

## Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi

Mert GÖKDEMİR<sup>1\*</sup>, Satılmış ÜRGÜN<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup> Havacılık Bilimi ve Teknolojileri A.B.D., Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli, 41001, Türkiye

### Özet

Airfoil (kanat), daha düşük sürüklenme ile yeterli miktarda taşıma üreterek uçağı havada tutan ve herhangi bir hava aracında önemli bir rol oynayan aerodinamik gövdedir. Kanat yapısının gelişimi boyunca kanatta maksimum taşıma üretebilmek için kanadın alt yüzeyindeki yüksek basınç ve üst yüzeyindeki düşük basınç kavramları ile ilgilenilmiştir. Ve bu kavramlar kanat profilinin alt yüzeyindeki hava hızının düşük, üst yüzeyindeki hava hızının yüksek olacağını göstermektedir. İstenen aerodinamik özelliklere sahip kanat profili şeklinin tasarımı bugüne kadar zorluklar çıkarmıştır. Havacılığın ilk yıllarında kanat tasarımları rastgele hazırlanmış ve akış alanında/bölümünde test edilmiştir, sonrasında ise Wright kardeşler kambura sahip profil kullanmışlardır. Günümüzde, NACA ise rastgele değil, formüller kullanarak airfoil üretmemize yardımcı olan uygun bir tanımlama yapmıştır. CFD yöntemi sıvının gerçek zamanlı davranışını dikkate alarak simülasyon gerçekleştirmek için kullanılan güçlü bir araçtır. Bu makalenin amacı, ANSYS Fluent kullanılarak AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profilleri etrafındaki dış akışın simüle edilmiş bir modelini üretmek ve literatürden elde edilen deneysel verilerin ışığında düşük bir hız da (22,22 m/s) test edilerek doğrulamaktır. İki boyutta oluşturulan geometriler, seçilen kanat profiliyle 3 boyutta tasarlanmıştır. Kanat profillerini analiz etme yöntemi olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) seçilmiştir. 0 ila 20 derece arası hücum açılarında geliştirilen kanat profilleri, gerçek rüzgâr tüneli boyutuna eşdeğer hesaplama bölgesinde, denklemler ise RNG k-Epsilon türbülans modeli ile çözülmüştür. Izgara oluşturma süreci Ansys Mesher ile, çözüm adımı ve sonuç görüntüleme işlemleri CFD Post programı ile gerçekleştirilmiştir. Düşük hız ve yüksek taşımaya sahip kanat profillerinin analizi, sürüklenme katsayısı, kaldırma katsayısı ve kaldırma-sürüklenme oranı üzerindeki etkisi sayısal yöntem ile araştırılmıştır. NACA 4412 profili için maksimum verimlilik elde edilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Hücum açısı, CFD, NACA, Taşıma Katsayısı, Sürüklenme Katsayısı

**Corresponding Author/Sorumlu Yazar:** Mert GÖKDEMİR [mertgokdemir26@gmail.com](mailto:mertgokdemir26@gmail.com)

**Citation/Alıntı:** Gökdemir M., Ürgün S (2020). Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi J. Aviat. 4 (2), 25-35.

**ORCID:** <sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0002-2047-1331>, <sup>2</sup> <https://orcid.org/0000-0003-3889-6909>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.780570>

**Gelis/Received:** 15 Ağustos 2020 **Kabul/Accepted:** 10 Aralık 2020 **Yayınlanma/Published (Online):** 28 Aralık 2020

**Copyright © 2020 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

## Aerodynamic Analysis of Wing Profiles with Similar Roundback

### Abstract

Airfoil (wing) is an aerodynamic body that keeps the plane in the air and plays an important role in any aircraft by producing enough transportation with lower drag. Throughout the development of the wing structure, the concepts of high pressure on the lower surface of the wing and low pressure on the upper surface have been dealt with to produce maximum transport in the wing. And these concepts show that the air velocity on the lower surface of the wing profile will be low and the air velocity on the upper surface will be high. The design of the wing profile shape with the desired aerodynamic features has been challenging to date. In the first years of aviation, wing designs were randomly prepared and tested in the flow area / section, after which the Wright brothers used a profile with a hump. Today, NACA has made an appropriate definition that helps us produce airfoils using formulas, not random ones. The CFD method is a powerful tool for simulating the real-time behavior of the liquid. The purpose of this article is to produce a simulated model of the outer flow around the AG35, NACA 4412, NACA 23012 and TL54 wing profiles using ANSYS Fluent and to verify by testing at a low speed (22.22 m/s) in the light of the experimental data from the literature. The geometries created in two dimensions are designed in 3 dimensions with the selected wing profile. Computational fluid dynamics (CFD) was chosen as the method of analyzing the wing profiles. Wing profiles developed at from 0 to 20-degree attack angles are solved in the calculation area equivalent to true wind tunnel size, and equations are solved with RNG k-Epsilon turbulence model. The grid creation process was carried out with Ansys Mesher, the solution step and result display operations were performed with the CFD Post program. The analysis of the wing profiles with low speed and high transport, drag coefficient, lift coefficient and effect on lift-drag ratio were investigated by numerical method. Maximum efficiency has been achieved for the NACA 4412 profile.

**Keywords:** Angle of Attack, CFD, Drag Coefficient, NACA, Lift Coefficient

### 1. Giriş

Kanat, hava ortamı içerisinde hareket ederek, hareket yönüne normal olan aerodinamik bir kuvvet üretmek için kullanılan bir yüzeydir. Kanatlar taşıma kuvveti üretmek için kullanılan farklı profil yapılarına sahip sistemlerdir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının oranı olarak ifade edilen aerodinamik performans bazı planörlerde 60 seviyesinde veya daha fazla olabilmektedir.

Bu, taşıma kuvveti elde etmek için küçük bir itme kuvvetinin yeterli olacağı anlamına gelmektedir [1]. İhtiyacımız olan parametreleri (taşıma, sürüklenme, moment katsayısı vb.) elde edebilmek için 2 yöntem vardır. Bunlar; simülasyon ve deneydir. Deney için nesne veya cisim rüzgâr tüneline yerleştirilerek üzerinde birkaç delik açılıp basınç ölçümü yapılır. Her noktadaki basınç önceden hesaplanarak taşıma, sürüklenme vb. katsayıların hesaplanmasında kullanılır. Ama bu yöntem zaman alır ve hata payı yüksektir. Öte yandan daha gelişmiş bilgisayar simülasyonları istenilen değerleri gerçeğe yakın elde etmemize çok daha kısa sürede yardımcı olur. CFD (hesaplamalı akışkanlar dinamiği) bilgisayar programları arasında en yaygın kullanılan yazılımdır. Amaç hesaplamalı alan içerisinde modelleme yapmaktır. Simülasyon sırasında akış denklemleri program yardımıyla istenilen yöntemde çözülür. Simülasyon bize gerçeğe en yakın değerleri çıktı olarak verir.

Rüzgâr tüneli deneylerinin pahalı ve uzun sürmesi dolayısıyla bu çalışmada daha hızlı sonuçlar veren CFD yazılım tercih edilmiştir.

Maughmer, et al. (Haziran-2002) [2], AG24, AG35, AG45ct, CAL1215j, CAL2263m ve CAL40411 profillerinin teorik analizlerini gerçekleştirmiştir. Deneysel ölçümler düşük reynolds katsayılarında MATLAB yazılımı kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre hücum açısı ve sürüklenme katsayısı için maksimum değer düşük reynolds sayısında, minimum değer yüksek reynolds sayısında ulaşılmıştır. Taşıma katsayısı/hücum açısı için maksimum değer yüksek reynolds sayısında ve minimum değer reynolds sayısı düşük iken elde edilmiştir. Karşılaştırmalı sonuçlar tasarım için en uygun profilin AG35 kanat profili olduğunu göstermiştir.

Himanshu Parashar. (2015) [3], NACA 2415, NACA 23012 ve NACA 23105 kanat profillerinin analizini ticari CFD programları olan GAMBİT ve Fluent kullanarak tasarlamıştır. Akış için standart k-ε türbülans modeli kullanılarak momentum süreklilik denklemleri incelenmiştir. 2 boyutlu kanat geometrileri CATIA yardımıyla 0.5 C chord oranı ile elde edilmiştir. -15 ve +15 derece değişken hücum açılarında aerodinamik iki parametre olan  $C_L$  ve  $C_D$  hesaplanmıştır. Bu iki parametre

aerodinamik verimliliğin hesaplanmasında olağanüstü öneme sahiptir. NACA 2415 ve NACA 23015 ile kıyaslandığında NACA 23012 kanat profili ekstrem hücum açılarında  $C_L=0$  iken en az sürüklenme üretmiştir. NACA 23012 maksimum  $C_L$  (taşıma katsayısında)' ye sahipken minimum sürüklenme oluşturmuştur.

Bright, P. G., et al. (2016) [4], engellerin üzerinden uçabilme yetisine sahip çok amaçlı bir aracı araştırmak, tasarlamak, inşa etmek ve test etmek üzere projeye başlamıştır. Hovercraft tabanlı ve küçük kanat açıklığına sahip yer etkisinden yararlanarak, alçak irtifada uçan verimli bir araç üretilmiştir. Clark Y, NACA 4412, NACA/MUNK M-15, Gottingen 436 profilleri 2D olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiğini kullanan Star CCM+ programı ile analiz edilmiştir. Simülasyonlarda reynolds sayısı  $2.66 \times 10^6$ , Inlet sınır koşulları olarak 22.22 m/s kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar Xfoil programından üretilen bilgiler ile kıyaslanmıştır.  $C_{m0}$ ,  $C_{Lmax}$  ve hücum açıları kıyaslandığında en yüksek puanı Gottingen 436 almıştır fakat Gottingen 436 düz tabanlı bir profil olduğu için yer etkisinde venturi etkisinden kaçınır. İkinci sırada en yüksek puanı alan NACA 4412 profili kanat profili olarak seçilmiştir.

Syamsuar, S., et al. (2016) [5], bu çalışmada insansız hava araçları için çok yönlü analiz kullanarak düşük hızlarda verimli kanat profili seçimi ve optimizasyonu yapılmıştır. Geliştirme süreci, düşük hızlı kanat profillerin verilerini ve verilen tasarım gerekliliklerine göre tasarım optimizasyon adımlarını içerir. İnsansız hava araçlarında düşük parazit sürüklenme ve zayıf stabilite olduğu için stabilite kriteri yüksek öneme sahiptir. Çok yönlü analiz çözücü olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Navier strokes modeli kullanılarak XFOIL ve ANSYS'te analizler yapılmıştır. Ağırlıklandırma yöntemi (weighting score), tasarım gereklilikleri için uygun kanat profilinin seçilmesinde maksimum ağırlık değerini bulmak için kullanılmıştır. Veri tabanı olarak 29 kanat profili ele alınarak taşıma, sürüklenme, moment katsayısı ve hücum açısı değerleri karşılaştırıldığında en yüksek skoru TL54 kanat profili almıştır.

Jony, H. (2014) [6], NACA 6409 ve NACA 4412 profillerinin sürüklenme, kaldırma kuvveti ve

profillere etkiyen toplam basınç dağılımları da ele alınarak akış analizleri incelenmiştir. Hücum açısının değişimi ile farklı değişkenler elde edilmiştir. Araştırma da ANSYS Workbench 14.5 yazılımı sonlu elemanlar yöntemi ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak (CFD) karşılaştırmalar yapılmıştır. NACA 4412 airfoilin üst yüzeyinde, NACA 6409 airfoilin üst yüzeyinden daha az negatif basınç olduğu belgindir. Taşıma/sürüklenme oranları NACA 4412 için 0 derece ve 5 derece için sırasıyla 3.365 ve 5.382'dir. Diğer yandan taşıma/sürüklenme oranları NACA 6409 profili için 0 derece ve 5 derece hücum açısında sırasıyla 0.39 ve 0.66'dır. En iyi profil her zaman yüksek taşıma/sürüklenme oranına sahip olmalıdır. Veriler kıyaslandığında NACA 4412 profili aerodinamik uygulamalar için daha uygundur.

Bir kanat yapısında, hava akımının ilk karşılaştığı noktaya hücum kenarı (leading edge), hava akımının ayrıldığı noktaya firar kenarı (trailing edge) adı verilmektedir. Bu iki noktayı birleştiren çizgi hattına kanat kesidi kiriş hattı (veter) denir. Üst ve alt yüzeylerin ortasından geçip ön kenar ile arka kenarı birleştiren eğriye kamburluk eğrisi denir. Analiz yaparken ele aldığımız iki değişken vardır bunlar; kalınlık ve kamburluk. NACA 23012 kanat profilinde, maksimum kamburluk miktarı kiriş uzunluğunun %2'si, maksimum kalınlık kiriş uzunluğunun %12'sidir. NACA 23012 kanat kesiti daha çok, düşük hızlı uçak kanatlarında kullanılmaktadır. NACA 4412 profilinin kalınlık oranı %12, kamburluk oranı %4'tür. NACA 4412 kanat profilinin rüzgâr türbinlerinden hovercraft araçlarına kadar havacılıkta geniş bir kullanım alanı vardır. TL54 genellikle rc motor gibi düşük hızlarda daha düşük profil drag oluşturduğu için tercih edilmektedir. TL54 profilinin kalınlık oranı %9.99, kamburluk oranı %2.41'dir. Hovership, micro quadcopter vs. düşük hıza sahip insansız hava araçlarında kullanılan AG35 profilinin kalınlık oranı %8.7, kamburluk oranı %2.3'tür.

## 2. Yöntem

Bir parçanın üretimine geçilmeden önce tasarım sürecinden geçmesi gerekir. Bu süreçte parçanın çizimi ve analizi olmak üzere iki önemli aşama gerçekleştirilir. Parçanın çizim aşamasında kullanılacağı yerdeki görevine uygun bir tasarım gerçekleştirilir. Bu tasarımda fonksiyon, estetik gibi hususlar göz önünde bulundurulur. Fakat

gerçekleştirilen tasarımın işletme koşulları buradaki görevi yerine getirip getiremeyeceği belli değildir. Bu konuya cevap verilebilmesi için gerekli mühendislik hesaplarının ve analizlerinin yapılması gerekir.

Aerodinamik katsayılar hücum açısına, geometriye (profil geometrisi, kanat geometrisi, uçak konfigürasyonu), Reynolds sayısına ve Mach sayısına bağlıdır. Kanat profili için taşıma ve sürüklenme katsayıları deneysel olarak elde edilir ya da profil seçimi sırasında yaklaşık tahmin yapan yazılımlar kullanılabilir.

Simülasyonda 3.5 GHz 4 çekirdek AMD Ryzen 5 1500X işlemcili 16 GB RAM ve 64-bit Windows 10 işletim sistemine sahip bilgisayar kullanılmıştır. ANSYS Fluent (version-16) programı profillerin üzerinden akan akışkanı analiz etmek için kullanılmıştır. Daha iyi sonuç alabilmek için structured mesh kullanılmıştır.

Hücum açısı, kanat üzerine gelen hava veya göreceli rüzgâr ile uçakta veya kanatta bir referans çizgisi (veter çizgisi) arasındaki açı olarak tanımlanmaktadır. Bu açı oluşan aerodinamik taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini etkilemektedir. Kanat profilleri üzerinde iki boyutlu akışın aerodinamik performansını belirlemek için hesaplamalı akışkan dinamiği analizinde k-ε Realizable türbülans modeli kullanılmıştır.

### 2.1. Realizable k- ε Türbülans Model

K-epsilon türbülans modeli türbülanslı akış koşullarında ortalama akış özelliklerini simüle etmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği'nde (CFD) kullanılan en yaygın modeldir. Türbülanslı akışı göstermek için iki ekstra taşıma denklemine sahiptir. Bu iki denklem modeli türbülanslı enerjinin taşınımı ve yayılması gibi etkilerini hesaba katmaya yarar.

- Taşınan ilk değişken türbülanslı kinetik enerjidir, k
- Taşınan ikinci değişken türbülanslı dağılımdır, ε

Türbülans ölçeğini belirleyen değişkendir, ilk değişken olan k ise türbülanstaki enerjii belirler. [7],[8].

K-epsilon model aşağıdaki gibi türetilebilir:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial X_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + P_k + P_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial X_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial X_j} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S \varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} P_b + S_\varepsilon, \quad (2)$$

Türbülanslı viskozite şu şekilde modellenmiştir,

$$\mu_t = \frac{\rho C_\mu k^2}{\varepsilon} \quad (3)$$

K üretimi şu şekilde yazılabilir,

$$P_k = \rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial X_i} \quad (4)$$

$$P_k = \mu_t S^2 \quad (5)$$

S, aşağıdaki gibi tanımlanan ortalama gerinim oranı tensörünün modülüdür:

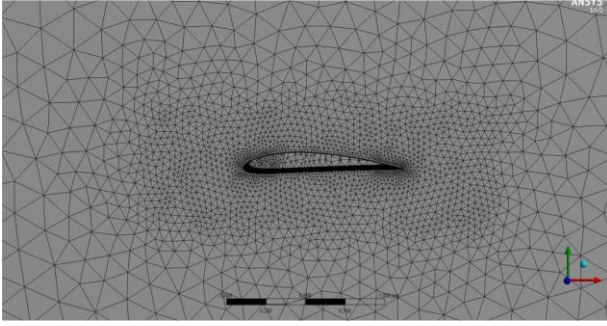
$$S \equiv \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (6)$$

Bu denklemler için kullanılan model sabitleri,

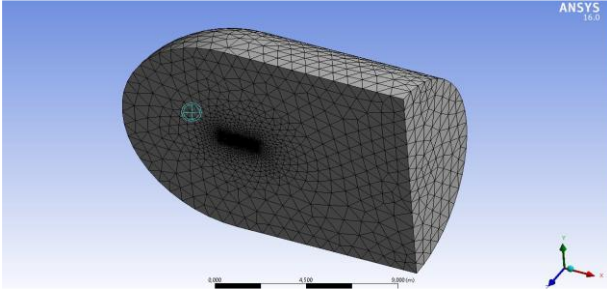
$$C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, C_{3\varepsilon} = -0.33, C_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3.$$

### 3. Bulgular ve Tartışmalar

Daha hassas sonuçlar için kanat bölgesi daha yoğun ağ örgüsü kullanılarak 727946 Element ve 167323 Node oluşturulmuştur. Hücum ve firar kenarları havayı ilk alan ve terk eden noktalar olduğu için çözülen denklemlerin bu bölgelerde daha gerçeğe yakın olması gerekmektedir. O yüzden bu bölgeler 0.002 birim boyutunda mesh ağı ile kaplanmıştır. Kanat profilinin etrafına akışın sınır bölgesini tanımlayacak ek bir bölge eklenmiş. Havanın giriş çıkış noktaları (inlet-outlet) belirlenmiştir. Chord 1 metre ve kanadın arkasında kalan laminer akışın gözlemlendiği akış alanı 10 metre olarak seçilmiştir.



Şekil 1. Mesh yapısı



Şekil 2. Kapalı hacim mesh geometrisi

### 3.1. Lift-to-Drag Ratio (Aerodinamik Verimlilik)

Aerodinamikte, kaldırma-sürüklenme oranı veya L/D oranı, bir kanat veya araç tarafından üretilen taşıma değerinin hava içerisinde hareket ederek oluşturduğu aerodinamik sürüklenmeyle bölünmesidir. Daha yüksek veya daha fazla uygun bir L/D oranı kanat/uçak tasarımındaki ana hedeflerden biridir. Gerekli taşıma ağırlığa göre ayarlandığından düşük sürüklenme yakıt tasarrufu ve daha iyi tırmanma performansı sağlar. Taşıma/sürüklenme hız ile değişkendir ve 2B grafik ile gösterilir. Neredeyse tüm durumlarda grafik sürüklenmenin iki ana bileşeni olduğu için U şekli oluşturur. Taşıma-sürüklenme oranları uçuş testi, hesaplamalarla veya rüzgâr tünelinden test edilerek hesaplanabilir [9].

Tabloda elde edilen aerodinamik verimlilik değerleri gösterilmiştir.

Tablo 1. Aerodinamik verim karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	16.94	19.3	7.28	8.33
5	12.54	13.85	15.52	13.78
10	8.78	8.87	10.27	9.1
15	6.5	6.19	7.25	5.91
20	5.09	3.45	5.47	2.82

### 3.2. Sürüklenme Katsayısı

Akışkan dinamiğinde sürüklenme katsayısı, bir nesnenin sürüklenmesini veya direncini ölçmek için kullanılan, hava veya su gibi bir akışkan ortamındaki boyutsuz bir miktardır. Düşük sürüklenme katsayısı nesne üzerinde daha az aerodinamik sürüklenmeye neden olur. Sürüklenme katsayısı her zaman belirli bir yüzey alanı ile ilişkilidir [10]. Sürüklenme katsayısı kanat alanını sürüklenme katsayısı denkleminde referans alanı olarak kullanır. Sürüklenme katsayısı hareketli objelerin sıvı içerisinde olan direncini belirlemek için kullanılan ölçüsüz bir değerdir.

$$c_D = \left( \frac{2F_D}{\rho u^2 A} \right) \quad (7)$$

Tablo 2. Sürüklenme katsayısı karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	0.011	0.0076	0.0059	0.0096
5	0.035	0.0279	0.018	0.0228
10	0.078	0.0715	0.0513	0.0594
15	0.144	0.1407	0.1068	0.122
20	0.23	0.2151	0.1827	0.27

### 3.3. Taşıma Katsayısı

Kaldırma(taşıma) kuvveti(katsayısı) sıvının içinden geçen katı bir cisim tarafından üretilen mekanik bir aerodinamik kuvvettir ve bu kuvvet uçan cismin ağırlığına karşı koyup havada tutar. Bir vektördür ve uçan cismin basınç merkezine doğru etki eder. Taşıma uçan cismin etrafındaki akışkanın hız farkından elde edilir. Nesnenin sıvının içinden geçip geçmediği veya sıvının bir nesnenin üzerinden akması fark etmez. Taşıma katsayısı genellikle boyutsuz olarak ölçülür [11].

$$c_L = \left( \frac{2F_L}{\rho u^2 A} \right) \quad (8)$$

**Tablo 3.** Taşıma katsayısı karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	0.192	0.1467	0.043	0.08
5	0.439	0.3866	0.2795	0.3142
10	0.685	0.6342	0.527	0.5411
15	0.936	0.8713	0.775	0.722
20	1.171	0.7433	1	0.7615

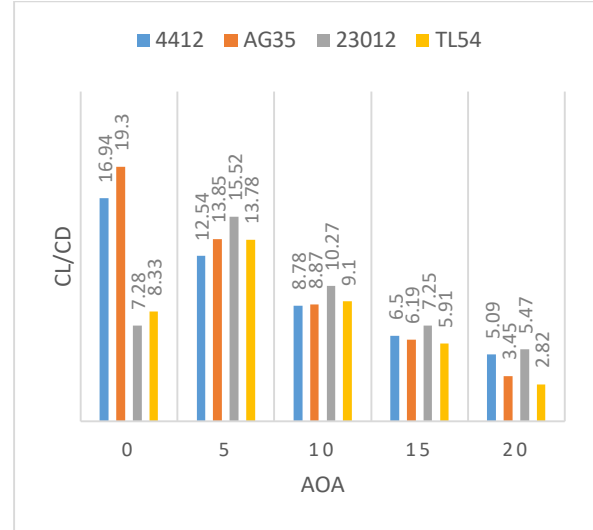
Elde edilen veriler, taşıma katsayısı ( $c_L$ ), sürüklenme katsayısı ( $c_D$ ), serbest akış hızı ( $u$ ), serbest akım yoğunluğu ( $\rho$ ) ve profil veter uzunluğuna bağlı olarak hesaplanır. NACA 23012 ve NACA 4412 profili için taşıma katsayısı 1 değerine eşitine ulaşmıştır.

#### 4. ANSYS Kullanarak Kanat Profillerinin Analizi

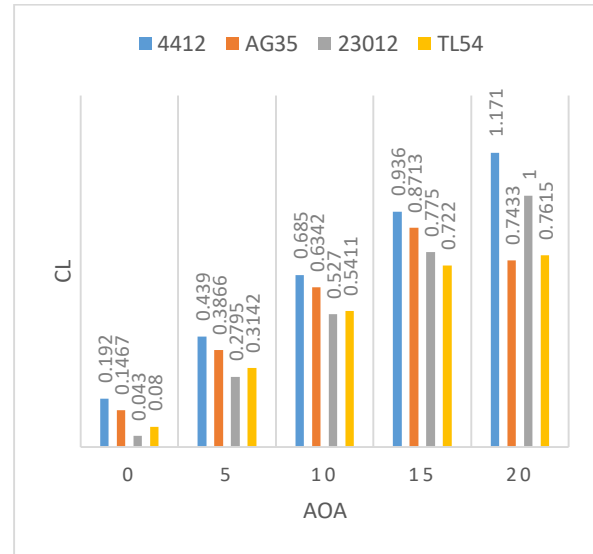
Bu çalışmanın amacı ANSYS Fluent paket programı kullanılarak AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profilleri etrafındaki dış akışın simüle edilmiş bir modelini üretmek ve literatürden elde edilen deneysel verilerin ışığında düşük bir hız da (22.22 m/s) test ederek doğrulamaktır. Aerofoil'in hücum açısı değiştirildiğinde hızda önemli değişiklikler olduğu görülmektedir. Kanadın üst yüzeyindeki hız, alt yüzeyden daha yüksek bir değere sahiptir. Bu nedenle, üst yüzeydeki basınç, kanat alt yüzeyine kıyasla düşüktür. Bernoulli teoremine göre, nesne daha yüksek basınç bölgesinden daha düşük basınç bölgesine hareket edecektir. Böylece kaldırma, kanatta meydana gelir. Literatürde olduğu gibi deney sonunda hücum açısı arttıkça türbülans artar. Laminer akışı korumak için hız veya AoA'nın değiştirilmesi gerekmektedir. Simülasyon sırasında kanat sabit tutulacak ve gelen akışkanın(havanın) açısı ve hızı değiştirilecektir.

Kanat profili için sırasıyla 0°, 5°, 10°, 15°, 20° için analizleri yapılmıştır. Akışkan olarak ideal hava seçildi. Yüksek hassasiyet için 1000 iterasyon yani deneme yanılma yöntemi ile denklemler ANSYS programı yardımı ile çözülmüştür. FVM (Sonlu hacimler metodu) adı verilen, bir hacmi tetrahedral geometrilere bölerek incelenmiştir. Çalışma ortamı

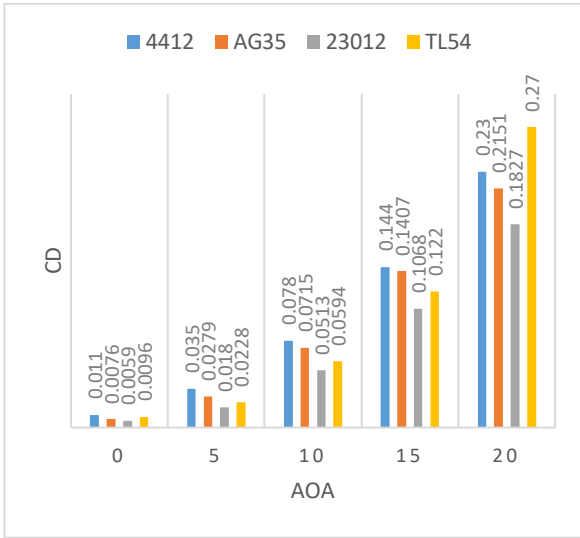
olarak 15°C 1 atm basınç ve 22.22 m/s hız kullanılmıştır. Zamana bağlı ve hızlı çözüme ulaşabileceğimiz Coupled Scheme çözüm metodu kullanıldı. Geometrilerimiz uzunluk olarak büyük ve üzerinde basınç farklılığı olan birçok bölge olduğu için Realizable modeli seçilmiştir.



**Şekil 3.** Hücum açısı-aerodinamik verimlilik

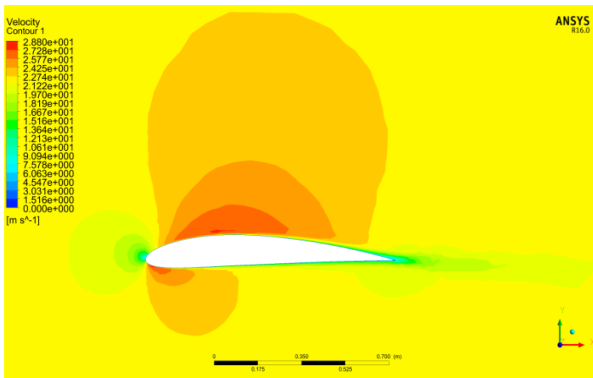


**Şekil 4.** Hücum açısı-taşıma katsayısı (AoA-CL)

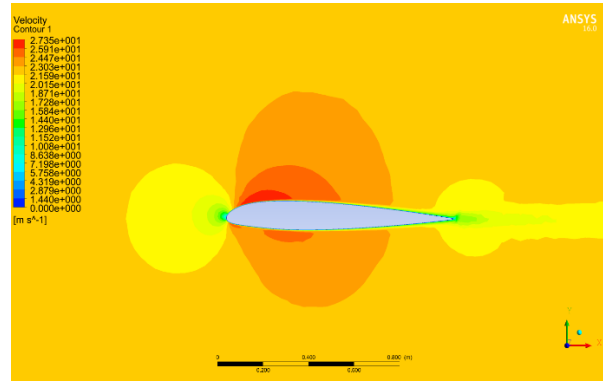


Şekil 5. Hücüm açısı-sürüklenme katsayısı (AoA-Cd)

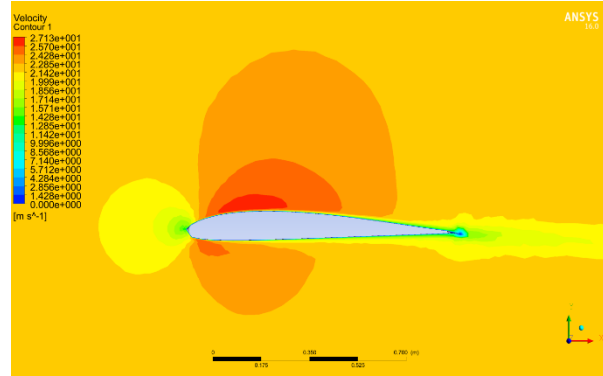
0 derece ve 20 derece de tüm kanat profillerinin basınç ve hıza bağlı davranışları çalışmanın devamında görsellenmiştir. Konturlardan, hücüm kenarında yüksek basınç bölgesi ve airfoil yapının alt yüzeyinde düşük basınç bölgesi görmekteyiz. Şekil 6 ila şekil 21 arasındaki görsellerde, K-epsilon türbülans modeli ile 0° ila 20° hücüm açılarında statik basınç ve hız değişimlerinin simülasyon sonuçları gösterilmektedir. Şekil 6’ dan 9’a, kanadın üst yüzeyinde en yüksek hız 28.8 m/s olarak NACA 4412 profili ulaşmıştır. Eş zamanlı olarak şekil 14’ten 17’ye, hız-basınç ters orantılı olduğu için, kanadın üstünde en düşük basınç ~ (-250) Pa ile NACA 4412 profili olmuştur. Bu da bize NACA 4412 profilinin 0° de en yüksek taşımaya sahip olduğunu gösterir.



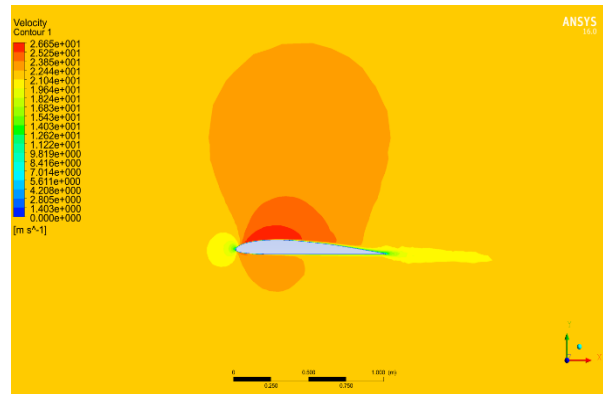
Şekil 6. 0 derece NACA 4412 Velocity-contour



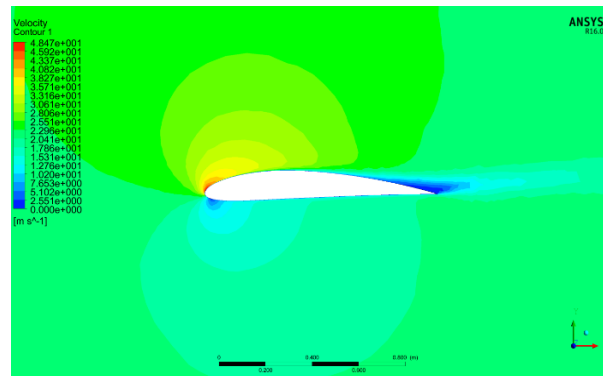
Şekil 7. 0 derece NACA 23012 Velocity-contour



Şekil 8. 0 derece TL54 Velocity-contour

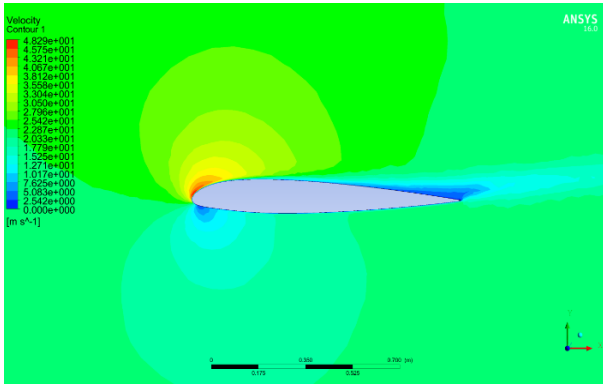


Şekil 9. 0 derece AG35 Velocity-contour

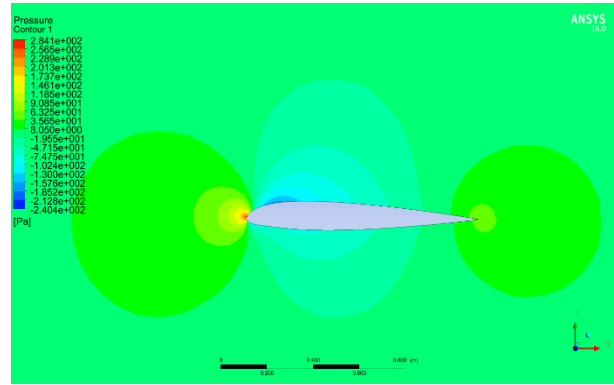


Şekil 10. 20 derece NACA 4412 Velocity-contour

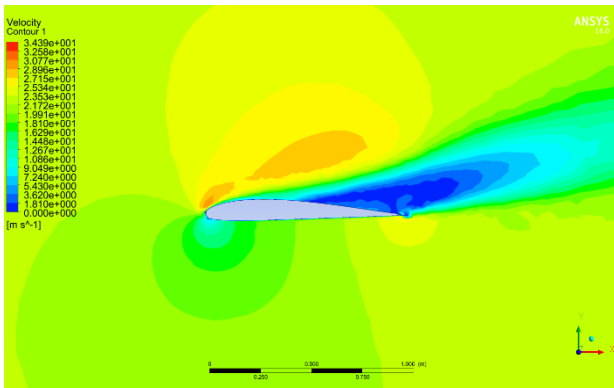




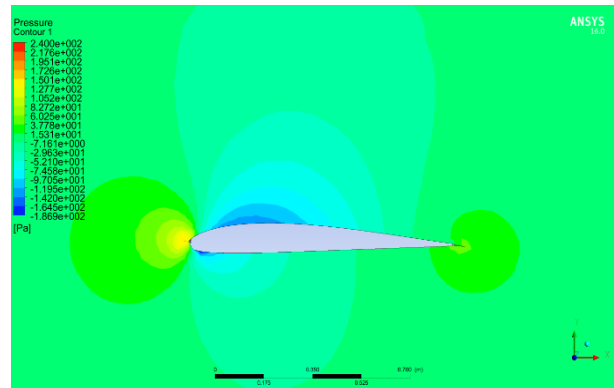
Şekil 11. 20 derece NACA 23012 Velocity-contour



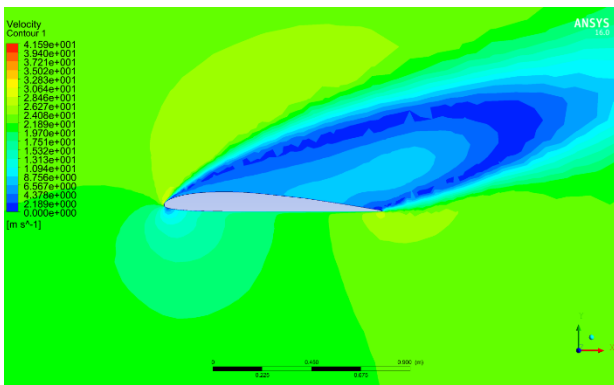
Şekil 15. 0 derece NACA 23012 Pressure-contour



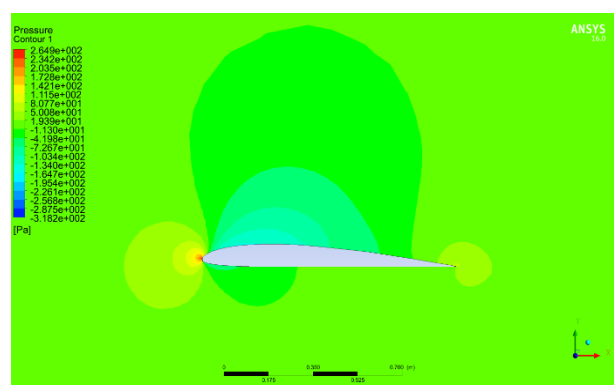
Şekil 12. 20 derece TL54 Velocity-contour



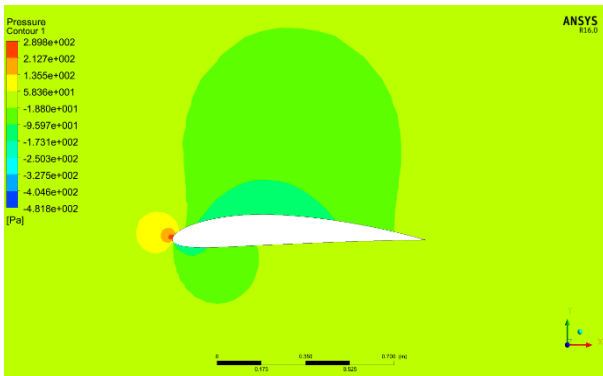
Şekil 16. 0 derece TL54 Pressure-contour



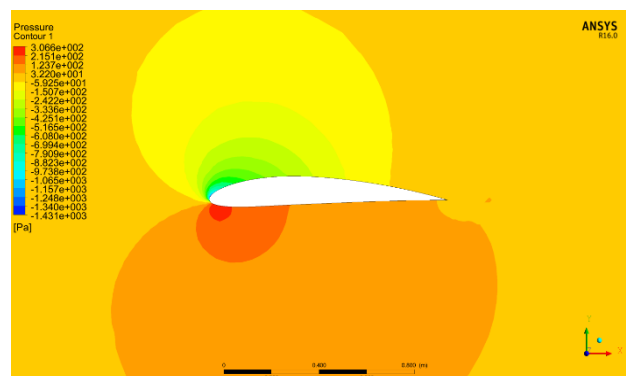
Şekil 13. 20 derece AG35 Velocity-contour



Şekil 17. 0 derece AG35 Pressure-contour

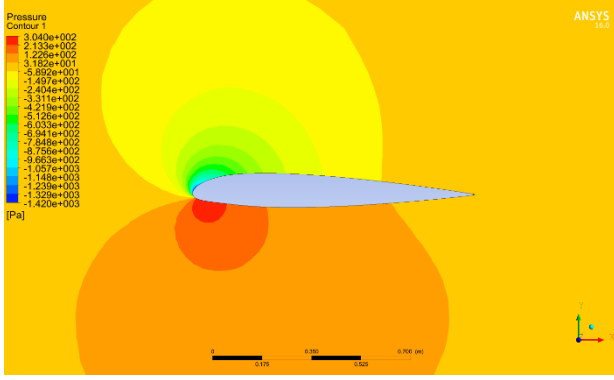


Şekil 14. 0 derece NACA 4412 Pressure-contour

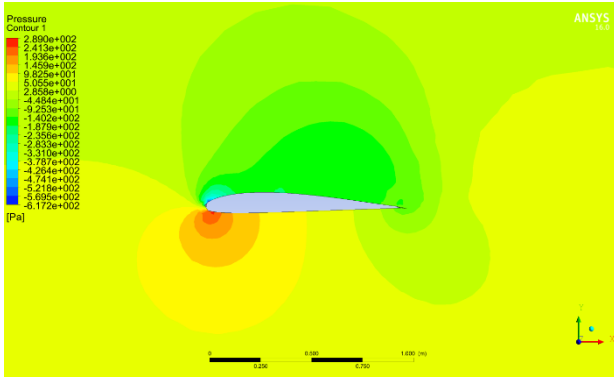


Şekil 18. 20 derece NACA 4412 Pressure-contour

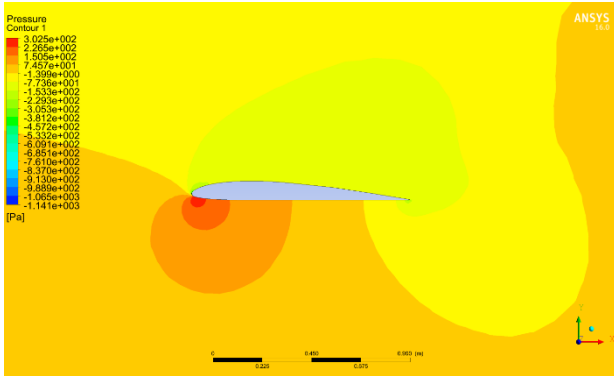




Şekil 19. 20 derece NACA 23012 Pressure-contour



Şekil 20. 20 derece TL54 Pressure-contour



Şekil 21. 20 derece AG35 Pressure-contour

Şekil 10 ve 11’de her ne kadar profiller düzgün akış sergiliyor gibi gözüksede, NACA 4412 profili maksimum 48.4 m/s ve NACA 23012 profili 48.2 m/s hıza ulaşmıştır. NACA 4412 ve NACA 23012 profilleri hücum kenarlarında kısmi olarak, firar kenarlarında ise hız 0 m/s ye düşerek profilin tamamı stall a girmiştir. Bu iki görsele bağlı olan Şekil 18-19’da kanat profilleri üzerinde basınç tüm yüzeyi etkilemeyerek kısmi bölgeler halinde oluşmuştur. Bu kanadın altında oluşan pozitif basınç ile kanatın üst yüzeyinde oluşan negatif basıncın düzensiz olmasına sebebiyet vererek taşıma kaybı oluşturmaktadır. Şekil 12 ve 13’te AG35 ve TL54 profillerinin üst yüzeyinde hava hızı

0 m/s olduğu için, Şekil 20-21’de görüleceği üzere basınç bölgeleri keskin bir şekilde ayrıldığı için taşıma kuvvetinden bahsedilemez.

22.22 m/s hız için, 16 derece hücum açısının altında tüm profillerde analiz daha iyi sonuç vermektedir. Sonuçlar, K-epsilon türbülans modelinde tahmin edilen sürüklenme katsayısının deneysel verilerle iyi bir uyum içinde olduğunu göstermektedir. Modellerden elde edilen sonuçlar, serbest akış hızının kanat için kaldırma ve sürüklenme katsayıları üzerinde önemli bir etkisi olmadığını göstermektedir. Kanat profili, düşük hıza kıyasla yüksek hızda kaldırma katsayısında bir artış ve sürüklenme katsayısında azalma yaşar. Aerofoil için kaldırma ve sürüklenme katsayıları arasındaki fark, yüksek hıza kıyasla düşük hız için daha düşük hücum açısında ayrılmanın görülmesi ile açıklanabilir. Simülasyon, span boyunca farklı konumlarda basınç dağılımı için çok ilginç sonuçlar üretti. Köke kıyasla kanat ucunun yakınında daha düşük statik basınç dağılımı, kanat etrafındaki üç boyutlu akışı doğrular.

Hücum açısı arttıkça  $C_L$  ve  $C_D$  değerinin arttığı görüldü. 15 dereceden sonra hız 0 m/s ye indiği için stall meydana geldi. Profilin alt ve üst yüzeyindeki basınç akış hızına bağlı olarak arttı. Bu etki bir kanat profili veya hava aracının havalanması için belirli bir hıza ulaşması gerektiğini havadayken de belirli bir hızın altına inmesi gerektiğini gösterdi. Literatür araştırmalarından elde edilen basınç farkının kanat üzerindeki kaldırma etkisi, kanat altında ve üstünde oluşan basınç farkının hız ve hücum açısı ile arttığı doğrulanmıştır.

4 kanat profili üzerindeki çalışma, NACA 4412 airfoil yapısının en az sürüklenme kuvveti ile daha iyi kaldırma kuvveti oluşturduğu için teoriğin pratiğe döküldüğü havacılık uygulamalardan tercih edilmesi gerektiğini göstermektedir.

## 5. Sonuçlar

Bir hava aracı tasarımında uygun bir kanat profilinin seçilmesi en çok arzu edilen şeydir. Böylelikle o hava aracı için belirlenen sınır şartlarında istenilen miktarda taşıma üretilebilir. Kaldırma-sürüklenme oranı, taşıma ve sürüklenme katsayısı kanadın uygun aerodinamik tasarımı için dikkat edilmesi gereken en önemli değerlerdir.

Bu çalışmada AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profillerinin akış alanını ve aerodinamik özelliklerini incelemek için CFD

simülasyonu kullanılmış, farklı hücum açılarında (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) sayısal simülasyon yapılmıştır. Akış özellikleri realizable k-epsilon türbülans modeli ve sonlu hacim şemaları ile yaklaşık olarak analiz edilmiştir. AoA arttıkça sürüklenme katsayısının da arttığı görülmüştür. Bu artış, kanat profilinin üst yüzeyinde büyüyen ayrılma bölgesi ile artan basınç sürüklenmesinin kanat profilinin altındakinden geniş olmasından kaynaklanmaktadır. Hücum açısı arttıkça kanat profilinin oluşturduğu kaldırma miktarı da artmaktadır. Stall açısından (15°) sonra kaldırma kuvveti azalmıştır. Bu çalışmaya göre kanat profillerinin akış özelliklerindeki farklılık şu şekilde çıkarılabilir:

Max  $C_L/C_D$ :

- 0°-5° AoA, AG35,
- 5°-15°-20° AoA, NACA 23012 profilinde

Max  $C_L$ :

- 0°-5°-15°-20° AoA, NACA 4412 profilinde

Max  $C_D$ :

- 0°-5°-10°-15° AoA, NACA 4412
- 15°-20° AoA, TL54 profilinde.

Yapılan çalışmadan, NACA 4412 profili referans alınan değerlerde aerodinamik verimlilik olarak profiller arasında ikinci en iyi verime sahip olmasına rağmen, tüm hücum açılarında (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) maksimum taşıma ve sürüklenme katsayısı üretmiştir. Günümüzde hobi, askeri ve ticari amaçlı insansız hava araçlarının kullanımı yoğunlaşmaktadır. İstenilen kriterleri karşılayacak ölçüde kanat tasarımına üreticiler ihtiyaç duymaktadır. Bu da kanat geometrilerinin ihtiyaçlar doğrultusunda geliştirilmesini, modifikasyon vs. yapılmasını gerektirmektedir. Sonuç olarak farklı havacılık uygulamalarında yaygın olarak tercih edilen AG35, NACA 4412, NACA 23012, TL54 kanat profilleri arasında en yüksek verime sahip olan NACA 4412 kanat profili tercih edilmelidir.

## 6. Simgeler

A: Referans alanı

$F_D, C_D$ : Sürüklenme katsayısı

$\rho$ : Serbest akım yoğunluğu

$u$ : Nesnenin akış hızı

$F_L, C_L$ : Taşıma katsayısı

$C_{m0}$ : Momentum katsayısı

$C_{Lmax}$ : Maksimum taşıma katsayısı

## Etik Kurul Onayı

Gerekli değil

## Kaynaklar

- [1] Chitte P, Jadhav PK, and Bansode SS., Statistic and dynamic analysis of typical wing structure of aircraft using Nastran, International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management, 2, 7, 2013.
- [2] Maughmer, D. M. S. and M. D. (2002). Theoretical Aerodynamic analysis of six airfoils for use on small wind turbines, (June). Retrieved from [http://sedaghat.iut.ac.ir/sites/sedaghat.iut.ac.ir/files/file\\_pubwdet/theoretical\\_aerodynamic\\_analysis\\_of\\_six\\_airfoils.pdf](http://sedaghat.iut.ac.ir/sites/sedaghat.iut.ac.ir/files/file_pubwdet/theoretical_aerodynamic_analysis_of_six_airfoils.pdf).
- [3] Himanshu Parashar. (2015). Calculation of Aerodynamic Characteristics of NACA 2415, 23012, 23015 Airfoils Using Computational Fluid Dynamics (CFD). International Journal of Science, Engineering and Technology Research, 4(3), 610–614. Retrieved from <http://ijsetr.org/wp-content/uploads/2015/03/IJSETR-VOL-4-ISSUE-3-610-614.pdf>.
- [4] Bright, P. G., Broughton, K., & Williams, D. (2016). Discipline of Mechanical Engineering Multipurpose Off-road Flying Vehicle, (November).
- [5] Syamsuar, S., Djatmiko, E. B., Erwandi, Mujahid, A. S., & Subchan. (2016). The hydro planing simulation of flying boat remote control model. Jurnal Teknologi, 78(6), 191–197. <https://doi.org/10.11113/jt.v78.4267>.
- [6] Jony, H. (2014). A Comparative Flow Analysis of Naca 6409 and Naca 4412 Aerofoil. International Journal of Research in Engineering and Technology, 03(10), 342–350.
- [7] Jones, W. P., and Launder, B. E. (1972), "The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, 1972, pp. 301-314.

- [8] Launder, B. E., and Sharma, B. I. (1974), "Application of the Energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc", Letters in Heat and Mass Transfer, vol. 1, no. 2, pp. 131-138.
- [9] "Lift-to-drag ratio- Wikipedia". Erişim 16 Ağustos 2019.  
<http://www.wikizero.biz/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvTGlmZC10by1kcmFnX3JhdGlv>.
- [10] Stollery, J. L. (2017). Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. In Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering (Vol. 211).  
<https://doi.org/10.1177/095441009721100102>.
- [11] Sumit Sharma. (2016). An Aerodynamic Comparative Analysis of Airfoils for Low-Speed Aircrafts. International Journal of Engineering Research And, V5(11), 525–529.  
<https://doi.org/10.17577/ijertv5is110361>.