



RÜZGAR TÜRBİNLERİ İÇİN DÜŞÜK HÜCUM AÇILARINDA FARKLI KANAT PROFİLLERİNİN PERFORMANS ANALİZİ

K. Melih GÜLEREN* ve Sinan DEMİR**

*Cumhuriyet Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü
58140 Sivas, melihguleren@cumhuriyet.edu.tr

** Cumhuriyet Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü
58140 Sivas, ssinandemir@yahoo.com

(Geliş Tarihi: 04.01. 2010, Kabul Tarihi: 16.08.2010)

Özet: Bir rüzgar türbinin verimi, kanatların üzerine doğru esen rüzgarın yönü ve hızı ile doğrudan etkilenir. Doğada rüzgarın çok farklı yönlerden farklı hızlarda estiği gerçeği göz önüne alındığında, rüzgar türbinleri için optimize edilmiş, yüksek performans sağlayacak kanat profili tasarımına ihtiyaç olduğu görülür. Bu çalışma rüzgar türbinleri için kanat profili tasarım projesinin bir ön çalışmasıdır. Farklı geometriye sahip altı kanat profili için yüksek Reynolds sayısında ve düşük hücum açılarında ($0^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$) sayısal analiz yapılmıştır. İncelenen kanat profilleri arasında, $C_L-\alpha$ ve $C_L/C_D-\alpha$ değişimi göz önüne alındığında CLARK-Y kanat profilinin en iyi performansla sahip olduğu bulunmuştur. Tamamı ile daimi analizlerin yapıldığı bu çalışmada, daimi analizlerin geçerliliğinin kanat profillerine göre farklı hücum açıları ile sınırlı olduğu görülmüştür. Bu açılardan daha fazla olduğu durumlarda, daimi analizlerde yakınsamanın gerçekleşebilir olmadığı anlaşılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Hücum Açısı, Kanat Profili, Rüzgar Türbini, Sayısal Analiz,

PERFORMANCE ANALYSIS OF DIFFERENT AIRFOILS FOR WIND TURBINE BLADES AT LOW ANGLES OF ATTACK

Abstract: The efficiency of a wind turbine is directly affected by the direction and the speed of the wind blowing towards the turbine blades. Considering the fact that wind blows from many directions with variable speeds, it would be seen that there is a requirement for designing new, optimized and highly efficient airfoils for wind turbines. This work is a preliminary work of an airfoil design project for wind turbines. Numerical analysis has been performed at high Reynolds number and low angles of attack ($0^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$) for six different airfoils. Among the investigated airfoils, CLARK Y has been found to show the best performance considering the variation of $C_L-\alpha$ and $C_L/C_D-\alpha$. In this study, where only steady computations have been performed, it has been seen that the validity of steady computations were limited up to different angles of attack for each airfoil. For the cases of higher angles, it was understood that the convergence of steady analyses was not achievable.

Keywords: Wind Turbine, Aerodynamics, Numerical Analysis, Airfoil, Angle of Attack

SEMBOLLER

α	Hücum açısı [$^\circ$]
C_L	Kaldırma kuvveti katsayısı
C_D	Sürüklenme kuvveti katsayısı
C_p	Basınç katsayısı
C_f	Yüzey sürtünme katsayısı
k	Türbülans kinetik enerji [m^2/s^2]
ϵ	Türbülans kinetik enerji yok olma oranı [m^2/s^3]
ω	Özel yok olma oranı [1/s]
ρ	Yoğunluk [kg/m^3]
∇	Gradyan
V	Hız [m/s]
P	Basınç [Pa]
P_∞	Serbest akım statik basıncı [Pa]
τ_{eff}	Efektif kayma gerilmesi [Pa]
q_∞	Serbest akım dinamik basıncı [Pa]

GİRİŞ

Enerjiye olan ihtiyaçtaki artış, ülkeleri yeni enerji kaynakları arayışına itmiştir. Mevcut enerji kaynaklarının tükeniyor olması ayrı bir problem doğurmaktadır. Bu enerji sorununun çözümü için yenilenebilir enerji kaynakları göze çarpmakta ve bu kaynakların kullanılabilirliği araştırılmaktadır. Yenilenebilir enerji kaynaklarından en önemlilerinden birisi olarak rüzgar enerjisi gösterilmektedir.

Rüzgar enerjisinden faydalanmak için rüzgar türbinleri kullanılmaktadır. Rüzgar türbinlerinin verimini etkileyen en önemli unsurlarından birisi de kanat aerodinamiğidir. Kanat profillerinin aerodinamik tasarımı tüm kanadın performansını, dolayısı ile de rüzgar türbininin genel performansını etkiler (Hansen, 2008). Rüzgar türbini kanat profili olarak çoğunlukla

NACA serisi kanat profilleri kullanılmaktadır. Rüzgarın farklı yönlerden esmesinden dolayı farklı hücum açıları oluşmaktadır. NACA serisi kanat profilleri rüzgar türbinleri için her hücum açısında aynı performansı göstermemektedir ve dolayısıyla rüzgar türbinleri için ideal kanat profili tipine uymamaktadır. Bu yüzden yüksek hücum açılarında bile iyi performans gösterecek yeni kanat profilleri tasarımına ihtiyaç vardır.

Bir rüzgar türbininin kanat performansı havanın kanat üzerinde oluşturduğu sürüklenme ve kaldırma kuvveti ile doğrudan ilintilidir. Kaldırma kuvveti (C_L) ve sürüklenme kuvveti (C_D) katsayıları birçok sayısal çalışmalara konu olmuştur. Bu çalışmalar genel olarak ikiye ayrılabilir. İlki, belli bir amaç doğrultusunda sayısal çalışma yapmak için kullanılan kodun doğruluğu, ikincisi de kanat profillerinin çevresindeki akış için türbülans modellerin performansını içerir. Bunlardan, ilk gruba birçok örnek verilebilir. Parezanovic ve diğerleri (Parezanovic vd, 2006) rüzgar türbinleri için yeni kanat profilleri tasarlamak amacıyla NACA 63(2)215, FFA-W3-211 ve A-AIRFOIL kanat profillerinin üzerindeki kaldırma kuvveti-hücum açısı ile sürüklenme kuvveti-hücum açısı ilişkisini incelemişlerdir. Tangler ve Somers ise (Tangler ve Somers, 1995) benzer bir şekilde yatay eksenli rüzgar türbinleri için NREL serisi kanat profilleri üzerinde yoğunlaşmış, bu profillerin türbin kanat kökünden kanat ucuna kadar C_L ve C_D değişimlerine bakmışlardır. Jang ve diğerleri (Jang vd, 1998) Gurney flap adını verdikleri %1 ile %3 veter uzunluğu arasında değişen düz flaplı NACA 4412 kanat profili için sayısal çalışma gerçekleştirmişlerdir. Bijl ve diğerleri (Bijl vd, 2005) DU91 kanat profili üzerindeki akış için NUMECA tarafından geliştirilmiş olan paket programı ile adaptif ağ hücreleri üzerinde durmuşlardır. Bermudez ve diğerlerinin (Bermudez vd, 2002) geliştirmiş oldukları kod 2-boyutlu potansiyel akış ile 2-boyutlu türbülanslı sınır tabakayı birleştirip NACA 0012 ile NACA 0015 kanat profilleri üzerindeki C_L değişimini belirleme kullanılmıştır. Kullanılan kodun doğrulanması amacı ile sonlu hacimler metoduna dayalı yapılan bir çalışmada (Ahmed vd, 1998) türbülans etkileri için k- ϵ türbülans modeli denemiştir. Geissler (Geissler, 2003) yapmış olduğu sayısal çalışmada NLR 7301 kanat profili üzerindeki transonik akışın titreşim etkisini Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanarak incelemiştir. Sanz ve Platzer ise (Sanz ve Platzer, 1998) GA(W)-1 kanat profili için stall hareketin başlangıcını Baldwin-Lomax türbülans modeli ile belirlemeye çalışmışlardır. Ulusal anlamdaki çalışmalardan birisi Genç ve diğerleri (Genç vd, 2008) tarafından yapılmıştır. NACA 0012 kanat profili için farklı uzunluktaki ve açındaki flapların kanat profili performansına etkisi incelenmiştir. Şimdiki yazarların tercih ettiği gibi, Fluent programı ve Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır.

İkinci grupta ise airfoil üzerindeki akış için türbülans modellerini test etme ve geliştirme odaklı çalışmalar vardır. Bekka ve diğerleri (Bekka vd, 2010) NACA 0012 kanat profili üzerindeki akışa düşük hücum açılarında bakmışlar ve Spalart-Allmaras modeli ile

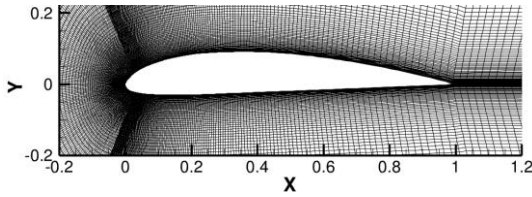
birlikte Baldwin-Lomax, k- ω , k- ω SST türbülans modelini test etmişlerdir. Sonuçta k- ω dışındaki modellerin benzer performans göstererek deneysel verilere daha yakın sonuçlar verdiğini tespit etmişlerdir. King ve Johnson ise (King ve Johnson, 1985) Baldwin-Lomax modelinin yeterli olmadığı üzerinde durmuş ve bu modeli iyileştirmeye çalışmışlardır. Gatski ile alternatif bir model olarak sunmuşlardır. Bu modellerin hepsi de daimi analizle oluşturulan modellerdir. Hücum açısı arttıkça akıştaki titreşimlerin ve türbülansın artacağı, dolayısı ile de bu modellerin yetersiz kalacağı eleştirileri getirilmiştir. (Gatski, 1996) Rumsey ve Gatski (Rumsey ve Gatski, 2000) ise k- ϵ türbülans modelindeki yetersizlikler üzerinde durmuş ve Cebirsel Gerilme Modeli'ni alternatif bir model olarak sunmuşlardır. Bu yüzden araştırmacılar URANS (Daimi-Olmayan Reynolds-Ortalama Navier-Stokes), DES (Ayrılmış Eddy Benzetimi), LES (Büyük Eddy Benzetimi) ve DNS (Direk Sayısal Benzetimi) teknikleri üzerinde durmuşlardır. Martinat ve diğerleri (Martinat vd, 2008) URANS tekniğini NACA 0012 profili üzerine denemişlerdir. Bertagnolio ve diğerleri (Bertagnolio vd, 2005) rüzgar türbininin kanatları için RISO-B1-18 kanat profili çevresindeki akışı incelemişler ve Ayrılmış Eddy Benzetimi ile çözümler yapmışlardır. Ayrılmış Eddy Benzetimi ile gerçekleştirilen başka bir çalışma ise Li'ye aittir (Li, 2007). NACA 64A-006 profili üzerindeki akışa odaklanan bu çalışmada diğer çalışmalarda olduğu gibi C_L değişimi esas alınmıştır. Kanat profilleri üzerindeki akışı Büyük Eddy Benzetimi kullanılarak analiz edilmiş çalışmalar Dahlström ve Davidson tarafından LESFOIL isimli geniş katımlı bir projede toplanmıştır (Dahlström ve Davidson, 2000, 2001, 2003). Bu çalışmalar Büyük Eddy Benzetimi'nin kanat profilleri üzerinde akışa uygulanabilirliği üzerinedir. Son olarak Shan ve diğerlerinin (Shan vd, 2005) yapmış oldukları Direk Sayısal Benzetim yönteminin kullanıldığı çalışmada, NACA 0012 kanat profilinin sayısal çözümlenmesi 6°'lik hücum açısında gerçekleştirilmiş ve akış ayrılmasından kaynaklanan girdaplar büyük ölçekli paralel çalışan bilgisayarlar kullanılarak incelenmiştir.

Yukarıda verilen çalışmalara paralel olarak bu çalışmada yapılmak istenen, kullanılan akışkanlar program kodunun deneysel datarlarla doğruluğunun sağlanması, ağ hücrelerinin sayısının etkisinin, türbülans model etkisinin ve farklı kanat profillerine göre daimi veya daimi olmayan akış analizinin hücum açısına göre geçerliliğinin tespiti şeklindedir. Ayrıca bu çalışma, yatay eksenli rüzgar türbinlerine uygun olarak geliştirilmek istenen kanat profilleri için yapılan bir ön hazırlığı anlatmaktadır. Amaç, düşük hücum açılarında farklı kanat profillerinin performansını ortaya koymaktır. Aynı kanat profillerinin yüksek hücum açılarındaki performansı ise ileride yapılacak başka bir çalışmada sergilenecektir. Anderson (Anderson, 1989) NACA 2412 kanat profili üzerindeki akışı deneysel olarak incelemiştir. Kullanılan sayısal yöntemin güvenciliğini göstermesi açısından; Anderson'un deneysel verileri bu çalışmadan elde edilen sayısal

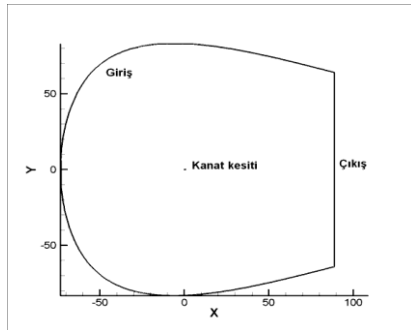
verilerle karşılaştırılmıştır. Daha sonra birbirinden farklı altı tip kanat profili üzerinde sayısal analizler tekrarlanmıştır.

SAYISAL ANALİZ

Sayısal analize ilk önce NACA 2412 kanat profili incelenerek başlanmıştır. Yakınlaştırılmış ağ yapısı Şekil 1.'de gösterilmiştir. Bu ağ yapısına göre kanat profiline yakın bölgelerde ağ sıklaştırılmış, uzak bölgelerde ise ağ seyrekleştirilmiştir. Yapılandırılmış ağ oluşturabilmek için sayısal alan 5 bölgeye ayrılmış ve bölge geçişlerine dikkat edilerek tüm bölge uygun bir şekilde ağla donatılmıştır. En kısa ve en uzun ağ hücresi uzunluğu sırasıyla kanatçık uzunluğunun 0.0023 ve 0.587 katı kadardır. Kanatçık üzerinde toplam 100 adet ağ hücresi oluşturulmuş, bu ağ, hücum kenarında akış değişimlerinin daha fazla yaşanacağı bölgelerde sıklaştırılmıştır. Kanat kesiti için oluşturulan tüm geometri ise Şekil 2.'de verilmiştir. Sayısal analizlerin sınır şartlarından etkilenmemesi amacı ile tüm geometriyi çevreleyen sınır şartları; kanat profilinden, kanat uzunluğunun en az 50 katı kadar uzakta alınmıştır. Bu şekillere göre eğrisel bir sınırla çevrili giriş kısmında sabit hız alınmış ve türbülans üretimi olmadığı kabul edilmiştir. Çıkışta ise bütün akış akı değerleri sıfır olmaktadır. Bunu yaparken kullanılan paket program Fluent süreklilik denklemini sağlamaktadır (Fluent, 2001). Kanat profili üzerinde hız ve türbülans değerleri sıfır alınmıştır. Bütün analizler için deneysel çalışmalara uygun olarak Reynolds sayısı 1.37×10^5 alınmıştır.



Şekil 1. NACA 2412 üzerinde ağ görünümü



Şekil 2. Sayısal analiz için sayısal alan

Sayısal analizlerde kullanılan bu Reynolds sayısına göre sıkıştırılmaz ve viskoz akış için süreklilik ve momentum denklemleri sırasıyla Eş.(1) ve Eş.(2)'de verilmiştir:

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\vec{\nabla} P + \vec{\nabla} \cdot (\bar{\tau}_{eff}) \quad (2)$$

Bu denklemlerde ρ yoğunluğu, V hızı, P basıncı ve τ_{eff} efektif kayma gerilmesini göstermektedir. Eş.(2)'de verilen τ_{eff} efektif kayma gerilmesi olup 2.dereceden tensör halindedir ve Spalart-Allmaras türbülans modeline göre hesaplanmaktadır (Spalart-Allmaras, 1992). Daha fazla bilgi için Fluent kullanıcı dokümanlarına bakılabilir (Fluent, 2001).

Yukarıdaki denklemlerin sayısal olarak çözülmesi sonlu hacimler metoduna dayalı Fluent programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Akış alanındaki her bir dikdörtgen eleman için yukarıdaki denklemlerin integrasyonu alınarak elde edilen cebirsel denklemler, iteratif çözücü ile çözülmektedir. İlk önce, akış alanı için momentum denklemler (mevcut basınç ve kütleli debi kullanarak) çözülerek hız alanı elde edilir. Daha sonra, elde edilen hızların süreklilik denklemini sağlamaması durumunda süreklilik ve momentum denklemlerinden Poisson tipi bir basınç düzeltme denklemi elde edilerek çözüm yapılır. Böylelikle basınç alanı ve süreklilik denklemini sağlayacak şekilde hız alanı güncellenmiş olur. Güncellenen hız alanı ile bir önceki iterasyonda elde edilen değerlere olan yakınsama kontrol edilir. Eğer yakınsama belirlenen değerinden daha küçükse iterasyon son bulur aksi takdirde iterasyona devam edilir.

Bu çalışmada özellikle üç terim üzerinde durulmuştur. Bunlar, kaldırma kuvveti katsayısı (C_L), sürüklenme kuvveti katsayısı (C_D) ve statik basınç katsayısıdır (C_p). Bunlar matematiksel olarak sırasıyla Eş.(3), Eş.(4) ve Eş.(5)'de verilmiştir.

$$C_L = C_N \cos \alpha - C_A \sin \alpha \quad (3)$$

$$C_D = C_N \sin \alpha + C_A \cos \alpha \quad (4)$$

$$C_p = (P - P_\infty) / q_\infty \quad (5)$$

Bu denklemlerde, C_N kanat profili üzerindeki normal kuvvet katsayısı, C_A kanat profili üzerindeki aksel kuvvet katsayısı, α hücum açısı, P_∞ serbest akım statik basıncı ve q_∞ serbest akım dinamik basıncı gösterir. C_N ve C_A ise Eş.(6) ve Eş.(7)'de ifade edilmiştir.

$$C_N = \frac{1}{c} \left[\int_0^c (C_{p,alt} - C_{p,üst}) dx + \int_0^c \left(C_{f,üst} \frac{dy_{üst}}{dx} - C_{f,alt} \frac{dy_{alt}}{dx} \right) dx \right] \quad (6)$$

$$C_A = \frac{1}{c} \left[\int_0^c \left(C_{p,üst} \frac{dy_{üst}}{dx} - C_{p,alt} \frac{dy_{alt}}{dx} \right) dx + \int_0^c (C_{f,üst} + C_{f,alt}) dx \right] \quad (7)$$

Burada C_f yüzey sürtünme katsayısı olup kayma gerilmesinin dinamik basınca oranıdır.

Ağdan Bağımsız Çözüm

Analiz sonuçlarının ağ sayısında göre değişip değişmediğini belirlemek amacıyla, NACA 2412 kanat profili için farklı ağ yapılarında analizler gerçekleştiril-

Tablo 1. NACA 2412 için C_L değerleri

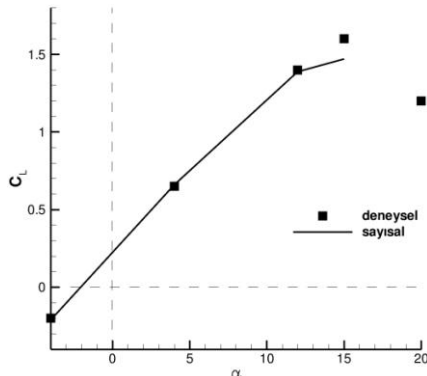
Hücum Açısı	DeneySEL	Ağ 1	Ağ 2	Ağ 3	Ağ 4
-4	-0.2	-0.19	-0.21	-0.21	-0.21
4	0.65	0.62	0.65	0.66	0.67
12	1.4	1.24	1.34	1.39	1.45
15	1.6	-	1.3	1.53	1.66
20	1.2	-	-	-	-

Tablo 2. NACA 2412 için farklı türbülans modeli etkisindeki C_L değerleri

Hücum Açısı (derece)	DeneySEL	k-ε	k-ω SST	SA
-4 ⁰	-0.2	-0.173	-0.21	-0.21
4 ⁰	0.65	0.6	0.64	0.66
12 ⁰	1.4	1.1	1.34	1.39
15 ⁰	1.6	1.12	1.4	1.47
20 ⁰	1.2	-	-	-

miştir. Bu ağ yapıları için hücre sayısı 30 bin (Ağ 1), 83 bin (Ağ 2), 116 bin (Ağ 3) ve 500 bin (Ağ 4) civarındadır. Bu ağ yapıları için elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı C_L değerleri Tablo 1.'de görülmektedir.

Tablo 1. incelendiği zaman deneysel sonuçlara en yakın ağ yapısının Ağ 3 olduğu görülmektedir. Tablo 1.'de sonuçların olmadığı hücreler için (- ile gösterilenler) sayısal analizlerde yakınsama meydana gelmemiştir. Bütün ağ yapılarında 20°'lik hücum açısında hiç yakınsama olmamıştır. Bu durum analiz daimi olmayan akış analizine göre yapılmasını gerektirmektedir. Daimi olmayan çözümler ayrı bir çalışma olarak ilerde değerlendirilecektir. Genel olarak elde edilen sayısal değerler deneysel verilerle uyum içerisindedir. Şekil 3'ten de görüldüğü gibi Ağ 3 sonuçları göz önüne alınırsa, özellikle 12°'ye kadar olan hücum açılarında elde edilen sonuçların memnun edici olduğu söylenebilir. Bundan sonra yer alacak olan analizlerde Ağ 3 kullanılacaktır.

**Şekil 3.** NACA 2412 için deneysel ve sayısal C_L değerleri

Türbülans Modeli Etkisi

Bir önceki bölümde tüm ağlar için tek bir türbülans modeli kullanılmıştır. Türbülanslı akış analizi için kullanılan türbülans modelinin etkisinin belirlenmesi gerekmektedir. Bunun için Ağ 3 kullanılarak üç ayrı türbülans modeli test edilmiştir. Spalart-Allmaras (SA) türbülans modeline ilaveten k-ε (Lauder ve Spalding, 1972) ve k-ω SST (Menter, 1994) modelleri de

kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar Tablo 2.'de görülmektedir.

Tablo 2.'deki sonuçlara göre Spalart-Allmaras modeli daha iyi sonuçlar vermiştir. Bu sonuç Bekka ve diğerlerinin (Bekka vd, 2010) çalışmasından çıkarılan sonuçla da uyumludur. Ayrıca, Spalart-Allmaras modeli kullanılarak yapılan analizler diğerlerine göre daha kısa sürede tamamlanmıştır. Spalart-Allmaras modelinin bu tür akışlar için neden daha iyi sonuçlar verdiğini anlamak için bu modeli kısaca irdelemek gerekir. Spalart-Allmaras modeli modifiye edilmiş viskozitenin transport denkleminin çözümüne dayanır. Bu viskozite türbülans uzunluk ölçütü ile doğru orantılıdır. Türbülanslı bir ortamda uzunluk ölçütünün önemli ölçüde değişimi akıştaki ani değişimler olursa mümkündür. Örneğin akış ani bir şekilde koparsa, veya akış duvar-sınırlamalı bir bölgeden serbest akım bölgesine geçerse uzunluk ölçütlerinde ani değişimler olur. Bu gibi durumlarda Spalart-Allmaras tipinde tekdenklem modelleri yetersiz kalmaktadır. Fakat bu çalışmada olduğu gibi düşük hücum açıları kanat profili yüzeyinde değişim yavaş seyretmekte, bu da Spalart-Allmaras modelinin kullanılmasını mümkün kılmaktadır. İşte bu durum Spalart-Allmaras modelinin neden daha iyi sonuçlar verdiğini açıklamaktadır. Dolayısı ile bu model hücum açıları düşük olan kanat analiz çalışmalarında tercih edilebilir. Yalnız; yüksek hücum açıları daimi olmayan akış etkilerinin ve akış kopmalarının sıklıkla gerçekleştiği göz önünde bulundurulursa, bu modelin aynı etkiyi göstereceği şüphelidir. Dolayısıyla yüksek hücum açıları RANS (Reynolds-Ortalama Navier-Stokes) türbülans modellerinin yanısıra Ayrılmış Eddy Benzetimi, Büyük Eddy Benzetimi ve Direk Sayısal Benzetimi gibi tekniklerin etkileri araştırılmalı ve analizler ona göre yapılmalıdır. Bu çalışmada analizler düşük hücum açıları ile sınırlı olduğundan, bundan sonraki analizi yapılacak olan altı farklı kanat profili için bu türbülans modeli kullanılacaktır.

Bu çalışmada referans olarak gösterilen deneysel ve sayısal çalışmalara uygun olarak akışın sayısal alana girişinde türbülans viskozitesinin moleküler viskoziteye oranı 1, türbülans yoğunluğu ise % 0 alınmıştır.

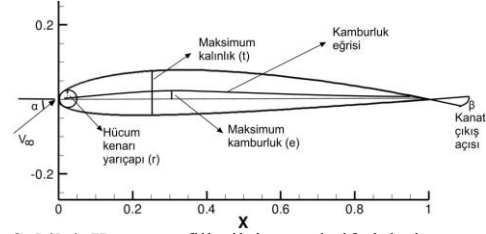
Kanat Profilleri ve Akış Yapısı

Kanat profilleri analizlerinde Ağ 3 ve Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. Reynolds sayısı 1.37×10^5 , akışkan olan havanın viskozitesi 1.7894×10^{-5} kg/ms ve hızı 20 m/s'dir. Reynolds sayısı, viskozite değeri ve ağ yapıları tüm kanat profilleri için aynıdır. Kanat profilleri olarak EPPLER 625, EPPLER 664, CLARK Y, Eiffel 10 (Wright), FX 69-PR-281 ve NACA Munk M-4 tercih edilmiştir. Bu kanat profilleri; farklı kanatçık ailelerinden seçilmiştir ve birbirlerinden geometrik yapı olarak farklıdırlar. Maksimum kalınlık %3-30, maksimum kamburluk %2-6, hücum kenarı yarıçapı %1.5-13 ve firar kenar açısı 1° - 17° arasında değişmektedir. Şekil 4.'te gösterilen bu ifadeler kanat profilinin veter uzunluğu ile oranlanmıştır. Bu kanat profillerinin fiziksel özellikleri ayrıntılı olarak Tablo 3'te ve geometrik yapıları ise Şekil 5'te gösterilmiştir.

C_L , C_D ve C_L/C_D Değişimleri

EPPLER 625 kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 4.'te gösterilmiştir. Buna göre C_L ve C_D değerleri incelendiğinde, C_L değerlerinin düzenli bir artış gösterdiği görülmektedir. C_D değerlerinde ise özellikle 10° 'dan 15° 'ye çıktığında üç kat kadar bir sıçrama söz konusudur. Bu durum C_L/C_D değerlerinde de açıkça gözükmemektedir. 20° 'lik hücum açısında daimi olmayan akış analizinin gerektiği anlaşılmaktadır.

EPPLER 664 kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 5.'te gösterilmiştir. Buna göre C_L ve C_D monoton bir artış göstermektedir. Şekil 6.'da gösterildiği gibi, EPPLER 625 kanat profili için olan değerlerle karşılaştırıldığında hem C_L hem de C_D değerlerinin daha fazla olduğu görülmektedir. $\alpha=0^\circ$ 'de C_L 'de %93'lük bir artış olurken,



Şekil 4. Kanat profilleri için yüzde ifadelerin şematik gösterimi

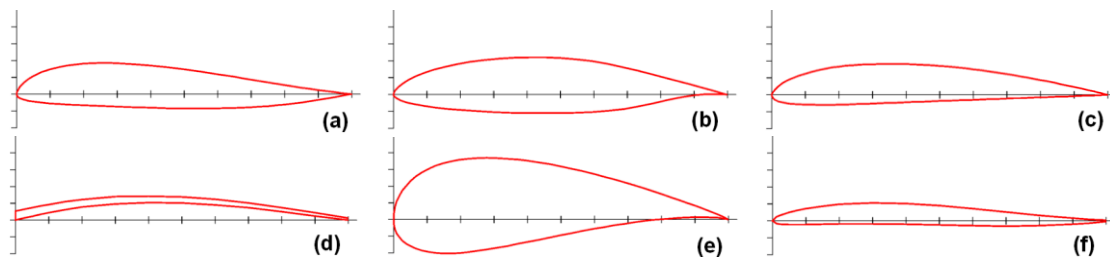
bu artış $\alpha=10^\circ$ 'de %7'ye kadar inmektedir. Dolayısıyla C_L 'deki artış hücum açısı arttıkça azalmaktadır. Bu durum C_D açısından tam tersi bir hal seyretmektedir. $\alpha=0^\circ$ 'de C_D 'de %8'lik bir artış olurken, bu artış $\alpha=10^\circ$ 'de %30'a yükselmektedir. C_D değerlerinin daha fazla olması, EPPLER 664'deki genişliğin daha fazla olmasından kaynaklanabilir. Temas yüzeyi artmış ve buna bağlı olarak sürükleme kuvveti de artma göstermiştir. 15° 'lik hücum açısından itibaren daimi olmayan analiz gerektirdiği anlaşılmaktadır.

CLARK Y kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 6.'da gösterilmiştir. Diğerlerinde olduğu gibi hücum açısının artışıyla C_L değerinde sürekli bir artış gözlenmektedir. Aynı durum C_D için de geçerlidir. Bu kanat profilindeki C_L değeri diğer kanat profillerine göre daha yüksek, C_D değeri ise daha düşüktür. Benzer şekilde C_L/C_D oranı, diğer kanat profillerine göre daha yüksektir. Bu aerodinamik değerler CLARK Y kanat profilini diğerlerine göre daha performanslı yapmaktadır. 20° 'lik hücum açısından itibaren daimi olmayan analiz gerektirdiği anlaşılmaktadır.

Eiffel 10 (Wright) kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 7.'de gösterilmiştir. Şekil 6.'dan anlaşılacağı üzere, bu kanat profili için dikkat çeken en önemli özellik, diğer kanatlara göre C_L değerinin en fazla

Tablo 3. Farklı kanat profillerinin fiziksel özellikleri

	Maksimum Kalınlık (%)	Maksimum Kamburluk (%)	Hücum Kenarı Yarıçapı (%)	Firar Kenarı Açısı
EPPLER 625	13	2.9	1.5	17.3^0
EPPLER 664	16.6	2.8	2.4	16.9^0
CLARK Y	11.7	3.4	1.5	15.3^0
Eiffel 10 (Wright)	2.6	6.2	2.3	1.5^0
FX 69-PR-281	28.1	5.6	12.8	16.1^0
NACA Munk M4	6.3	2.2	2.4	6.7^0



Şekil 5. Kanat profilleri:

(a) EPPLER 625, (b) EPPLER 664, (c) CLARK Y, (d) Eiffel 10 (Wright), (e) FX 69-PR-281, (f) NACA Munk M-4

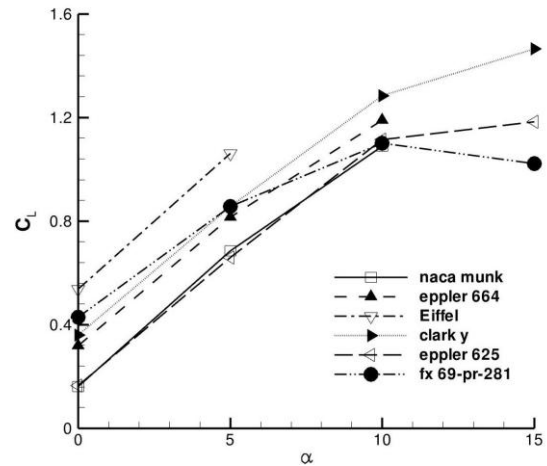
olmasıdır. Bu durumun, Eiffel 10 (Wright) kanat profilinin kamburluk oranının diğerlerinden daha fazla olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Diğer taraftan, C_D değerleri oldukça yüksek çıkmıştır. Bu durum ise hücum açılarının artmasıyla kanadın üstündeki akışın diğer kanat profillerine göre daha erken kopması şeklinde açıklanabilir. Akışın kopması ile birlikte akışın kopmuş olduğu bölgede basınç ani düşüş göstereceğinden akış yönünde basınç değişiminin kaynaklanan C_D ani bir artış gösterir. Bu da Eiffel 10 (Wright) kanat profilini C_D değerlerinin diğerlerinden fazla olmasına neden olmuştur. Ayrıca Eiffel 10 (Wright) kanat profili için, diğerlerine göre daha düşük hücum açılarında daimi olmayan akış analizine ihtiyaç olduğu anlaşılmaktadır.

FX 69-PR-281 kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 8.'de gösterilmiştir. FX 69-PR-281 kanat profili yapı olarak kalınlığı en fazla olan kanat profilidir. Bu kanat profilinde, diğer kanat profillerinde olduğu gibi yüksek hücum açılarında daimi olmayan akış durumu oluşmamıştır. Düşük hücum açılarında en az CLARK Y profili kadar kaldırma kuvveti sağlayan FX 69-PR-281 kanat profili, Eiffel 10 (Wright) profilinden sonra en fazla sürüklenme kuvveti gösteren profil olmaktadır. Bu durumun kalınlığı ile doğrudan ilgili olduğu düşünülmektedir. Kalınlığın artması profilin üst tarafında akış kopmasını hızlandırır, bu da basınç değişiminin kaynaklanan C_D 'de ani bir artış gösterir 10° 'lik hücum açısından sonra C_L değerinde ciddi bir azalma gözlemlenmektedir.

NACA Munk M-4 kanat profili için farklı hücum açılarında elde edilen C_L , C_D ve bunların birbirine oranı Tablo 9.'da gösterilmiştir. Bu kanat profili, C_L değerleri göz önüne alındığında düşük performanslı bir kanat profili olarak değerlendirilebilir. Bu kanat profilinin en önemli özelliği düşük hücum açılarında $\alpha < 10^\circ$ C_D katsayısının az olmasıdır. Bu yüzden $\alpha = 5^\circ$ hücum açısında yüksek C_L/C_D değerleri sağlamıştır. 10° 'lik

hücum açısından itibaren daimi olmayan analizin gerektiği anlaşılmaktadır.

Kaldırma kuvveti katsayısının (C_L) yanında aerodinamik performansı belirlenen bir başka parametre de boyutsuz kaldırma kuvvetinin boyutsuz sürüklenme kuvvetine oranıdır (C_L/C_D). Bu değişim bütün kanat profilleri için Şekil 7.'de verilmiştir. Buna göre, C_L değerleri en fazla olan kanat profili CLARK Y profilidir. Bu profilin C_L/C_D değerleri de diğerlerine göre en yüksektir. Eiffel 10 (Wright) profili ise yüksek C_L sağlamasına rağmen, C_L/C_D açısından oldukça fakirdir. Bu yüzden kanat aerodinamiği önemini son dönemlerde daha çok anlaşılmasından dolayı uçak, spoiler veya rüzgar türbin kanat profilleri çok ince seçilmemektedir. Diğer kanat profillerine bakıldığında FX 69-PR-281 ve Eiffel 10 (Wright) profilleri dışındakiler C_L/C_D açısından birbirlerine yakın sayılırlar. FX 69-PR-281 profili, özellikle yüksek derecede C_L sağlamasına rağmen en düşük ikinci C_L/C_D değerlerine sahiptir. Bundaki en önemli neden ise bu profilin havaya göre göstermiş olduğu yüksek sürüklenme kuvvetidir.



Şekil 6. Altı kanat profili için C_L katsayısının hücum açısıyla değişimi

Tablo 4. EPPLER 625 için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
C_L	0.165	0.659	1.115	1.182	-
C_D	0.012	0.014	0.02	0.062	-
C_L/C_D	13.75	48.61	55.37	18.99	-

Tablo 5. EPPLER 664 için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
C_L	0.319	0.816	1.19	1.3	-
C_D	0.013	0.015	0.026	-	-
C_L/C_D	25.35	53.62	45.28	-	-

Tablo 6. CLARK Y için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
C_L	0.359	0.856	1.284	1.466	-
C_D	0.012	0.014	0.021	0.049	-
C_L/C_D	30.63	61.99	60.92	30.18	-

Tablo 7. Eiffel 10 (Wright) için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

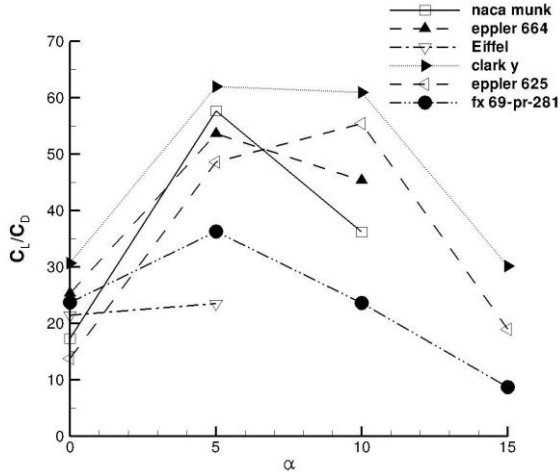
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
C_L	0.538	1.061	-	-	-
C_D	0.025	0.045	-	-	-
C_L/C_D	21.43	23.49	-	-	-

Tablo 8. FX 69-PR-281 için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=10^\circ$	$\alpha=15^\circ$	$\alpha=20^\circ$
C_L	0.43	0.857	1.101	1.022	0.94
C_D	0.018	0.024	0.047	0.117	0.219
C_L/C_D	23.65	36.26	23.61	8.74	4.29

Tablo 9. NACA Munk M-4 için hücum açısına göre değişen aerodinamik parametreler

	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=10^\circ$	$\alpha=15^\circ$	$\alpha=20^\circ$
C_L	0.161	0.685	1.089	-	-
C_D	0.01	0.011	0.03	-	-
C_L/C_D	17.34	57.66	36.15	-	-

**Şekil 7.** Altı kanat profili için C_L/C_D katsayısının hücum açısıyla değişimi

Şekil 8'de altı profilin C_p katsayıları değişimi eş bölgeler (konturlar) halinde gösterilmiştir. Şekil 9.'da ise bu değerlerin kanat yüzeyindeki değişimi verilmiştir. Bir kanat profilinden belirli bir kaldırma kuvveti bekleniyor ise, kanat altındaki basıncın üstündeki basınçtan fazla olması gerekmektedir. Bunu hem Şekil 8.'de hem de Şekil 9.'da görmekteyiz. Kanadın üstündeki ve altındaki basınç farklılığının en fazla olduğu kanat modeli ise Eiffel 10'dur. Bu sonuç yüksek C_L değerinden de anlaşılmaktadır. FX 69-PR-281 kanat modeline baktığımız zaman kanadın üst kısmın hücum tarafından kanat uzunluğunun yarısına kadar olan bölgedeki değerler ($0.05 < x/c < 0.5$) diğer kanatlarınkinden daha düşüktür. Kanadın üst kısmında sağlanan düşük basınç istenen bir özelliktir. Dolayısı ile FX 69-PR-281 kanat modelinin üst kısmı yüksek kaldırma kuvveti sağlamak için uygundur. Fakat aynı yorumlar bu kanat profilinin alt kısmı için söylenemez. Eppler modelleri arasında en önemli farklılık ise Eppler 664 profilinin üst kısmında sağlamış olduğu düşük basınçtır. Bu sonuçlardan anlaşılmıştır ki, bir kanat profilinin tasarımında dikkate alınması gereken en önemli husus profilin üst kısmında oluşan düşük basınçtır. FX 69-PR-281 kanat profili dışındaki diğer profiller kanadın alt kısmında birbirlerine yakın basınç değerleri sağlamaktadır.

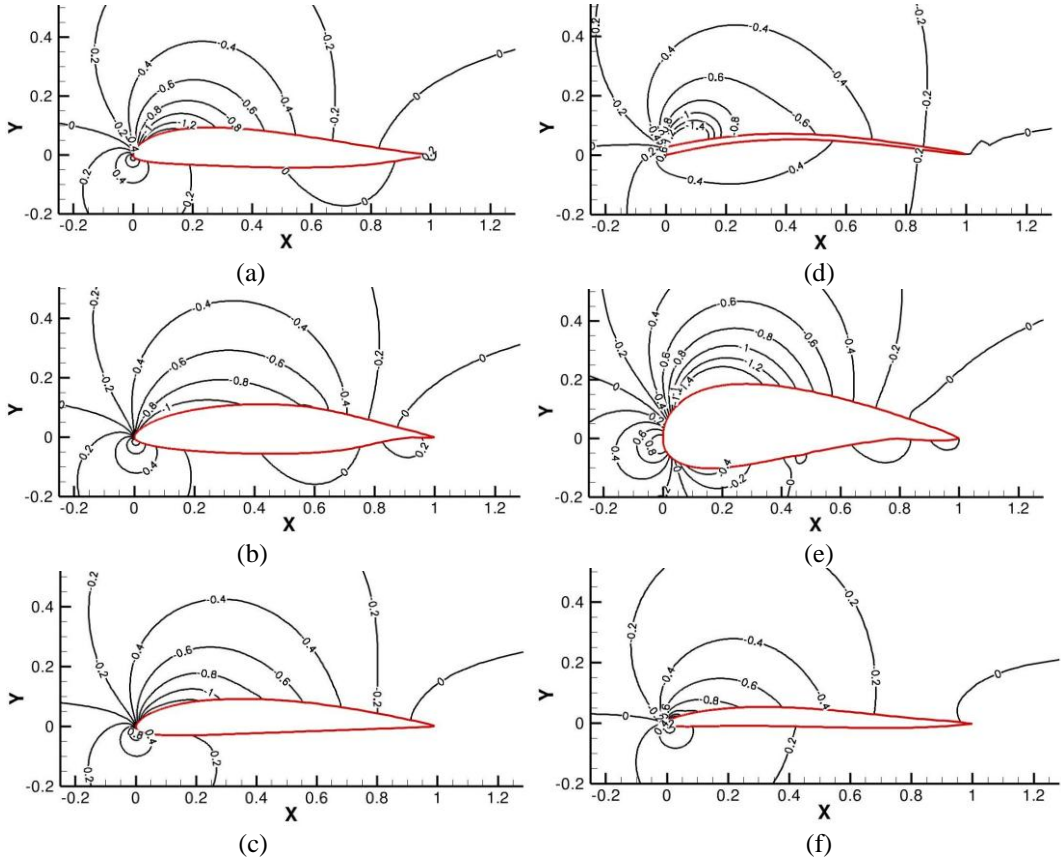
SONUÇLAR

Bu çalışma, yeni ve verimli bir rüzgar türbini kanadı tasarımını içeren bir projenin ön çalışması özelliğini taşımaktadır. Bu çalışmada, altı farklı kanat profilinin yüksek Reynolds sayısında ve düşük hücum açılarında aerodinamik analizi yapılmıştır. Buna göre,

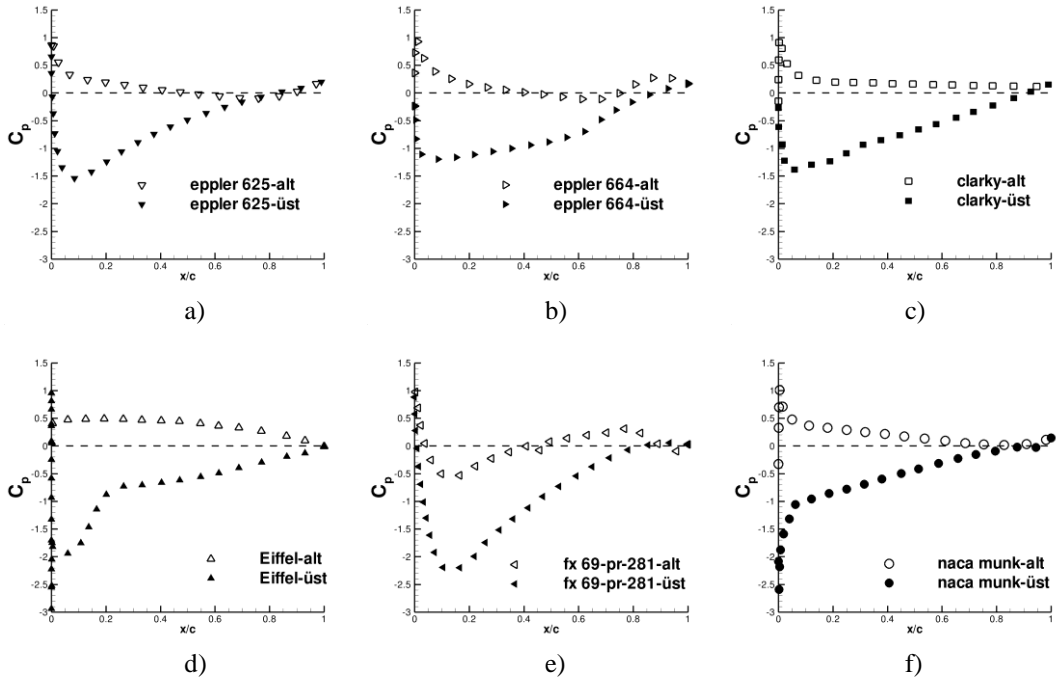
- C_L ve C_L/C_D değişimi birlikte göz önüne alındığında CLARK Y kanat profilinin seçilen kanat profilleri arasında en iyi performans gösteren kanat profili olduğu bulunmuştur.
- Sadece C_L değişimi göz önüne alındığında düşük hücum açılarında ($\alpha \leq 5^\circ$) Eiffel 10 (Wright) kanat profilinin, yüksek hücum açılarında ise ($\alpha > 5^\circ$) CLARK Y kanat profilinin seçilmesinin daha uygun olacağı belirlenmiştir.
- Kanat kalınlığının kanat performansına önemli bir etki yaptığı, fakat diğer geometrik özelliklerin de önemli rol oynadığı düşünülmektedir. Bu durum ileriki bir çalışmada detaylı olarak incelenecektir.
- Tamamı ile daimi analizlerin yapıldığı bu çalışmada, daimi analizlerin kanat profillerine göre farklı hücum açıları ile sınırlı olduğu; örneğin Eiffel 10 (Wright) kanat profilinin 10° sonrasında daimi çözüm mümkün olmazken, FX 69-PR-281 kanat profili için 20° 'e kadar daimi çözüm yapılabildiği görülmüştür.

Bu çalışmada ayrıca farklı kanat profillerin kanadın düşük hücum açılarındaki davranışları incelenmiş ve böylece belli bir ailedeki kanadın performansı hakkında fikir sahibi olunmuştur.

Bir sonraki çalışmada daha yüksek hücum açıları incelenecek ve bu analizler için daimi olmayan çözüm yapılacaktır. Daimi olmayan çözüm için Ayrık Eddy Benzetimi ve Büyük Eddy Benzetimi gibi türbülans tekniklerinin uygulanması planlanmaktadır.



Şekil 8. Altı kanat profilinin 5°'lik hücum açısında eş basınç katsayısı bölgeleri
(a) EPPLER 625, (b) EPPLER 664, (c) CLARK Y, (d) Eiffel 10 (Wright), (e) FX 69-PR-281, (f) NACA Munk M-4



Şekil 9. 5°'lik hücum açısında altı kanat profilinin alt ve üst tarafındaki basınç katsayıları
(a) EPPLER 625, (b) EPPLER 664, (c) CLARK Y, (d) Eiffel 10 (Wright), (e) FX 69-PR-281, (f) NACA Munk M-4

KAYNAKLAR

- Ahmed N., Yilbas B. S. and Budair M. O., Computational Study into the Flow Field Developed around a Cascade of NACA 0012 Airfoils, *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.*, 167, 17-32, 1998
- Anderson J. D., *Introduction to Flight*, McGraw-Hill Book Company, Third Edition, (1989)
- Bekka N., Bessaih R., Sellam M. and Chpoun A. Numerical Study of Heat Transfer around the Small Scale Airfoil Using Various Turbulence Models, *Num. Heat Transfer, Part A: Applications*, 56(12), 946-969, 2010
- Bermudez L., Velazquez A. and Matesans A., Viscous-Inviscid Method for the Simulation of Turbulent Unsteady Wind Turbine Airfoil Flow, *J. Wind Eng.*, 90, 643-661, 2002
- Bertagnolio F., Sorensen N.N. and Rasmussen F., New Insight into the Flow around a Wind Turbine Airfoil Section, *J. Solar Energy-Trans. ASME*, 217(2), 214-222, 2005
- Bijl H., van Zuijlen A. H. and van Mameren A., Validation of Adaptive Unstructured Hexahedral Mesh Computations of Flow Around a Wind Turbine Airfoil, *Int. J. for Num. Methos in Fluids*, 48, 929-945, 2005
- Dahlström S. and Davidson L., Large Eddy Simulation of the Flow Around an Aerospatiale A-aerofoil, *ECCOMAS 2000, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, Barcelona, Spain, 11-14 September, 2000
- Dahlström S. and Davidson L., Numerical Large Eddy Simulation of the Flow Around an Airfoil, *AIAA paper 2001--0425*, Reno, NV, 2001
- Dahlström S. and Davidson L., Large Eddy Simulation Applied to a High Reynolds Flow Around an Airfoil Close to Stall, *AIAA paper 2003--0776*, Reno, NV, 2003
- Gatski T. B., Prediction of Airfoil Characteristics with Higher Order Turbulence Models, *NASA Technical Reports*, NASA-TM-110246, 1996
- Geissler W., Numerical Study of Buffet and Transonic Flutter on the NLR 7301 Airfoil, *Aerospace Science and Technology*, 7, 540-550, 2003
- Genç M. S., Özişik G. ve Kahraman N., Düz Flaplı NACA 0012 Kanat Profilinin Aerodinamik İncelenmesi, *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi*, 28(1), 1-8, 2008
- Fluent 6.2 User Guide, Fluent Inc., Lebanon, USA, 2001
- Hansen O. L. M., "Aerodynamics of Wind Turbines", *Earthscan*, London, United Kingdom, Second Edition, 2008
- Jang C. S., Ross J. C. and Cummings R. M., Numerical Investigation of an Airfoil with a Gurney Flap, *Aircraft Design*, 1(2), 75-85, 1998
- King L. S. and Johnson D. A., Separated Transonic Airfoil Flow Calculations with a Nonequilibrium Turbulence Model, *NASA Technical Reports*, NASA-TM-86830, 1985
- Launder B. E. and Spalding, D. B., "Lectures in Mathematical Models of Turbulence", *Academic Press*, London, England, 1972.
- Li D., Numerical Simulation of Thin Airfoil Stall by Using a Modified DES Approach, *Int. J. for Num. Methos in Fluids*, 54, 325-332, 2007
- Martinat G., Braza M., Hoarau Y. and Harran G., Turbulence Modelling of the Flow Past a Pitching NACA0012 Airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds Numbers, *J. Fluids and Structures*, 24, 1294-1303, 2008
- Menter, R. F., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, *AIAA Journal*, 32(8), 1598-1695, 1994.
- Parezanovic V., Rasuo B. and Adzic M., "Design of Airfoils for Wind Turbine Baldes", *The French-Serbian European Summer University : Renewable Energy Sources and Environment-Multidisciplinary Aspect*, 17-24 October 2006, Rnjačka Banja, Serbia
- Rumsey C. L. and Gatski T. B., Recent Turbulence Model Advances Applied to Multielement Airfoil Computations, *AIAA paper 2000--4323*, 2000
- Sanz W. and Platzer M. F., Numerical Invesigation of the Stall Onset Behaviour of the GA(W)-1 Airfoil, *Computers & Fluids*, 27, 681-687, 1998
- Shan H., Jiang L. and Liu C., Direct Numerical Simulation of Flow Separation Around a NACA 0012 Airfoil, *Computers & Fluids*, 34(9), 1096-1114, 2005
- Spalart P. and Allmaras S., A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *AIAA-Paper 92-0439*, No. 1., 5-21, 1992
- Tangler J. T. and Somers D. M., NREL Airfoil Families for HAWT, *Proc. WINDPOWER'95*, Washington D.C., ABD, 117-123, 1995