



Araştırma Makalesi / Research Article


Yüksek Hızlardaki Hava Akışının Farklı Kanat Profillerine Etkisi

The Effect of High-Speed Air Flows on Different Airfoils

Yusuf Can AKAR^{1,*}, Ramazan SELVER²

¹ Süleyman Demirel Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, 32200, Isparta, Türkiye

² Süleyman Demirel Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 32200, Isparta, Türkiye

 <https://doi.org/10.55007/dufed.1129899>

MAKALE BİLGİSİ

Makale Tarihi

Alınış, 13 Haziran 2022

Revize, 05 Nisan 2023

Kabul, 05 Nisan 2023

Online Yayınlama, 29 Mayıs 2023

Anahtar Kelimeler

Yüksek akış hızı, Nümerik analiz, Uçak kanadı, NACA 4415, Hücum açısı, Kanat profili

ARTICLE INFO

Article History

Received, 13 June 2022

Revised, 05 April 2023

Accepted, 05 April 2023

Available Online, 29 May 2023

Keywords

High flow rate, Numerical analysis, Airplane wing, NACA 4415, Angle of attack, Airfoil

ÖZ

Günden güne görülen enerji kaynaklarındaki azalma ve buna bağlı artan enerji ihtiyacı düşünüldüğünde, elimizdeki kaynakları çok verimli kullanmamız gerekmektedir. Uçaklar uçuşları esnasında büyük yükler taşıdığından dolayı çok fazla miktarda yakıt tüketirler. Bu yakıt tüketimini azaltmak için birçok çalışma yapılmaktadır. Bu çalışmamızda, yakıt tüketimini azaltmak için NACA 4415 kanat profilini inceleyip, bu kanat profilini daha iyi hale getirebilmek için revize edilmiş hali ile karşılaştırdık. Kanat malzemesi için yoğunluğu düşük, mukavemet değeri yüksek Alüminyum 7075-T6 kullanılmıştır. Her iki kanat, Ansys Fluent programının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile nümerik olarak çözdürülmüştür. Ardından kanatlar için statik analizler yapılmış ve kanatlar on dört farklı hücum açısında test edilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde akış analizi ve statik analizin birçok değerinde önemli bir değişim olmazken, kaldırma kuvvetleri ve itme kuvvetlerindeki değişiklik dikkat çekmektedir. Kanat kütlelerinin azalmasından dolayı uçakta gerekli motor kuvveti azalırken, kaldırma kuvvetinde neredeyse hiçbir değişim olmadığı görülmüştür. Bu sayede, kaldırma kuvvetini değiştirmeden kanadın gerekli motor kuvveti azaltılmıştır.

ABSTRACT

Considering the ever-increasing energy demand and the resulting decrease in energy resources, we need to use the resources we have very efficiently. Because airplanes carry large loads during their flights, they consume a lot of fuel. Many studies are carried out to reduce this fuel consumption. In this study, we examined the NACA 4415 airfoil to reduce fuel consumption and compared this airfoil with its revised version to make it better. Aluminium 7075-T6 material with low density and high strength value was used for the wing material. Both airfoils were

**Sorumlu Yazar*

E-posta Adresleri: yusufcan2306@gmail.com (Yusuf Can AKAR), ramazanselver@sdu.edu.tr (Ramazan SELVER)

solved numerically with the Computational Fluid Dynamics of the Ansys Fluent program. Then, statistical analyses were performed for the wings. The wings were tested at fourteen different angles of attack. When the results were examined, there were no significant changes in many values of flow analysis and static analysis, while lifting forces and thrust forces drew attention. Due to the decrease in the wing mass, the required engine power in the aircraft decreased, but the lift force remained almost unchanged. In this way, the required engine force of the wing was reduced without changing the lift force.

1. GİRİŞ

Enerji kaynaklarının giderek azalması sebebiyle harcanan petrol ürünlerini çok verimli tüketmemiz gerekmektedir. Hem ekonomik hem de çevresel açıdan enerji verimliliğinin gün geçtikçe daha da önemli hale gelmesi, biz mühendisleri enerji tüketiminin gerçekleştiği bütün uygulamalarda daha özverili tasarımlar yapmaya ve bu sistemlerden mümkün oldukça yüksek verim almaya teşvik etmektedir. Enerji ve havacılık başta olmak üzere, birçok alandaki mühendislik uygulamalarında karşılaşılan dış veya iç akışların daha verimli hale getirilmesi için durum değerlendirmesi ve iyileştirme çalışmaları yapmak kaçınılmaz hale gelmiştir.

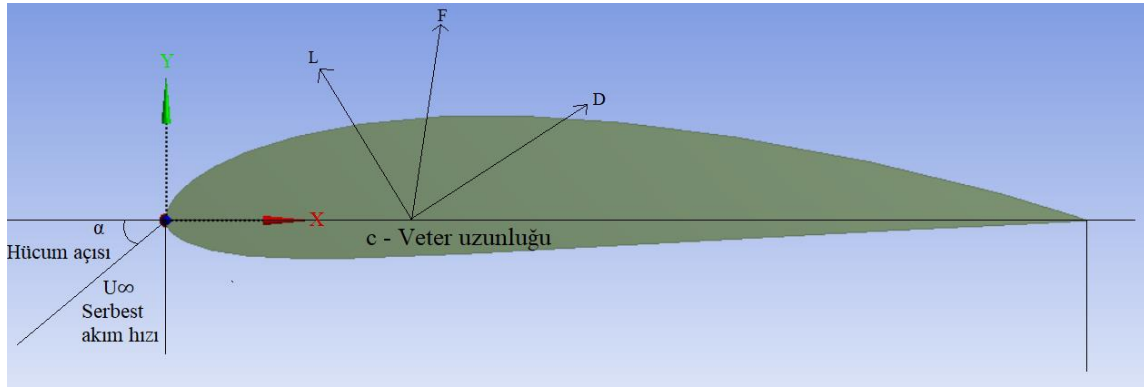
Uçak kanatları gibi aerodinamik gövdelerin üzerindeki akışlara yukarıda bahsettiğimiz nedenlerden dolayı müdahale edilmesi yaygındır. Uçak kanatlarının üzerindeki akışlarda ayrılma açısını geciktirme, sürüklenme katsayısını azaltma, kaldırma kuvvetini arttırma, akış kaynaklı gürültüleri giderme gibi amaçlardan dolayı akış alanına ve sınır tabakaya müdahale edilmesine çok sık rastlanmaktadır.

Wilburve Orville Wright'ın, kendi rüzgâr tünellerinde uçak kanadı geliştirmeye başlayıp 17 Aralık 1903'te ilk kez yoğunlukça havadan ağır bir cismin, dışarıdan tahrikle ve kontrollü olarak ilk uçuşu başarımları [1] ve Ludwig Prandtl'in 1904 yılında Almanya'nın Heidelberg kentinde gerçekleştirilen 3. Uluslararası Matematik Kongresi'nde Sınır Tabakası Teorisi'ne dair paylaştığı çalışmalar [2] ile aerodinamik ve sınır tabaka kontrolü ile ilgili çalışmalar başlatılmıştır.

II. Dünya Savaşı'nın beraberinde gelen askeri ihtiyaçların arttırdığı aerodinamik çalışmalardan biri de Amerikan Ulusal Havacılık Danışma Komitesi NACA (National Advisory Committee for Aeronautics – sonrasında NASA adını alacaktır)'nın sistemli bir şekilde kanat profilleri geliştirmeye ve test etmeye başlamasıdır. NACA sırasıyla 6-digit, 5-digit ve 4-digit Serisi dediğimiz kanat profilleri geliştirmiştir.

NACA 4-digit Serisi profillerin adlandırılmasında 4 tane rakam kullanılır (örneğin: NACA 4415 gibi). Bu sayılardan ilki veter doğrusunun maksimum kamburluk yüzdesini verir. İkinci rakam ise oluşan en yüksek kambur konumunu veter uzunluğunun yüzdesi cinsinden belirtir. Kalan iki rakam

ise veter uzunluğunun yüzdesi cinsinden en büyük kalınlık değerini gösterir. NACA 4415 profilimiz için ilk iki rakamımız 4 olduğundan oluşan maksimum kamburluk değeri %4 olup, maksimum kamburun konumu hücum kenarının en uç noktasından %40 veter uzunluğu kadar mesafede olur. Yani profilimiz kambur kanat profili olur. Sondaki 2 sayının 15 olması maksimum kalınlığın, veter uzunluğunun %15'i kadar uzunlukta olduğunu belirtir [3]. NACA 4415 için kanat profilinin terminolojisi Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Kanat profili terminolojisi [3]

Akışkanlar mekaniği ile ilgili neredeyse tüm alanlarda olduğu gibi, aerodinamikte de fiziksel büyüklüklerin boyutsuzlaştırılmasından faydalanılır. Kanat profilleri için bazı kuvvetlerin boyutsuz ve birimsiz halleri bizim için daha çok anlam ifade edebilir. Sürüklenme kuvveti, sürtünme kuvveti (kayma gerilmesi), kaldırma kuvveti, basınç ve yunuslama momentlerinin birimsizleştirilmiş halleri Tablo 1'deki gibidir [3].

Tablo1. Aerodinamik parametrelerin boyutlu ve boyutsuz temel büyüklükleri [3]

Fiziksel Büyüklükler	Birimi	Boyutsuz Hali
Sürüklenme Kuvveti (D)	N	$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$
Basınç (P)	Pa	$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2}$
Kayma Gerilmesi (τ)	N	$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$
Yunuslama Momenti (M)	Nm	$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S c}$
Kaldırma Kuvveti (L)	N	$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$

Tablo 1'de; C_D sürüklenme katsayısını, C_P basınç katsayısını, C_f sürtünme katsayısını, C_m moment katsayısını, C_L kaldırma katsayısını gösterir. ρ yoğunluğu, V hızı, S projeksiyon alanını, L uzunluğu gösterir.

Hem sürüklenme hem de taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimlerine baktığımızda [4]:

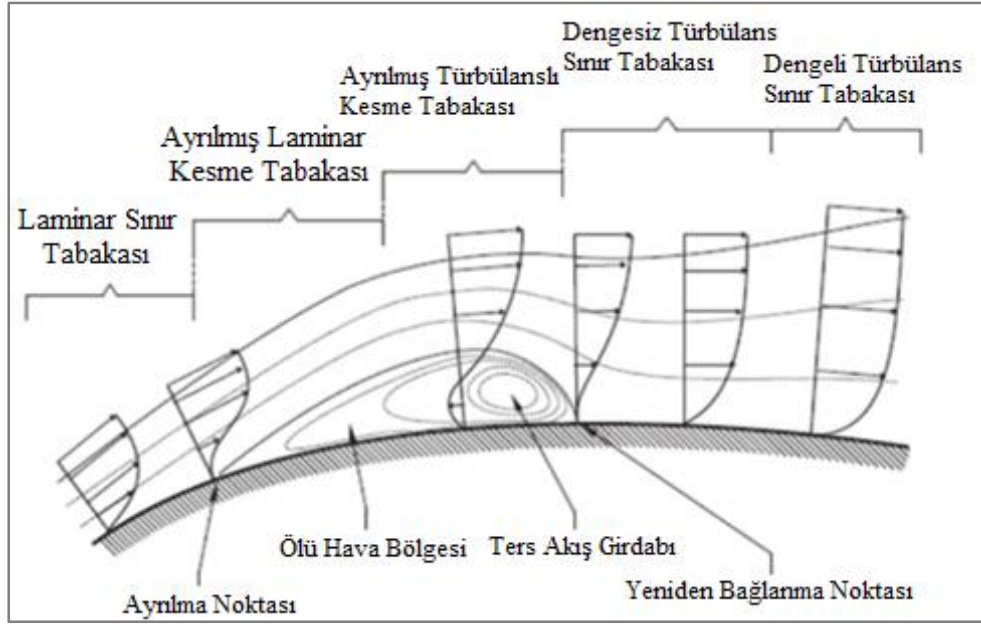
- Küçük ve orta olarak nitelendirebileceğimiz hücum açılarında (0-10) çok düzenli olduğu (sürüklenme katsayısı yaklaşık olarak sabit kalırken kaldırma katsayısı lineer değişim gösterir).
- Yüksek olarak sınıflandırabileceğimiz hücum açılarında ise düzenin bozulduğu (kaldırma artışları artık yavaşlamaya, bilakis bir noktadan sonra hücum açısının artması ile taşıma azalmaya başlar, buna karşın sürüklenme kuvvetleri ise hızla artar) dikkati çekmektedir.

Bu durumların nedeni ise havanın kanat üzerinde düzenli veyahut düzensiz geçişiyle alakalıdır. Küçük ve orta hücum açılarında hava akışı kanadın yüzeyinden düzgün bir çizgi şeklinde ve yüzeye yapışık olarak geçer, kanadı firar kenarından yine düzgün bir şekilde terk eder. Lakin yüksek olarak isimlendireceğimiz hücum açılarında (12°-14°den sonra) kanadın üst tarafında kopmalar başlar. Firar kenarı yakınlarında akış ipçikleri artık yüzeyi izleyemez duruma gelir ve yüzeyden kopar. Bu noktanın gerisinde artık türbülanslı, girdaplı, karmaşık bir akım oluşur. Bu durum ise kaldırma kuvvetindeki artışları engeller [4].

Lakin düşük akış hızlarında durum değişir. Akış hızının düşük olduğu durumlarda hücum açısı 10°nin altında olsa bile akış ayrılmaları oluşmaya başlar. Enerjisi yüzeye tutunmak için yeterli olmayan akışlarda, hücum açısı arttıkça akış ayrılması firar kenarından hücum kenarına doğru kaymaya başlar.

Çok daha büyük hücum açılarında (18° –20°den sonra), kanadın üst yüzeyindeki hava akımı neredeyse hücum kenarından itibaren yüzeyden ayrılır. Böyle bir durumda, hücum açısı artmaya devam ederse taşıma artmayacağı gibi tam tersine azalmaya başlar. Bu olay, tutunma kaybı (stall–perdövites) olarak adlandırılır.

Ayırma kabarcıklarının konumu ve büyüklüğü, kanat profilinin, hücum açısının, Reynolds sayısının, serbest akış bozukluklarının ve türbülans yoğunluğunun fonksiyonlarıdır. Üst kanat profili yüzeyinde bir laminer ayırma balonunun ayrılması ve oluşumu, kanat profilinin eğriliği nedeniyle oluşan ters basınç gradyanından yani sınır tabakasının kanat profili üzerinde laminer akıştan türbülanslı akışa doğal bir geçiş yapma direncinden kaynaklanmaktadır. Laminer ayırma kabarcığının ana özellikleri Şekil 2’de gösterilmektedir [5].



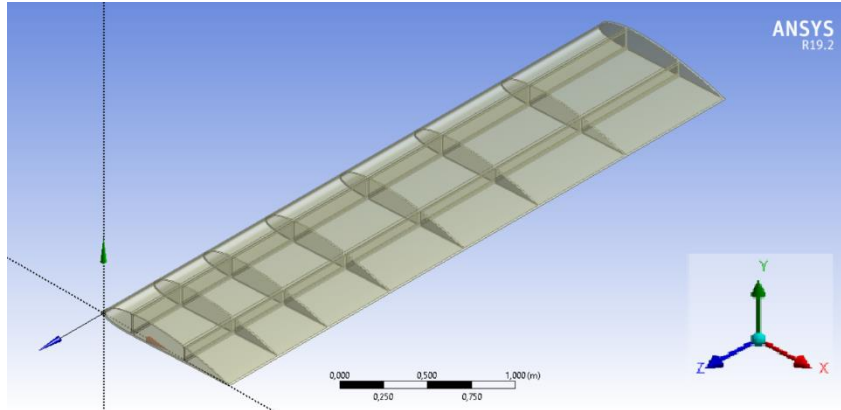
Şekil 2. Laminer ayrılma kabarcığı akışının özellikleri [5]

2. MATERYAL VE METOT

Bu çalışmada akış analizinin sayısal çözümü için ANSYS 19.2 programının 'Fluent' paketi, analiz sonuçlarının görselleştirilmesi için 'CFD-Post' paketi, statik analizler için de 'Static Structural' paketi kullanılmıştır.

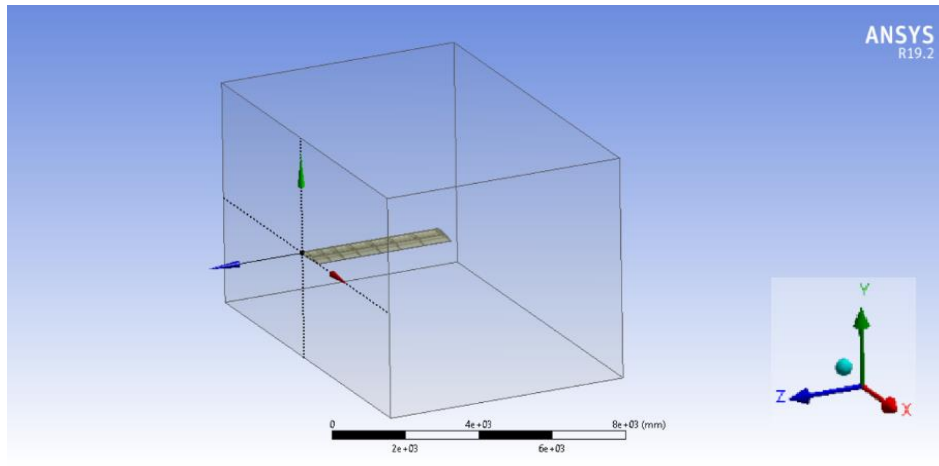
Ansys Fluent programı, sonlu elemanlardaki sonlu farklar metoduyla analizleri üç ana aşamada gerçekleştirmektedir. İlk aşamada programa bir problem tanıtılır. Bu problemde modelin geometrisi ve malzemesi belirlenir ve model sonlu elemanlara bölünür. İkinci aşamada problemin sınır şartları atanır ve çözüm gerçekleştirilir. Son aşamada ise sonuçlar elde edilir ve değerlendirilir. Bu sayede belirlenen problem nümerik olarak sonuca ulaşmış olur [6].

İlk olarak kullanılacak olan NACA 4415 kodlu kanat profilinin koordinat değerleri internet sitesi üzerinden alınır. Ardından bu koordinat değerleri kullanılarak Ansys programından geometri oluşturulur. Kanat profili ön, orta ve arka taraf olmak üzere üç bölgeye ayrılır. Kanat profilinin veter uzunluğu 1 metre(m) olup, bölgeler arasında 'I' profilli kirişler yerleştirilir. Kirişler 'extrude' komutu kullanılarak 4 m uzunluğa getirilir. Kanat boyunca her biri 10 milimetre (mm) kalınlığında ara profiller oluşturulur. Bu ara profiller, kanadın uçağa ana bağlantısı olduğu kısımda başlamak üzere ve bu bölgeden itibaren daha sık olmak üzere uçlara gidildikçe seyrek aralıklarla oluşturulur. İlk profilden sonra sırasıyla 0.4m, 0.8m, 1.3m, 1.9m, 2.5m, 3.2m ve 3.99m ötelenerek diğer profiller oluşturulur. Kanadın iskeleti oluşturulduktan sonra dış kaplaması yapılır. Profilin kenarları seçilerek dışarıya doğru 10 mm kalınlık verilir. Kanadın son hali Şekil 3'teki gibidir.



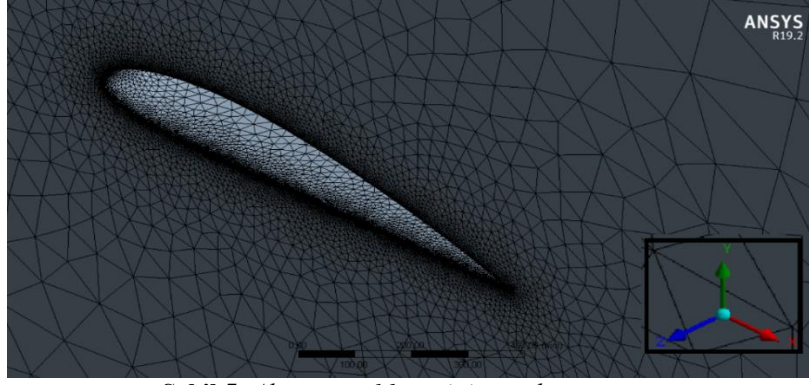
Şekil 3. NACA 4415 kanat profile

Kanadın uçak bağlantı kısmını orijin almak koşulu ile kanadın çevresine havayı temsil edecek şekilde bir kontrol hacmi çizilir. Çizilen dikdörtgenler prizması şeklindeki hacimden kanadın bulunduğu hacim çıkarılır ve geriye sadece hava akışının olduğu bölge kalır. Kontrol hacminin görüntüsü Şekil 4’teki gibidir.



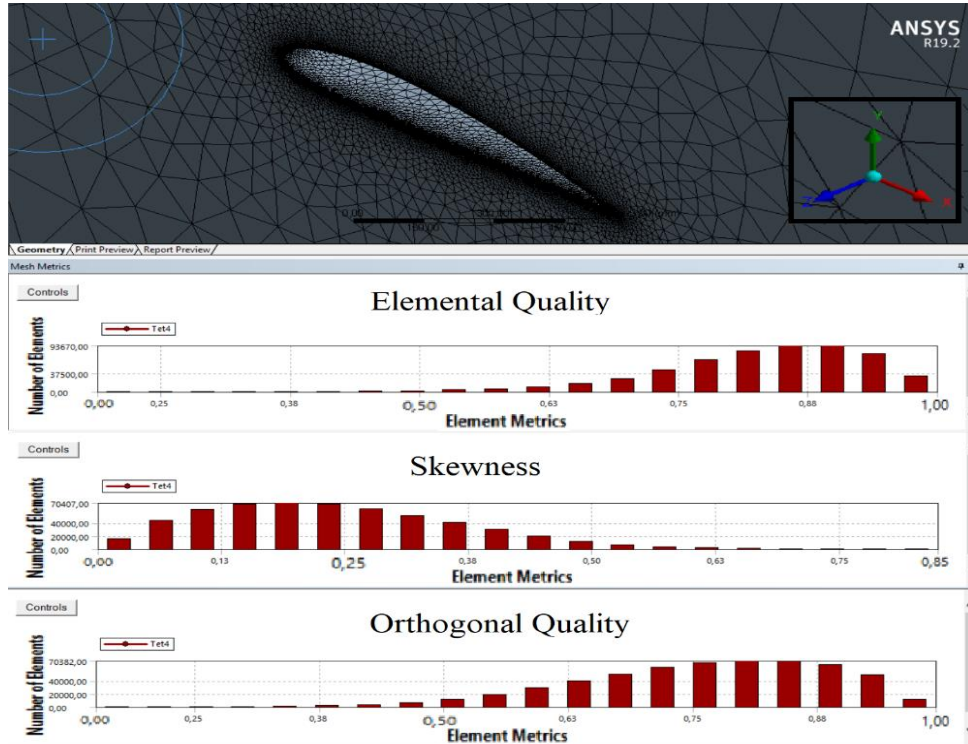
Şekil 4. Havanın control hacmi

Yüzeylerin isimlendirilmesinin ardından, oluşturulan bu geometri FluidFlow (Akış Analizi) bölümüne aktarılır. İlk yapılacak analizde akış analizi yapılacağı için kanat geometrisi ‘suppress body’ komutu ile saklanıp akışkan üzerine mesh ataması yapılır. Kanat çizgilerine yakın yerlerde daha yoğun mesh ataması yapacak şekilde tüm hacime mesh atanır. Toplamda 104201 düğümlü bir çözüm yapılmıştır. Bu mesh görüntüsü Şekil 5’te gösterilmiştir.



Şekil 5. Akış kontrol hacminin mesh görüntüsü

Mesh ataması yapıldıktan sonra mesh kalitesinin uygunluğunu görmek için ‘Elemental Quality’, ‘Skewness’ ve ‘Orthogonal Quality’ değerleri incelenir. Skewness değerinin 0’a yakın olması, diğer iki değer ise 1’e yakın olması meshin uygunluğunu ve kalitesini gösterir. Mesh uygunluğunun kontrolü Şekil 6’da gösterilmiştir.



Şekil 6. Mesh kalite kontrolü

Mesh atıldıktan sonra sekme kapatılıp ‘setup’ kısmına geçilir. Bu kısımda akış tipi standart ‘*k-epsilon*’ türbülans modeli seçilir ve sınır koşulları girilir. İlk olarak havanın giriş hızı 139 m/s (500 km/h) olarak ayarlanır. Havanın çıkış kısmında basınç, atmosfer basıncına eşit olduğundan etkin basınç sıfır (0) Pa seçilir. Üst, alt ve sağ yüzeyler simetrik olarak ayarlanır. Sol (uçanın kanat ile birleştiği kısım) ve iç yüzeyler ‘wall’ olarak seçilir. Çözüm metotları girildikten sonra ‘run calculation’

kısmından, doğruya yakın sonuçlar almak adına, 2000 iterasyon seçilir ve hesaplama başlatılır. Havanın özellikleri ve çözüm metotları Tablo 2 ve Tablo 3'te verilmiştir.

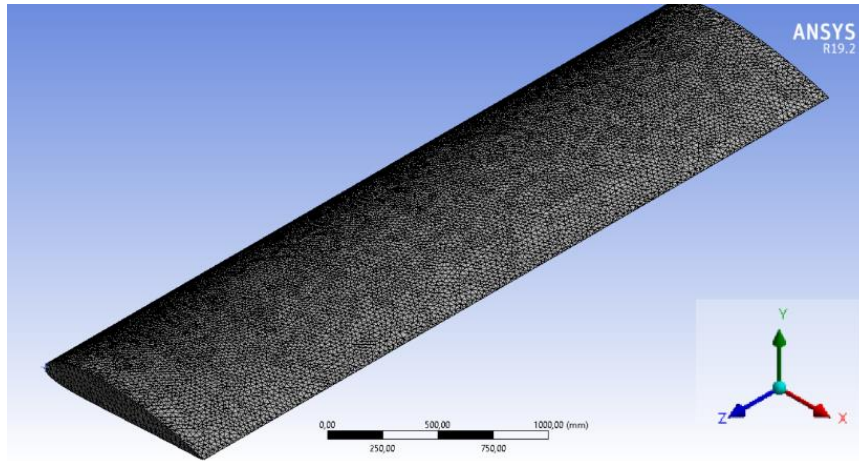
Tablo 2. Akışkanın (havanın) özellikleri

Akışkan Malzeme	Hava
Yoğunluk	1.225 kg/m ³
Havanın Hızı	500 km/h-700 km/h
Dinamik Viskozite	1,28 x 10 ⁻⁵ Kg / m.s

Tablo 3. Çözüm metotlarının seçimi

Pressure – Velocity Coupling Scheme	Coupled
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order
Momentum	Second Order Upwind

Akış analizi tamamlandıktan sonra statik analiz için geometri 'staticstructural' kısmına aktarılır. Bu sefer statik analiz için akışkan kaldırılıp, sadece kanada mesh ataması yapılır. Kanadın mesh görüntüsü Şekil 7'deki gibidir.



Şekil 7. Kanadın mesh görüntüsü

Mesh atıldıktan sonra kanadı sabitlemek ve havanın kanat ile hangi yüzeyde buluşacağını belirlemek için iki tane sınır koşulu girilir. Bunlardan ilki 'fixed support', bir diğeri ise kanadın üzerine basıncı uygulayabilmemiz için gereken 'fluid solid interface'dir. Fixed support, kanadın sabitleneceği yüzeydir. Fluid solid interface için ise kanadın dış yüzeyi seçilir. Ardından analiz sonrası görmek istenilen kuvvet ve moment reaksiyonları 'results' kısmından seçilir.

Kanat malzemesi seçilirken havacılıkta kullanım oranları araştırılıp buna göre malzeme seçimi yapılmıştır. Yüksek dayanımlı ve hafif malzeme seçilmesi tercih edilmektedir. Buna göre, maliyetler

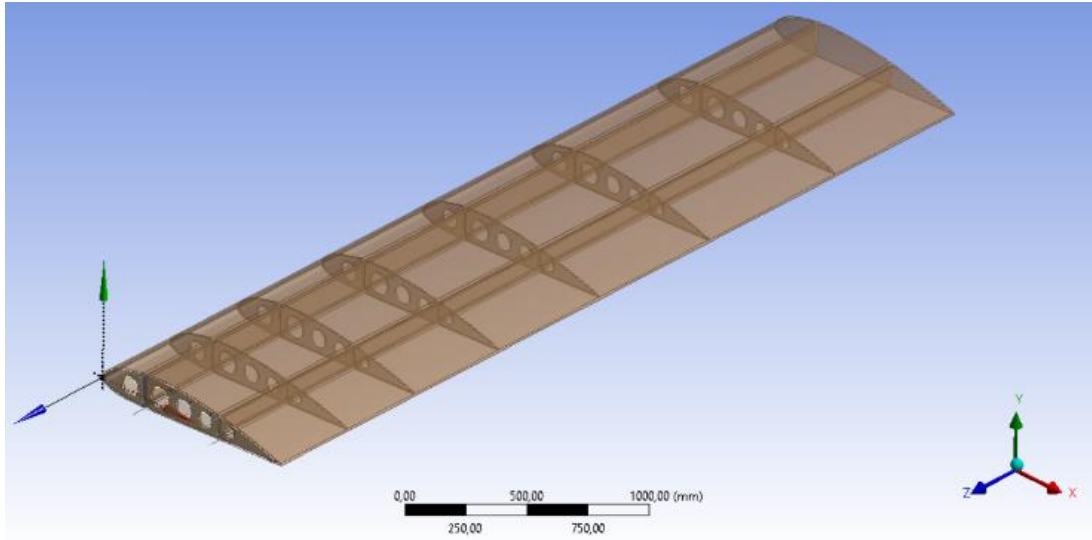
de göz önünde bulundurularak kanat malzemesi olarak Alüminyum 7075-T6 (Al 7075-T6) seçilmiş olup, mekanik özellikleri Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo 4. Al 7075-T6 NACA 4415 kanat profil malzemesinin mekanik özellikleri [7]

Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Yüzde uzama miktarı	Kesme Gerilmesi (MPa)	Akma Gerilimi (MPa)	Kopma Gerilimi (MPa)
Al 7075-T6	2.81	%11	331	503	572

Yapılan bu analiz kanadın hücum açısının 0° olduğu durumda yapılan analizdir. Aynı kanat, -6° ile 33° hücum açıları arasında 14 farklı açıda analize sokulmuştur. Ardından kıyaslama yapılması için, yapılan bu analizler NACA 4415-1 için tekrar yapılmıştır. NACA 4415-1, NACA 4415 profilinin iç iskelet yapısındaki konsollarının her birini üzerinde dairesel boşluklar açılarak oluşan kanat profilidir. Ayrıca 500 km/h için yapılan bu analizler her iki profil için 700 km/h hızda tekrar yapılmıştır.

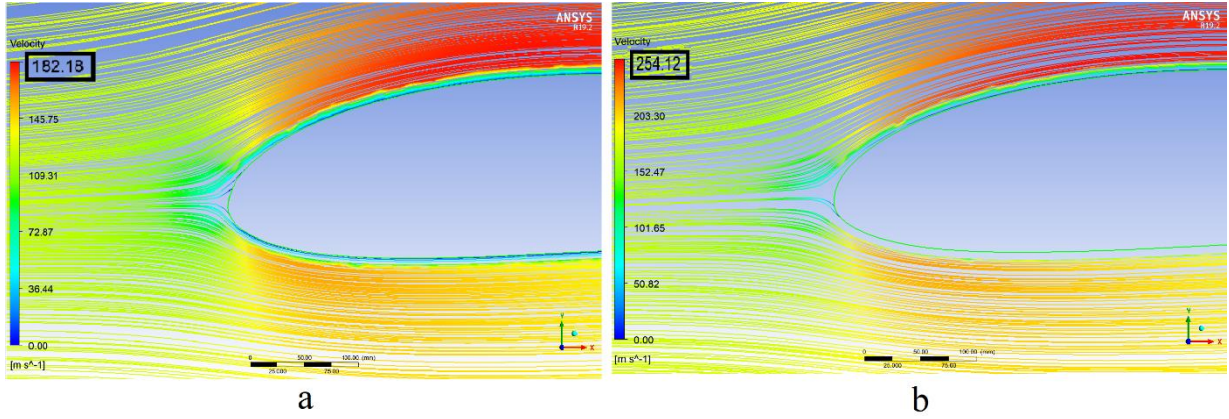
Kanat profilinin iç iskelet yapısındaki konsollarının her birinin üzerinde büyüklü-küçüklü (farklı çaplarda) dairesel boşluklar açılarak, kanat ağırlığı hafifletilerek, oluşan kanat profili “NACA 4415-1” olarak tanımlanmış ve bu kanat profilinin 3 boyutlu görüntüsü Şekil 8’de gösterilmiştir.



Şekil 8. Dairesel kesitli boşlukların bulunduğu NACA 4415-1 kanadının görünüşü

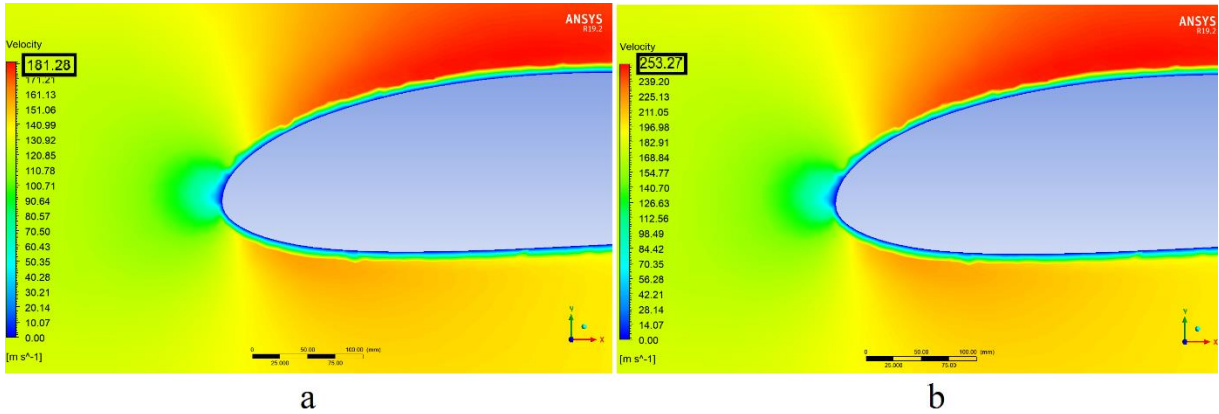
3. ARAŞTIRMA BULGULARI

Şekil 9’da NACA 4415 kanat profilinin hücum kenarı görülmektedir. Hücum açısının $\alpha=0^\circ$ olduğu durumda durma noktasının (stagnation point) profilin hemen hücum kenarının ortalarında olduğu görülmektedir (akış çizgileri ve hız konturlarında skalalar m/s , basınç konturlarında Pa ’dır).



Şekil 9. NACA 4415 profilinin hücum kenarındaki a) 500 km/h hız değerindeki, b) 700 km/h hız değerindeki akış çizgileri ve durma noktaları ($\alpha=0^\circ$)

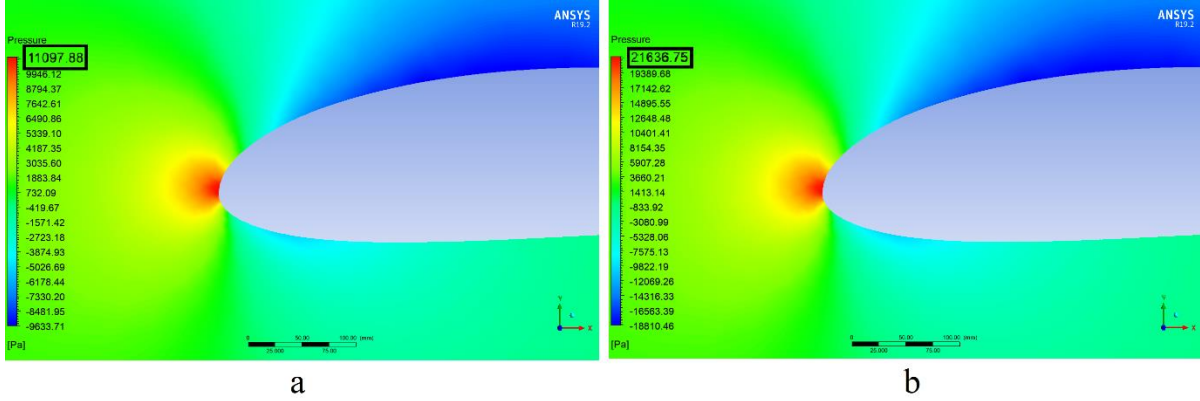
Şekil 10'da ise yine NACA 4415 kanat profili ve $\alpha=0^\circ$ hücum açısı için hücum kenarı hız konturları verilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi, kanadın hücum kenarına doğru serbest akım hızı azalmaktadır. Durma noktası yakınlarındaki serbest akım hızının yavaşlayarak tam durma noktasında sıfır olduğu diyagramdan izlenebilmektedir.



Şekil 10 .NACA 4415 profilinin a) 500 km/h hız değerindeki b) 700 km/h hız değerindeki hücum kenarı bölgesindeki hız konturları ($\alpha=0^\circ$)

Şekil 11'de ise kanat profili aynı durumda iken statik basınç konturlarının dağılımı gözlemlenmektedir. Profilin hücum kenarının 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 kenarının durma noktasındaki basınç yükselmesine neden olur. Bu noktadaki basınç yükselmesi Şekil 11'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.

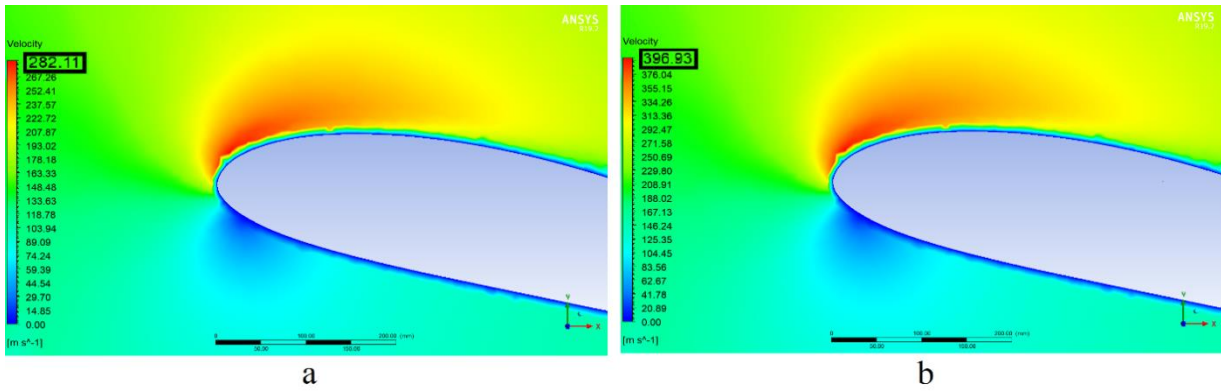


Şekil 11. NACA 4415 profilinin a) 500 km/h hız değerindeki b) 700 km/h hız değerindeki hücum kenarı bölgesindeki static basınç konturları ($\alpha=0^\circ$)

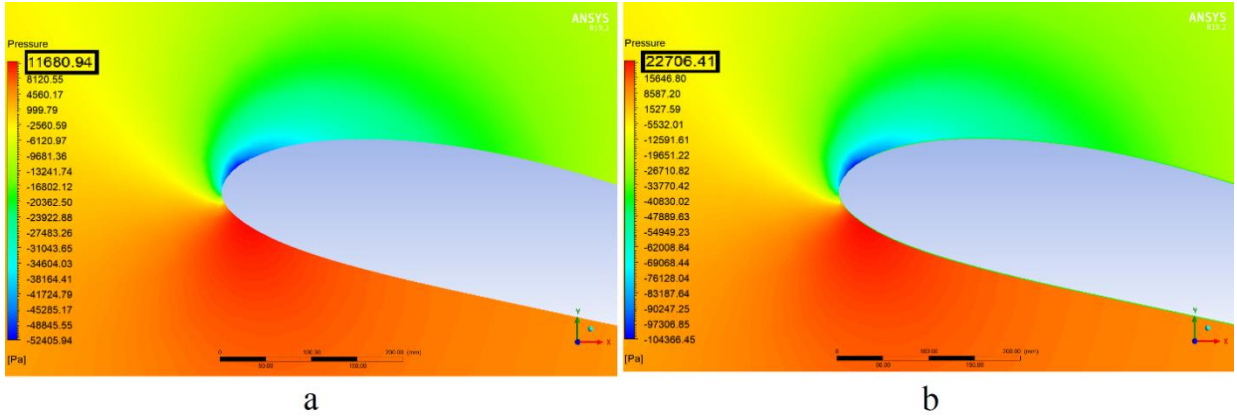
Kanadımızın hücum açısının 15° olması durumunda hız konturlarının ve statik basınç konturlarının durumunu gösteren Şekil 12 ve Şekil 13'te, durma noktasının hücum açısına bağlı olarak hücum kenarının altlarına doğru indiği gözlemlenmiştir.

Şekil 12'de, $\alpha=15^\circ$ için hız konturları grafiğinde, profilin durma noktası yakınlarda bir hız düşüşü ve üst yüzeyinde ise hız artışı görülmektedir.

Şekil 13'te görülen statik basınç konturları hız vektörlerinin negatifi şeklinde görülmektedir. Bu durum, Bernoulli etkisine göre doğru bir sonuç olup hızın arttığı yerde basınç düşüşü, hızın azaldığı yerde de basınç yükselişi olarak görülmektedir.

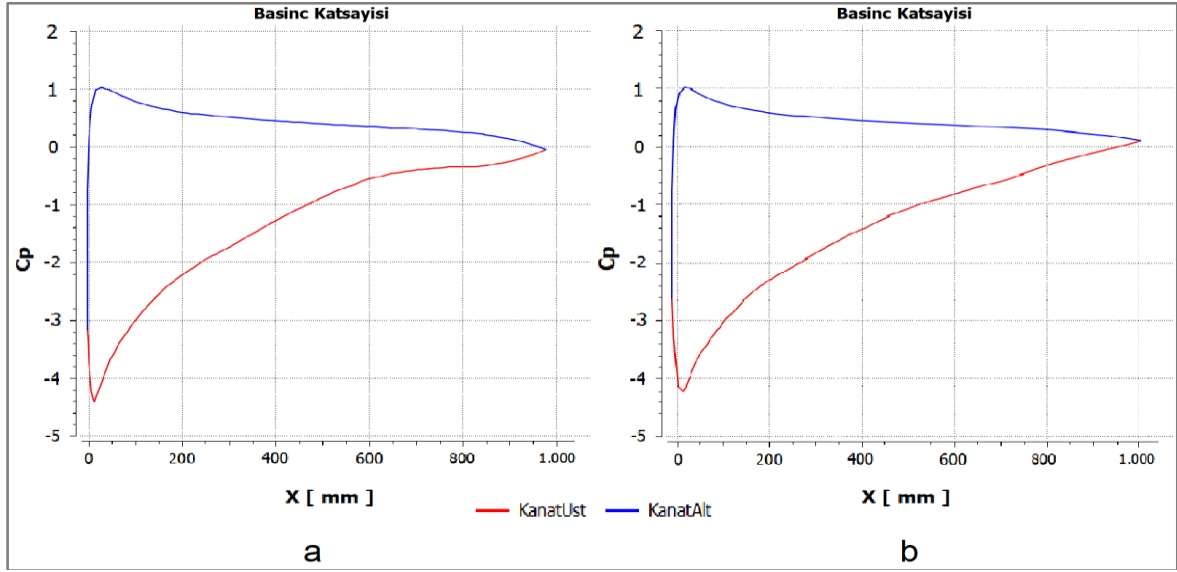


Şekil 12. NACA 4415 profilinin a) 500 km/h hız değerindeki b) 700 km/h hız değerindeki hücum kenarı bölgesindeki hız konturları($\alpha=15^\circ$)



Şekil 13. NACA 4415 profilinin a) 500 km/h hız değerindeki b) 700 km/h hız değerindeki hücum kenarı bölgesindeki static basınç konturları ($\alpha=15^\circ$)

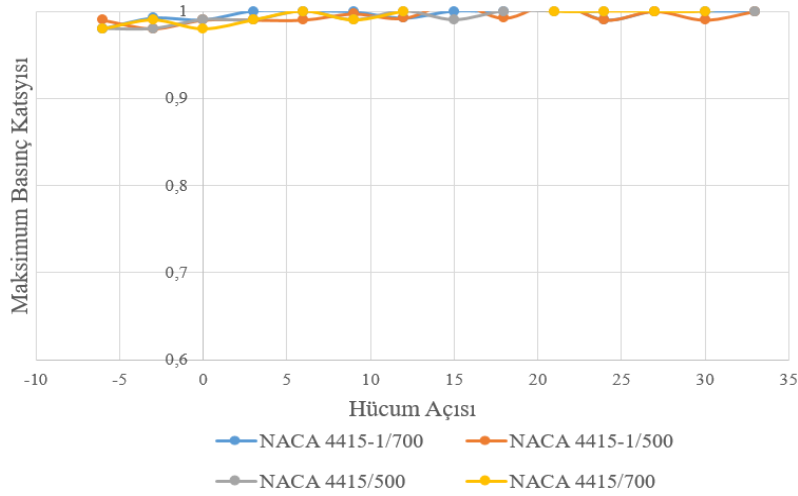
Kanat profillerinin üst yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi ile alt yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi arasındaki alan C_L katsayısının sayısal değerini verir. Şekil 14'te görüldüğü gibi bir kanatta oluşan kaldırma kuvvetinin büyük bir çoğunluğu hücum kenarında oluşmuştur. Oluşan maksimum basınç katsayısı değeri 1'dir ve bu değer hız değerinin sıfır (0) olduğu ve basıncın maksimum olduğu durma noktasında oluşur. Minimum basınç katsayısı ise hız değerinin maksimum olduğu noktada oluşur. Şekil 14'te NACA 4415 ve NACA 4415-1 profilleri için 700 km/h hız ve 15° hücum açısındaki basınç katsayısı grafikleri gösterilmiştir. C_p katsayısı bulunurken Tablo 1'deki formülden yararlanılmıştır. Grafikte mavi çizgiler kanadın alt yüzeyini, kırmızı çizgiler üst yüzeyini göstermektedir. Şekil 14'te NACA 4415 ve NACA 4415-1 profilleri için 700 km/h hız ve 15° hücum açısındaki basınç katsayısı grafikleri karşılaştırıldığında; kanatların alt yüzeylerindeki teorik basınç katsayıları eğrilerinin hemen hemen iki kanat için birbirlerine yakın eğriler meydana gelirken, kanatların üst yüzeylerindeki teorik basınç katsayıları eğrilerinde farklılıklar görülmüştür. Farklılıklar ile üst yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi ile alt yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi arasındaki alan NACA 4415 profilinde daha büyük olduğu görülmüştür. Böylece oluşan büyük alan değeri ise bu kanat üzerinde meydana gelen C_L katsayısının sayısal değerinin daha büyük değerde olmasına sebep olmaktadır.



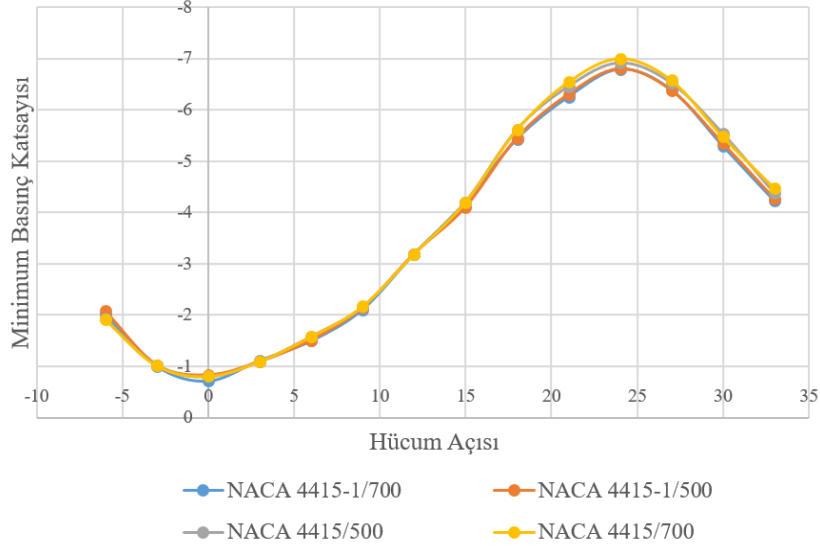
Şekil 14. 700 km/h hız ve 15° hücum açısındaki basınç katsayısı grafiği a) NACA 4415 b) NACA 4415-1

3.1 Maksimum ve Minimum Basınc Katsayıları

NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametrelerden “Basınc Katsayılarının Maksimum ve Minimum Değerlerinin Değişimi” Şekil 15 ve Şekil 16’da gösterilmiştir.



Şekil 15. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki farklı hücum açısı değerlerine göre maksimum basınç katsayısı değerlerinin değişimi

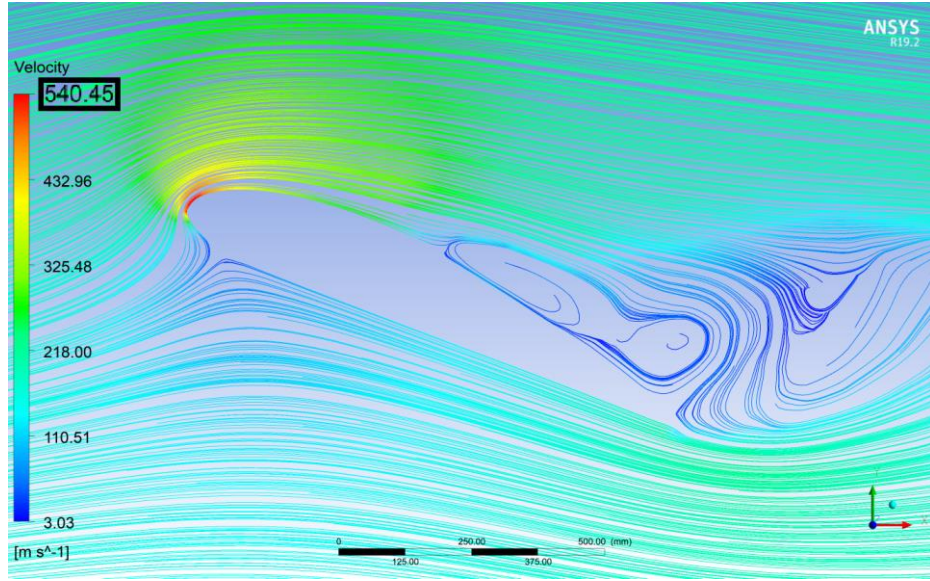


Şekil 16. NACA 4415 ve NACA 4515-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerindeki farklı hücum açısı değerlerine göre minimum basınç katsayısı değerlerinin değişimi

Şekil 15’te maksimum basınç katsayılarının değerlerinde neredeyse hiçbir değişiklik olmazken; Şekil 16’da minimum basınç katsayısı değerlerinde negatif artış görülmüştür. Bu ifade ise NACA 4415 kanadının aerodinamik yapısından meydana gelmektedir. Hücum açısı arttıkça minimum basınç katsayısında da artışlar görülmüştür.

Her iki kanadın da dış profilleri aynı olduğundan, basınç katsayıları grafikleri de hemen hemen aynıdır. Fakat Şekil 16 incelendiğinde, hücum açısının 18° - 33° aralığında, NACA 4415-1 profilinin NACA 4415’ten daha düşük bir katsayı üretmiş olduğu görülür. NACA 4415-1 profili her iki hız değerinde de bir miktar daha düşük katsayı üretmiştir. Bunun nedeni ise basınç katsayısının basınca, basıncın ise yüzey alanına bağlı olmasındandır. NACA 4415-1 profilinin deformasyon değeri daha fazla olduğundan kaldırma kuvvetinin uygulandığı projeksiyon alanında ufak ta olsa azalma olur. Projeksiyon alanındaki bu azalmanın basınç katsayısına etkisi de Şekil 16’da görülmektedir.

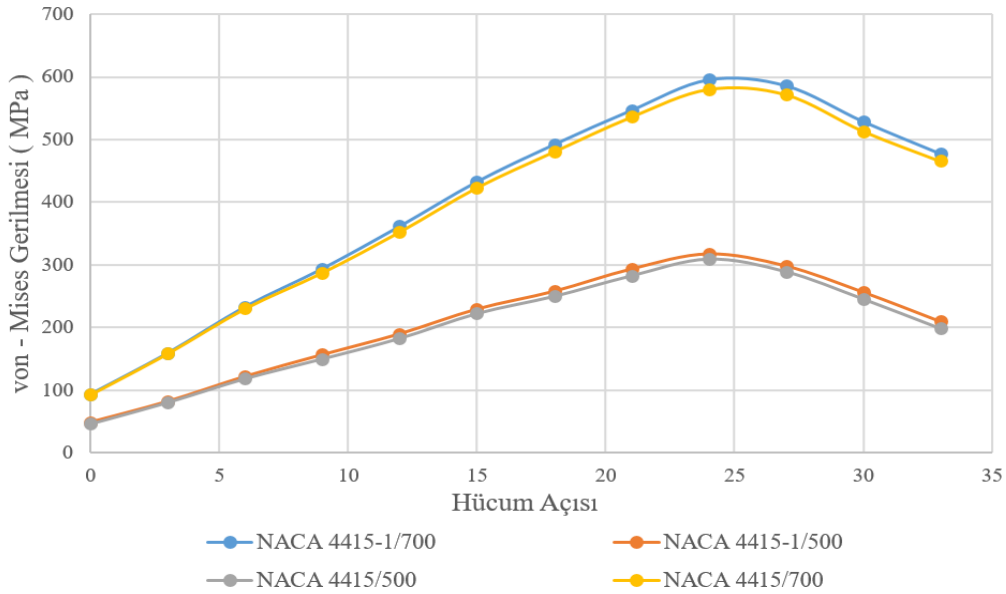
24° hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunamamaktadır. Kanat profili artık stall bölgesinde bulunmaktadır yani akım ayrılması ve kopmalar dolayısıyla kanat yüzeyinden ayrılmalardan dolayı meydana gelen basınç sürüklenmesi çok yüksek değerlere 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 17’de kanatta oluşan stall görülmektedir.



Şekil 17. NACA 4415 profilinin 700 km/h hız ve 24°deki hız akış çizgileri

3.2 Von-Mises Gerilmeleri

Von-Mises gerilmeleri karmaşık yüklemeye altındaki malzemelerin akmasını tahmin etmek için kullanılır. Bizim uçak kanadı olarak kullandığımız Al 7075-T6 malzemesinin Akma Gerilimi 503 MPa olup, buna göre en hafif sınır değerlerini sağlayan malzeme tercih edilmiştir. Bu malzemenin sınır değeri için 1.5 emniyet katsayısı dikkate alınarak iki farklı hızdaki değerler Şekil 18’de karşılaştırılmıştır. Bundan dolayı, uçak kanatları üzerinde meydana gelen Von-Mises gerilmelerinin önemi bir kez daha ortaya çıkmıştır.



Şekil 18. Farklı hücum açılarına göre Al 7075-T6 malzemesinin emniyetli akma dayanım değerlerinin değişimi

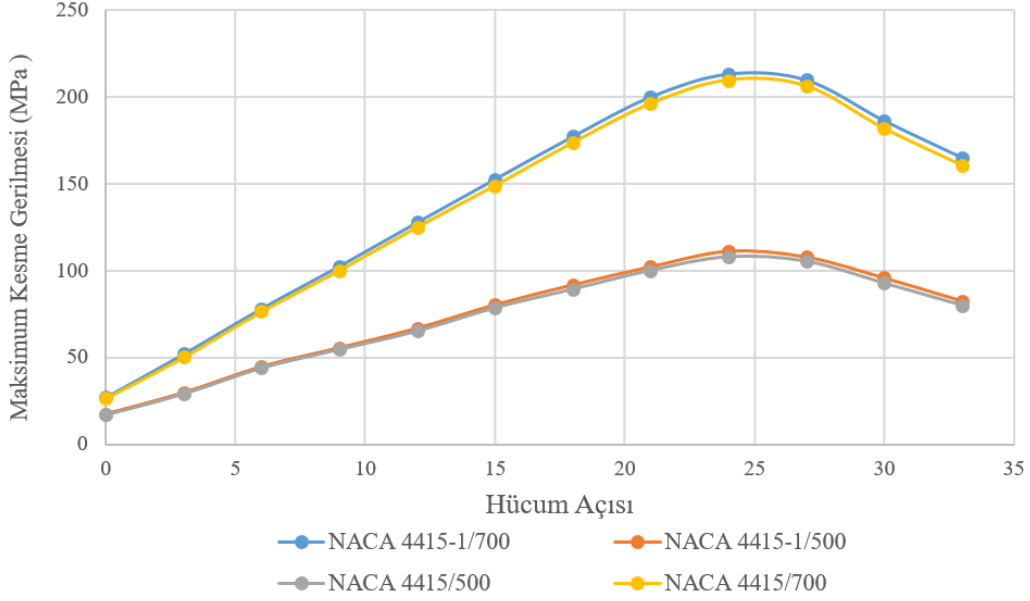
Tablo 5'teki Von-Mises gerilim değerleri incelendiğinde; NACA 4415 profilinin 700 km/h hızındaki hücum açılarının $\alpha=21^\circ-30^\circ$ aralığında (sarı ile boyalı kısım) emniyetsiz gerilim değerlerine rastlanılmıştır.

Tablo 5. NACA 4415 profilinin 700 km/h hızındaki Von-Mises gerilme değerleri ve emniyet kontrolü

Hücum Açısı	Gerilme Değeri (MPa)	Emniyet Katsayısı	Emniyetli Bileşke Gerilme (MPa)	Akma Gerilmesi (MPa)
0	61,912	1.5	92,868	503
3	105,74	1.5	158,61	503
6	153,6	1.5	230,4	503
9	191,8	1.5	287,7	503
12	235,15	1.5	352,725	503
15	282,29	1.5	423,435	503
18	320,65	1.5	480,975	503
21	357,6	1.5	536,4	503
24	387,12	1.5	580,68	503
27	381,51	1.5	572,265	503
30	339,21	1.5	508,815	503
33	310,58	1.5	465,87	503

3.3 Kesme Gerilmeleri

Alüminyum alaşımı malzeme yapay yaşlandırılmış malzeme olup; bu haliyle alüminyum alaşımları içinde en yüksek dayanım değerlerine sahip malzeme niteliği taşımaktadır. Kesme dayanımı değeri mertebe olarak 331 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 24° 'ye eriştiğinde maksimum kesme gerilmesi oluşmakta ve bundan sonra kesme gerilmesi değeri düşmektedir. Oluşan kesme gerilmesi değeri maksimum 210 MPa mertebesindedir. Bu değer, malzemenin kesme dayanımı değerinden daha düşüktür. Emniyet katsayısı 1.5 olmaktadır. Diğer yandan, 500 km/h hız değeri için malzemenin dayanımı ile malzemede oluşan kesme gerilmesinin oranı 3.1 mertebesinde olup oldukça emniyetlidir. Şekil 19'da, bahsi geçen bu değerler grafik halinde verilmiştir.



Şekil 19. Farklı hücum açılarına göre emniyetli kesme gerilim değerlerinin değişimi

3.4 Deformasyon

Çalıştığımız uçak kanatlarının 2 farklı hız değerlerinde meydana gelen deformasyon (sehim) değerleri için mukavemet bilgilerinde kullandığımız formülü kullanırız. Tüm hücum açılarındaki değerleri aşağıdaki verilen formüle göre hesaplatılıp bu deformasyon değerlerinin grafikleri Şekil 20’de gösterilmiştir.

$$y = \frac{F.L^3}{3.E.I} \quad (1)$$

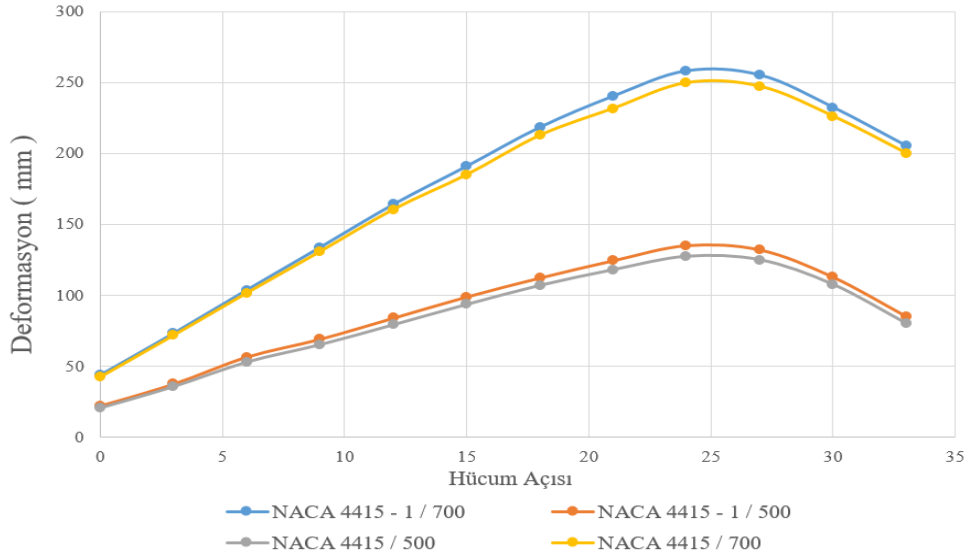
y = Sehim miktarı [m]

F = Kuvvet (Kanada uygulanan kuvvet) [N]

L = Kanat Uzunluk [m]

I = Kanat Atalet Momenti [m^4]

E = Kanat Malzemenin Elastisite Modülü [Pa]

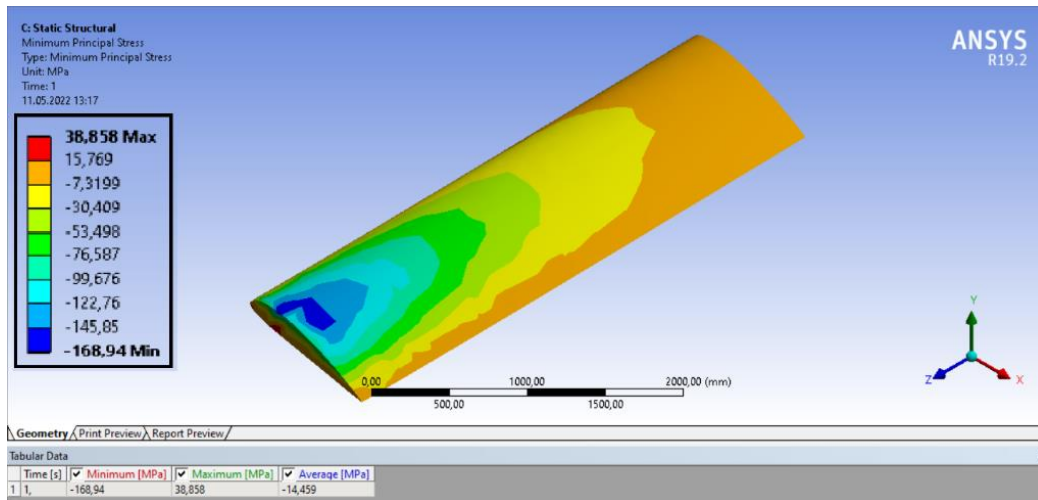


Şekil 20. Farklı hücüm açlarına göre deformasyon değerlerinin değişimi

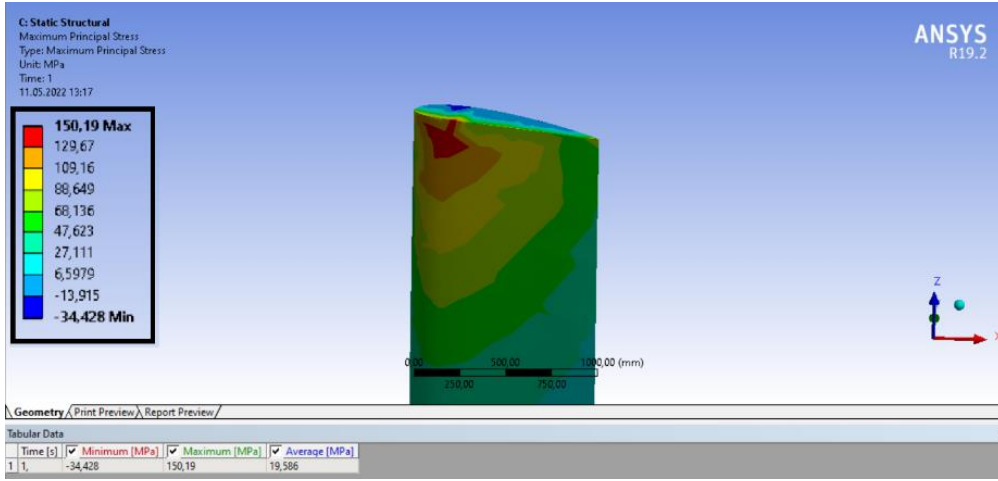
Sehim formülünde bulunan bileşenlerden; kanat uzunluğu, kanat atalet momenti, kanat malzemesi elastisite modülü sehim üzerinde hızın değişmesiyle ya da hücüm açısının fonksiyonu olarak değişmemektedir. Hızın, hücüm açısının veya her iki değişkenin değiştirilmesiyle sehim miktarında artış ya da azalışı gerçekleşmektedir. Şekil 18 ve Şekil 20 incelendiğinde, maksimum gerilmelerin olduğu 24° hücüm açısında maksimum sehim oluştuğu görülmüştür.

3.5 Çekme ve Basma Gerilmeleri

Kanatta meydana gelen kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinden dolayı kanadın üst kısmında basma, alt kısmında ise çekme gerilmeleri oluşur. NACA 4415 profili için 500 km/h hız değerinde oluşan gerilmelerin yerleri ve değerleri Şekil 21 ve Şekil 22'de görülmektedir.



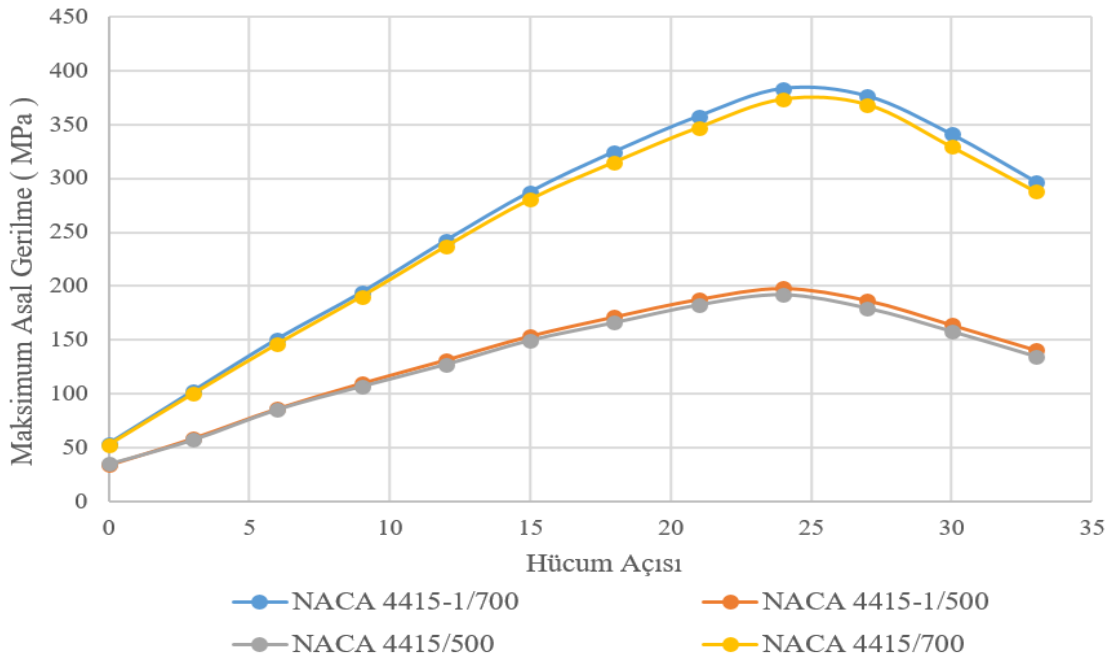
Şekil 21. Minimum asal gerilmeler (basma gerilmeleri)



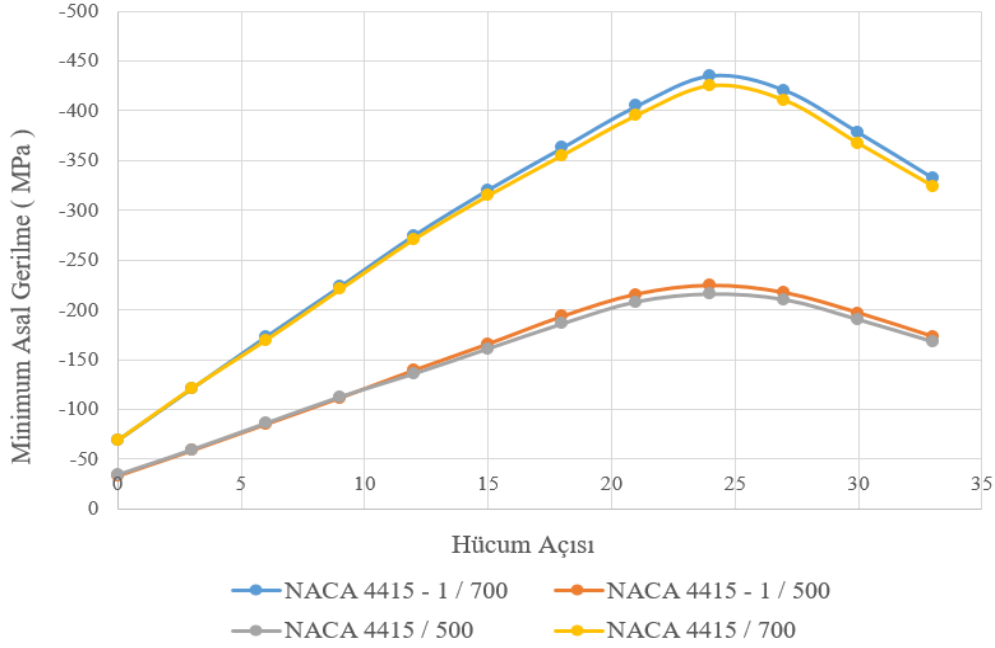
Şekil 22. Maksimum asal gerilmeler (çekme gerilmeleri)

Kanat profilleri üzerinde meydana gelen Maksimum ve Minimum Gerilim değerleri kanadın hızına göre değişmektedir. Hız değeri artarken kanat üzerinde meydana gelen Maksimum ve Minimum Gerilim değerleri de artmaktadır. Ayrıca Maksimum ve Minimum Gerilim değerleri, aerodinamik kuvvetlerden kaldırma kuvvetinin maksimum değerine kadar hücum açısı ile birlikte artmaktadır.

Maksimum ve Minimum Gerilim değerleri birbirleri ile karşılaştırıldığında, basma kuvvetlerinin meydana getirmiş oldukları gerilim değerlerinin çekme gerilim değerlerinden sayısal olarak büyük oldukları Şekil 23 ve Şekil 24'te açıkça görülmektedir.



Şekil 23. Farklı hücum açlarına göre maksimum asal gerilmelerin değişimi



Şekil 24. Farklı hücum açılarına göre minimum asal gerilmelerin değişimi

3.6 Aerodinamik Parametreler

Enerjinin korunumu olan Bernoulli'nin denklemine göre aynı akış yolunun her noktasındaki atmosferik ve dinamik basınçların toplamı aerodinamiğin temel yasası ile sabittir. Bahsi geçen toplam basınç henüz kanadın hareket alanına girmemiş yani deforme olmamış hava ortamından hesaplanır. Bu basınçlar kanadın dış yüzey alanına göre entegre edilerek, kanadın üzerinde, rölatif hızdan dolayı oluşan bileşke aerodinamik kuvvet hesaplanır. Hesaplanan kuvvet aslında kanat yüzeyindeki bir yayılı kuvvettir, fakat hesaplamalarda kolaylık olması için bu basınç kuvvetlerinin kanat üzerindeki basınç merkezi (center of pressure) noktasından etki ettiği 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 basınç, kanadın dış yüzey alanına göre entegre edilerek elde edilen bileşke aerodinamik kuvvetin bileşenlerinin (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 isimlendirilmişlerdir.

Kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin etki ettiği nokta olarak belirlediğimiz basınç merkezi ile kanadın bütün dinamik analizlerinin yapıldığı nokta olan ağırlık merkezi aynı nokta değildir. Bu aerodinamik kuvvetlerin kanat dinamiğine etkisinin hesaplanması istenildiğinde bu kuvvetlerin de ağırlık merkezine taşınması gerekmektedir. Bunun için dinamik analiz için aerodinamik momentler girmektedir. Söz konusu olan moment ise araştırmamızda hesapladığımız Yunuslama Momentidir. Bu

momentler aerodinamik kuvvetler ile bunların ağırlık merkezine olan uzaklıklarının çarpımı ile bulunur.

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 sürüklenme katsayısının da az olması istenir. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatları için 700 km/h hıza karşılık gelen değerler Tablo 6 ve Tablo 7’de verilmiştir.

Tablo 6. NACA 4415 Kanat profilinin 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametreleri

Açı	L Kuvveti (N)	D Kuvveti (N)	Moment Z (Nm)	C _L Katsayısı	C _D Katsayısı	C _m Katsayısı
-6°	-15915	1298,2	-5807	-0,173549253	0,014156559	-0,119090882
-3°	11522	1084	-3751	0,125127832	0,011772138	-0,077583165
0°	34659	1394,8	-1480	0,375877633	0,015126637	-0,024508666
3°	60240	2389,5	741	0,654200712	0,025949744	0,011174842
6°	87017	4100,3	2805	0,948899489	0,044712787	0,05239519
9°	111410	6482,7	4884	1,223304865	0,071181388	0,097855605
12°	135430	9200	6859	1,501553948	0,102003222	0,142028399
15°	155390	13068	8614	1,744655743	0,146722191	0,181325633
18°	178680	17520	10629	2,026108394	0,198664759	0,227652116
21°	194020	22514	11870	2,253851086	0,261535941	0,266263894
24°	209200	27780	13514	2,471616116	0,329786243	0,307373124
27°	203210	36824	12419	2,473401658	0,448208959	0,280994787
30°	192120	41025	10142	2,405871359	0,513745953	0,234288191
33°	162880	49124	9229	2,106234946	0,635232598	0,221382258

NACA 4415 Kanat profilinin 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametreleri olan kaldırma kuvvetinin, sürüklenme kuvvetinin, yunuslama momentinin, kaldırma katsayısının, sürüklenme katsayısının ve yunuslama moment katsayısının kanadın hücum açısına göre sayısal değerleri hesaplatılmış olup; hesaplanan bu değerler yukarıdaki Tablo 6’da gösterilmiştir.

Kaldırma kuvvetinin (L) ve bu kuvvet ile bağlantılı olan birimsiz kaldırma kuvvet katsayısı (C_L) sayısal değerleri kanat hücum açısı (0° - 24°) arasında lineer olarak atarken; 24° hücum açısı

sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunamamaktadır. Kanat profili artık stall bölgesinde bulunmaktadır.

Tablo 7. NACA 4415-1 Kanat profilinin 700 km/h hız değerindeki aerodinamik parametreleri

Açı	L Kuvveti (N)	D Kuvveti (N)	Moment Z (Nm)	C _L Katsayısı	C _D Katsayısı	C _m Katsayısı
-6°	-16070	1235,1	-11147	-0,175239491	0,013468469	-0,121555358
-3°	10678	1026,1	-7138,2	0,115962072	0,011143349	-0,077522018
0°	33822	1364,7	-2788,8	0,36680035	0,014800202	-0,030244598
3°	58993	2309,5	1444,5	0,64065841	0,025080952	0,015687133
6°	86268	3940,1	5463	0,940731823	0,042965844	0,059572703
9°	110920	6126,2	9513	1,217924563	0,067266944	0,104454709
12°	134430	8709,3	13361	1,490466641	0,09656268	0,148137505
15°	153710	11838	16891	1,725793386	0,132912251	0,18964528
18°	176370	15439	20790	2,011170291	0,176052946	0,237071102
21°	192900	20314	23053	2,240840504	0,23597944	0,267797284
24°	202720	24311	26266	2,418432446	0,28385597	0,311813011
27°	201710	32456	23889	2,455144178	0,395043178	0,290768624
30°	190360	37366	19495	2,383831313	0,467925199	0,244131075
33°	161410	43439	17802	2,087226072	0,561718687	0,230201341

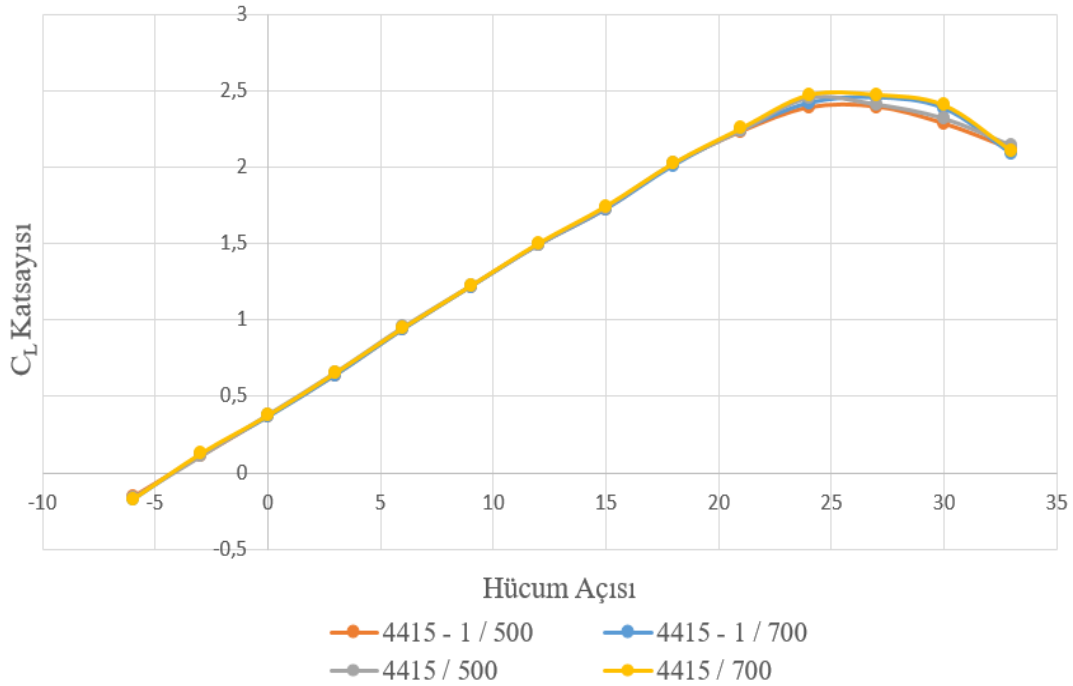
Yunuslama Momentinin (M) ve bu moment ile bağlantılı olan birimsiz moment katsayısı (C_m) sayısal değerleri kanat hücum açısı (0° - 24°) arasında lineer olarak atarken; 24° hücum açısı sonrası akışkanın oluşturduğu akım hatları artık kanadın arka sırt bölgelerinde tutunamamasından dolayı bu hücum açısından sonra lineer olarak azalmaktadır. Kanat artık stall bölgesinde olduğunu göstermektedir.

Sürüklenme kuvvetinin (D) ve bu kuvvet ile bağlantılı olan birimsiz sürüklenme kuvvet katsayısı (C_D) sayısal değerleri kanat hücum açısı (0° - 33°) arasında üstel fonksiyon şeklinde daima artar halde olduğu görülmüştür.

NACA 4415-1 Kanat profilinin 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametreleri olan kaldırma kuvvetinin, sürüklenme kuvvetinin, yunuslama momentinin, kaldırma katsayısının, sürüklenme katsayısının ve yunuslama moment katsayısının kanadın hücum açısına göre sayısal değerleri hesaplatılmış olup; hesaplanan bu değerler yukarıdaki Tablo7'de gösterilmiştir.

NACA 4415-1 Kanat profilinin 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik parametrelerin sayısal değerleri ile NACA 4415 Kanat profilinin 700 km/h hız değerlerindeki aerodinamik

parametrelerin sayısal değerleri çok farklı olmamak üzere bir birlerine yakın ve aynı eğim değerlerinde çıktıkları görülmüştür. NACA 4415 kanat profili ve NACA 4415-1 kanat profilleri üzerinde meydana gelen kaldırma kuvvetlerinin sayısal değerleri hemen hemen aynı değerlerde ve aynı trend oldukları görülmüştür. Fakat sürüklenme kuvvetleri karşılaştırıldığında hücum açısı 9° den sonra NACA 4415-1 kanat profilinin sayısal değerlerinde azalma meydana gelmiştir. Bu azalma değeri hücum açısı büyüdükçe artmıştır. Bu paragrafta anlatılan kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerindeki bağıntı bu kuvvetler ile ilişkili olan birimsiz kuvvet katsayılarında da bariz bir şekilde görülmektedir. NACA 4415 kanat profili ve NACA 4415-1 kanat profilleri üzerinde meydana gelen kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerine bağıntılı olan birimsiz kuvvet katsayılarındaki değişimi daha iyi anlayabilmek (görebilmek) için tüm parametreler grafik haline getirilmiştir. Ayrıca grafiklerde 500 km/h hız değerindeki analiz sonuçları da verilmiştir. C_L katsayısı, C_D katsayısı, C_m katsayısı ve C_L/C_D oranları sırasıyla; Şekil 25, Şekil 26, Şekil 27 ve Şekil 28’de gösterilmiştir.

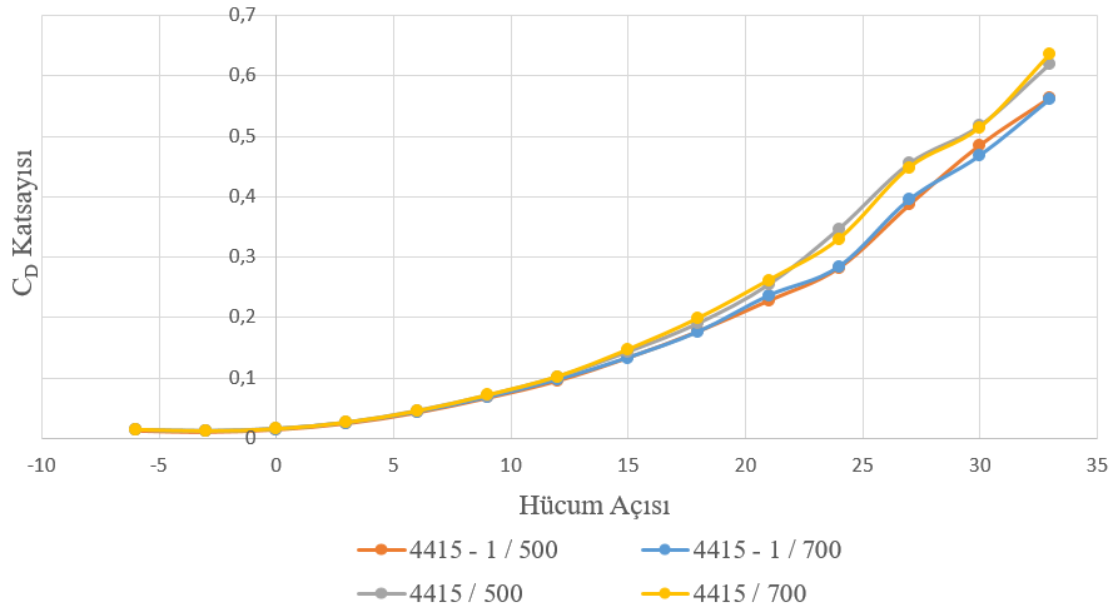


Şekil 25. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde C_L katsayılarının hücum açısına göre değişimi

NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde meydana gelen kaldırma kuvvetlerine bağıntılı olan birimsiz kaldırma kuvvet katsayılarının hücum açısına göre değişimleri Şekil 25’te gösterilmiştir. NACA 4415 kanadın iç konsollarının tamamen dolu ve NACA 4415-1 kanadının iç konsollarının mukavemet değerleri dikkate alınarak irili ufaklı dairesel boşluklardan oluşan kanatların üzerindeki 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde ayrı ayrı meydana gelen kaldırma kuvvetlerinin C_L kaldırma katsayılarının eğrisinde pek bir fark olmadığı görülmüştür. Bu farkın oluşmaması şu şekilde izah edilebilir; aerodinamik hava akımına karşı gelen kanat

alanlarının yapısı, alan büyüklüğü ve geometrisi aynı olduğundan dolayı bu alan üzerinde meydana gelen ayrı ayrı hız değerlerinde kaldırma kuvvetlerinin sayısal değerleri hemen hemen aynıdır. Aynı olan kaldırma kuvvetlerinin sayısal değerlerinden oluşan birimsiz kaldırma kuvveti katsayısı birbirleri üzerine çakışık vaziyette bulunmuştur.

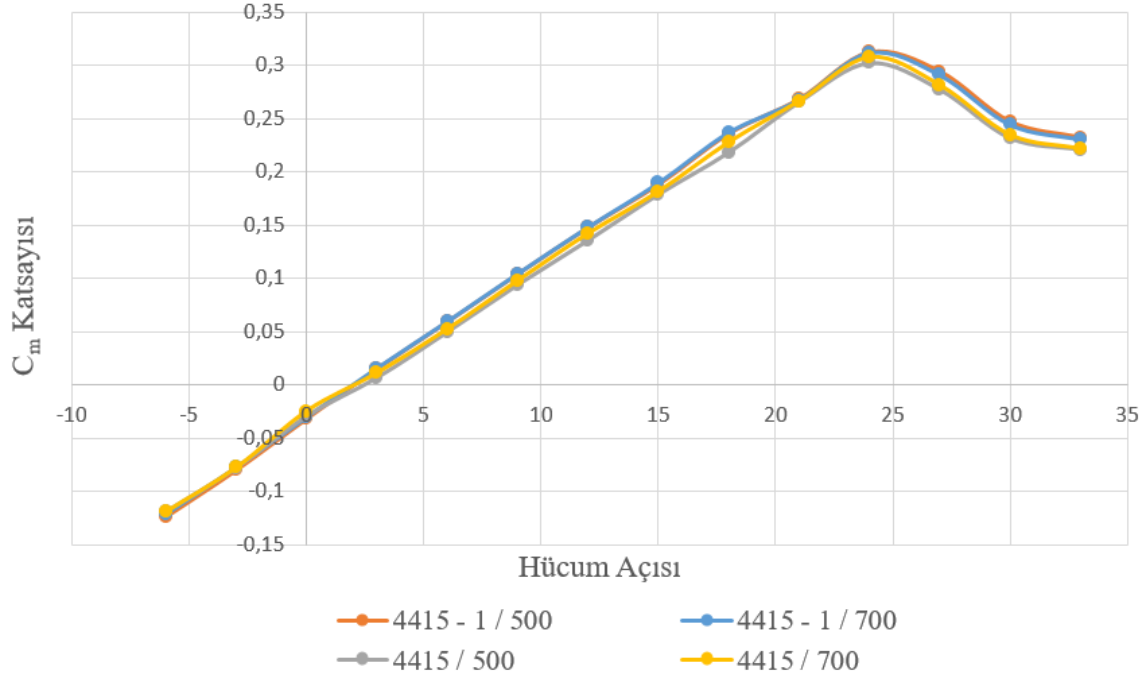
NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde meydana gelen birimsiz sürüklenme kuvvet katsayılarının hücum açısına göre değişimi Şekil 26'da gösterilmiştir. NACA 4415 kanadının hem 500 km/h hız değerlerindeki hem de 700 km/h hız değerlerindeki sürüklenme kuvvetlerinin sayısal değerleri birbirleri ile hemen hemen aynıdır. Aynı olan sürüklenme kuvvetlerinin sayısal değerlerinden oluşan birimsiz sürüklenme kuvveti katsayısı birbirleri üzerine çakışık vaziyette bulunmuştur. Ayrıca NACA 4415-1 kanadının hem 500 km/h hız değerlerindeki hem de 700 km/h hız değerlerindeki sürüklenme kuvvetlerinin sayısal değerleri hemen hemen birbirleri ile aynıdır. Aynı olan sürüklenme kuvvetlerinin sayısal değerlerinden oluşan birimsiz sürüklenme kuvveti katsayısı birbirleri üzerine çakışık vaziyette bulunmuştur.



Şekil 26. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde C_D katsayılarının hücum açısına göre değişimi

Şekil 26'da gösterilen sürüklenme kuvvet katsayılarının hücum açısına göre değişimi şöyle izah edilebilir. Aynı akış yolunun her noktasındaki atmosferik ve dinamik basınçların toplamının aerodinamiğin temel yasası ile sabit olduğunu söylemiştik. Hesaplanan kuvvet kanat yüzeyindeki bir yayılı kuvvet olup; hesaplamalarda kolaylık olması için bu basınç kuvvetlerinin kanat üzerindeki basınç merkezi noktasından etki ettiği şeklinde bir tekilleştirme yapılır. Bu basınç merkezi noktası ile ağırlık merkezi noktası aynı nokta olmayıp hücum açısına göre değişim göstermektedir. Yapmış olduğumuz araştırmada NACA 4415 kanadının iç kısmındaki konsolları tamamen dolu olduğundan

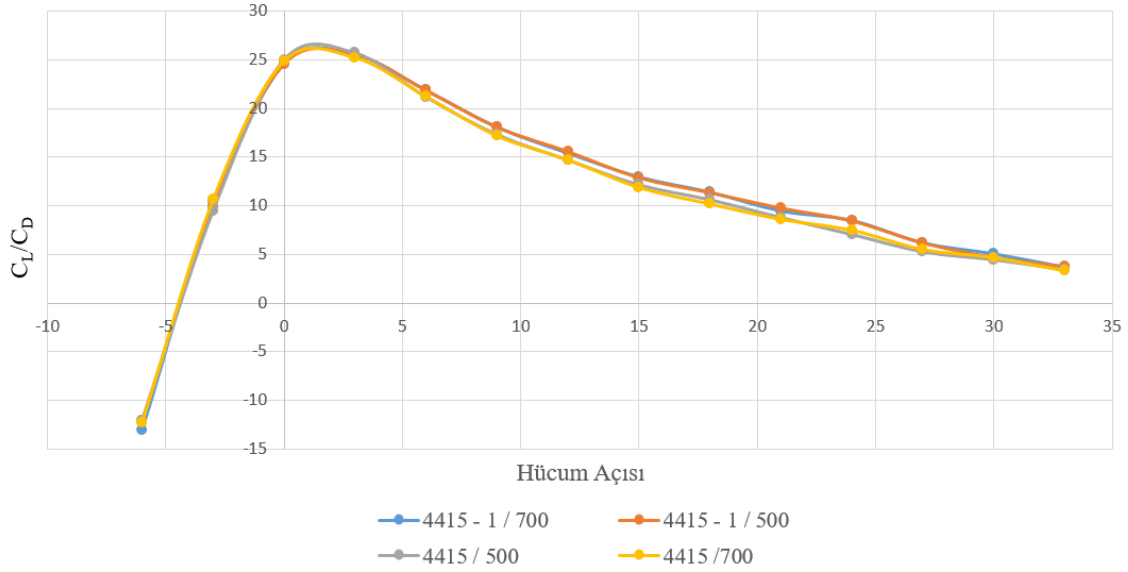
dolayı bu kanadın ağırlık merkezi ile basınç merkezi arasındaki fark, NACA 4415-1 kanadının ağırlık merkezi ile basınç merkezi noktaları arasındaki farktan daha büyüktür. Bundan dolayı NACA 4415 kanadında daha fazla bir sürüklenme kuvveti meydana gelmiştir. Bu kuvvete bağlı olan birimsiz sürüklenme kuvveti kat sayısının da Şekil 26’da görüldüğü gibi NACA 4415-1 üzerindeki sürüklenme kuvveti katsayısında hücum açısı 9° den sonra hücum açısı arttıkça azaldığı bulunmuştur.



Şekil 27. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde C_m katsayılarının hücum açısına göre değişimi

Kanat profili etrafındaki aerodinamik akış bileşenlerinin sayısal hesabıyla kanat tasarımı üzerinde meydana gelen kuvvetlerden kaldırma kuvvetinin artırılıp sürüklenme kuvveti ve yunuslama momentinin azaltılması yoluna gidilmiştir. Şekil 27'ye bakıldığında ise, NACA 4415-1 profilinin yunuslama moment katsayısının (C_m) arttığı görülmüştür. Yunuslama momenti, Kaldırma-Sürüklenme düzlemi içerisinde etkiyen moment bileşenidir. Kanat profilinin hücum açısı artacak şekilde etkimesi halinde pozitif yön kabul edilir.

Bir kanat veya kanat profili tarafından sürüklenmesine kıyasla oluşturulan kaldırma miktarı (C_L/C_D) kanadın verimliliğini ifade eder. Şekil 28'deki C_L/C_D -Hücum Açısı grafiğini incelediğimizde, yaklaşık 5° hücum açısına kadar kanat veriminde bir değişiklik olmadığını lakin hücum açısı artınca NACA 4415-1 kanat profilinin hem 500 km/h hem de 700 km/h hız değerlerinde daha verimli çalıştığı görülmektedir. Bu değerler bize düzenlenmiş kanat profili NACA 4415-1'de enerji tasarrufu gerçekleştirildiğini göstermiştir.



Şekil 28. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanat profillerinin 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde kaldırma/sürüklenme katsayısı oranı (C_L/C_D)

4. SONUÇLAR

Bu çalışmada, literatürde genellikle iki boyutlu modellenen NACA 4415 kanat profili üç boyutlu olarak tasarlanmıştır. AnsysFluent programı ile iki farklı kanat profili modellenip, kanatların farklı hızlardaki aerodinamik parametreleri incelenmiştir. NACA 4415 profili kanadın normal halini belirtirken; NACA 4415-1 profili ise kanadın konsolları içerisinde irili ufaklı dairesel kesitli boşluk oluşturulmuş halini ifade etmektedir. Her iki kanat için de 139 m/s ($\approx 500 \text{ km/h}$) ve 194 m/s ($\approx 700 \text{ km/h}$) hava akış hızı uygulanmıştır. Bu kanatlar -6° ile 33° aralığında 3° 'er *derece* aralıklarla, 14 farklı açıda tek tek analize sokulmuştur.

Her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerinde kanadın hücum kenarında meydana gelen durma noktasının yeri hücum açısına bağlı olarak değişmektedir. Bu değişimin hücum açısı arttıkça hücum kenarının altlarına doğru indiği görülmüştür. Kanatların hız konturları grafiğinde kanadın durma noktası yakınlığında 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.

Kanat profillerinin üst yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi ile alt yüzeyindeki teorik basınç katsayıları eğrisi arasındaki alan C_L katsayısının sayısal değerini oluşturur. Her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerinde oluşan C_L katsayısı hücum açısının artışı ile 24° ye kadar artmakta ve 24° den sonrası birden bire düşerek kanat stall-perdövites olduğu görülmüştür.

NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 500 *km/h* ve 700 *km/h* hız değerlerindeki aerodinamik parametrelerden “Basınç Katsayılarının Maksimum ve Minimum Değerlerinin Değişimi” incelenmiş olup; maksimum basınç katsayılarının hücum açılara bağlı olarak değişimlerinin olmadığı ve 1°’e yakın değerlerde oldukları görülmüştür. Fakat minimum basınç katsayılarının hücum açılarının artışı ile birlikte 24° ye kadar arttığı sonra da birdenbire düştüğü görülmüştür.

Karmaşık yükleme altında araştırma yaptığımız kanadın malzemesinin akmasını tahmin etmek için gerekli olan Von-Mises gerilmeleri her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerinde sayısal olarak çıkartılmış ve bu çıkartılan sayısal değerler bir grafikte gösterilmiştir. Her iki kanadın 700 *km/h* hız değerlerindeki hücum açısının 21°-30° aralığında akma dayanımının üzerinde bir sayısal değerde çıktıkları görülmüştür. Kesme gerilmeleri her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerinde sayısal olarak hesaplatılmış ve hesaplatılan sayısal değerler bir grafikte gösterilmiştir. Her iki kanadın da kesme gerilmesi değerlerinin kesme dayanımı değerinin üzerinde bir sayısal değere çıkmadığı ve emniyetli olduğu görülmüştür.

NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 500 *km/h* ve 700 *km/h* hız değerlerindeki aerodinamik parametrelerinin kanatlar üzerinde oluşturduğu deformasyonlar hız değerlerine bağlı olarak artış göstermektedir. Hız değeri 700 *km/h* olan kanat üzerinde meydana gelen deformasyon değerlerinin, hız değeri 500 *km/h* olan kanat değerlerinden daha yüksek oldukları görülmüştür. Ayrıca NACA 4415-1 kanadının her iki hız değerlerindeki deformasyonlarının NACA 4415’e kıyasla daha fazla olduğu görülmüştür.

Her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerindeki kanatlar üzerinde meydana gelen maksimum ve minimum gerilim değerlerinin kanadın hızına göre değiştiği görülmüş olup; hız değeri artarken kanat üzerinde meydana gelen maksimum ve minimum gerilim değerleri de artacaktır. Ayrıca maksimum ve minimum gerilim değerleri, aerodinamik kuvvetlerden kaldırma kuvvetinin maksimum değerine kadar hücum açısı ile birlikte artmaktadır. Maksimum ve minimum gerilim değerleri birbirleri ile karşılaştırıldığında, basma kuvvetlerinin meydana getirmiş oldukları gerilim değerlerinin çekme gerilim değerlerinden sayısal olarak büyük oldukları açıkça görülmektedir.

NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 700 *km/h* hız değerlerindeki aerodinamik parametreleri tablo halinde çıkartılmış olup; diğerleri ise ilgili grafik üzerinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 500 *km/h* ve 700 *km/h* hız değerlerinde meydana gelen kaldırma kuvvetlerine bağıntılı olan birimsiz kaldırma kuvvet katsayılarının (C_L) hücum açısına göre değişiminde pek bir fark olmadığı görülmüştür. Fakat birimsiz sürüklenme kuvvet katsayılarının (C_D) hücum açısına göre değişimi görülmüştür. Hücum açısı 9° den sonraki açılarda NACA 4415-1 kanadının üzerinde meydana gelen C_D katsayısının sayısal değerinin NACA 4415

kanadından daha az olduğu görülmüştür. Aradaki farkın değerinin hücum açısı arttıkça arttığı görülmüştür.

Moment katsayısının (C_m) ise her iki kanatta ve her iki farklı hız değerlerinde hemen hemen birbirlerine yakın (çakışık) eğriler şeklinde oldukları görülmüş olup; hücum açısı 24° den sonraki hücum açılarında birdenbire düştükleri görülmüştür.

Kanatların verimliliğini ifade eden (C_L/C_D) değerleri NACA 4415 ve NACA 4415-1 kanatlarının 500 km/h ve 700 km/h hız değerlerinde incelenmiş ve NACA 4415-1 kanadının daha etkin (verimli) olduğu ortaya çıkmıştır.

Sınır tabakanın kanat profili üzerinde mümkün olduğunca laminer kalması arzu edilir. Fakat kanat profilleri zaman içerisinde sürekli gelişen ve değişen bir süreç geçirmişlerdir. 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.

Profillerin hücum kenarında oluşan laminer ayrılmaların hücum açısının artışı ile profilin ön bölgesinde daha dar bir alana sıkışarak alan ve şiddet olarak küçüldüğü görülür.

Maksimum kaldırma kuvvetinin oluştuğu 24° deki kuvvet tepkileri incelendiğinde; 500 km/h akış hızında NACA 4415-1 kanadı NACA 4415 kanadından %3.51 daha az kaldırma kuvveti oluşturmuştur. Lakin gerekli motor kuvvetinde de %12.79 azalma görülmüştür. Aynı hücum açısında, 700 km/h akış hızındaki değerler incelendiğinde, NACA 4415-1 kanadı NACA 4415 kanadından %3,09 daha az kaldırma kuvveti oluştururken gerekli motor kuvvetinde de %12.48 azalma görülmüştür. Bu değerler Şekil 25, Şekil 26, Tablo 6 ve Tablo 7’de açıkça görülmektedir.

Motor kuvvetlerinde ki azalmanın sebebi kanadın kütesinin azalmasıdır. Kanat profilinden çıkarılan dairesel kesitler tüm kanada bakıldığında; kanadın hacminde 0.00410485 m^3 ’lük bir azalmaya sebep olur (11.51 kg). Bu kazanç gerekli motor kuvvetini azaltarak yakıt tasarrufu sağlar. Kaldırma kuvvetinde ki azalmanın sebebi ise parça çıkarılan NACA 4415-1 kanadının daha fazla deformasyona uğramasındandır. Deformasyon miktarı artınca kuvvetin uygulandığı projeksiyon alanı azaldığı için kaldırma kuvvetinde düşüş yaşanmıştır.

United Airlines firması, uçak içi dergilerinin basıldığı kâğıdın kalitesini değiştirerek her bir derginin ağırlığını yaklaşık olarak 30 gram azalarak 195 grama düşürmüştür ve bu değişikliğin havayolu şirketine yılda 170000 galon yakıt tasarrufu sağladığı beyan edilmiştir [8].

Tüm sonuçlar incelendiğinde, kanat profilinden çıkarılan parçaların sürüklenme kuvvetini azaltması gibi pozitif yönlerinin yanı sıra gerilme değerlerinin ve buna bağlı olarak deformasyon değerlerinin artması gibi negatif yönleri de olduğu görülmüştür. Kanat üreticileri kanadın kütlesini ne kadar azaltabileceklerine, kanadın kullanılacağı alana göre, kendileri karar vermelidir.

TEŞEKKÜR

Bu araştırmada karşılaştığım zorlukları tecrübesi ve bilgisi ile aşmamda yardımcı olan, beni yönlendiren değerli hocam Ramazan SELVER'e teşekkürlerimi sunarım.

ÇIKAR ÇATIŞMASI

Yazarlar çıkar çatışması olmadığını bildirmektedirler.

YAZARLARIN KATKILARI

Yusuf Can AKAR: Yazma ve düzenleme, verilerin düzenlenmesi, metodoloji, veri toplama, test ve kontrol. Ramazan SELVER: Gözetim ve liderlik sorumluluğu, analiz, veri düzenleme, inceleme ve sonuçların yorumlanması.

KAYNAKLAR

- [1] J. D. Anderson, "Fundamentals of Aerodynamics", 5th ed., McGraw Hill, New York, 2010.
- [2] J. D. Anderson, "Ludwig Prandtl's boundary layer," *Phys. Today*, vol. 58, no. 12, pp. 42-48, 2005.
- [3] M. C. Güçlü, Uçak Kanadı Üzerindeki Akışın Aerodinamik Performans Analizi Ve Kontrolü, Yüksek lisans tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, TOBB Ekonomi Ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2019.
- [4] Y. M. Adil, "Uçak mühendisliğine giriş ve etik ders notları", 2006-2007.
- [5] G. Castiglioni, J. A. Domaradzki, V. Pasquariello, S. Hickel, M. Grilli, "Numerical simulations of separated flows at moderate Reynolds numbers appropriate for turbine blades and unmanned aero vehicles", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 49, pp. 91-99, 2014.
- [6] E. Haydaraslan, Isı Değiştiricisindeki Yüzey Deseninin Isı Transferine Etkisinin İncelenmesi, Yüksek lisans tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Süleyman Demirel Üniversitesi, Isparta, Türkiye, 2018.
- [7] ASM International, Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials, vol. 2, 10th Ed., 1990, <https://doi.org/10.31399/asm.hb.v02.9781627081627>

- [8] M. Yılmaz, *Uçaklar nasıl kilo veriyor.* (2018). Erişim Tarihi: 26.07.2018. [Online]. <https://boardinginfo.com/kucuk-dokunuslarla-buyuk-kazanclar/>.

Copyright © 2023 Akar and Selver. This is an open-access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (CC BY 4.0).