzymanych przez Sheldahla i Klimasa [10]

Występowanie dwóch pochodnych aerodynamicznych wynika z obecności pewnych zjawisk fizycznych występujących w warstwie przyściennej łopaty, które nie są uwzględniane przez klasyczne modele turbulencji, takie jak np. model SST $k-\omega$. Tak jak wspomniano w poprzednim akapicie, ten charakterystyczny punkt przegięcia dzieli umownie dwa regiony i ma to fizyczne uzasadnienie. W pierwszym regionie, zarówno na stronie ssącej jak i ciśnieniowej płata, formuje się tak zwany laminarny pęcherz oderwaniowy (ang. *laminar separation bubble*) [15]. W przypadku drugiego regionu pęcherz formuje się już tylko na stronie ciśnieniowej.

Laminarny pęcherz oderwaniowy nie jest jedynym znanym mechanizmem powstania przejścia laminarno-turbulentnego w warstwie przyściennej. Podczas opływu ciała możliwe jest również wystąpienie tak zwanego naturalnego przejścia laminarno-turbulentnego oraz przejścia typu bypass. Niestety, zjawiska występujących w warstwie może być znacznie więcej, co powoduje olbrzymie trudności w ich modelowaniu opartym na uśrednianiu równań Naviera-Stokesa. Pomimo tych trudności w ostatnich latach pojawiło się kilka modeli turbulencji ogólnego przeznaczenia, które uwzględniają typowe mechanizmy przejścia spotykane w zagadnieniach inżynierskich. W programie ANSYS Fluent są obecnie dwa zaimplementowane modele przejścia: model $\gamma-Re_\theta$, znany również jako model Transition SST, oraz model $k-k_L-\omega$. Model $k-k_L-\omega$ jest rzadziej wykorzystywany, chociaż istnieją badania potwierdzające jego przewagę w porównaniu z modelem $\gamma-Re_\theta$ [16]. Właśnie ze względu na większą popularność tego modelu w naszych badaniach zdecydowaliśmy się wykorzystać ten model korelacyjny. Szczegółowy opis modelu $\gamma-Re_\theta$ można znaleźć między innymi w rozprawie doktorskiej [17] dostępnej online.

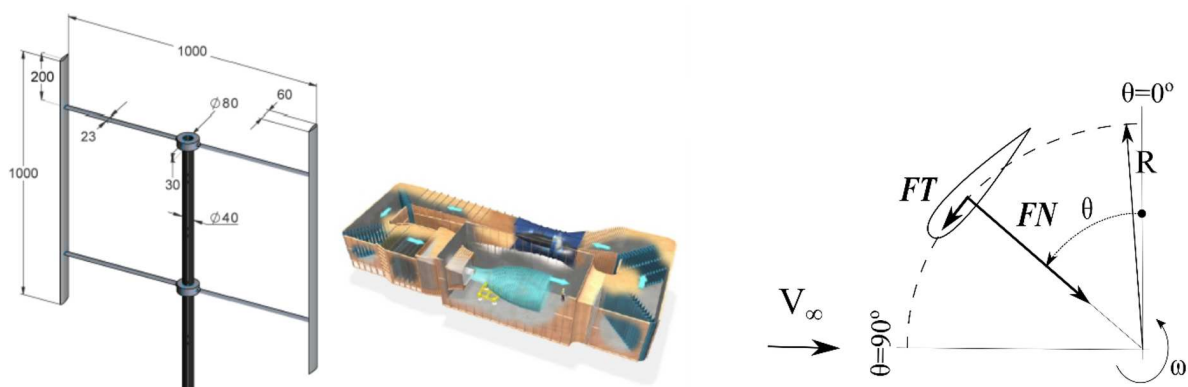
Na rysunku 4 przedstawiono porównanie wyników doświadczalnych dwóch niezależnych serii pomiarowych [7] i [9] oraz rezultatów numerycznych otrzymanych za pomocą modeli $k-\omega$ SST i Transition SST. Badania eksperymentalne Timmera były wykonane dla liczby Reynoldsa równej 150 000, zaś badania Bianchini i in. dla liczby Reynoldsa 160 000. Natomiast obliczenia numeryczne zostały wykonane dla liczby Reynoldsa równej 160 000. W przypadku modelu turbulencji $k-\omega$ SST wykonane zostały dwie niezależne serie obliczeń za pomocą programów ANSYS Fluent i FLOWer. W celu uwidocznienia niedostatków, jakie niosą wykorzystane modele turbulencji, charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0018 otrzymane za pomocą tych dwóch modeli turbulencji pokazano na osobnych wykresach. Na rysunkach górnych pokazano wyniki dla modeli $k-\omega$ SST, na dolnych zaś dla modelu Transition SST. Dodatkowo na wykresach górnych dodano również rezultaty badań Sheldahla i Klimasa [10], aby pokazać ich lepszą zgodność z klasycznym modelem turbulencji $k-\omega$ SST. Rysunki dolne pokazują natomiast, że wyniki uzyskane za pomocą korelacyjnego modelu $\gamma-Re_\theta$ są znacznie dokładniejsze. Problem pojawia się jednak w drugim regionie charakterystyki $C_L(\alpha)$. Bardziej szczegółowa analiza rozkładów ciśnień na profilu [5], jak również korespondencja emailowa z Florianem Menterem wskazują na konieczność kalibracji modelu Transition SST poprzez zmianę stałych modelu. Rysunek 4 pokazuje ponadto, że prawidłowe oszacowanie współczynnika siły nośnej za pomocą podejścia XFOIL w drugim regionie również wymaga kalibracji modelu.



Rys. 4. Charakterystyki współczynnika oporu (po lewej) oraz współczynnika siły nośnej (po prawej) profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa 160 000. Porównanie modelu $k-\omega$ SST z wynikami doświadczalnymi (rysunki górne) oraz modelu Transition SST z wynikami doświadczalnymi (rysunki dolne)

4. Wpływ charakterystyk profilu na charakterystyki obciążeń aerodynamicznych łopaty wirnika Darrieusa

Autorzy pracy [3] porównali osiągi aerodynamiczne dwułopatowego wirnika Darrieusa z łopatami prostymi, tzw. wirnika w układzie H, wykorzystując metodę elementu łopaty oraz różne zestawy charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018. Badany wirnik miał średnicę równą 1 m oraz cięciwę łopaty równą 6 cm. Na rysunku 5 pokazano schemat geometryczny wirnika wraz z wymiarami podanymi w milimetrach. Zarówno schemat wirnika jak również szkic numeru aerodynamicznego opublikowano za zgodą autorów pracy [20]. Ponieważ autorzy pracy [3] dysponowali jedynie charakterystykami aerodynamicznymi profilu w zakresie do krytycznego kąta natarcia, w badaniach wykorzystano parametry pracy wirnika odpowiadające w przybliżeniu optymalnemu wyróżnikowi szybkobieżności równemu 4,5. Wyróżnik szybkobieżności jest to stosunek prędkości stycznej łopaty do prędkości przepływu niezakłóconego. W przypadku wirników o niskim wypełnieniu wirnika ich maksymalna sprawność jest właśnie osiągnięta przy wyróżniku równym 4,5. Im wyróżnik jest mniejszy, tym lokalny kąt natarcia łopaty rośnie, dlatego w celu wyznaczenia osiągiów wirnika niezbędne są charakterystyki profilu w oderwaniu. Prędkość obrotowa badanego wirnika wynosiła 800 obr/min, natomiast prędkość przepływu niezakłóconego była równa 9,3 m/s. Do analizy osiągiów aerodynamicznych wirnika wybrano zmodyfikowaną metodę double multiple streamtube (ang. *improved double multiple streamtube*, w skrócie IDMS) szczegółowo opisaną w pracach [18] i [19]. Dodatkowo na prośbę autorów tego artykułu Martin O.L. Hansen, profesor Technical University of Denmark, przeprowadził symulacje wirnika, wykorzystując oryginalne sformułowanie metody double multiple streamtube bez modyfikacji. W obliczeniach podejściem IDMS użyto pięć zestawów charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 otrzymanych za pomocą: modelu turbulencji $k-\omega$ SST, modelu korelacyjnego Transition SST, charakterystyk eksperymentalnych Timmera [7], wyników uzyskanych podejściem XFOIL. W przypadku podejścia DMS wykorzystano jedynie charakterystyki obliczone za pomocą modeli $k-\omega$ SST oraz Transition SST.

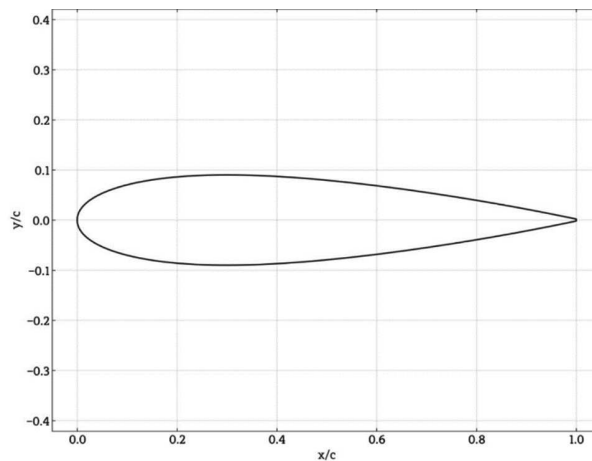


Rys. 5. Model tunelowy wirnika Darrieusa z wirnikiem w układzie H (po lewej); szkic tunelu aerodynamicznego TU Delft (rysunek środkowy); składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika (po prawej) [3], [20]

Bezwymiarowe współczynniki składowych siły aerodynamicznej pokazane na rys. 6 zostały znormalizowane przez iloczyn ciśnienia dynamicznego i promienia wirnika. Wyniki numeryczne porównano z wynikami badań eksperymentalnych Casteleina i in. [20]. Należy jednak podkreślić, że rezultaty sił aerodynamicznych nie zostały zmierzone bezpośrednio, lecz obliczone na podstawie lokalnych rozkładów pól prędkości otrzymanych za pomocą techniki PIV. Autorzy pracy [20] obliczyli co prawda składową styczną siły aerodynamicznej, jednak ze względu na dużą niepewność otrzymanych rezultatów rekomendowali polegać jedynie na wynikach składowej normalnej. Duża niepewność wynika między innymi z wartości obu składowych. Jak można

zauważyć na rys. 6, wartość maksymalna składowej stycznej jest o rząd wielkości mniejsza w porównaniu z wartością maksymalną składowej normalnej. Ten aspekt już od dawna stanowił duży problem w oszacowaniu tej składowej siły aerodynamicznej, zarówno numerycznie jak również eksperymentalnie [21]. Należy również zauważyć, że siła styczna w zawietrznej części wirnika (dla azymutu w przedziale od 180 do 360 stopni) ma zdecydowanie o wiele mniejsze wartości niż w części nawietrznej. Wynika to ze spowolnienia przepływu powietrza przez łopaty poruszające się w części nawietrznej wirnika.

Jak można zauważyć z rys. 6, oryginalne podejście DMS jest mniej wrażliwe na wprowadzone charakterystyki aerodynamiczne. Należy jednak podkreślić, że nie uwzględnia ono niektórych ważnych aspektów, takich jak np.: zjawisko znane jako virtual camber; rozszerzenie strumienia przepływu, gdy przejdzie on przez część nawietrzną wirnika; efekty związane z dynamicznym oderwaniem przepływu, które może wystąpić nawet przy mniejszych lokalnych kątach natarcia. Dlatego wydaje się, że podejście IDMS prezentuje rezultaty bardziej realistyczne. Na podstawie rys. 6 można również sądzić, że najbardziej zbliżone do siebie są rezultaty bezwymiarowych składowych siły aerodynamicznej, które otrzymano, wykorzystując charakterystyki eksperymentalne oraz te otrzymane za pomocą metod uwzględniających zjawiska przejścia laminarno-turbulentnego.



Rys. 6. Bezwymiarowe składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika Darrieusa oszacowane za pomocą dwóch metod zredukowanych przy wykorzystaniu różnych zestawów charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 [3]

5. Podsumowanie

W tym artykule streszczono przegląd najważniejszych rezultatów trzyletnich badań autorów dotyczących opływu symetrycznego profilu aerodynamicznego NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa oraz dla kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia, wykorzystując model turbulencji $k-\omega$ SST i model korelacyjny $\gamma-Re_\theta$, znany również jako model transition SST.

W przypadku opływu profilu NACA 0018 w przepływie o niskim poziomie intensywności turbulencji na stronie ssącej i ciśnieniowej profilu powstają szerokie pęcherze laminarne, które w sposób istotny wpływają na charakterystykę siły nośnej. Rezultaty tej siły otrzymane za pomocą klasycznego modelu turbulencji $k-\omega$ SST różnią się istotnie w porównaniu z rezultatami eksperymentalnymi. Przede wszystkim wyniki numeryczne są niedoszacowane i nie jest widoczne charakterystyczne ugięcie krzywej $C_L(\alpha)$ wynikające z charakterystyki pęcherza po stronie ciśnieniowej.

Charakterystyki siły nośnej w funkcji kąta natarcia obliczone za pomocą podejść uwzględniających zjawiska przejścia laminarno-turbulentnego, zarówno podejście XFOIL jak również o czterorównaniowy model korelacyjny Transition SST, dają znacznie dokładniejsze rezultaty tej składowej siły aerodynamicznej w porównaniu z klasycznym dwurównaniowym modelem turbulencji $k-\omega$ SST.

Wykorzystanie biegunowych profilu obliczonych za pomocą metod uwzględniających zjawiska przejścia jako dane wejściowe dla zredukowanych modeli aerodynamicznych opracowanych z myślą o analizie charakterystyk aerodynamicznych wirnika siłowni wiatrowej Darrieusa daje rezultaty porównywalne z tymi otrzymanymi przy wykorzystaniu biegunowych eksperymentalnych jako dane wejściowe.

Przedstawione badania numeryczne bynajmniej nie kończą prac autorów nad tym zagadnieniem. Nasze prace ujawniły szereg problemów, jakie powoduje stosowanie różnych modeli turbulencji, a przede wszystkim modelu korelacyjnego. Najistotniejszymi problemami są:

- Oszacowanie punktów separacji warstwy laminarnej oraz przyklejenia warstwy turbulentnej jest jedynie przybliżone i odbiega od wartości otrzymanych w eksperymencie. Dzięki temu lokalizacja samego przejścia jest również przybliżona i również odbiega od wartości eksperymentalnych.
- Używanie modelu transition SST jest kosztowne numerycznie. Przez koszt obliczeń należy rozumieć ilość czasu oraz zasobów komputera koniecznych do przeprowadzenia symulacji. W przypadku modelu turbulencji NACA 0018 koszt ten wynika z dwóch rzeczy. Po pierwsze, badania Królaka [23] dowiodły, że stosowanie podejścia RANS prowadzi co prawda do zbieżności rozwiązania, jednak na rozkładach ciśnienia statycznego widoczne są liczne niefizyczne oscylacje. Występują one przeważnie w otoczeniu samego przejścia. Dlatego model transition SST powinien być stosowany w trybie nieustalonym, co znacznie wydłuża czas obliczeń. Po drugie, wbrew rekomendacjom [11] model transition SST wymaga gęstej siatki, szczególnie w okolicy pęcherza laminarnego.
- Nasze wstępne badania pokazują również problemy przy intensywnościach turbulencji większych niż typowe dla współczesnych tuneli aerodynamicznych. W przypadku intensywności bliskiej zeru rozkłady ciśnienia statycznego są z reguły poprawne. Wzrost intensywności powoduje, że rozkłady ciśnienia statycznego są niedoszacowane.

Dotychczasowe badania zmusiły nas do postawienia i realizacji kolejnych celów. Konieczna jest przede wszystkim próba kalibracji modelu Transition SST dla naszych przepływów poprzez dopasowanie stałej modelu. Istotne jest również sprawdzenie modelu Transition SST dla modelu 2,5D.

Podziękowania

Praca została wykonana z wykorzystaniem Infrastruktury PL-Grid. Badania były finansowane przez POB Energy ze środków Politechniki Warszawskiej w ramach Programu Inicjatywa Doskonałości – Uczelnia Badawcza (IDUB).

Bibliografia

1. ROGOWSKI K., HANSEN M.O.L., MAROŃSKI R., Steady and unsteady analysis of NACA 0018 airfoil in vertical-axis wind turbine, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **51**, 1, 203-212, 2018
2. ROGOWSKI K., HANSEN M.O.L., BANGGA G., Performance analysis of a H-Darrieus wind turbine for a series of 4-digit NACA airfoils, *Energies*, **13**, 12, 3196, 2020
3. PAULSEN U.S., VITA L., MADSEN H.A., HATTEL J., RITCHIE E., LEBAN K.M., BERTHELSEN P.A., CARSTENSEN S. 1st DeepWind 5 MW baseline design, *Energy Procedia*, **24**, 27-35, 2012

4. PARASCHIVOIU I., *Wind Turbine Design: with Emphasis on Darrieus Concept*, Presses Internationales Polytechnique: Montréal, QC, Canada, 2002
5. ROGOWSKI K., KRÓLAK G., BANGGA G., Numerical study on the aerodynamic characteristics of the NACA 0018 airfoil at low Reynolds number for Darrieus wind turbines using the Transition SST model, *Processes*, **9**, 9, 477, 2021
6. JACOBS E.N., SHERMAN A., Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number, *NACA Rep.*, **586**, 227-267, 1937
7. TIMMER W.A., Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018, *Wind Engineering*, **32**, 6, 525-537, 2008
8. BOUTILIER M.S.H., YARUSEVYCH S., Parametric study of separation and transition characteristics over an airfoil at low Reynolds numbers, *Experiments in Fluids*, **52**, 1491-1506, 2012
9. MELANI P.F., BALDUZZI F., FERRARA G., BIANCHINI A., An annotated database of low Reynolds aerodynamic coefficients for the NACA0018 Airfoil, *AIP Conference Proceedings*, **2191**, 020110, 2019
10. SHELD AHL R.E., KLIMAS P.C., *Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines*, Technical report SAND80-2114; Sandia National Labs: Albuquerque, NM, USA, 1981
11. *ANSYS Fluent User's Guide*, 2021R1
12. KĄTSKI B., *Analiza profilu NACA0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa z wykorzystaniem metod numerycznych mechaniki płynów*, Praca dyplomowa inżynierska, Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa, 2020
13. KĄTSKI B., ROGOWSKI K., Analiza własności aerodynamicznych profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa, [W:] *Mechanika w Lotnictwie ML-XIX 2020*, Sibilski Krzysztof (Red.), **1**, 57-65, 2020
14. GERAKOPOULOS R, BOUTILIER M.S.H., YARUSEVYCH S., Aerodynamic characterization of a NACA 0018 airfoil at low Reynolds numbers, *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA 2010-4629*, Chicago, Illinois, 2020
15. STELLER J., Nieściśliwy opływ profilu umieszczonego w palisadzie prostoliniowej oraz między ściankami równoległymi z uwzględnieniem niektórych zjawisk zachodzących w warstwie przyściennej, *Prace Instytutu Maszyn Przepływowych PAN*, Warszawa-Poznań, 1984
16. CHOUDHRY A., ARJOMANDI M., KELSO R., A study of long separation bubble on thick airfoils and its consequent effects, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **52**, 84-96, 2015
17. LANGTRY R.B., *A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes*, PhD Thesis, University of Stuttgart, 2006
18. BANGGA G., DESSOKY A., LUTZ T., KRMER E., Improved double-multiple-streamtube approach for H-Darrieus vertical axis wind turbine computations, *Energy*, **182**, 673-688, 2019
19. BANGGA G., DESSOKY A., WU Z., ROGOWSKI K., HANSEN O.L.H., Accuracy and consistency of CFD and engineering models for simulating vertical axis wind turbine loads, *Energy*, **206**, 118087, 2020
20. CASTELEIN D., RAGNI D., TESCIONE G., FERREIRA C.J.S., GAUNAA M., Creating a benchmark of Vertical Axis Wind Turbines in Dynamic Stall for validating numerical models, *Proceedings of the 33rd Wind Energy Symposium, AIAA SciTech, AIAA 2015-0723*, Kissimmee, FL, USA, 5-9 January 2015
21. STRICKLAND J.H, SMITH T., SUN K., *A Vortex Model of the Darrieus Turbine: An Analytical and Experimental Study*, Technical Report No. SAND81-7017 Sandia National Laboratories, 1981
22. ROGOWSKI K., HANSEN M.O.L., MAROŃSKI R., LICHOTA P., Scale adaptive simulation model for the Darrieus wind turbine, *Journal of Physics: Conference Series*, **753**, 022050, 2016
23. KRÓLAK G., *Analiza numeryczna charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 wykorzystanego w silowniach wiatrowych Darrieusa*, Praca dyplomowa magisterska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa, 2020

Problems of modeling the NACA 0018 airfoil using the classical SST k - ω turbulence model and the γ - Re_θ correlation-based model

This article presents an overview of the most important results of a three-year research on a seemingly easy flow around the symmetrical NACA 0018 airfoil in the range of small and medium Reynolds numbers for angles of attack below the critical value. The research was conducted using numerical methods of fluid dynamics and two models: the k - ω SST turbulence model and the γ - Re_θ correlation-based model. The intention of the authors was to check the possibility of numerical approaches used to determine the aerodynamic performance of the profile using only two-dimensional models. The research results showed that the classical two-equation k - ω SST turbulence model was too inaccurate in the range of small Reynolds numbers, whereas the correlation-based model gives much better results but requires calibration. The obtained airfoil characteristics were also used as an input for the modified blade element method to estimate the aerodynamic force components of the Darrieus rotor blade. The obtained results of aerodynamic forces significantly depended on the quality of entered data and, despite the shortcomings, speak in favor of the transition models.