

NACA 23012 VE NREL S 809 KANAT KESİTLERİNİN HAD İLE ANALİZİ

Mehmet BAKIRCI¹, Hüseyin CEYLAN², Sezay YILMAZ³

ÖZET

Bu çalışmada, NACA 23012 ve NREL S809 kanat kesitlerinin aerodinamik performansları analiz edilmiş ve karşılaştırılmıştır. Bu analizde kullanılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), Ansys-Fluent bilgisayar paket programı ile yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: kanat kesiti; hesaplamalı akışkanlar dinamiği; kaldırma; sürüklenme.

ANALYSING OF NACA 23012 AND NREL S 809 AIRFOILS BY CFD

ABSTRACT

In this study, NACA 23012 and NREL S 809 airfoils which is used for blades of wind turbine are analyzed by Ansys-Fluent which is Computational Fluid Dynamics (CFD) computer program and the aerodynamics performances of them are compared.

Keywords: airfoil; computational fluids dynamics; lift; drag.

¹Öğr.Gör, Karabük Üniversitesi, MYO, mehmetbakirci@karabuk.edu.tr

²Yrd.Doç.Dr., Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale MYO, huseeylan@hotmail.com

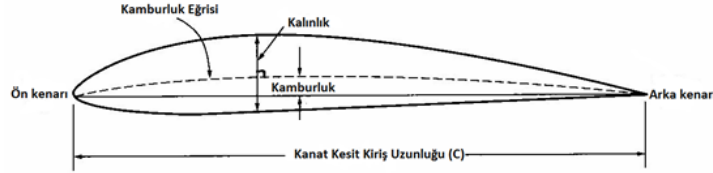
³Doç.Dr., Karabük Üniversitesi, MYO, syilmaz@karabuk.edu.tr

GİRİŞ

Her üretim yapılan yerde enerji ihtiyacı vardır. Bu enerjiyi sağlamanın yollarından biri elektrik kullanmaktır. Kömür, doğal gaz, petrol kullanarak elde edilen ısı enerjisi ile oluşan kızgın su buhar basıncı türbinde mekanik enerjiye dönüşür. Bu enerji manyetik alan sayesinde jeneratör vasıtasıyla elektrik enerjisine dönüştürülür. Türbinler basınç enerjisini mekanik enerjiye dönüştürürken kanatçıklar kullanır. Bu kanatçıklar aerodinamik ilkelere göre çalışır. Kanatçıkların kesitleri airfoil ismi verilen bir geometriye sahiptir. Ayrıca yenilenebilir enerji türlerinden biri olan rüzgar enerjisinden elektrik elde edilirken kullanılan kanatlarda kesit olarak airfoil kullanılır. Airfoil performansının ölçülmesi, istenilen şartlarda airfoil seçiminin yapılması veya yeni geometrinin geliştirilmesi, enerji üretimi açısından hayati bir öneme sahiptir.

Kanat Kesitleri ve Kanat Kesitlerinin Aerodinamik Özellikleri

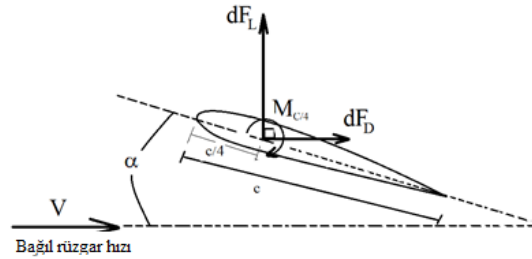
Özel tasarlanmış standart kanat kesitleri iki eğri yüzeyden oluşur. Kesitlerin uzunlukları, kanat kesit giriş uzunluğu (veter, chord) olarak isimlendirilir ve c ile gösterilir. İki yüzey arasındaki dikey uzunluk ise kanat kesit kalınlığı diye isimlendirilir ve t ile gösterilir. Kesitin, akışı karşılayan ön kısmına ön(hücum) kenar, diğer kısmına arka(fırar) kenar ismi verilir. Bu iki ucu birleştiren doğruya kanat kesit giriş hattı (veter) denir. Üst ve alt yüzeylerin ortasından geçip ön kenar ile arka kenarı birleştiren eğriye kamburluk eğrisi denir. Bu eğri ile giriş hattı arasındaki dikey uzaklık ise kamburluk olarak isimlendirilir (Şekil 1)[1, 2].



Şekil 1: Kanat kesit geometrisi

NACA 23012 kanat kesitinde, maksimum kamburluk hücum kenarından giriş uzunluğunun %15 gerisinde, maksimum kamburluk miktarı giriş uzunluğunun %2'si, maksimum kalınlık giriş uzunluğunun %12'sidir[3]. NACA 23012 kanat kesiti daha çok, düşük hızlı uçak kanatlarında kullanılırken, NREL S 809 kanat kesiti çoğunlukla yatay eksenli rüzgar türbin kanat kesitlerinde kullanılmaktadır. NREL S 809 kanat kesitinin maksimum kalınlığı giriş uzunluğunun %21'idir[4].

Kanat kesitine V hızı ile gelen akışkan (hava), bu kesitin özel tasarlanmış geometrisi sayesinde alt ve üst yüzeyleri arasında basınç farkı oluşturur. Bu basınç farkı sayesinde akış doğrultusuna dik bir dF_L kaldırma kuvveti (lift) meydana gelir. V hızının kanat kesit giriş hattı ile yaptığı açıya hücum açısı denir ve α ile gösterilir. Burada kaldırma kuvveti, c_r uzunluğundaki kanat elemanı için yazıldığı için F_L yerine dF_L simgesi kullanılmıştır. F_L nin birimi N (Newton) iken dF_L nin birimi (birim uzunluk başına etkiyen kuvvet olduğundan) N/m olur. Kanat kesitinde kaldırma kuvveti dışında ikinci bir kuvvet daha oluşur. Akış doğrultusunda meydana gelen bu kuvvet sürükleme kuvveti (drag) olarak isimlendirilir ve dF_D ile gösterilir. Bu iki kuvvetin dışında, kanat kesitini saat yönünde dönmeye zorlayacak şekilde bir de moment oluşur. Kaldırma ve sürükleme kuvvetlerinin uygulama noktası düşük hızlı akışkana maruz kalan kesitlerde, kanat kesitinin ön hücum kenarının 1/4 gerisindedir(Şekil 2) [2].



Şekil 2: Kaldırma ve sürükleme kuvvetleri ve moment

V havanın hızı, kanat elemanında oluşan dF_L kaldırma kuvveti ve dF_D sürükleme kuvveti olmak üzere, C_L kaldırma kuvvet katsayısı,

$$C_L = \frac{dF_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 c dr} \quad (1.1)$$

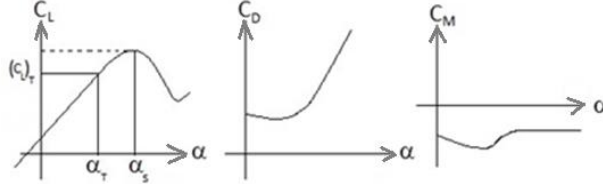
C_D sürükleme kuvvet katsayısı,

$$C_D = \frac{dF_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 c dr} \quad (1.2)$$

şeklinde tanımlanırlar. Burada C_L ve C_D birimsiz katsayılarıdır. Kanat elemanında oluşan dM moment ise C_M moment katsayısı,

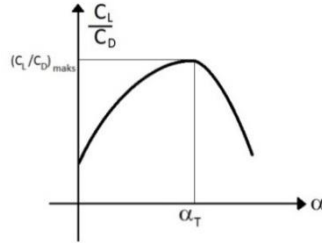
$$C_M = \frac{dM}{\frac{1}{2} \rho V^2 c^2 dr} \quad (1.3)$$

biçiminde tanımlanır. C_L kaldırma ve C_D sürüklenme kuvvet katsayıları α hücum açısıyla değişirken, C_M moment katsayısı hücum açısıyla pek fazla değişmez. Bu katsayıların hücum açısına göre değişen değerleri polar grafikler ismi ile anılan grafiklerle gösterilir.



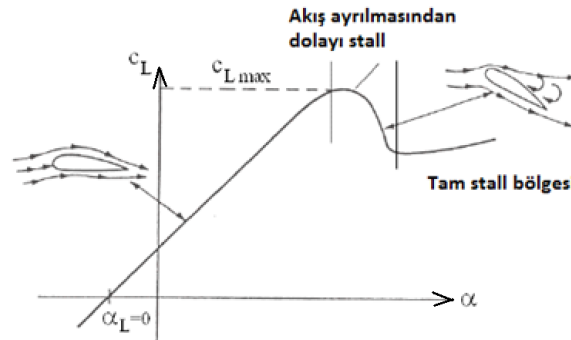
Şekil 3: Polar grafikler [3]

Kaldırma/sürüklenme oranının en yüksek olduğu açı, rüzgar türbinlerinde tasarım açısı olarak alınır(Şekil 4)[2].



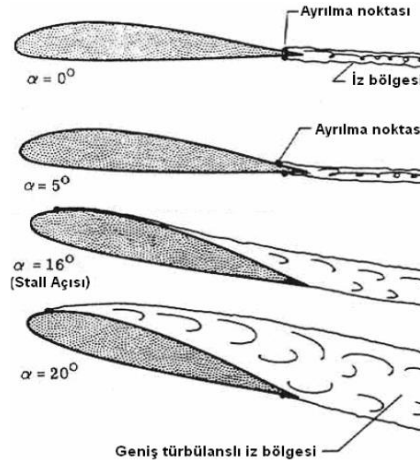
Şekil 4: Tasarım hücum açısı[2]

Şekil 3' de stall açısı α_s , tasarım hücum açısı α_T ile gösterilmiş ve C_L kaldırma katsayısının C_D sürüklenme kuvvetinin ve C_M moment katsayısının α hücum açısına göre değişimlerini gösteren polar grafikler gösterilmiştir[2]. Hücum açısı arttıkça C_L ve C_D değerleri artar. Ancak bu artış, hücum açısının kritik bir değerine kadar (100 ile 200 arasında) devam eder ve bu açıdan sonra C_L değeri azalmaya başlarken C_D değeri hızla artmaya devam eder (Şekil 5). Bu kritik açığa kadar akış, kanat kesit üst yüzeyinde yüzeye uyumlu bir şekilde hareket ederken hücum açısının artmasıyla birlikte akış yüzeyden ayrılmaya başlar [2]. Akış ayrılmasının ön uca yaklaşmasıyla beraber C_L değeri azalmaya başlar. Bu olay 'stall' veya 'tutunma kaybı' olarak isimlendirilir ve stall olayının başladığı bu açığa stall açısı denir. Şekil 5' de gösterildiği gibi, stall öncesinde C_L kaldırma katsayısı α hücum açıyla artar, α stall hücum açısında maksimum değerine ulaşır. Stall sonrası ise C_L azalır[2].



Şekil 5: Kanat kesitinin üç farklı akış davranışı [2]

Akış ayrılması, kanat kesitinin arka ucunda başlar ve hücum açısının artmasıyla birlikte ön uca doğru kayar (Şekil 6).



Şekil 6: Stall olayı [2]

Kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin oluşmasının sebebi, cisim etrafında oluşan basınç değişimi ve yüzey sürtünmesidir. C_f yüzey sürtünme katsayısı olup kayma gerilmesinin dinamik basınca oranı olarak tanımlanır. C_p basınç katsayısı olup statik basınç farkının dinamik basınca oranı olarak tanımlanır. Kanat kesit yüzeyindeki C_p basınç ve C_f sürtünme katsayılarının dağılımı bilinirse C_L ve C_D katsayıları belli bir hücum açısında hesaplanabilir. P_0 açık hava basıncı, P akışkanın statik basıncı, V akışkanın hızı olmak üzere, basınç katsayısı C_p

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (1.4)$$

eşitliği ile verilir. Sürtünme katsayısı C_f ,

$$C_f = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (1.5)$$

eşitliği ile verilir. τ terimi, kayma gerilmesini (shear stress) ifade eder ve

$$\tau = \mu \left. \frac{\partial U}{\partial y} \right|_{y=0} \quad (1.6)$$

şeklinde tanımlanır. Burada, $\left. \frac{\partial U}{\partial y} \right|_{y=0}$ terimi yüzeydeki hız profilinin eğimini, μ terimi havanın dinamik

viskozitesini ve $\frac{1}{2} \rho V^2$ terimi dinamik basıncı ifade eder[2]. Kanat kesitinin hem alt hem de üst yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı C_p ve yüzey sürtünme katsayısı C_f dağılımı bilinirse, kanat kesit kiriş (x) doğrultusunda oluşan aksel kuvvet katsayısı C_x ile bu doğrultuya dik (y) oluşan normal kuvvet katsayısı C_y aşağıdaki eşitliklere göre hesaplanabilir[2].

$$C_y = \frac{1}{c} \left[\int_0^c (c_{p,alt} - c_{p,üst}) dx + \int_0^c \left(c_{f,üst} \frac{dy_{üst}}{dx} - c_{f,alt} \frac{dy_{alt}}{dx} \right) dx \right] \quad (1.7)$$

$$C_x = \frac{1}{c} \left[\int_0^c \left(c_{p,üst} \frac{dy_{üst}}{dx} - c_{p,alt} \frac{dy_{alt}}{dx} \right) dx + \int_0^c (c_{f,üst} + c_{f,alt}) dx \right] \quad (1.8)$$

C_y ile C_x değerleri hesaplandıktan sonra, V akış doğrultusundaki C_D sürüklenme kuvvet katsayısı ile akış doğrultusuna dik oluşacak C_L kaldırma kuvvet katsayısı, α hücum açısına göre aşağıdaki formüllerle hesaplanır [2].

$$C_L = C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha \quad (1.9)$$

$$C_D = C_y \sin \alpha + C_x \cos \alpha \quad (1.10)$$

Kanat kesitlerinin aerodinamik karakterleri, Reynold sayısından etkilenmektedir. Atalet kuvvetlerin viskoz kuvvetlere oranı olarak tanımlanan Reynold sayısı,

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (1.11)$$

eşitliği ile hesaplanır. Burada V havanın cisme göre bağlı hızını, μ terimi havanın dinamik viskozitesini, ρ havanın yoğunluğunu, c cismin karakteristik uzunluğunu (kanat elemanı için bu uzunluk kanat kesit kiriş uzunluğu c alınır) ifade eder. Reynold sayısının büyüklüğü akışın laminar veya türbülans olduğunu belirler. Akışta düzenlilik varsa laminar akış, akışta yüzeye dikey veya dairesel hareketler varsa türbülans akış oluşur. Reynold sayısı arttıkça; akım alanında atalet kuvvetlerinin hakimiyeti artar, viskoz kuvvetlerin etkinliği dar bir bölge içerisinde (sınır tabaka) kalır ve sınır tabaka daha çabuk türbülanslı hale geçer. Böylece yüksek Reynold sayı değerlerinde ayrılma olayı daha geç olacağından kaldırma katsayı değeri artarken sürüklenme katsayı değeri azalır.

Metot - Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Bir kanat kesiti etrafındaki akışkan sayesinde oluşacak C_L , C_D ve C_M aerodinamik katsayı değerleri deneylerle, teorik formüllerle veya HAD (CFD-Computational Fluids Dynamics) bilgisayar paket programlarıyla hesaplanabilmektedir. Teorik hesaplamalarda yapılan kabullenmeler, elde edilen değerlerin yaklaşık sonuçlar olmasına sebep olmaktadır. Bu teorik hesaplamalara dayalı olan düz levha yaklaşımı, vortex(girdap) panel metodu, kaldırma çizgisi teorisi kullanılan metotlardan bazılarıdır. Rüzgar tünellerinde yapılan deneysel çalışmalarda daha güvenilir sonuçlar elde edilmekte ancak akış ayrılmasının olduğu stall durumlarında güvenilirlik azalmaktadır. Ayrıca rüzgar tünellerinde çok fazla değişik hücum açılarında bu katsayı değerlerini bulmak hem çok zaman alıcı hem de daha masraflı olmaktadır. Son zamanlarda daha da gelişen ve güvenilirliği artan HAD, XFOIL (panel metot) gibi bilgisayar paket programları ile kanat kesit etrafındaki akışla oluşan kuvvetleri ve aerodinamik katsayılarını elde etmek daha az zaman alıcı ve daha güvenilir olmaktadır. Dış akış analizlerinde, cisim etrafındaki akışta oluşan hız ve basınç değişimleri hesaplanır. Bu hesaplar için, akışın matematiksel modeli olan Navier Stokes denklemlerinin sayısal olarak çözüldüğü bir bilgisayar paket programı olan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılır. HAD analizinde akış fiziğinin, hücre oluşturma sisteminin, türbülans model seçiminin ne kadar doğru yapıldığı elde edilecek sonuçların güvenilirliğini doğrudan etkilemektedir[8]. İki boyutlu Navier Stokes denklemleri, bir süreklilik ve iki momentum korunum denklemlerinden oluşur. Türbülans ve sıkıştırılmaz akışlarda, bu korunum denklemlerine türbülans etkisini hesaba katan ilave denklemler ortaya çıkar. Bu denklemler şunlardır[8]:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.1)$$

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} (-\rho \overline{u'v'}) \quad (2.2)$$

$$\rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} (-\rho \overline{u'v'}) \quad (2.3)$$

Bu denklemlerde yer alan u ve v sırasıyla x ve y doğrultusundaki hız bileşenlerini, p basıncı, μ dinamik viskoziteyi, ρ akışkanın yoğunluğunu, τ türbülans kayma gerilmesini ve u' ve v' yatay ve düşey türbülans hız sapmalarını temsil etmektedir. Denklemde yer alan türbülans kayma gerilmesi aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$-\rho \overline{u'v'} = \eta \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (2.4)$$

Denklemde görülen η terimi, türbülans viskozitesi olarak adlandırılmaktadır ve η nin belirlenmesi için farklı türbülans modelleri geliştirilmiştir[8]. Farklı fiziksel durumlara ve yorumlara göre geliştirilen farklı türbülans modelleri söz konusudur. Cebirsel, tek denklemlilik, iki denklemlilik ve Reynolds gerilme modelleri dahil olmak üzere günümüzde kullanılan birçok türbülans modeli vardır. Türbülans modellerinin en çok kullanılanları, Spalart Allmaras, k-epsilon, k-omega modelleridir. Tüm akışlar için en iyi olan belli bir türbülans modeli yoktur. Akış fiziğine uygun türbülans modeli kullanılmalı, gerekirse aynı akış için farklı modeller kullanılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmalıdır. Bu çalışmada türbülans modeli olarak k-epsilon modeli seçilmiştir. Bu modelde iki yeni denklem, korunum denklemlerine eklenir. Bu denklemler, ortalama hız değişiminin ve kaldırma (bouyance) kuvvetinin oluşturduğu türbülans kinetik enerjisi ve bütün yayılma oranlarında sıkıştırılabilir türbülans genişleyen çalkantıların katkısını dikkate alır. Türbülans kinetik enerjisi 'k', türbülans kaybolma hızı 'ε' ile gösterilir [6].

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho k u) = \frac{\partial}{\partial x} (\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial y}) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho \epsilon u) = \frac{\partial}{\partial x} (\alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial y}) + c_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + c_{3\epsilon} G_b) - c_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (2.6)$$

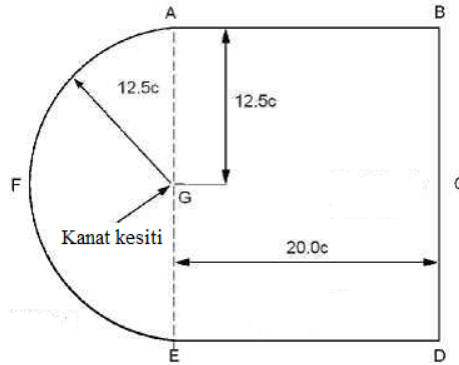
G_k , ortalama hızdaki değişimin neden olduğu türbülans kinetik enerji üretimini, G_b , kaldırma (bouyance) kuvvetinin neden olduğu türbülans kinetik enerji üretimini, Y_M sıkışabilen türbülans çalkantılardaki genişlemenin bütün yayılmaya etkisini göstermektedir. Bu denklemler deneysel ve matematiksel hesaplamaların birleştirilmesi ile oluşturulmuştur. Bu çalışmada k-epsilon modeline ait $c_{1\epsilon} = 1,44$, $c_{2\epsilon} = 1,92$, $c_{\mu} = 0,09$, $\sigma_{\epsilon} = 1,3$, $\sigma_k = 1$ değerleri aynen kullanılmıştır. Birçok ticari HAD paket bilgisayar programları vardır: Star-CD, Ansys-Fluent, Ansys-CFX, Ellipsys 2D gibi. Hepsinde üç temel aşama söz konusudur: Çözüm öncesi işlemler, çözüm ve çözüm sonrası sonuçların alınması. HAD paket programlarında üç temel eşitlik çözülür: kütle, momentum ve enerji korunum denklemleri. Sınır koşulları (boundary conditions) akış ve akış alanı özelliklerine göre tanımlanır. Akış alanı hücrelere (mesh) bölünür. Üç korunum denklemi, sınır koşulları ile birlikte bu hücrelerde (eşitlikler yeterince yakın değerlere ulaşıncaya kadar iterasyonla) çözülür. Hücreler iki boyutlu alanlar için, yapılandırılmış dörtgenel veya yapılandırılmamış üçgenel şeklinde olabilir. Geçerli fiziksel sonuçların alınabilmesi için hücrelerin doğru bölünmesi çok önemlidir. Az sayıda hücre hatalı sonuçlara neden olurken gereğinden fazla hücre sayısı yüksek kapasiteli bilgisayar ve daha fazla zaman gerektirir[8]. Dolayısı ile optimum hücre sayısını yakalamak gerekir. Korunum (Navire Stokes) denklemlerinin çözümünde sonlu fark (FDM-finite difference method), sonlu eleman (FEM-finite element method) ve sonlu hacim (FVM-finite volume method) metotları olmak üzere üç farklı sayısal metot kullanılır. Ansys Fluent bilgisayar paket programı FVM metodunu kullanır[7]. Burada yapılan HAD çalışmasında ki amaç, kanat kesit geometrisinde yapılan değişikliklerin aerodinamik performansa (C_L , C_D , C_M katsayı değerlerine) etkilerini incelemek ve daha iyi aerodinamik performansa sahip kanat kesit geometrisi tasarlamaktır. NACA 23012, NREL S809 kanat kesit geometrilerinin aerodinamik analizi k-epsilon türbülans modeli ile yapılmıştır. 4, 8, 12, 16, 20 derece hücum açılarında, 100 m/s akış hızında bu üç farklı geometri etrafında oluşan basınç ve hız değişimi incelenmiş, C_p basınç katsayı grafikleri elde edilmiş, C_L kaldırma ve C_D sürüklenme katsayıları hesaplanmıştır. Bu işlemler aşağıdaki sırası ile yapılmıştır:

1. Kanat kesit geometrisinin koordinatları Ansys fluent (bilgisayar paket programının) geometri kısmına alınmış ve burada iki boyutlu geometri oluşturulmuştur.
2. Kanat kesit geometrisinin etrafındaki akış bölgesinin sınırları çizilmiştir. Akış bölgesi için C-mesh geometrisi kullanılmıştır (Şekil 7).
3. Bu bölümde, sınır bölgelerinin giriş (input) ve çıkış (output) kısımları belirlenmiş ve yüzeyler oluşturulmuştur. Sınır koşulları belirlenmiş ve değerleri girilmiştir. Burada, giriş kısmında hız ve çıkış kısımlarında basınç değerleri tanımlanmıştır. EC ve AB ise simetri (symmetry) olarak tanımlanmıştır [6].

$$V_x = V \cos \alpha \rightarrow AFE \quad (2.7)$$

$$V_y = V \sin \alpha \rightarrow AFE \quad (2.8)$$

$$P_o = 101\,000 \text{ Pa} \rightarrow BCD$$

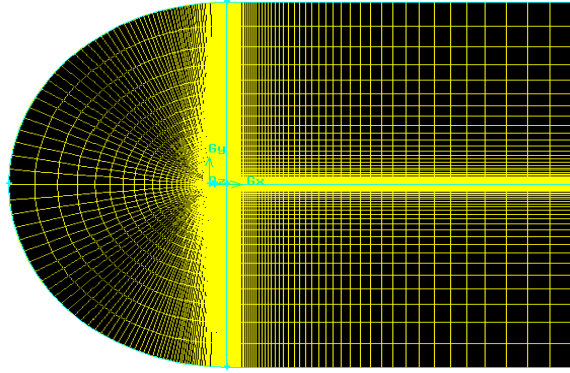


Şekil 7: Kanat kesit geometrisi etrafındaki akış alanı[6]

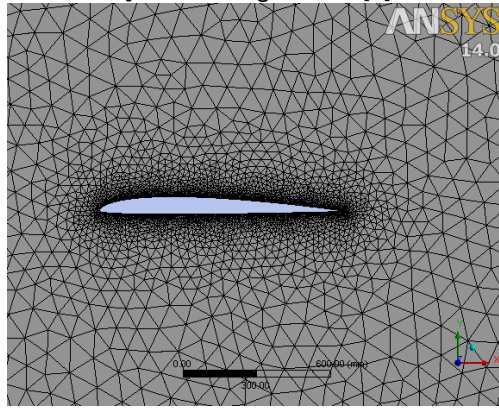
4. Elde edilen geometri (kanat kesiti ve akış alanı), mesh programına alındıktan sonra akış alanı hücrelere (mesh) bölünmüştür. İki boyutlu mesh olarak üçgen (yapılandırılmamış) mesh ve dörtgen mesh (yapılandırılmış) olarak iki farklı mesh geometrisi vardır. Kanat kesit yüzeyi üzerinde daha küçük hücreler ve geometriden uzaklaştıkça büyüyen hücreler oluşturulmuştur (Şekil 8 ve Şekil 9). Her bir hücre, korunum denklemlerinin çözüldüğü çok çok küçük kontrol hacimleri olarak düşünülebilir. HAD çözümünün doğruluğu büyük oranda oluşturulan hücrelere bağlıdır[6].

5. Mesh programında hücrelere bölünmüş geometri, fluent programına alınmış, çözüm başlatılmış ve yakınsama alınca kadar beklenilmiştir. Başlangıç değerlerinden başlayarak tüm hücreler için korunum

denklemleri (ve türbülans modelinin denklemleri) iteratif olarak çözülür. İlerleyen iterasyonlarda korunum denklemlerinin sağ ve sol tarafındaki terimlerin değerleri arasındaki fark sifıra yaklaşır[6].



Şekil 8: Dörtgen mesh[6]

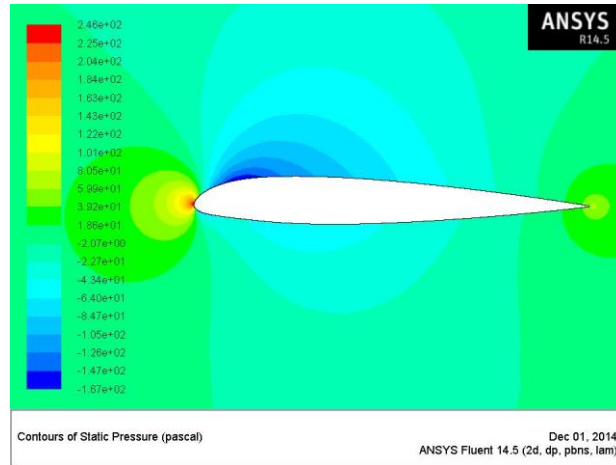


Şekil 9: Üçgen mesh

6. Sonuçların alınması: Hız, basınç değerleri renkli görüntü olarak alınmıştır. Geometri üzerinde ve akış alanında bu değerlerin minimum ve maksimum olduğu yerler belirlenmiş, C_f yüzey sürtünme katsayısı, C_p basınç katsayısı ve eksenel yöndeki C_x kuvvet ile normal yöndeki C_y kuvvet katsayılarının değerleri elde edilmiştir. Hücum açısının kosinüs ve sinüs değerleri kullanılarak C_L ve C_D katsayılarının değerleri hesaplanmıştır.

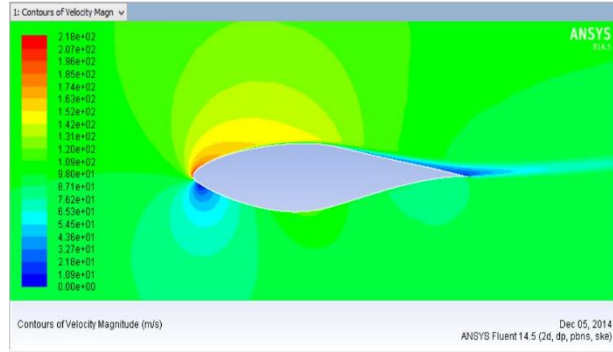
SONUÇLAR

NACA 23012 ve NREL S809 standart kanat kesitlerinin CFD (HAD) ile farklı hücum açılarında yapılan analizlerinde elde edilen hız, basınç renkli resimleri ile basınç katsayı grafikleri Şekil 10, 11, 12 ve 13 de gösterilmiştir.

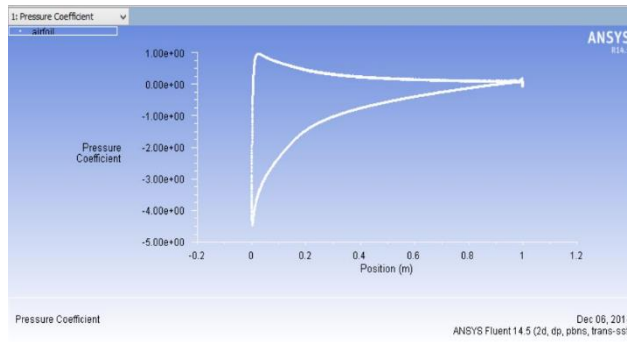


Şekil 10: NACA 23012 (Hücum açısı: 18 derece)

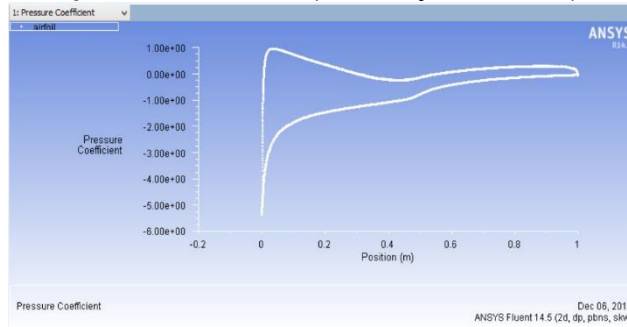
Kanat kesitinin üst kısmında statik basınç değeri, alt kısmındaki statik basınç değerinden daha küçüktür. Böylece oluşan basınç farkı nedeniyle bir kaldırma kuvveti oluşmaktadır. Üst kısımdaki basınç ne kadar az ve alt kısımdaki basınç ne kadar yüksek olursa o oranda da yüksek kaldırma kuvveti oluşur



Şekil 11: NREL S 809 (Hücum açısı: 18 derece)



Şekil 12: NACA 23012 (Hücum açısı: 18 derece)

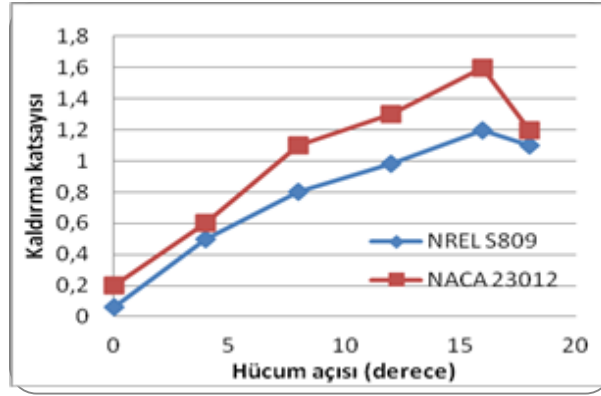


Şekil 13: NREL S 809 (Hücum açısı: 18 derece) Şekil 10 ve Şekil 11 de verilen renkli resimlerde mavi bölgeler, statik basınç değerinin düşük, kırmızı, sarı veya yeşil bölgelerde statik basıncın mavi bölgeler göre daha yüksek olduğunu yerleri göstermektedir. Kanat kesitlerinin ön ucunda, statik basınç kırmızı ile görülmektedir çünkü bu noktada akış hızı sıfır ve statik basınç en büyük değerine ulaşmıştır. Hücum açısı arttıkça kanat kesit alt kısmındaki bölgenin rengi sarıya doğru değişmektedir. Bu değişim, statik basınç değerinin artması (ve dolayısı ile basınç farkının ve kaldırma kuvvetinin artması) olarak değerlendirilir. Bu iki standart kanat kesitinin kaldırma ve sürüklenme katsayı değerleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Kaldırma ve sürüklenme katsayıları.

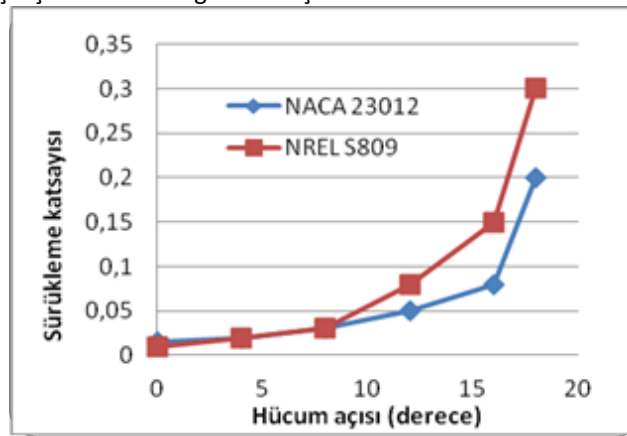
Hücum Açısı	NACA 23012		NREL S 809	
	C_L	C_D	C_L	C_D
0 derece	0,2	0,01	0,06	0,015
4 derece	0,6	0,02	0,5	0,02
8 derece	1,1	0,03	0,8	0,03
12 derece	1,3	0,08	0,98	0,05
16 derece	1,6	0,15	1,2	0,08
18 derece	1,2	0,3	1,1	0,2

İki standart kanat kesitinin kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişen değerleri Şekil 14' de gösterilmiştir.



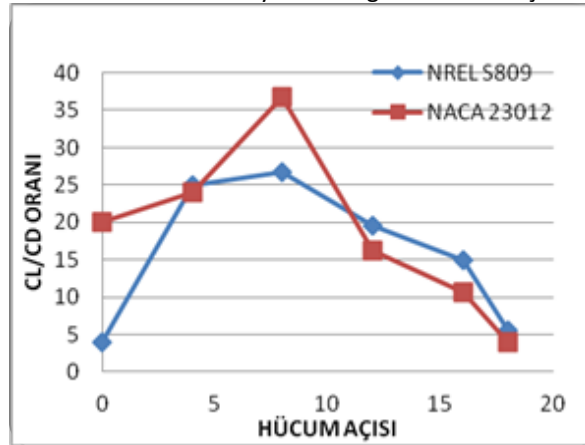
Şekil 14: Kaldırma katsayıları

Şekil 14 de görüldüğü gibi NACA 23012 de, stall öncesi her hücum açısında daha yüksek kaldırma kuvveti elde edilmektedir. Bu iki kesitin sürüklenme katsayılarının hücum açısına göre değişen değerleri Şekil 14'te polar grafiklerle karşılaştırılmalı olarak gösterilmiştir.



Şekil 15: Sürüklenme katsayıları

Şekil 16' da gösterildiği gibi, kaldırma/sürüklenme oranı, 4 ile 10 derece aralığında NACA 23012 için daha yüksek olurken, 10 derece ile 18 derece aralığında bu oran NREL S 809 için daha yüksek olmaktadır. Maksimum kaldırma/sürüklenme oranı ise NACA 23012 de daha yüksek değer elde edilmiştir.



Şekil 16: Kaldırma/Sürüklenme Oranları

KAYNAKLAR

- [1] Martin O.L. Hansen, "Aerodynamics of Wind Turbine" Chapter 2: 2-D Aerodynamics, Second Edition, Earthscan, UK and USA, 2008.
- [2] Anderson J.D., "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw Hill Book Company, New York, 1986.
- [3] UIUC Airfoil Coordinates Database, http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html (Erişim tarihi: 18.10.2014)
- [4] Somers, D. M., "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil", Airfoils, Inc., State College, PA, 1989.
- [5] Abbott. I. H., "Theory of Wing Section, Including a Summary of Airfoil Data", Dover book on Physics, 1995.

[6] Cornell University web site: <https://confluence.cornell.edu/display/Simulation/Home>
(Erişim tarihi: 10.11.2014)

[7] Fluent Inc, "12.5 Standard and SST– k-epsilon Models Theory" FLUENT 6.3 User's Guide Fluent Inc, 2006.

[8] Anderson John D., "Computational Fluid Dynamics", McGraw-Hill, 1995.

[9] Jonkman, J. M., "Modeling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST_AD, NREL/TP-500-34755",
National Renewable Energy Laboratory, Colorado, 2003.