



# NACA6412 uçak kanadının aerodinamik parametrelerinin araştırılması

## Investigation of aerodynamic parameters of NACA6412 aircraft wing

Mustafa Başekin<sup>1,\*</sup> , Ramazan Selver<sup>2</sup> 

<sup>1</sup> Süleyman Demirel Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Bölümü, 32260, Isparta, Türkiye

<sup>2</sup> Süleyman Demirel Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 32260, Isparta, Türkiye

### Öz

NACA kanat profilleri, NACA tarafından geliştirilen uçak kanatları için en çok tercih edilen profillerdendir. Bu çalışmada, kanadın farklı hızlardaki hareketinin yanında, hücum açılarında değişiklikler yapılarak aerodinamik parametreler tespit edilmiştir. Kanat üzerinde oluşan kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti, kanat üzerine tesir eden toplam kuvvet, kanat kök bölgesinde oluşan moment, gerilim değerleri ve kanat üzerindeki sehim verileri elde edilmiştir. Kritik hücum açısından sonra kanadın tepkisi incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, hızın ve hücum açısının artması sonucu kanadın üzerine etkileyen aerodinamik parametrelerde artış görülmüştür. Kritik hücum açısı 16 derece olarak bulunmuştur. Kritik hücum açısının üzerindeki uçuşlarda uçağın kırıma uğrama (stall) ihtimalinin arttığı, yeterli kaldırmanın gerçekleşmemesi gibi durumlar ortaya çıkmıştır.

**Anahtar kelimeler:** Kanat aerodinamiği, NACA 6412 uçak kanadı, Aerodinamik parametreler, Kaldırma katsayısı, Sürtünme katsayısı

### 1 Giriş

Kanat, düşük sürüklenme ile birlikte yeterli seviyelerde taşıma kuvveti üretmek, uçağın havada kalmasını sağlayan ve hava araçlarında önemli roller üstlenen aerodinamik gövdedir. Kanatlar, yeterli taşımayı elde etmek için, çalışma koşullarına göre farklı tipte kanat profillerinin kullanıldığı sistemlerdir. Çok çeşitli kanat tipleri vardır ve kendine özgü akış davranışları sergilerler. Bu sebeple sürekli olarak incelenmekte ve geliştirilmektedir. Kanat yapısının gelişimi süresince, kanat üzerinde gerekli maksimum taşımayı karşılayabilmek için kanatın alt yüzeyinde yüksek basınçlar, üst yüzey bölgelerindeki düşük basınçlar ile gerçekleşmektedir. Bu basınçlar, kanatın alt yüzey bölgelerinde hava akış hızının düşük, üst yüzey bölgelerinde ise hava akış hızının yüksek olacağını göstermektedir [1]. Kanatlar, aerodinamik, aeroelastik ve tepki kuvvetlerini içeren kompleks koşullarda çalıştırıldığı için, Optimum gereksinimleri sağlayan kanat profilinin tasarımı, günümüze kadar zorluk ortaya çıkarmıştır [2].

Havacılığa başlanan ilk yıllarda, kanat profili tasarımları deneme yanılma yaklaşımı ile oluşturulmuş ve akış alanında test işlemi gerçekleştirilmiştir. Sonraki süreçte Wright Kardeşler kamburluğa sahip profiller kullanmışlardır [3]. Son zamanlarda, NACA kanat profil sistemi ile rasgele değil,

### Abstract

NACA airfoils are one of the most preferred profiles for aircraft wings developed by NACA. In this study, besides the movement of the wing at different speeds, aerodynamic parameters were determined by making changes in the angle of attack. The lift force, drag force, total force acting on the wing, moment formed in the wing root region, stress values and deflection data on the wing were obtained. After the critical attack angle, the response of the wing was examined. According to the results obtained, an increase in the aerodynamic parameters acting on the wing was observed as a result of the increase in speed and angle of attack. The critical angle of attack was found to be 16 degrees. In flights above the critical angle of attack, situations such as the possibility of stalling the aircraft increased and insufficient lift could be achieved.

**Keywords:** Wing aerodynamics, NACA 6412 aircraft wing, Aerodynamic parameter, Lift coefficient, Drag coefficient

formüller yardımıyla kanat profili üretilmesinde yardımcı bir tanımlama sistemi üretmiştir.

NACA 4-Digit Series, kanatta kullanılan profillerin isimlendirilmesinde dört rakam ile ifade edilir. (örnek: NACA 6412). Bu rakamlardan ilki, kanatın veter doğrusunun yüzde cinsinden maksimum kamburluk değerini verir. İkinci rakam ise maksimum kamburluk konumunu, kanatın veter doğrusunun yüzdesi cinsinden belirtir. Son iki rakam ise, veterin yüzdesi cinsinden, kanatın maksimum kalınlık değerini belirtir. NACA 4412 kanat profili, açıklamalara göre incelendiğinde, birinci ve ikinci rakam 4 olduğu için kambur değeri 4'tür ve kambur konuma, hücum kenarından 4 veter uzaklıktadır. Sonuç olarak, kanat profilinde kamburluk değeri bulunup, kanat asimetrik profile sahiptir. Son hanenin 12 değerinde olması, kanatın sahip olduğu maksimum kalınlığın, veter çizgisinin %12'si olduğunu gösterir [3].

Aerodinamik performans, taşıma ve sürüklenme katsayılarının oranı olarak ifade edilir. Aerodinamik performansı artırmak, kanat profili üzerinde oluşan kaldırma kuvvetinin artırılması ve sürüklenme kuvvetinin azaltılması ile sağlanır. Kanat üzerindeki kaldırma kuvvetini arttırmak, kanat üzerindeki kaldırma kuvvetini arttırmakla sağlanabildiği gibi, kanat profili etrafında bulunan sınır

\* Sorumlu yazar / Corresponding author, e-posta / e-mail: mbasekin07@gmail.com (M. Başekin)

Geliş / Received: 04.12.2022 Kabul / Accepted: 23.03.2023 Yayınlanma / Published: 15.04.2023

doi: 10.28948/ngumuh.1214318

tabaka kalınlığının azaltılması yada türbülansın etkili olduğu sınır tabaka bölgesinin firar kenarına yakın bölgelere taşınması ile sağlanabilir [4]. Aerodinamik performansı arttırmak için, kanatın hücum açısı artırılabilir, kanat profilinin kamburluğu artırılabilir ya da kanatın kaldırma kuvvetini artıracak yüksek kaldırma aygıtları tercih edilebilir. Kanatın hücum açısı, hava ile etkileşimde bulunan hava aracının hız vektörleri ile kanatın veter çizgisi arasında kalan açı olarak tanımlanabilir. Kanatın hücum açısı arttıkça, kanatın kaldırma kapasitesi de artar. Fakat bu hücum açısının belirli bir değeri aşması durumunda, akım çizgileri kanat üzerinden ayrılacaktır.  $0^\circ$ 'lik hücum açısı bulunan bir kanat profilinin firar kenarında, akım ayrılmaları başlar ve kanat arkasında iz bölge oluşur. Hücum açısı arttıkça, kanat üzerindeki ayrılma noktası hücum kenarına doğru yaklaşır. Yaklaşık  $12-16^\circ$ 'lık hücum açısı değerine ulaşıldığında, akım ayrılması başlar. Türbülansın görülmeye başladığı bu açıya stall açısı ya da kritik hücum açısı denir [5]. Hücum açısı belirtilen değerlerden fazla artırılması halinde kanatın kaldırma kuvveti azalır, sürüklenme kuvveti hızla artar. Hücum açısının küçülmesiyle azalan kaldırma kuvveti, uçak hızının artırılmasıyla yükseltilir. Bir diğer yaklaşım ise, kamburluğu yüksek olan kanat profillerinin tercih edilmesidir [6]. Uçak kanatlarında genellikle %0-5 arasında kamburluklara rastlanır. Türbin ve kompresörlerde ise uçak kanatlarına göre daha kambur profiller görmek mümkündür. Kanatın kamburluk eğrisi, kanat üst yüzeyi ile kanatın alt yüzeyi arasındaki orta noktaları birleştiren egridir. Kamburluk ise, kamburluk eğrisi ile veter çizgisi arasındaki maksimum mesafedir. Kanat profilinin kamburluğu artırılarak üst yüzeydeki alan artırmakta ve bu alanın artırılması ile kanat profilinin üzerinden geçen havanın hızının artırılması sağlanmaktadır. Havanın hızının artırılması, Bernoulli denkleminde göre, basınç değerini daha fazla düşürmektedir. Böylece kanatın alt yüzeyi ile üst yüzeyi arasında oluşan basınç farkı artmakta ve sonuç olarak kaldırma kuvvetini artırmaktadır [7].

Literatürde, değiştirilmiş kanat kesitleri ve NACA kanat sisteminin kullanıldığı kanat tiplerinin hava akışı karakteristik çalışmaları mevcuttur.

2D NACA 0012 kanat profili CFD çözücüsü kullanılarak,  $0-40^\circ$  arasındaki hücum açılarının kullanıldığı kanat üzerindeki etkisi incelenmiştir. [8] NACA 0012 Kanat profilinin kullanıldığı diğer bir çalışma ise, kaldırma ve sürüklenme oranını veren aerodinamik performansı arttırmak için tasarım değişikliği içerir. [9] NACA 0012 kanat profili kullanılan bir diğer çalışmada, destek menteşe konumunun kanat profili üzerine etkisi ele alınmıştır. Analizde transport k-w türbülans modeli kullanılmıştır. Destek menteşenin dikey kullanımı ve pozisyonu, kanat profilinin firar kenarına etkisinin kaldırma kuvvetine pozitif etki ettiği sonucuna ulaşılmıştır. [10] Farklı kanat profili olan NACA 4412 nin kullanıldığı bir çalışmada, CFD kullanılarak aerodinamik katsayılar tespit edilmiştir. Akış ayrılma bölgeleri ve tutunma bölgeleri dikkate alınmıştır. Aerodinamik performansı arttırmak için ön kenarda dikdörtgen yerine kavisli bir tasarım yapılmıştır.[11] Diğer bir NACA 4412 kanat profili ile ilgili çalışmada, farklı hücum açılarında  $0.6$  sabit Mach hızındaki aerodinamik etkiler incelenmiştir.

Maksimum kaldırma ve kritik hücum açısı tespit edilmiştir. [12] Hücum açısının, Kaldırma, sürüklenme ve basınç dağılımı üzerine etkisi NACA 4415 Uçak kanadı için araştırılmıştır.  $-6^\circ - 0^\circ$  ye kadar düşük hücum açısında akış ayrımı tespit edilirken,  $12^\circ - 18^\circ$  ye kadar yüksek hücum açılarında ise tam ayrılma gözlemlenmiştir. NACA 2415 kanat profili üzerindeki akış ayrımının geciktirilmesi ve kontrol edilmesi, en iyi yuva konumunu bulmak için incelenmiştir. Kanatta kullanılan destek menteşelerin, Kanat profilinin giriş uzunluğunun  $0.3$  ile  $0.6'$  sındaki konum, uygulama için etkili yuva konumu olduğu tespit edilmiştir. Bu slot modifikasyonu uygulanarak stall açısı  $10^\circ$  dan  $16^\circ$  ya çıkarılmıştır. [10] Ansys Workbench® statik yapısal ve modal analiz araçlarını kullanarak NACA 66-206 kanat profilinin kaldırma sürüklenme kuvvetleri gibi yapısal ve modal özelliklerini araştırmıştır. Çalışmada Alüminyum 6061 karbon fiber ve güçlü tek yönlü epoksi cam kanat malzemeleri seçilmiştir. Kanat farklı hızlar için ele alınmıştır. Maksimum deformasyon için malzemeler karşılaştırılmıştır. Karbon fiber, Alüminyum ve epoksi cama göre daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır. [13] NACA 2412 kanat profili için aerodinamik analiz yapılmıştır. Akış analizi sonucu olarak basınç ve hız konturları verilmiş ve kanat üzerinde etkili olan gerilmeler gösterilmiştir. [14] Doğrusal yüklemeye farklı olarak, kütle olarak ağır fakat yapısal olarak güçlü olarak tasarlanan bir kanadın, ağırlığını ve aeroelastik tepkisi birlikte optimize edildi. Takviye kullanılmadan önceki tasarıma göre daha hafif olmasının yanında, benzer aeroelastik davranışı sergiledi. [15] Çeşitli bombe şekilleri ile hazırlanan kanatların bir kenarının aeroservoelastik tepkisi incelenmiştir. Burkulma, kanat kök momentleri ve dalgalanmadan kaçınılırken, kanat ağırlığı optimize edilip azaltılmaya odaklanıldı [16].

Bu çalışmada, 3D NACA 6412 Uçak Kanadının Ansys Fluent® Paket programı kullanılarak  $0-20$  arasındaki hücum açılarında ve  $Ma > 0.3$  olan 2 farklı hız değeri için hem CFD analizi, hem de Statik analiz yapıldı. Coupling çözücüsü ile kanat ağırlığı ve ortam şartlarının analize etki etmesi amacıyla değerlerin birleştirilmesi sağlanmıştır. CFD analizi ile kanat üzerindeki hava akımlarının hız dağılımı, basınç konturları, kaldırma ve sürüklenme katsayıları araştırılmıştır. Statik Analiz ile reaksiyon kuvvetleri, reaksiyon momentleri, von mises gerilmeleri, sehim değerleri, toplam kuvvet araştırılmıştır.

## 2 Materyal ve metot

Ansys® yazılımı, akış ve statik analizleri nümerik olarak gerçekleştirilebilen yazılımdır. Ansys Fluent®, akış analizi ile farklı faz seviyelerinde materyallere sahip modellemelerin analizlerini gerçekleştirebilme yeteneğine sahip olan bir yazılımdır. Uçak kanadındaki hava akışı, endüstriyel fırınlardaki yanma, kabarcık platformlarının yağ damlacıkları, kan akışından hava akışına kadar, birçok alanda başarı seviyesini yüksek oranlarda gerçekleştiren bir çözüm paketidir. Akış analizleri ve statik analiz ile tasarımların geliştirilmesi süreçlerinde, modellemeler ve simülasyonları yapılarak, ürün geliştirme süreçlerini kısaltmak ve etkili biçimde geliştirme süreçleri ile yürütülme imkanını sağlamaktadır.

Bu çalışmada, NACA kanat profilinin özelliklerini incelemek için bilgisayar destekli sayısal yöntemler kullanıldı. NACA kanat profili ailesinden 3D NACA 6412 Kanat Geometrisinin akış koşullarını incelemek için Ansys Fluent ve mekanik özelliklerini incelemek için ise Statik Structural yöntemi kullanıldı.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1)$$

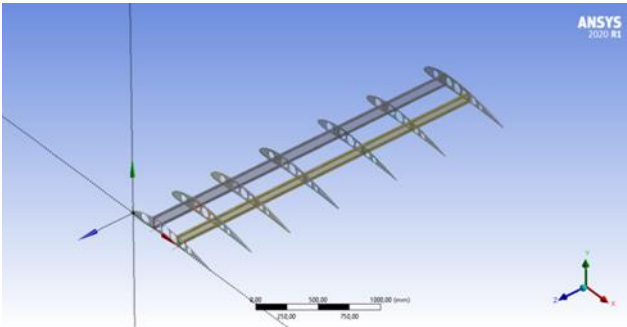
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (2)$$

Denklem (1) ve Denklem (2) Ansys Fluent®'in CFD çözücüsünde kaldırma  $F_L$  ve sürüklenme  $F_D$  katsayılarını elde etmek için kullandığı denklemlerdir. Burada  $\rho$  yoğunluk,  $v$  hız ve  $A$  alandır [7].

### 2.1 Kamburluk ve hücum açısı yaklaşımı

Analizi yapılması planlanan kanat profili seçiminde, kanat profili seçimi yapılırken 3 farklı kanat profili üzerinde çalışma yapıldı. Asıl amaç kamburluğu en yüksek olan kanat profilini seçmektir. Kamburluk yaklaşımı için seçilen profiller NACA4412, NACA6409, NACA6412 kanat profilleridir. Kanat profilleri, kamburluk açısından incelendiğinde, kanadın üst yüzey çizgisel uzunluğu, alt yüzeyin çizgisel uzunluğundan daha fazla olan kanatlar içerisinde NACA4412 ve NACA6412, NACA6409 gibi kanatlar öne çıkmaktadır. NACA6412'nin alt yüzey uzunluğu ise NACA4412'ye göre kısadır. Bu sebeple NACA6412'nin kamburluğu daha fazladır. Kamburluğu en fazla olan NACA6412 profili bizim analiz çalışmamız için seçilmiştir. Kamburluk değeri fazla olan profilin hücum açısı '0' olsa bile, yüksek bir kaldırma kuvvetine sahip bir kanattır.

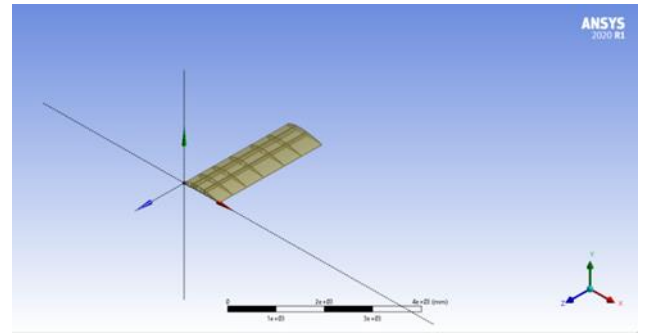
Analizi yapılması planlanan kanat profilinin malzemesi Al 2007-T3 olup eni 900 mm, uzunluğu 3 m olarak tasarım yapıldı. Yapılacak analiz, 3 boyutlu olarak çalışıldı. Analiz yaparken birtakım zorluklar olsa da daha doğru sonuç elde etmek için bu kanat tercih edildi. Hücum açıları, 0-20 arasında farklı değerlerdeki hücum açıları için farklı çözümler yapılması gerektiği kararlaştırıldı.



Şekil 1. Kanat destek profilleri ve profilleri bir arada tutan kanat destek yapısı

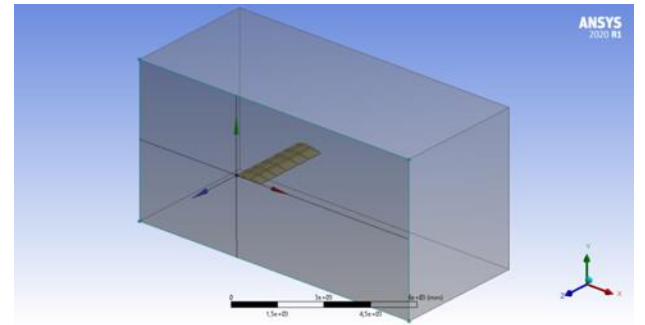
Normal bir kanat yapısında, yaklaşık olarak 15 ile 20 adet arasında kanat destek profili (konsol) bulunmaktadır. Analiz parametrelerinde gereken fazla sayıdaki kanat profilinin bir kısmı ihmal edilip, 7 adet kanat destek profili (konsol) kullanılarak bir tasarım yapıldı. Konsolların mukavemet değerleri dikkate alarak Şekil 1'de görüldüğü gibi irili-ufaklı dairesel kesitli boşluklar oluşturularak kanadın kütleli ağırlığı azaltılmıştır. Oluşturulan bu konsolları bir arada tutacak kanat destek yapısı da Şekil 1'de gösterilmiştir.

Kök kısmına yakın kısımlara daha fazla kanat konsolu eklendi. Çünkü bu kısımlar oldukça yüksek kuvvetlerin tesiri altında kalır ve bu kuvvetlerden meydana gelen gerilimler de oldukça fazla olmaktadır. Bunu düşünerek konsollar değişken aralıklarda tasarlanmıştır. Konsollar kanat profilinin giriş uzunluğunun yaklaşık 0.3 ve 0.6'sındadır [10].



Şekil 2. Kanat tasarımı

Kanat profili üzerine, yaklaşık olarak 2-3 mm et kalınlığında levha ile kaplanmakta olup, bu çalışma için kararlaştırılan kaplama kalınlığı 2 mm standartlara uygun olarak tasarlanan kanat Şekil 2'de gösterilmiştir [10].



Şekil 3. Hava kanat tabaka

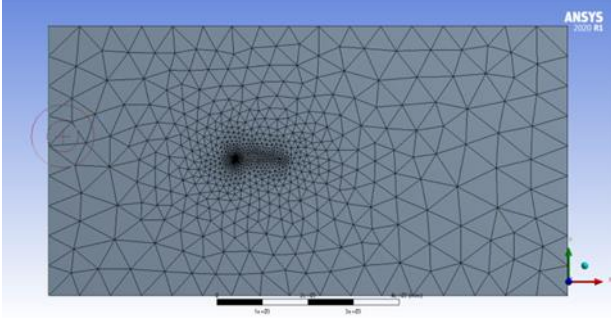
Şekil 3'de kanadın havada gittiği varsayılabilecek şekilde ve kanadın hava içerisinde kaybolacak şekilde hava tabakası (hava tüneli) oluşturulmuş hali görülmektedir.

Şekil 4'de hava tabakası (hava tüneli) için; kanata yakın bölgelerde yoğun mesh ataması yapıldı. Bu bölgeler için "sizing" eklemesi yapıldı. "Element sizing" olarak 10 mm şeklinde ayarlandı ve mesh ataması yapıldı.

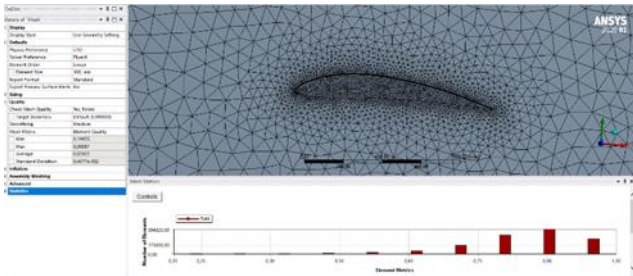
Şekil 4'de bulunan hava tüneli olarak tanımlanan kontrol hacminde, hava ile kanatın etkileşiminin bulunduğu bölgeler tespit edildi. Bu bölgedeki hacimler, analiz sonuçlarını doğrudan etkileyeceği için, etkileşimin az olduğu bölgelere



oranla daha ince elemanlara ayrıldı. Bu çalışmanın sahip olduğu eleman sayısı 2.811.437 dir.



Şekil 4. Hava tüneli meshing



Şekil 5. Element quality

Yapılan çalışmalardan edinilen bilgiye göre, Element Quality değerinin 0-1 arasında olması gerekmektedir. 1 değerine yakın olması durumunda kaliteli elemanların sayısının fazla olduğu anlamına gelmektedir. Bu çalışma için Element Quality değeri Şekil 5'te görüldüğü 0.84'tür. Literatürden edinilen bilgiye göre, skewness değeri 0-0.25 arası mükemmel, 0.25-0.50 arası çok iyi, 0.50-0.80 iyi, 0.80-0.94 arası kabul edilebilir ve 0.95-0.97 arası ise kabul edilemezdir. Bu çalışma için skewness değeri 0.22'dir. Elde edilen veriler literatür ile karşılaştırıldığında çalışılan mesh'in kaliteli mesh olduğu sonucuna ulaşılmıştır [18].

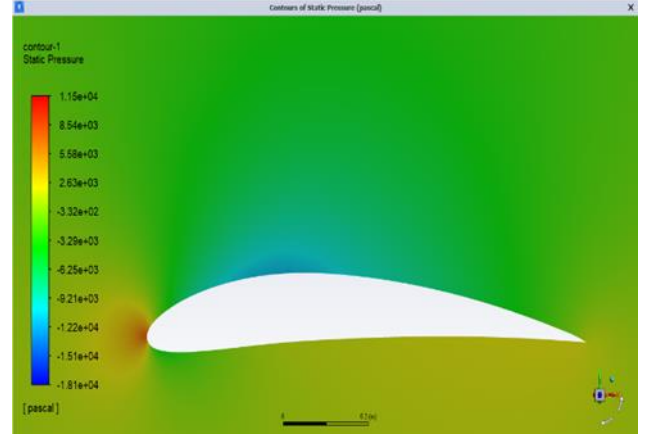
Geometri oluşturulduktan sonra, setup bölümünde kullanılan çözücü tartışıldı. Literatürde CFD de kullanılan birçok akış tipi üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bir çalışmada, Deneysel çalışma, Spalart-Allmaras, k-w SST, Realizable k-epsilon türbülans modeli karşılaştırılmıştır. Çalışmaya göre Deneysel sonuçlar ile Realizable k-epsilon türbülans modeli birbirine en yakın değerler ile sonuçlanmıştır. [19] Akış tipi olarak "Laminer", "k-epsilon", "RNG k-epsilon" "Realizable k-epsilon" fikirleri ortaya atıldı "Laminer akış", türbülanslı bölgeler için doğru sonuçlar vermeyeceği için tercih edilmedi. Bu eldeki akış tiplerinden doğru sonucu elde edebilmek ve farklı akış tiplerindeki sonuçları görmek için "RNG k-epsilon" akış tipi seçildi.

Sınır şartları; 500 km/h ve 700 km/h hızları için ayrı ayrı ayarlanarak çözümler gerçekleştirildi. Yüksek Reynolds sayısında, 500km/h için  $Re=9 \times 10^6$ , 700km/h  $Re=1.24 \times 10^7$  değerlerinde kullanılmıştır. [5] Kanat, deniz yüzeyine yakın [20] ve kayıpların ihmal edilebilir olduğu sabit irtifada ve sabit hızlı olarak ayarlanmıştır. Kullanılan hız değerleri  $Ma > 0.3$  olduğu için sıkıştırılabilir akış sınırında bulunur. Sıkıştırılabilir akışta ise yoğunluk değişkenlik gösterir. [21]

Havanın, kanada ön kısımdan hız girişi, arka kısımdan basınç çıkışı şeklinde etki etmesi ve kanadın diğer bölümlerine simetrik etki etmesi için gerekli başlangıç şartları yapıldı.

CFD çözücüsü kısmında olması gereken sayıda iterasyon gerçekleştirilmiş olup; yaklaşık olarak 25 iterasyon sayısında yakınsama değeri  $10^{-4}$  mertebelerine düştüğü görülmüştür. Bu yakınsama rakamı iyi bir değer olduğu için çözümlerimiz 25 iterasyon değerlerine ayarlanıp CFD analizine başlandı.

CFD analizi tamamlandığında havanın, 2 farklı hız değerlerinde sonuçlar yorumlandı.

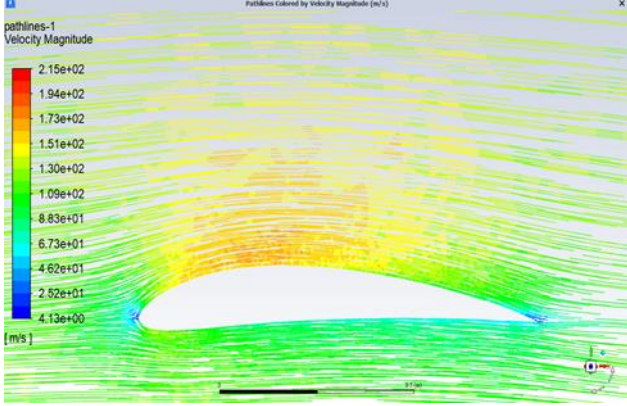


Şekil 6. Hücum açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 km/h hızına sahip NACA6412 kanatın üzerindeki ortalama basınç dağılımı

Hücum açısının  $\alpha=0^\circ$  olduğu durumda durma noktasının (stagnation point noktasının) profilin hemen hücum kenarının ortalarında olduğu görülmektedir. Şekil 6'de ise yine NACA6412 kanat profili ve  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı için hücum kenarı basınç konturları verilmiştir. Şekil 6'de görüldüğü gibi, kanadın hücum kenarına doğru akış hızı azalmaktadır. Durma noktası yakınlardaki akış hızının yavaşlayarak tam durma noktasında sıfır olduğu bu noktada ise basıncın maksimum olduğu diyagramdan izlenebilmektedir. Kanadın hücum kenarındaki durma noktasındaki basınç yükselmesi şöyle izah edilebilir; bu noktaya akışkanlar mekaniğinde bilinen Bernoulli Denklemi uyarlandığında kinetik enerjinin sıfıra gitmesiyle ortada kalan bu kinetik enerjinin basınç enerjisine dönüşmesine sebep olur. Bu dönüşen enerji ile birlikte kanadın hücum kenarındaki durma noktasındaki basınç yükselmesine neden olur. Bu noktadaki basınç yükselmesi Şekil 6'de görülmektedir. Spektrumda, maviye doğru olan renkler düşük basınç bölgelerini, kırmızıya doğru olan renkler ise yüksek basınç bölgelerini ifade etmektedir. Basınç konturları grafiğinden, kanat profilinin üst yüzeyinde düşük basınç bölgesi ve alt yüzeyinde ise yüksek basınç bölgesi olduğu görülmüştür. Kanat önünde (burun kenarında) ayrıca yüksek basınç bölgesi de (durma noktası) gözlenmiştir.

Şekil 6'de üstteki basınç dağılımında görüldüğü üzere, kanadın en fazla basınç ile karşılaştığı bölge kanadın hava ile ilk etkileşime başladığı ön (burun= hücum) bölgesidir. Daha sonra fazla basıncın etki ettiği bölgeler, kanadın alt kısmındadır. Alt kısmında olması dolayısıyla, kanatta taşıma gözlemlenecektir. Kanadın üst kısmındaki negatif basınç ise

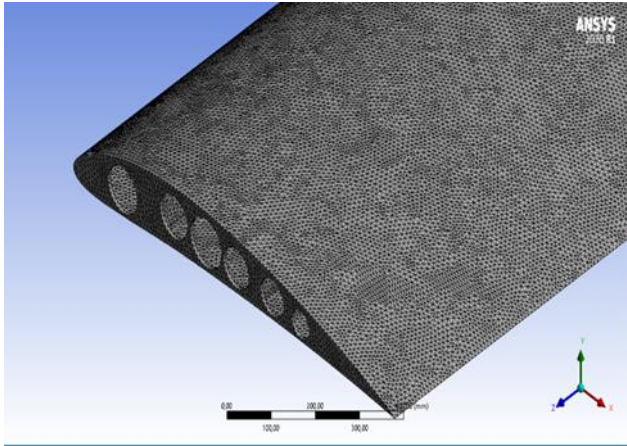
kanadı bir nevi vakum etkisiyle yukarı doğru çekecek olup, bu etki ile kanatta taşıma kapasitesinde artış gerçekleşecektir.



Şekil 7. Hücüm açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 km/h hızına sahip havanın kanat ile etkileşimi sonrası hava akımlarının hız dağılımı

Şekil 7’deki hız dağılımında görüldüğü üzere; hava akımlarındaki hız dağılımları kanadın üst kısmında oldukça fazladır. Tabi bu kısımda basıncın düşük olmasından dolayı, hız değerlerinin en yüksek seviyelerde görülmesi Bernoulli denkleminin uyarlanmasından doğan bir sonuçtur. Hava akımlarındaki en düşük hız dağılımları ise, kanadın hava ile ilk etkileşimde bulunduğu ön bölgesindedir. Ön bölgedeki basınç en fazla olduğu için (akışkan partiküllerinin durgunluk noktası olduğu için) hız dağılımındaki minimum değerini alacaktır.

Kanadın Statik Yapı Çözümlemesi Bölümünde;



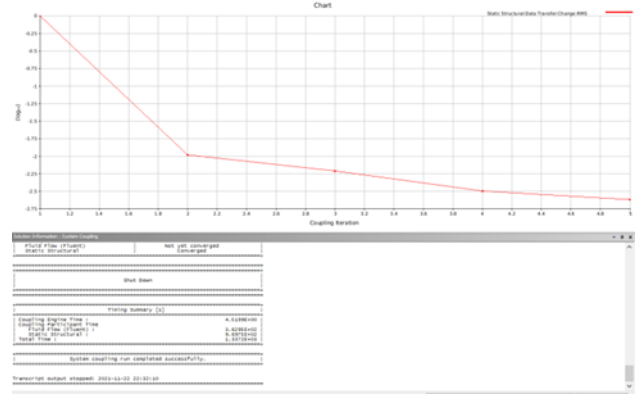
Şekil 8. Kanat yapısı meshing

- Kanat destek noktasından uçağa bağlı olması gerektiği için kanata bir destek bölge ataması yapıldı,
- Hava ile etkileşimi belirtmek için “Fluid Solid Interface” ataması yapıldı,
- Kanattaki oluşacak sehim için “Toplam Deformasyon” eklemesi yapıldı,
- Kanattaki kaldırma, sürüklenme, kök moment değerlerini elde etmek için “Kuvvet Reaksiyonları” eklemesi yapıldı,

-Kanatta oluşacak moment değerini elde etmek için “Moment Reaksiyonları” eklemesi yapıldı,

-Bu eklemelerden sonra CFD ile “Static Structural” analiz sonuçlarını birbirlerine etki etmesi için “Coupling” çözücüsü kullanıldı,

-Ayarlama yapılırken basınç kuvvetleri hava tarafından kanada etki etmesi sağlanırken kanatın hava ile etkileşiminin sağlanması için “Fluid-Solid Interface” ataması aktif edilip çözüm gerçekleştirildi.



Şekil 9. Farklı hız değerleri için analiz sistemleri bağlantı çözücü ekranı

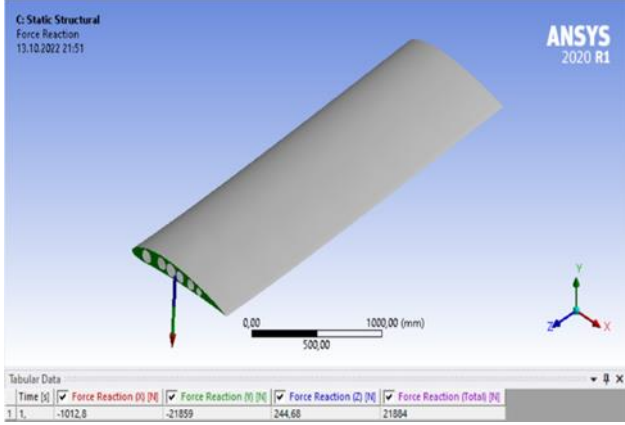
Şekil 9’de analiz sistemlerin bağlantı çözücüsü (system coupling), hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ve statik analizin model üzerine birlikte etki etmesini sağlayarak ortak bir çözüm elde edilen, işlevsel bir çözücü sonucu görülmektedir. Bu çözücüde doğruluğu yüksek olabilecek bir iterasyon sayısı belirlenerek çözüme başlanır. Bu çalışma için standart olan 5 değeri seçilmiştir. Kırmızı renkli çizgi iterasyon sayısıdır. Alt kısmındaki sayılar iterasyon sayılarını gösterirken, sol tarafındaki sayılar ise yakınsama değerini gösterir. Alt bölümdeki yazılar ise, çözümlerin tutarlı olup olmadığına dair bilgilendirmelerdir. Çözüm devam ederken belirlenen yakınsama kriterine yaklaştığında sıradaki çözüme geçecektir. Aksi durumda yakınsama değerine yaklaşılan kadar, çözüme devam edecektir. Bu çözücü, tutarlı sonuçlar elde edilmek istendiğinde kullanılır.

### 3 Bulgular ve tartışma

NACA 6412 kanat profilini içeren kanat yapısı, 0, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18 ve 20 hücüm açıları 500 km/h ve 700 km/h hızları için Ansys Fluent ve “Static Structural” analizleri “System Coupling” çözücüsü ile birbirine etki etmesi sağlanarak bir dizi çözüm yapıldı. Bu bir dizi çözümlere göre çalışma gerçekleştirilmiştir.

İki farklı hız değerinde kanatta ortaya çıkan reaksiyon kuvvetlerinin değerleri uçağın hızına bağlı olarak değişmektedir. Reaksiyon kuvvetleri aerodinamik olarak hücüm açısına bağlı olarak değişmektedir. Uçak hızı ve hücüm açısı artarken uçak kanatlarında meydana gelen reaksiyon kuvvetlerinin değerleri de artmaktadır. Hücüm açısı  $16^\circ$ ’ye eriştiğinde maksimum reaksiyon kuvvetleri oluşmakta ve bundan sonra reaksiyon kuvvetlerinin değeri düşmektedir. Uçak hızı ve hücüm açısı artarken uçak kanatlarında meydana gelen reaksiyon kuvvetlerinin

değerleri hem tablo halinde hemde grafiksel olarak çalışmada gösterilmiştir.



**Şekil 20.** Hücüm açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 km/h hızındaki kanatın reaksiyon kuvveti

**Tablo 1.** Hücüm açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 ve 700 km/h hızlarındaki kanatın reaksiyon kuvveti değerleri tablosu

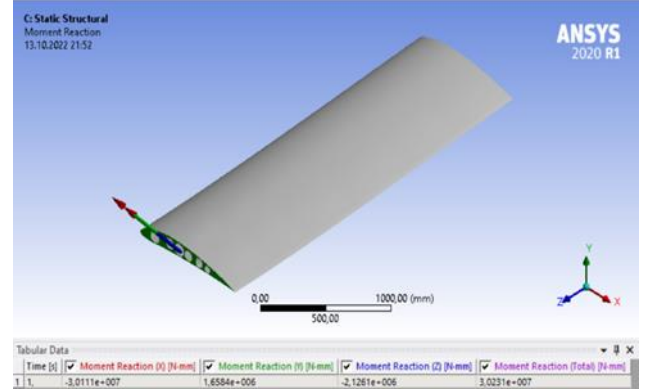
Reaksiyon Kuvveti (X) N	Reaksiyon Kuvveti (Y) N	Reaksiyon Kuvveti (Z) N	Reaksiyon Kuvveti (Total) N
500 km/h Değerleri			
-990.84	-22000	245.25	22024
700 km/h Değerleri			
-1930.5	-43427	482.52	43472

Tablo 1'deki X-yönündeki reaksiyon kuvvetleri  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında NACA6412 kanat profili üzerinde meydana gelen sürüklenme kuvvetinin, Y-yönündeki reaksiyon kuvvetleri  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında NACA 6412 kanat profili üzerinde meydana gelen kaldırma kuvvetinin, Z-yönündeki reaksiyon kuvvetleri  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında NACA6412 kanat profilinin ön tarafındaki izdüşümü (projeksiyon) alanı üzerinde havanın meydana getirmiş olduğu dinamik basınç kuvveti ve bu bileşke kuvvetlerin toplamını oluşturan toplam kuvvetlerin değerleri görülmektedir. Araştırma yapılan NACA6412 kanat profilinin, kanadın uçak gövdesine bağlandığı kök kısımdan kanat uç kısmına kadar ki kanat boyunca kanat kesit alanı eşit (sabit) bir kanat çalışıldığından Z-yönündeki reaksiyon kuvvetlerinin her hücüm açısı altında ayrı ayrı sabit olduğu görülmüştür.

Aerodinamik kuvvetler olarak bilinen kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin etki ettiği nokta olarak belirlenen basınç merkezi ile kanadın bütün dinamik analizlerinin yapıldığı nokta olan ağırlık merkezi aynı nokta değildir. Bu aerodinamik kuvvetlerinde kanat dinamiğine etkisinin hesaplanması istenildiğinde bu kuvvetlerin de ağırlık merkezine taşınmalıdır. Bunun için dinamik analizin içine aerodinamik momentler girmektedir. Söz konusu olan moment ise çalışmada hesaplanan Yunuslama Momentidir. Bu momentler aerodinamik kuvvetler ile bunların ağırlık merkezine olan uzaklıklarının çarpımı ile bulunur.

Şimdi kanatta meydana gelen Yunuslama Momentinin oluşturduğu  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında 500 km/h hız

değerindeki Reaksiyon Momenti Şekil 11'da gösterilmiş ve sayısal değerleri ise Tablo 2'de verilmiştir.



**Şekil 31.** Hücüm açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 km/h hızındaki kanatın reaksiyon momentleri

İki farklı hız değerinde kanatta ortaya çıkan reaksiyon momentleri uçağın hızına bağlı olarak değişmektedir. Reaksiyon momentler aerodinamik olarak incelendiğinde, hücüm açısının artışıyla birlikte değişmektedir. Hücüm açısı ve uçak hızı artarken kanatta meydana gelen reaksiyon moment değerleri de artmaktadır. Hücüm açısı  $16^\circ$ 'ye eriştiğinde maksimum toplam reaksiyon moment oluşmakta ve bundan sonra toplam reaksiyon moment değeri düşmektedir.

**Tablo 2.** Hücüm açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 ve 700 km/h hızlarındaki kanatın reaksiyon momentleri değerleri tablosu

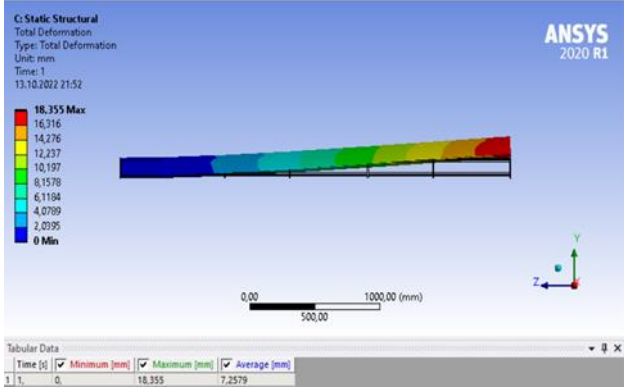
Reaksiyon Momenti (X) Nmm	Reaksiyon Momenti (Y) Nmm	Reaksiyon Momenti (Z) Nmm	Reaksiyon Momenti (Total) Nmm
500 km/h Değerleri			
$-3.024 \times 10^7$	$1.642 \times 10^6$	$-2.14 \times 10^7$	$-3.036 \times 10^7$
700 km/h Değerleri			
$-5.967 \times 10^7$	$3.202 \times 10^6$	$-4.227 \times 10^7$	$-5.991 \times 10^7$

Tablo 2'deki X-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında NACA6412 kanat profili üzerinde meydana gelen, Y-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında meydana gelen, Z-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücüm açısı altında kanat profilinin ön tarafındaki izdüşümü (projeksiyon) alanı üzerinde hava tarafından oluşan dinamik basınç kuvvetinin meydana getirmiş olduğu momentler ve bu bileşke momentlerin toplamını oluşturan toplam momentlerin değerleri görülmektedir. Araştırma yaptığımız NACA6412 kanat profilinin kanadın uçak gövdesine bağlandığı kök kısımdan kanat uç kısmına kadar ki kanat boyunca kanat kesit alanı eşit (sabit) olmasına rağmen; aerodinamik kuvvetler olarak bilinen kuvvetlerinin etki ettiği nokta olarak belirlediğimiz basınç merkezi ile kanadın bütün dinamik analizlerinin yapıldığı nokta olan ağırlık merkezi aynı nokta olmadığından dolayı hep değişken bir değerdedir.

Uçak kanatlarının bir ucu uçak gövdesine bağlı diğer ucu açık olup; mekanikte tıpkı ankastre giriş konumunda aerodinamik kuvvetlerin etkisi altında hareket etmektedir. Aerodinamik kuvvetlerin içerisindeki kaldırma kuvvetinin değeri diğer kuvvetlerin değerlerinden çok büyük



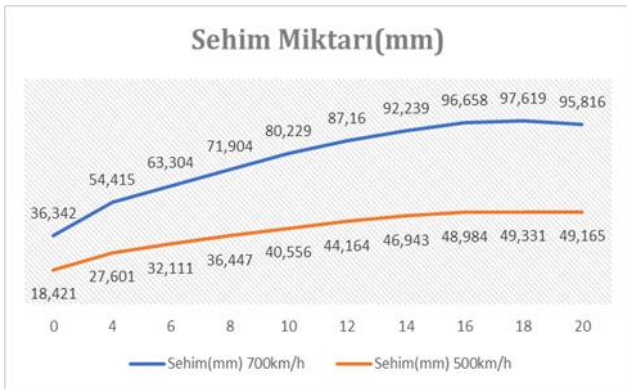
olmasından dolayı uçak kanadı mekanikteki sehim değerini maruz kalırlar. Uçak kanadının malzemesinin cinsine bağlı olarak kanat kök kısmından başlayıp uç kısmına kadar yukarı eğimli eğrisel bir sehim meydana gelir. Bu sehimin şekli Şekil 11’de verilmiştir.  $\alpha=0^\circ$  hücum açısında 500 ve 700 km/h hızındaki kanatın X,Y ve Z koordinatlarındaki sehim değerleri Tablo 3’de verilmiştir. Şekil 12’de grafiksel olarak ve Tablo 4’de ise kanadın Y koordinatındaki sehim değerlerinin 500 km/h ve 700 km/h değerlerinde hücum açısına bağlı olarak değişen değerler karşılaştırmalı olarak verilmiştir.



Şekil 42. Hücum açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 hızındaki kanatın sehim değeri

Tablo 3. Hücum açısı  $\alpha=0^\circ$  deki 500 ve 700 km/h hızındaki kanatın sehim değerleri tablosu

Sehim (X) mm	Sehim (X) mm	Sehim (X) mm
	500 km/h Değerleri	
0	18.421	7.2848
	700 km/h Değerleri	
0	36.342	14.373



Şekil 53. Sehım Grafiği

$$y = \frac{F \cdot L^3}{3 \cdot E \cdot I} \quad (3)$$

Sehim formülünde Denklem (3) bulunan bileşenlerden; kanat uzunluğu (L), kanat atalet momenti (I), kanat malzemesi elastisite modülü (E) sehım üzerinde hızın değişmesiyle ya da hücum açısının fonksiyonu olarak değişmemektedir. Hızın, hücum açısının veya her iki değişkenin değiştirilmesiyle sehım miktarında artış ya da

azalış gerçekleşmektedir. Şekil 11 incelendiğinde, maksimum gerilmelerin olduğu yer kanat uç kısımları olup; bu kısımların maksimum sehım değerlerinde olduğu görülmektedir.  $18^\circ$  hücum açısında maksimum sehım olduğu görülmüştür.

Tablo 4. Sehım karşılaştırma tablosu

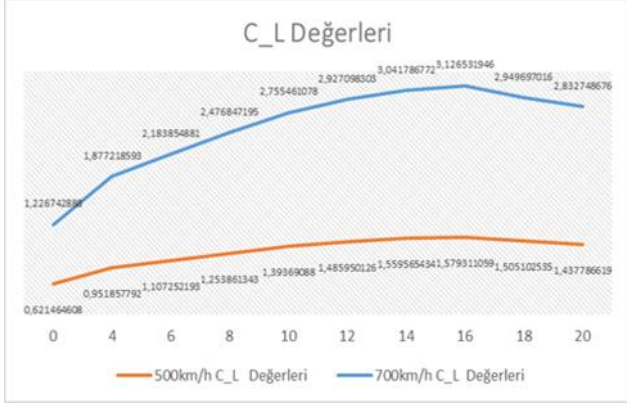
Hücum Açısı ( $\alpha$ )	Sehim(mm) 700 km/h	Sehim(mm) 500 km/h
0	36.342	18.421
4	54.415	27.601
6	63.304	32.111
8	71.904	36.447
10	80.229	40.556
12	87.16	44.164
14	92.239	46.943
16	96.658	48.984
18	97.619	49.331
20	95.816	49.165

Tablo 3’deki X-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında NACA6412 kanat profili üzerinde meydana gelen, Y-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında meydana gelen, Z-yönünde  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında kanat profilinin ön tarafındaki izdüşümü (projeksiyon) alanı üzerinde havanın meydana getirmiş olduğu dinamik basınç kuvvetlerden oluşan kanat sehım değerleri görülmektedir. X-yönündeki sehım değerleri “0” olup; kanat üzerinde meydana gelen kaldırma kuvvetinin büyüklüğünden dolayı maksimum sehım değeri o yönde yani Y-yönünde meydana gelmektedir.

Enerjinin korunumu olan Bernoulli’nin denkleminde göre aynı akış yolunun her noktasındaki atmosferik ve dinamik basınçların toplamı aerodinamiğin temel yasası ile sabit olup bahsi geçen toplam basınç henüz kanadın hareket alanına girmemiş yani deforme olmamış hava ortamından hesaplanır. Bu basınçlar kanadın dış yüzey alanına göre integre edilerek, kanadın üzerinde, rölafif hızdan dolayı oluşan bileşke aerodinamik kuvvet bulunur. Bulunan kuvvet aslında kanat yüzeyindeki bir yayılı kuvvet olup hesaplamalarda kolaylık olması için bu basınç kuvvetlerinin kanat üzerindeki basınç merkezi (center of pressure) noktasından etkidiği şeklinde bir tekilleştirme (idealleştirme) yapılabilir. Bu basınç merkezi noktası, ağırlık merkezi (center of gravity) noktası ile aynı nokta değildir. Bu iki noktanın çakıştırılması aerodinamik açıdan oldukça büyük faydalar sağlar.

Kanat üzerindeki basınçların kanadın dış yüzey alanına göre integre edilerek elde edilen bileşke aerodinamik kuvvetin bileşenleri (kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri) hava hızının karesiyle, hava akımına karşı gelen kanat alanıyla ve birimsiz bir katsayı ile orantılı oldukları görülür. Bu birimsiz katsayılar kuvvet bileşenlerinin isimleri ile isimlendirilirler.

NACA 6412 kanadı için 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerine karşılık gelen Kaldırma katsayısı değerleri Şekil 14’de ve Tablo 5 verilmiştir.



Şekil 64. 500km/h ve 700km/h değerlerindeki kaldırma katsayısı  $C_L$  grafiği

Tablo 5.  $C_L$  karşılaştırma tablosu

Hücum Açısı (α)	$C_L$	
	700 km/h	500 km/h
0	1.226743	0.621465
4	1.877219	0.951858
6	2.183855	1.107252
8	2.476847	1.253861
10	2.755461	1.393691
12	2.927098	1.48595
14	3.041787	1.559565
16	3.126532	1.579311
18	2.949697	1.505103
20	2.832749	1.437787

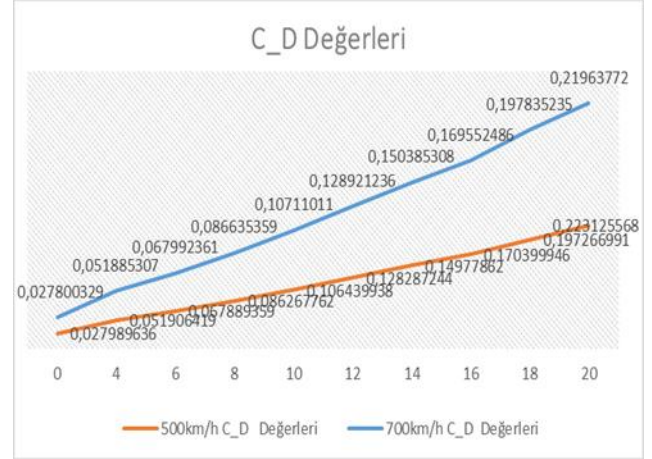
Kanat profillerinin aerodinamik performansları her ne kadar kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ile yunuslama momenti olarak belirleniyorsa da, çoğu zaman bu kuvvet ve moment bileşenleri yerine bunların kendilerine ait katsayıları ile ilişkilendirilirler. Kanat profili aerodinamik performansının daha verimli olabilmesi için kaldırma katsayısının fazla, sürüklenme katsayısının ise düşük olması gerekir. Kaldırma katsayısının artması ile daha fazla yük taşınabilir veya daha kısa mesafede kalkış sağlanabilir. Ayrıca sürüklenme katsayısının her artışı yakıt tüketimini arttıracığı için bu katsayısının az olması istenir.

Kaldırma kuvvetinin (L) ve bu kuvvet ile bağlantılı olan birimsiz kaldırma kuvvet katsayısı ( $C_L$ ) sayısal değerleri Şekil 14'de gösterilmiştir. Kanat hücum açısı ( $0^\circ$ - $16^\circ$ ) arasında atarken;  $16^\circ$  hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunmamaktadır. Bir dizi farklı NACA 00XX çalışmasına göre, elde edilen veriler  $15^\circ$  - $24^\circ$  arasında kritik hücum açısına sahiptir. Bu çalışmadaki sonuçlara göre  $16^\circ$  kritik hücum açısı, belirtilen aralıkta olduğu için tutarlıdır [4].

Kanat profilinde artık stall bölgesinde bulunmaktadır. Stall bölgesinde bulunan kanadın üzerindeki akım hatlarının görüntüsü Şekil 27-28'de gösterilmiştir. Hem 500 km/h ve hemde 700 km/h hız değerlerinde de aynı trend elde edilmiştir. Her iki farklı hız değerlerinde elde edilen kaldırma katsayıları arasındaki fark hücum açısı değerleri

arttıkça büyümektedir. Bu durum ise hızın kaldırma kuvveti üzerinde önemli bir parametre olduğu görülmektedir.

Sürüklenme kuvvetinin (D) ve bu kuvvet ile bağlantılı olan birimsiz sürüklenme kuvvet katsayısı ( $C_D$ ) sayısal değerleri kanat hücum açısı ( $0^\circ$ - $20^\circ$ ) arasında üstel fonksiyon şeklinde daima artar halde olduğu görülmüştür. Şekil 15 ve Tablo 6'da gösterilen sürüklenme kuvvet katsayılarının hücum açısına göre değişim şöyle izah edilebilir. Aynı akış yolunun her noktasındaki atmosferik ve dinamik basınçların toplamı aerodinamiğin temel yasası ile sabit olduğu belirtilmiştir.



Şekil 75. 500km/h ve 700km/h  $C_D$  değerleri

Tablo 6.  $C_D$  karşılaştırma tablosu

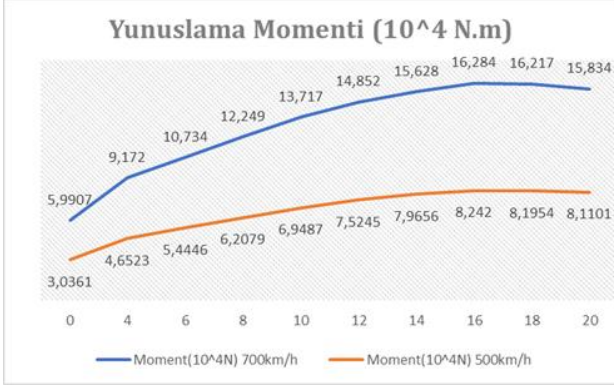
Hücum Açısı (α)	$C_D$	
	700 km/h	500 km/h
0	0.0278	0.027989636
4	0.051885	0.051906419
6	0.067992	0.067889359
8	0.086635	0.086267762
10	0.10711	0.106439938
12	0.128921	0.128287244
14	0.150385	0.14977862
16	0.169552	0.170399946
18	0.197835	0.197266991
20	0.219638	0.223125568

Hesaplanan kuvvet kanat yüzeyindeki bir yayılı kuvvet olup; hesaplamalarda kolaylık olması için bu basınç kuvvetlerinin kanat üzerindeki basınç merkezi noktasından etkidiği şeklinde bir tekilleştirme yapılır. Bu basınç merkezi noktası ile ağırlık merkezi noktası aynı nokta olmayıp hücum açısına göre değişim göstermektedir. Bu değişim Şekil 15'de görülmektedir.

NACA 6412 kanadı için 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerine karşılık gelen Yunuslama Moment değerleri Şekil 16'de ve Tablo 7 verilmiştir.

Yunuslama Momentinin (M) sayısal değerleri incelendiğinde kanat hücum açısı ( $0^\circ$ - $16^\circ$ ) arasında atarken;  $16^\circ$  hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunamamasından dolayı bu hücum açısından sonra lineer olarak azalmaktadır.



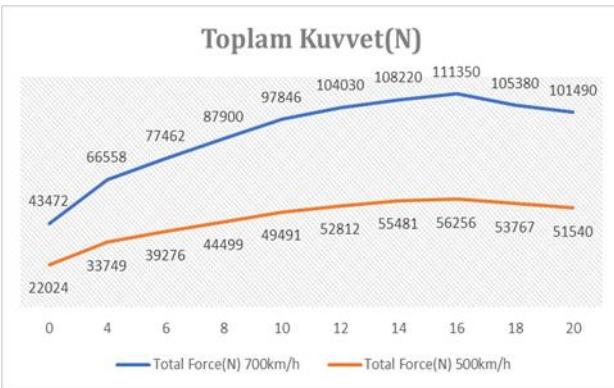


Şekil 86. Yunuslama momenti grafiği

Tablo 7. Yunuslama momenti karşılaştırma tablosu

Hücum Açısı (α)	Y. Momenti (10 <sup>4</sup> ) N 700 km/h	Y. Momenti (10 <sup>4</sup> ) N 500 km/h
0	5.9907	3.0361
4	9.172	4.6523
6	10.734	5.4446
8	12.249	6.2079
10	13.717	6.9487
12	14.852	7.5245
14	15.628	7.9656
16	16.284	8.242
18	16.217	8.1954
20	15.834	8.1101

Kanat artık stall bölgesinde olduğunu göstermektedir. Stall bölgesinde bulunan kanadın üzerindeki akım hatlarının görüntüsü Şekil 27-28’de gösterilmiştir. Hem 500 km/h ve hemde 700 km/h hız değerlerinde de aynı trend elde edilmiştir. 500 km/h ve 700 km/h hızların kanat üzerindeki X-yönündeki kuvvetlerin  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında kanat profili üzerinde meydana gelen sürüklenme kuvvetlerinin, Y-yönündeki kuvvetlerin  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında kanat profili üzerinde meydana gelen kaldırma kuvvetlerinin, Z-yönündeki kuvvetlerin  $\alpha=0^\circ$  hücum açısı altında kanat profillerinin ön tarafındaki izdüşümü (projeksiyon) alanı üzerinde havanın meydana getirmiş olduğu dinamik basınç kuvvetleri ve bu bileşke kuvvetlerin toplamalarını oluşturan toplam kuvvetler Şekil 17’de ve Tablo 8 görülmektedir.



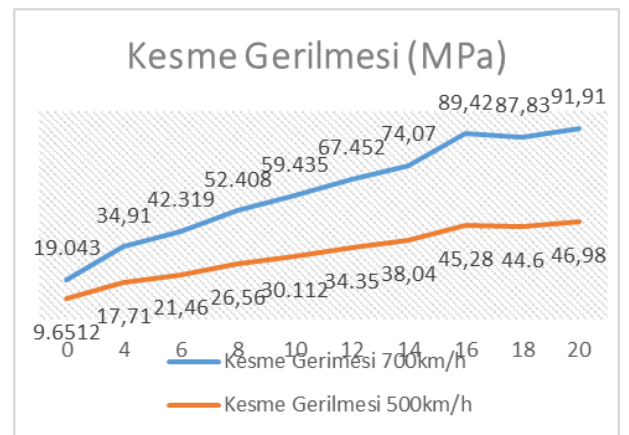
Şekil 97. Toplam kuvvet grafiği

Tablo 8. Toplam kuvvet karşılaştırma tablosu

Hücum Açısı (α)	Total Force (N) 700 km/h	Total Force (N) 500 km/h
0	43472	22024
4	66558	33749
6	77462	39276
8	87900	44499
10	97846	49491
12	104030	52812
14	108220	55481
16	111350	56256
18	105380	53767
20	101490	51540

Toplam kuvvetlerinin sayısal değerleri incelendiğinde kanat hücum açısı (0°-16°) arasında atarken; 16° hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunamamaktadır. Kanat profili artık stall bölgesinde bulunmaktadır. Stall bölgesinde bulunan kanadın üzerindeki akım hatlarının görüntüsü Şekil 27-28’de gösterilmiştir. Hem 500 km/h ve hemde 700 km/h hız değerlerinde de aynı trend elde edilmiştir. Her iki farklı hız değerlerinde elde edilen toplam kuvvetler arasındaki fark hücum açı değerleri arttıkça büyümektedir. Bu durum ise hızın kaldırma kuvveti üzerinde önemli bir parametre olduğu görülmektedir.

Alüminyum alaşımı malzeme, yapay yaşlandırılmış malzeme olup; bu haliyle alüminyum alaşımları içinde yüksek dayanım değerlerine sahip malzeme niteliği taşımaktadır. Kesme dayanımı değeri merteye olarak 230 MPa mertebesindedir. İki farklı hız değerinde kanatta ortaya çıkan kesme gerilmesi değeri uçağın hızına bağlı olarak değişmektedir. Kesme gerilimi aerodinamik olarak 2 parametreye bağlı olarak değişmektedir. Bunlardan biri kuvvet, diğeri ise kuvvetin uygulandığı kesit alanıdır. Uçak hızı ve hücum açısı artarken uçak kanatlarında meydana gelen kesme gerilmesi değerleri de artmaktadır. Hücum açısı 16°’ye eriştiğinde maksimum kesme gerilmesi oluşmakta ve bundan sonra kesme gerilmesi değeri düşmektedir. Oluşan kesme gerilmesi değeri Şekil 18’de ve Tablo 9’da gösterildiği gibi 700 km/h hız değerinde maksimum 89.4 MPa mertebesindedir.



Şekil 108. Kesme gerilmesi grafiği

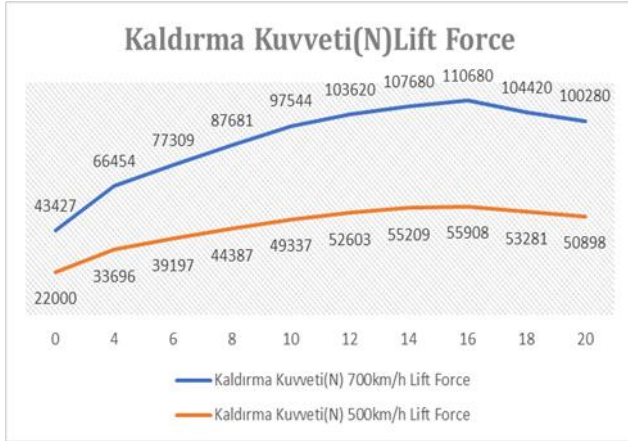
**Tablo 9.** Kesme gerilmesi karşılaştırma tablosu

Hücum Açısı ( $\alpha$ )	Kesme Gerilmesi (MPa) 700 km/h	Kesme Gerilmesi (MPa) 500 km/h
0	19.043	9.6512
4	34.909	17.707
6	42.319	21.465
8	52.408	26.557
10	59.435	30.112
12	67.452	34.35
14	74.067	38.042
16	89.416	45.279
18	87.834	44.6
20	91.906	46.983

Bu değer, malzemenin kesme dayanımı değerinden daha düşüktür. Diğer yandan, 700 km/h hız değeri için malzemenin dayanımı ile malzemede oluşan kesme gerilmesinin oranı 2.57 mertebesinde olup oldukça emniyetlidir. Şekil 18’de, bahsi geçen bu değerler grafik halinde verilmiştir.

Kanat üzerindeki basınçların kanadın dış yüzey alanına göre integrale edilerek elde edilen bileşke aerodinamik kuvvetin bileşenleri (kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri) hava hızının karesiyle, hava akımına karşı gelen kanat alanıyla ve birimsiz bir katsayı ile orantılı oldukları görülür. Bu birimsiz katsayılar kuvvet bileşenlerinin isimleri ile isimlendirilirler. Bu aerodinamik birimsiz katsayılar daha önce genişçe anlatılmıştı.

NACA 6412 kanadı için 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerine karşılık gelen Kaldırma Kuvveti değerleri Şekil 19’de ve Tablo10 verilmiştir.



**Şekil 19.** Kaldırma kuvveti karşılaştırma grafiği

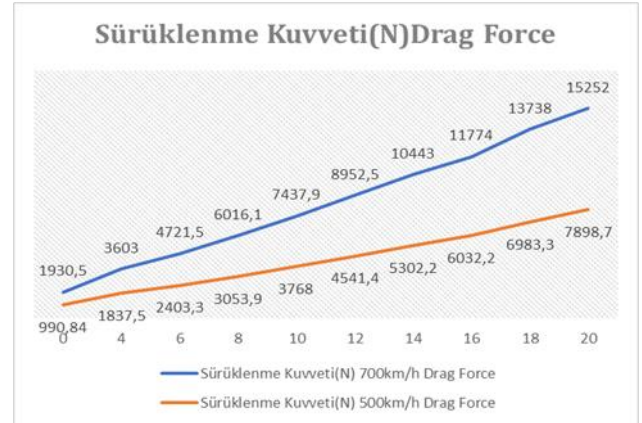
Kaldırma kuvvetinin (L) sayısal değerleri incelendiğinde kanat hücum açısı ( $0^{\circ}$ - $16^{\circ}$ ) arasında lineer olarak atarken;  $16^{\circ}$  hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunmamaktadır. Kanat profili artık stall bölgesinde bulunmaktadır. Stall bölgesinde bulunan kanadın üzerindeki akım hatlarının görüntüsü Şekil 27-28’de gösterilmiştir. Hem 500 km/h ve hemde 700 km/h hız değerlerinde de aynı trend elde edilmiştir. Her iki farklı hız değerlerinde elde edilen kaldırma kuvvetleri arasındaki

fark hücum açısı değerleri arttıkça büyümektedir. Bu durum ise hızın kaldırma kuvveti üzerinde önemli bir parametre olduğu görülmektedir.

**Tablo 10.** Kaldırma kuvveti karşılaştırma tablosu

Hücum Açısı ( $\alpha$ )	Kaldırma Kuvveti (N) 700 km/h	Kaldırma Kuvveti (N) 500 km/h
0	43427	22000
4	66454	33696
6	77309	39197
8	87681	44387
10	97544	49337
12	103620	52603
14	107680	55209
16	110680	55908
18	104420	53281
20	100280	50898

NACA 6412 kanadı için 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerine karşılık gelen Sürüklenme Kuvveti değerleri Şekil 20’de ve Tablo 11 verilmiştir.



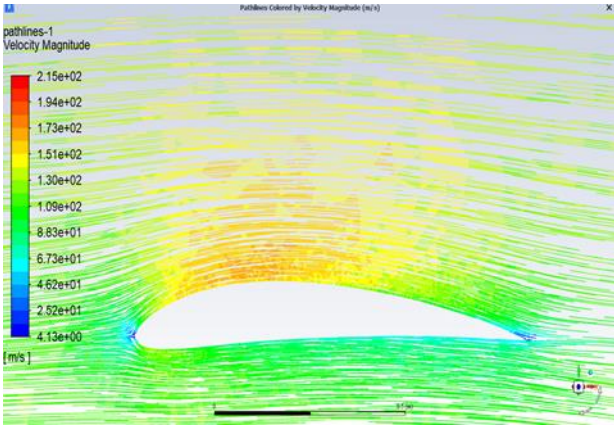
**Şekil 20.** Sürüklenme kuvveti grafiği

**Tablo 11.** Sürüklenme kuvveti karşılaştırma tablosu

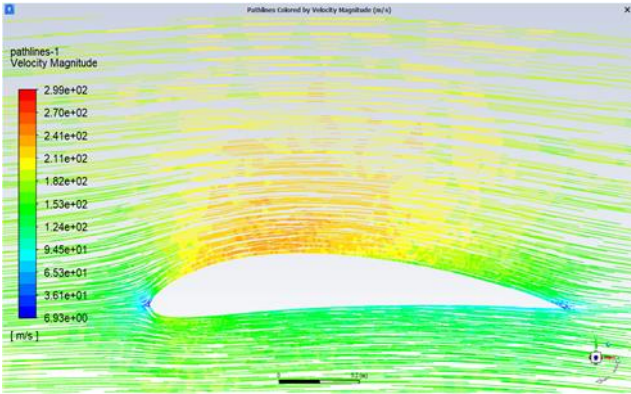
Hücum Açısı ( $\alpha$ )	Sürüklenme Kuvveti (N) 700 km/h	Sürüklenme Kuvveti (N) 500 km/h
0	1930.5	990.84
4	3603	1837.5
6	4721.5	2403.3
8	6016.1	3053.9
10	7437.9	3768
12	8952.5	4541.4
14	10443	5302.2
16	11774	6032.2
18	13738	6983.3
20	15252	7898.7

Sürüklenme kuvvetinin (D) sayısal değerleri incelendiğinde kanat hücum açısı ( $0^{\circ}$ - $20^{\circ}$ ) arasında üstel fonksiyon şeklinde daima artar halde olduğu görülmüştür. Stall bölgesine ulaşmış kanat profili üzerindeki sürüklenme

kuvvetinin sayısal değerleri üstel fonksiyon şeklinde yükselmeye devam etmektedir. Stall bölgesine ulaşmış kanat üzerindeki azalan kaldırma kuvvetinin yerini artık sürüklenme kuvveti olarak kanat üzerindeki kuvvet dengeleri değişmektedir. Stall bölgesinde bulunan kanadın üzerindeki akım hatlarının görüntüsü Şekil 27-28'de gösterilmiştir. Hem 500 km/h ve hemde 700 km/h hız değerlerinde de aynı trend elde edilmiştir. Her iki farklı hız değerlerinde elde edilen sürüklenme kuvvetleri arasındaki fark hücum açısı değerleri arttıkça artmaktadır. Bu durum ise hızın sürüklenme kuvveti üzerinde önemli bir parametre olduğu görülmektedir.



Şekil 21. ( $\alpha=0^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

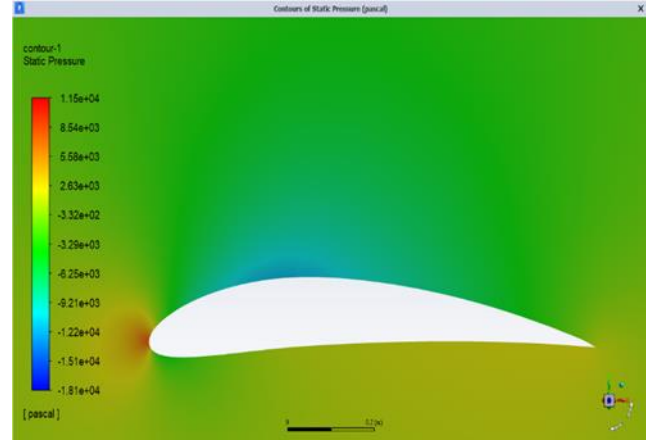


Şekil 22. ( $\alpha=0^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

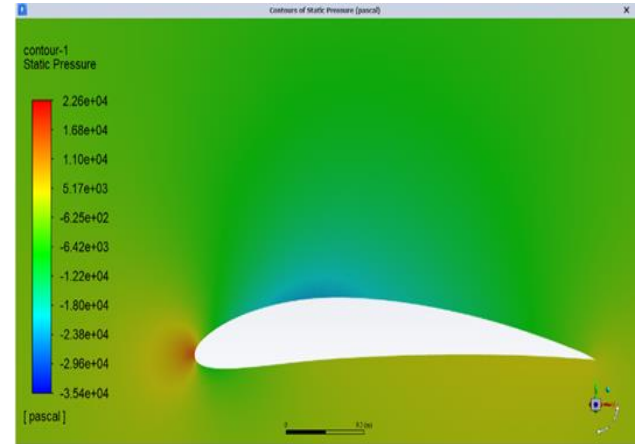
Şekil 21'de NACA6412 kanat profilinin 500 km/h hızında hücum kenarında, akım çizgilerinin detaylı görünümü incelenmektedir. Hücum açısı ( $\alpha=0^\circ$ ) olduğu durumda, hava ile ilk temas noktası, durma noktasını temsil etmektedir. Mavi çizgilerin yoğun olduğu bölgededir.

Şekil 22'de ise NACA6412 kanat profilinin 700 km/h hızındaki hücum kenarının, akım çizgilerinin detaylı görünümü incelenmektedir. Hücum açısı ( $\alpha=0^\circ$ ) olduğu durumda yine ilk temas bölgesinde, mavi çizgiler yoğundur. Kanat profilinin üst bölgesinde, basıncın düşük olması nedeniyle yüksek hız akım çizgileri mevcuttur. Renklenme ise, kırmızıya yakın renk tonlarını almaktadır. Şekil 21 ve 22'de görüldüğü gibi, kanadın hücum kenarına doğru akış

hızı azalmaktadır. Durma noktası yakınlardaki akış hızının yavaşlayarak tam durma noktasında sıfır olduğu diyagramdan izlenebilmektedir.



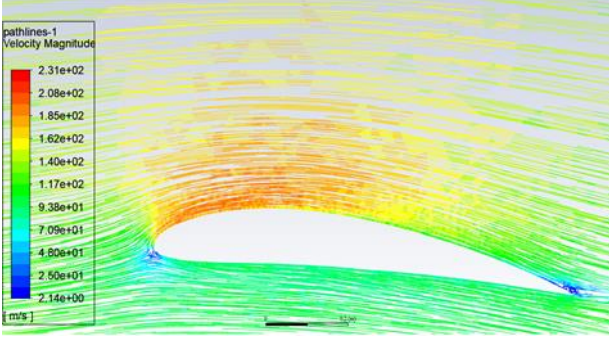
Şekil 23. ( $\alpha=0^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarındaki basınç konturları



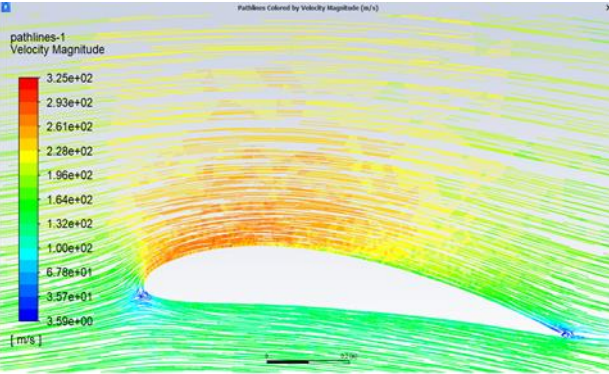
Şekil 24. ( $\alpha=0^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarındaki basınç konturları

Şekil 23 ve 24'de ise kanat profili hücum açısı ( $\alpha=0^\circ$ ) olduğu durumda iken statik basınç konturlarının dağılımı gözlemlenmektedir. Kanat profilinin hücum kenarı ve durma noktası etrafında statik basıncın yükseldiği şekilden görülmektedir. Kanadın hücum kenarındaki durma noktasındaki basınç yükselmesi şöyle izah edilebilir; bu noktaya akışkanlar mekaniğinde bilinen Bernoulli Denklemi uyarlandığında kinetik enerjinin sıfıra gitmesiyle ortada kalan bu kinetik enerjinin basınç enerjisine dönüşmesine sebep olur. Bu dönüşen enerji ile birlikte kanadın hücum kenarındaki durma noktasındaki basınç yükselmesine neden olur. Bu noktadaki basınç yükselmesi Şekil 23 ve 24'de görülmektedir. Spektrumda, maviye doğru olan renkler düşük basınç bölgelerini, kırmızıya doğru olan renkler ise yüksek basınç bölgelerini ifade etmektedir. Basınç konturları grafiğinden, kanat profilinin üst yüzeyinde düşük basınç bölgesi ve alt yüzeyinde ise yüksek basınç bölgesi olduğu görülmüştür. Kanat önünde (burun kenarında=hücum kenarında) ayrıca yüksek basınç bölgesi de (durma noktası) gözlenmiştir.



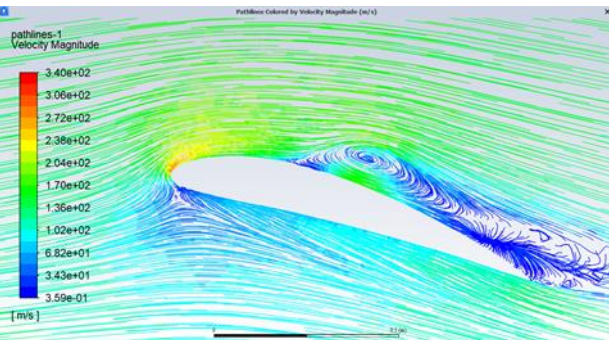


Şekil 25. ( $\alpha=6^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri



Şekil 26. ( $\alpha=6^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

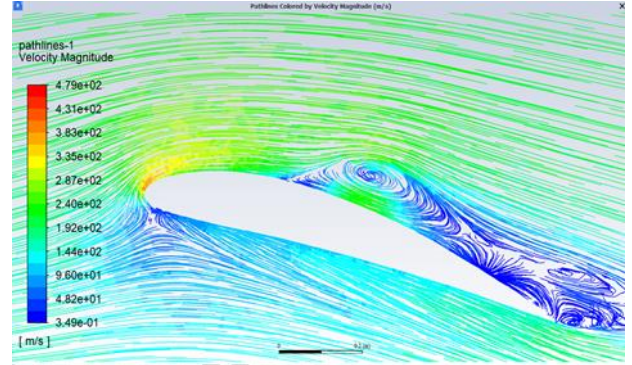
Şekil 25 ve 26' te hücum açısı ( $\alpha=6^\circ$ ) olduğu durumda NACA6412 kanat profilinin 500 km/h ve 700 km/h hızlarındaki hücum kenarlarında, akım çizgilerinin detaylı görünüşleri incelenmektedir. Kanadımızın hücum açısı ( $\alpha$ ) artarken kanat burun kısmındaki hava akım çizgilerinin durduğu durma noktasının (stagnation point noktasının) kanat burun ortalarında aşağılara doğru indiği gözlemlenmiştir.



Şekil 27. ( $\alpha=16^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

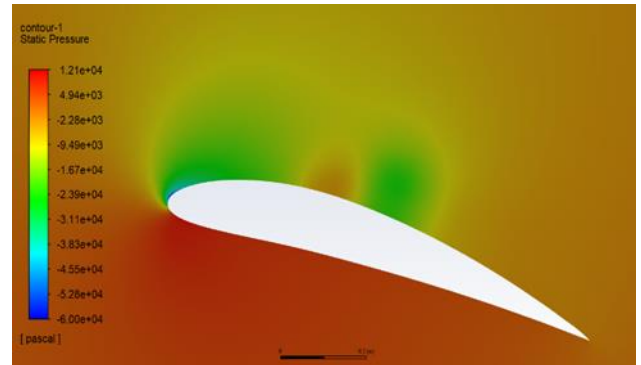
$16^\circ$  hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunmamaktadır. Kanat profili artık stall bölgesinde bulunmaktadır yani akım ayrılması ve kopmalar dolayısıyla kanat yüzeyinden ayrılmalardan dolayı meydana gelen basınç sürüklenmesi çok yüksek değerlere ulaşmaktadır.

Yine akım hatlarının kanat yüzeyinden kopması dolayısıyla kaldırma katsayısında keskin bir düşüş meydana gelmektedir. Stall bölgesi ve sonrasında kanat artık kaldırma kuvveti oluşturma kabiliyetini kaybetmiştir. Küçük uçaklarda bu durum bariz bir şekilde hissedilirken, büyük uçaklarda ise özellikle tırmanış anında bu bahsedilen stall oluşarak birden irtifa kaybetmelerine sebep olur ki bu hiçbir zaman istenmeyen bir durumdur. Şekil 27 ve 28'de ( $\alpha=16^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki kanatta oluşan stall görülmektedir.



Şekil 28. ( $\alpha=16^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

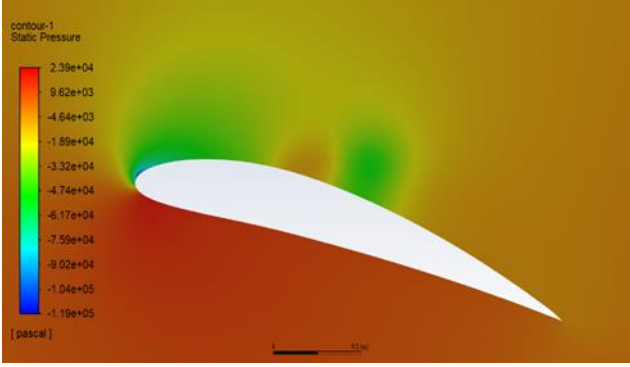
Hücum açısı ( $\alpha=16^\circ$ ) olduğu durumda, hava ile ilk temas noktası kanadın alt bölgesine doğru yer değiştirmiştir. Bu bölgede hız en yavaş değeri alacaktır. Kanadın hava ile en son temas eden bölgesi ise en fazla değeri alacak bölge hücum kenarının üst bölgesidir. Kanadın üst bölgesinde firar kenarına doğru ilerlendiğinde ise, akım çizgilerinin düzenliliğini kaybettiği görülmektedir. Bu bölgede oluşan türbülanslar, kanadın kısa süre içerisinde uçuşunu olumsuz yönde etkileyecektir. Kanadın dengeli şekilde ilerlemesi isteniyorsa üst bölgedeki türbülansdan kurtulmalı ya da kanadın dengesini etkilemeyecek bölgelere doğru aktarılması sağlanmalıdır.



Şekil 29. ( $\alpha=16^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarındaki basınç konturları

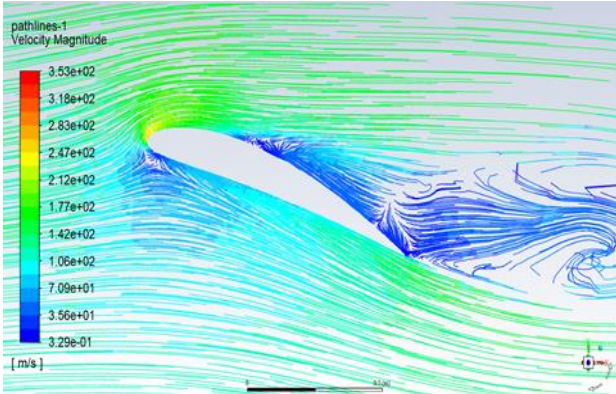
Şekil 29 ve Şekil 30'da  $\alpha=16^\circ$  hücum açısında 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde kanat üzerinde meydana gelen statik basınç konturları görülmektedir. Kanadın hücum açısı arttıkça kanadın alt kısımlarındaki bölgelerde homojen halde yüksek basınç değerleri oluşurken; kanadın üst kısımlarında

meydana heterojen bir düşük basınç değerleri meydana gelmektedir. Kanada uygulanan hücum açısı artarken kanat üzerinde var olan heterojen düşük basınç dağılımı kanadın firar kısmında hücum kısmına doğru kaydığı görülmüştür.

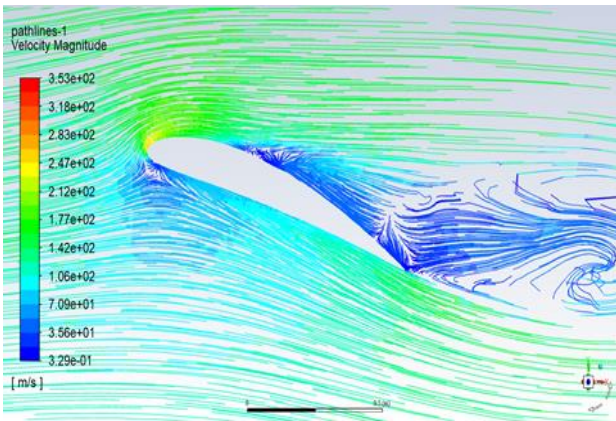


Şekil 30. ( $\alpha=16^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarındaki basınç konturları

Şekil 31 ve Şekil 32’de NACA6412 Kanat profilinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde  $\alpha=20^\circ$  hücum açısında kanat üzerinde meydana gelen akım çizgileri görülmektedir. Hücum açısı  $\alpha=20^\circ$  altında kanat üst bölgesinde hareket eden hava akım çizgilerinin kanat üst bölgesinden kanadın hücum kenarın daha yakın bölgelerde ayrılma olduğu görülmüştür.



Şekil 31. ( $\alpha=20^\circ$ ) hücum açısında 500 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri



Şekil 32. ( $\alpha=20^\circ$ ) hücum açısında 700 km/h hızındaki hücum kenarı akım çizgileri

#### 4 Sonuçlar

Bu çalışmada, literatürde genellikle iki boyutlu modellenen NACA 6412 kanat profili üç boyutlu olarak tasarlanmıştır. Ansys Fluent programı ile söz konusu olan kanat profili modellenip, kanatların farklı hızlardaki aerodinamik parametreleri incelenmiştir. NACA 6412 profili kanadın konsolları içerisinde irili ufaklı dairesel kesitli boşluklar kanadın mukavemet değerlerini düşürmeyecek şekilde Şekil 1’de gösterildiği gibi tasarlanmıştır. Bu tasarlanan kanada 139 m/s ( $\approx 500$  km/h) ve 194 m/s ( $\approx 700$  km/h)  $Ma > 0.3$  olan hava akış hızları uygulanmıştır. Bu kanatlar  $0^\circ$  ile  $20^\circ$  hücum açısı aralığında 2 derecelik aralıklarla 10 farklı açıda tek tek analize sokulmuştur.

NACA 6412 uçak kanadının 2 farklı hız değeri olan 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki basınç konturları karşılaştırılmıştır. Hücum açısı ve hız arttıkça basınç değerinin arttığı görülmüştür. 3 farklı NACA 4412 çalışması yapılan analiz sonuçları ile karşılaştırıldığında tutarlı sonuç elde edildiği görülmektedir [7].

NACA 6412 kanadının 2 farklı hız değeri olan 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametrelerin kanatlar üzerinde oluşturduğu deformasyonlar hız değerlerine bağlı olarak artış görülmüştür. Hız değeri 700 km/h olan kanat üzerinde meydana gelen deformasyon değerleri ve aerodinamik diğer parametreler, hız değeri 500 km/h olan kanat değerlerinden yaklaşık olarak 2 katı oldukları görülmüştür. Çok farklı hız değerlerinde, uçak kanadının aerodinamik ve mukavemet değerleri deneme-yapılma yapılarak bulunan iki farklı hız değeri tercihi yapılarak çözümler elde edilmiştir. Uçak kanadı malzemesinin mukavemet değerlerinin emniyet sınırları içerisinde kalabilmesi için seçilen iki farklı hız değeri olan 500km/h ve 700km/h değerlerinde tasarlanan uçak kanadının, Fluent® programında çözdürülen aerodinamik parametre değerlerinin sonuçlarıdır.

Her iki farklı hız değerlerinde kanadın hücum kenarında meydana gelen durma noktasının yeri hücum açısına bağlı olarak değişmektedir. Bu değişim hücum açısı arttıkça hücum kenarının altlarına doğru indiği görülmüştür. Kanatların hız konturları grafiğinde kanadın durma noktası yakınlarında bir hız düşüşü ve üst yüzeyinde ise hız artışı görülürken, statik basınç konturları hız vektörlerinin negatifi şeklinde görülmüştür. Bu durum Bernoulli Denklemi etkisine göre doğru bir sonuç olup hızın arttığı yerde basınç düşüşü, hızın azaldığı yerde de basınç yükselişi olarak görülmüştür. Bir diğer NACA 4412 çalışması ile karşılaştırıldığında basınç ve hızın ters orantılı olduğu sonucunun, tutarlılığını ortaya koymaktadır [11].

NACA 6412 kanadın 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametreler tablo halinde çıkartılmış olup; değerleri ise ilgili grafik üzerinde ve tablolarda karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Her iki farklı hız değerlerinde oluşan  $C_L$  kaldırma katsayısı hücum açısının artışı ile  $16^\circ$  ye kadar artmakta ve  $16^\circ$ ’den sonrası birden bire düşerek kanat stall olduğu görülmüştür. NACA 0015 Farklı Reynolds sayısında hücum açılarındaki artışla sürtünme ve kaldırma katsayılarının artış, bu çalışmadaki belli değere kadar artışın doğruluğunu açığa çıkarmaktadır [1].



NACA 6412 Uçak kanadı, diğer çalışmalarda tasarımsal değişikliklerle artırılan kaldırma kuvveti ve diğer parametreleri, diğer NACA 4412 ve NACA 0012 kanat tiplerine göre daha kambur olduğu için tasarımsal değişikliğe gidilmeden aynı hücum açısına kadar benzer sonuçları elde etmeyi başarmıştır [6-11].

Yunuslama Momenti her iki farklı hız değerlerinde kanat hücum açısının artışı arttığı görülmüş olup; hücum açısı 16° den sonraki hücum açılarında birdenbire düşükleri görülmüştür.

Sınır tabakanın kanat profili üzerinde mümkün olduğunca laminar kalması arzu edilir. Fakat, kanat profilleri zaman içerisinde sürekli gelişen ve değişen bir süreç geçirirler. Türbülanslı bölgedeki ayrılmaların hücum açısının artması ile arttığı görülmüştür. Stall açılarına yakın ve bunun üstündeki hücum açısı bölgelerinde ayrılmaların şiddetlenerek alan olarak büyüdüğü, kaldırma kuvvetinin ise hızla azaldığı görülmüştür [22].

Motor kuvvetlerinde ki azalmanın sebebi kanadın kütesinin azalmasıdır. Kanat profilinden çıkarılan dairesel irili-ufaklı dairesel kesitler tüm kanada bakıldığında; kanadın hacminde azalmaya sebep olur. Bu kütesel azalma uçaklar seyir halindeyken bir kazanç olarak görülür. Bu kazanç gerekli motor kuvvetini azaltarak yakıt tasarrufu sağlar.

#### Teşekkür

Çalışmada yardımlarını esirgemeyen ve benim mesleki anlamda gelişmem için verdiği değerli tavsiyelerinden dolayı, Dr. Öğr. Üyesi Ramazan SELVER hocama teşekkür ederim. Çalışma süresince bana verdikleri desteklerden dolayı değerli eşime ve aileme teşekkür ederim.

#### Çıkar çatışması

Yazarlar çıkar çatışması olmadığını beyan etmektedir.

#### Benzerlik oranı (iThenticate): % 11

#### Kaynaklar

- [1] H. E. Tanürün, İ. Ata, M. E. Canlı ve A. Acır, Farklı açıklık oranlarındaki NACA-0018 rüzgâr türbini kanat modeli performansının sayısal ve deneysel incelenmesi. Politeknik Dergisi, 23 (2), 371-381, 2020. <https://doi.org/10.2339/politeknik.500043>.
- [2] YouTube, Tübitak Bilim Genç, Uçuş Mekaniği, <https://www.youtube.com/watch?v=6T1OFA-92A&t=1516s>, Erişim: 7 Şubat 2023.
- [3] NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, [https://en.wikipedia.org/wiki/NACA\\_airfoil](https://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil), Erişim: 7 Şubat 2023.
- [4] H. Sogukpınar, Numerical simulation of 4-digit inclined NACA 00XX airfoils to find optimum angle of attack for airplane wing. Uludag University Journal of The Faculty of Engineering, 22(1),169-178, 2017. <https://doi.org/10.17482/uumfd.309470>.
- [5] G. M. Ozkan, Experimental investigation of the flow characteristics around a NACA 0012 airfoil subjected to stall and post-stall conditions. Cukurova University Journal of the Faculty of Engineering and Architecture, 35(2), 369-378, 2020. <https://doi.org/10.21605/cukurovaummfd.792424>
- [6] M. S. Genc, G. Ozisik ve N. Kahraman, Düz flaplı NACA 0012 kanat profilinin aerodinamik performansının incelenmesi. Journal of Thermal Science and Technology, 28(1), 1-8. 2008.
- [7] I. Gov, M. H. Dogru ve Ü. Korkmaz, Uçuş esnasında değiştirilebilir kanat profili kullanarak NACA 4412'nin aerodinamik performansının artırılması. Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi, 34(2), 1109-1126, 2019. <https://doi.org/10.17341/gazimmfd.460536>.
- [8] M. Y. Zakaria, M. M. İbrahim, S. Tagab and M. R. Hajj, A computational study of vortex shedding from a NACA 0012 airfoil at high angles of attack, International Journal of Aerodynamics, 6(1), 1-17, 2018. <https://doi.org/10.1504/IJAD.2018.089779>.
- [9] T. S. Rao, T. Mahapatra and S. C. Mangavelli, Enhancement of lift-drag characteristics of NACA 0012. Materials Today: Proceedings, 5(2), 5328-5337, 2018. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.12.117>.
- [10] E. Fatahian, A. L. Nichkooi and H. Fatahian, Numerical study of the effect of suction at a compressible and high Reynolds number flow to control the flow separation over NACA 2415 airfoil. Progress in Computational Fluid Dynamics, 19(3), 170-179.2019. <https://doi.org/10.1504/PCFD.2019.099598>.
- [11] D. S. Körpe, Ö. Ö. Kanat and T. Oktay, The effects of initial y plus: numerical analysis of 3D NACA 4412 wing using  $\gamma$ -Re $\theta$  SST turbulence model. European Journal of Science and Technology, 17, 692-702. 2019. <https://doi.org/10.31590/ejosat.631135>
- [12] K. Gore, A. Gote, A. Govale, A. Kanawade and S. Humane, Aerodynamic analysis of aircraft wings using CFD. International Research Journal of Engineering and Technology, 5(6), 639-644. 2018.
- [13] I. Boglekci, P. Demircioglu, H. S. Sucuoglu, E. Guven, N. Demir and M. N. Durakbasa, Structural and modal analyses of NACA 66-206 aircraft wing model. Proceeding of the International Symposium for Production Research, 182-191, 2019. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-31343-2\\_16](https://doi.org/10.1007/978-3-030-31343-2_16)
- [14] N. M. Triet, N. N. Viet and P. M. Thang, Aerodynamic analysis of aircraft wing. VNU Journal of Science: Mathematics-Physics, 31(2), 68-75. 2015.
- [15] S. Guo, Aeroelastic optimization of an aerobatic aircraft wing structure. Aerospace Science and Technology, 11, 396-404, 2007. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2007.01.003>
- [16] A. Szollosi and P. Baranyi, Improved control performance of the 3-Dof aeroelastic wing section: a tip model based 2d parametric control performance optimization. Asian Journal of Control, 19(2), 450-466, 2017. <https://doi.org/10.1002/asjc.1418>.
- [17] M. M. Yavuz, Flow and mechanical characteristic of a modified NACA wing geometry. Cukurova University Journal of the Faculty of Engineering, 36(3), 815-825, 2021. <https://doi.org/10.21605/cukurovaummfd.100580>.



- [18] Y. F. Gorgulu, M. A. Ozgur and R. Kose, CFD analysis of a NACA 0009 aerofoil at a low Reynolds number, *Journal of Polytechnic*, 24(3), 1237-1242, 2021. <https://doi.org/10.2339/politeknik.877391>.
- [19] Y. H. Ozdemir and T. Cosgun, The influence of turbulence models on the numerical modelling of a 3D wing in ground effect. *European Journal of Science and Technology*, 43, 86-90, 2022. <https://doi.org/10.31590/ejosat.1200056>.
- [20] T. Ozturk, O. C. Cinkir, S. Urgan and S. Fidan, 2D investigation of a wing concept with a NACA 4412 airfoil in ground effect operation. *Gazi University Journal of Science*, 9(3), 548-561, 2021. <https://doi.org/10.29109/gujsc.954959>
- [21] Y. A. Çengel ve J. M. Cimbala, *Akışkanlar Mekaniği Temelleri ve Uygulamaları (3. Baskı)*. SS. 9-10, Palme Yayıncılık, Ankara, 2020.
- [22] Y. A. Çengel ve J. M. Cimbala, *Akışkanlar Mekaniği Temelleri ve Uygulamaları*, SS. 615-618, Palme Yayıncılık, Ankara, 2015.

