



Improvement of the aerodynamic performance of NACA 4412 using the adjustable airfoil profile during the flight

İbrahim Göv¹, Mehmet Hanifi Doğru^{2*}, Ümit Korkmaz³

¹Gaziantep University, Aircraft and Aerospace Engineering Department, Gaziantep, 27310, Turkey

²Gaziantep University, Pilotage Department, Gaziantep, 27310, Turkey

³Gaziantep University, MSc. Student in Aircraft and Aerospace Engineering Department, Gaziantep, 27310, Turkey

Highlights:

- Design of adjustable airfoil profile during the flight
- Performance of the drag and lift force analysis
- Investigation of the stall parameter

Keywords:

- Adjustable Airfoil,
- Flow separation,
- Angle of attack,
- Lift and drag coefficient,
- CFD analysis

Article Info:

Research Article

Received: 23.02.2018

Accepted: 25.07.2018

DOI:

10.17341/gazimmfd.460536

Graphical/Tabular Abstract

Flow separation (stall) is the most critical concept affecting the performance of the aircraft. Hence in this study, it is aimed to change the shape of the airfoil profile during the flight to obtain maximum performance at different angle of attack values (AoA). 2D computational fluid dynamic analysis is used in this study based on NACA 4412 airfoil profile. In order to achieve higher aerodynamic performance at different angles of attack during flight, two different airfoil profiles were obtained (NACA 4412_1 and NACA 4412_2) by modifying the NACA 4412 airfoil profile and the aerodynamic performances of the original NACA 4412 airfoil profile with the modified airfoil profiles were compared.

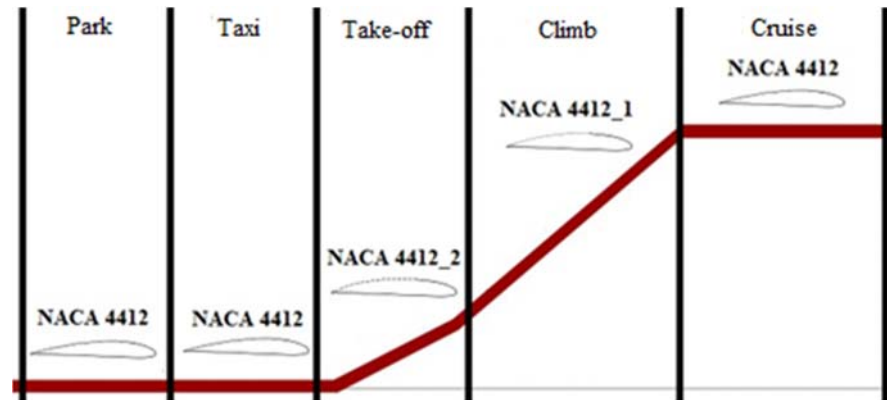


Figure A. Usage of wing profile according to flight stages

Purpose: The purpose is to change the shape of the airfoil profile during the flight to obtain maximum performance at different angle of attack values.

Theory and Methods:

2D computational fluid dynamic analysis is used in this study based on NACA 4412 airfoil profile. In order to achieve higher aerodynamic performance at different AoA during flight, two different airfoil profiles were obtained (NACA 4412_1 and NACA 4412_2) by modifying the NACA 4412 airfoil profile and the aerodynamic performances of the original NACA 4412 airfoil profile with the modified airfoil profiles were compared. Analyses were performed between 0° and 23° AoA values to carry out the comparison.

Results:

At the end of the study, it was determined that the NACA 4412 airfoil profile angle (α) between 0° and 12°, the NACA 4412_2 airfoil profile angle (α) between 12° and 17°, and the NACA 4412_1 airfoil profile for AoA values higher than 17° were suitable for maximum aerodynamic efficiency.

Conclusion:

The analyzes show that variable wing profiles are needed to achieve maximum aerodynamic performance at different attack angles during flight. It will be possible to obtain maximum performance by using flexible materials on the wing surfaces.

Correspondence:

Author: M. Hanifi Doğru

e-mail:

mhdogru@gantep.edu.tr

phone: +90 342 360 1200 / 3502



Uçuş esnasında değiştirilebilir kanat profili kullanarak NACA 4412'nin aerodinamik performansının artırılması

İbrahim Göv¹, Mehmet Hanifi Doğru^{2*}, Ümit Korkmaz³

¹Gaziantep Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Gaziantep, 27310, Türkiye

²Gaziantep Üniversitesi, Pilotaj Bölümü, Gaziantep, 27310, Türkiye

³Gaziantep Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü Yüksek Lisans Öğrencisi, Gaziantep, 27310, Türkiye

ÖNEÇİKANLAR

- Uçuş esnasında değiştirilebilir kanat profili tasarımı
- Sürükleme ve taşıma kuvveti analizi gerçekleştirilmesi
- Akış ayrılma (perdövites) parametresinin incelenmesi

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 23.02.2018

Kabul: 25.07.2018

DOI:

10.17341/gazimmfd.460536

Anahtar Kelimeler:

Ayarlanabilir kanat profili,
tutunma kaybı,
hücum açısı,
taşıma ve sürükleme katsayısı,
hesaplamalı akışkanlar
dinamiği analizi

ÖZET

Katı yüzeyler üzerindeki akışın, geometrik etkenler veya dış etkenlerden dolayı oluşan pozitif basınca maruz kalmasından dolayı yüzeye tutunamayarak kopmasına tutunma kaybı adı verilmektedir. Tutunma kaybı hava araçlarının performansını etkileyen en kritik durumlardan birisidir. Tutunma kaybı, kanat profilinin aerodinamik tasarımına bağlı olarak farklı kritik hücum açılarında meydana gelebilmektedir. Bundan dolayı bu çalışmada, kanat profilinin şekli (aerodinamik tasarım şartlarına uygun şekilde) uçuş esnasında değiştirilerek farklı hücum açılarında maksimum performans elde edilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada, NACA 4412 kanat profili temel alınarak, 2 boyutlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi kullanılmıştır. Uçuş esnasında farklı hücum açılarında daha yüksek aerodinamik performans elde edebilmek için NACA 4412 profilinde değişiklikler yapılarak iki farklı kanat profili (NACA 4412_1 ve NACA 4412_2) daha elde edilmiş ve elde edilen bu iki profil ile orijinal NACA 4412 profilinin aerodinamik performansları kıyaslanmıştır. Kıyaslama yapabilmek için 0° ile 23° arasındaki hücum açılarında analizler yapılmıştır. Yapılan bu analizlerde taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı ve tutunma kaybı performansı parametreleri incelenmiştir. Çalışmanın sonunda, maksimum aerodinamik verim elde edebilmek için 0° ile 12° arasında NACA 4412 kanat profil açısı (α), 12° ile 17° arasında NACA 4412_2 kanat profili ve 17° hücum açısından sonra ise NACA 4412_1 kanat profilinin kullanılmasının uygun olduğu tespit edilmiştir.

Improvement of the aerodynamic performance of NACA 4412 using the adjustable airfoil profile during the flight

HIGHLIGHTS

- Design of adjustable airfoil profile during the flight
- Performance of the drag and lift force analysis
- Investigation of the stall parameter

Article Info

Research Article

Received: 23.02.2018

Accepted: 25.07.2018

DOI:

10.17341/gazimmfd.460536

Keywords:

Adjustable Airfoil,
flow separation,
angle of attack,
lift and drag coefficient,
CFD analysis

ABSTRACT

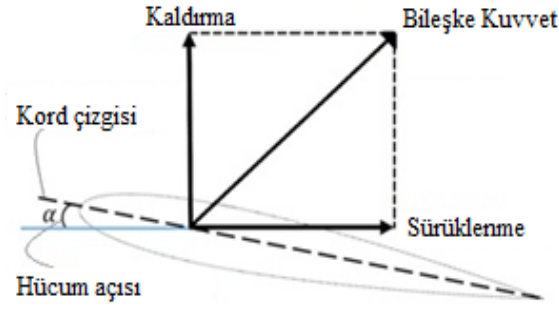
The breakaway of the flow from solid surfaces is defined as stall, which cannot hold onto the surface based on the positive pressure exposure due to geometric or external factors. Flow separation (stall) is the most critical concept affecting the performance of the aircraft. Hence in this study, it is aimed to change the shape of the airfoil profile during the flight to obtain maximum performance at different angle of attack values. 2D computational fluid dynamic analysis is used in this study based on NACA 4412 airfoil profile. In order to achieve higher aerodynamic performance at different angles of attack during flight, two different airfoil profiles were obtained (NACA 4412_1 and NACA 4412_2) by modifying the NACA 4412 airfoil profile and the aerodynamic performances of the original NACA 4412 airfoil profile with the modified airfoil profiles were compared. Analyses were performed between 0° and 23° angle of attack values to carry out the comparison. Drag coefficient, lift coefficient, and flow separation as the performance parameters were investigated. At the end of the study, it was determined that the NACA 4412 airfoil profile angle (α) between 0° and 12°, the NACA 4412_2 airfoil profile angle (α) between 12° and 17°, and the NACA 4412_1 airfoil profile for angle of attack values higher than 17° were suitable for maximum aerodynamic efficiency.

*Sorumlu Yazar/Corresponding Author: igov@gantep.edu.tr, mhdogru@gantep.edu.tr, umitkorkmaz02@hotmail.com /

Tel: +90 342 360 1200 / 3502

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Kanat, hava ortamı içerisinde hareket ederek, hareket yönüne normal olan aerodinamik bir kuvvet (Şekil 1) üretmek için kullanılan bir yüzeydir. Kanatlar taşıma kuvveti üretmek oluşturmak için kullanılan farklı profil yapılarına sahip sistemlerdir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının oranı olarak ifade edilen aerodinamik performans bazı planörlerde 60 seviyesinde veya daha fazla olabilmektedir. Bu, taşıma kuvveti elde etmek için küçük bir itme kuvvetinin yeterli olacağı anlamına gelmektedir [1].



Şekil 1. Taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve hücum açısı (Lift force, Drag force and Angle of attack)

Bir uçak kanadının performansı çoğu zaman tutunma kaybı (perdövites) ile bozulmaktadır. Kanat profili yüzeyinde tutunma kaybı oluşmasının sebebi kanat profilinin aerodinamik tasarım şekilleri ile ilişkilendirilmektedir. Bundan dolayı, literatür incelendiğinde, kanat profillerinin aerodinamik performansının araştırılması ile ilgili birçok farklı çalışma bulunduğu gözlemlenmektedir. Akışkan dinamiği ve aerodinamik etkilerin daha verimli kullanılabilmesi için havacılık alanında hesaplamalı akışkan dinamiği araçlarının kullanımı son on yılda hızla arttığı dikkat çekmektedir. Ayrıca, sayısal simülasyonun, uçak ve kanat tasarım sürecinin önemli ve büyüyen bir parçası olduğu bilinmektedir. Hesaplamalı akışkan dinamiği kullanılması ile birlikte rüzgâr tüneli araştırmalarına bağımlılık azaltılarak tasarım maliyeti de azaltılmaktadır. Bu gelişmeler sonucunda kanat performanslarının artırıldığı gözlemlenmiştir [2]. Kevadiya ve Vaidya [3] tarafından rüzgâr türbininin aerodinamik verimi araştırılmıştır. Çeşitli hücum açılarında (0° ila 12° arasında) rüzgâr türbini kanatlarının analizi için NACA 4412 kanat profili kullanılmıştır. Taşıma ve sürüklenme katsayısı değerleri 1×10^5 Reynolds sayısı için hesaplanmıştır. Petrilli vd. tarafından [4] kanat profilleri için tutunma kaybının gerçekleştiği hücum açılarında aerodinamik veri tabanı oluşturulmuştur. Tutunma kaybında ve sonrasındaki davranışlarını karşılaştırmak için üç farklı kanat profili kullanılmıştır. Sonlu kanatların tutunma kaybı ve sonrası koşullarında elde edilen sonuçları, koniklik oranı ve tarama açısının etkileri üzerine çalışılmıştır. Hossain vd. [5] tarafından farklı hücum açılarında, kanat profilleri üzerindeki basınç dağılımı analiz edilmiştir. Ayrıca çalışmada, iki kanat profilinin basınç dağılımlarının yanı

sıra, taşıma katsayısı ile sürüklenme katsayısına oranı da irdelenmiştir. Sabit kanatlı bir uçağın taşıma katsayısı değişen hücum açısı ile değiştiği bilinmektedir. Taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini elde etmek için Patel vd. [6] tarafından sayısal ve deneysel çalışmalar yapılmıştır. Çeşitli hücum açılarında ve 3×10^6 Reynolds değerinde, NACA 0012 kanat profili üzerinde iki boyutlu ses altı akış analizleri yapılmıştır. Hesaplamalı akışkan dinamiği süreçlerini modellemek ve simule etmek için Triet ve arkadaşları [7] tarafından NACA 2412 kanat profili kullanılmıştır. Kanat yüzeyindeki basınç ve hız dağılımını analiz etmek için ANSYS Fluent programı kullanılmıştır. Ek olarak, taşıma ve sürüklenme katsayıları, hava akışı ile kanat profili arasındaki göreceli hız girişi 0 ila 50 m/s arasında değiştiğinde elde edilen veriler kullanılarak hesaplanmıştır. Elde edilen sayısal sonuçların teorinin sonuçları ile uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Aerodinamik yükler altında oluşan gerilmeleri belirlemek için statik analiz yapılabilmektedir. Uçak kanadında frekans ve deformasyonları, frekanslara bağlı gerilimi belirlemek için Kavaya ve Reddy [8] tarafından modal analiz ve rasgele titreşim analizi yapılmıştır. Ayrıca, deformasyonu ve yük katsayısını belirlemek için burkulma analizi yapılmıştır. Farklı hızlarda taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini belirlemek için hesaplamalı akışkan dinamiği analizi, ANSYS akışkan modülü kullanılarak yapılmıştır. Hesaplamalı akışkan dinamiği analizi sonuçları incelendiğinde, sürüklenme kuvvetinin orijinal modele göre daha çok fazla değişim gösterdiği gözlemlenmiştir. Kumar vd. [9] tarafından NACA 23024 kanadının hesaplamalı akışkan dinamiği analizi ANSYS Fluent kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analiz, Spalart Allmaras türbülans modeli, akış geçiş özellikli K-omega SST türbülans modeli, Standart K-Epsilon türbülans modeli ve K-omega SST türbülans modeli kullanılarak yapılmıştır. Analiz sonuçları rüzgâr tüneli sonuçları ile karşılaştırılmış ve türbülans modellerinin performansı irdelenmiştir. Çalışmanın sonunda, hesaplamalı akışkan dinamiği analiz sonuçlarının rüzgâr tüneli sonuçlarıyla uyum içinde olduğu gözlemlenmiştir. Göv ve Korkmaz [10] tarafından NACA 4412 ve S809 kanat profilinin aerodinamik performansı incelenmiştir. Analizlerde, NACA 4412 ve S809 kanat profili üzerinde iki boyutlu hesaplamalı akışkan dinamiği analizi yapılmıştır. Kanat üzerinde akış analizlerinin benzer şekilde mermiler üzerinde de uygulanabildiği bilinmektedir.

Standart kanatlar, sınırlı hücum açısı değer aralığında maksimum performans sağlamak üzere tasarlanmıştır. Literatürdeki çalışmalarda, standart profillerin performanslarının bu aralığın dışında hızla düştüğü görülmektedir. Uçuş sırasında farklı hücum açısı değerlerinde bu aralığı geliştirmek için farklı kanat profilleri kullanımına ihtiyaç olduğu belirlenmiştir. Literatür taramasının sonunda uçuş esnasında değişken kanat profilinin kullanımına rastlanılmamıştır. Bu nedenle, çalışmada, farklı hücum açısı değerlerinde NACA 4412'nin aerodinamik performansını artırmak için, geliştirilmiş 2 farklı kanat profilinin uçuş esnasında değiştirilerek kullanımı incelenmiştir.

2. ANALİZ YÖNTEMİ (METHOD OF ANALYSIS)

Bir uçak kanadının performansında; pist mesafesinin, yaklaşma hızının, tırmanış hızının, yük kapasitesinin ve çalışma aralığının önemli bir etkiye sahip olduğu bilinmektedir. Aynı zamanda kullanılacak etkin bir taşıma sisteminin, itme gereksinimlerini azalttığı için gürültü ve emisyon seviyesinde de belirgin azalmaya neden olduğu bilinmektedir [11].

Hücum açısı, kanada gelen hava veya göreceli rüzgar ile uçakta veya kanatta bir referans çizgisi (veter çizgisi) arasındaki açı olarak tanımlanmaktadır (Şekil 1). Bu açı oluşan aerodinamik taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini etkilemektedir. Eş. 1 'deki alan (A) artan hücum açısı değeri ile kanada gelen havanın karşılaşacağı alan arttığından, artmaktadır. Sürüklenme kuvveti F_D , taşıma kuvveti F_L , sürüklenme katsayısı C_D ve taşıma katsayısı C_L Eş. 1 ve Eş. 2 'de verilmektedir. Burada ρ yoğunluk, v hız ve A alandır.

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

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

Kanat profilleri üzerinde iki boyutlu akışın aerodinamik performansını belirlemek için hesaplamalı akışkan dinamiği analizinde Spalart-Allmaras türbülans modeli (Eş. 3-Eş. 9) kullanılmıştır. Spalart-Allmaras türbülans modelinin özellikle havacılık uygulamaları için tasarlanmış bir denklem modeli olduğu bilinmektedir [12].

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\delta}{\delta x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\delta \tilde{v}}{\delta x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\delta \tilde{v}}{\delta x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad (3)$$

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \quad (4)$$

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{v} \quad (5)$$

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}}{K^2 d^2} f_{v2} \quad (6)$$

$$S = \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}} \quad (7)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta u_i}{\delta x_j} - \frac{\delta u_j}{\delta x_i} \right) \quad (8)$$

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \quad (9)$$

Burada, NACA 4412 ve geliştirilmiş 2 farklı kanat profilinin (NACA 4412_1 ve NACA 4412_2 (Şekil 2)) aerodinamik performansı karşılaştırılmıştır. Bu 3 kanat profilinin aerodinamik performansı, farklı hücum açısı (0° ile 23° arasında) değerlerinde karşılaştırılmıştır. Performans parametresi olarak sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı ve tutunma kaybı analiz sonuçları kıyaslanmıştır. Analiz parametreleri tablo 1'de verilmiştir.

Analizlere başlamadan önce yapılacak ağ yapısının doğruluğunu teyit etmek ve en uygun eleman sayısını tespit edebilmek için farklı eleman sayılarında ağ yapıları oluşturularak analizler yapılmış ve taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı sonuçları Şekil 3'de verilmiştir. Bu sonuçlara göre analizlerde 30000 eleman kullanılması ile yeterli hassasiyetin sağlanacağı görülmüştür.

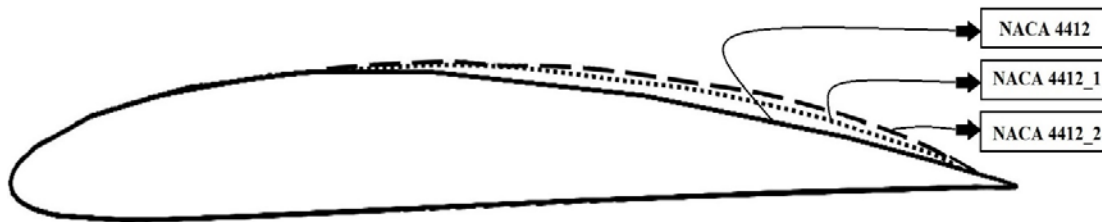
Tablo 1. Analiz parametreleri (Analysis parameters)

Parametre	Değer
Düğüm sayısı	30272
Eleman sayısı	29920
Çözüm yöntemi	Basınç tabanlı- Kararlı durum
Türbülans model	Spalart-Allmaras
Yoğunluk (kg/m ³)	1,225
Türbülans viskozitesi	1
Giriş hızı (m/s)	1
Veter uzunluğu (m)	1
Momentum	Second order upwind

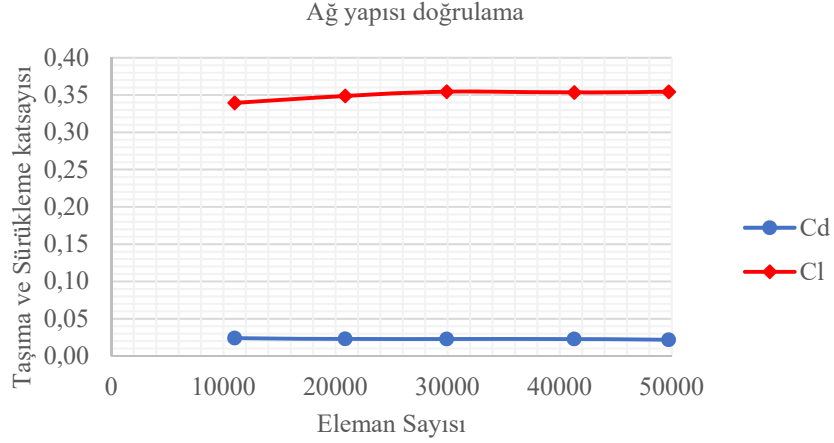
Analizler, ticari sonlu elemanlar analiz programı olan ANSYS Fluent V 17.2 aracı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Tüm sistem için tasarlanmış olan ağ yapısı şekil 4'te gösterilmiştir. Analizi yapılan 3 farklı NACA 4412 kanat profilinin detaylı ağ yapısı görünümü şekil 5'te verilmiştir.

3. ANALİTİK ÇALIŞMALAR (ANALYTICAL WORKS)

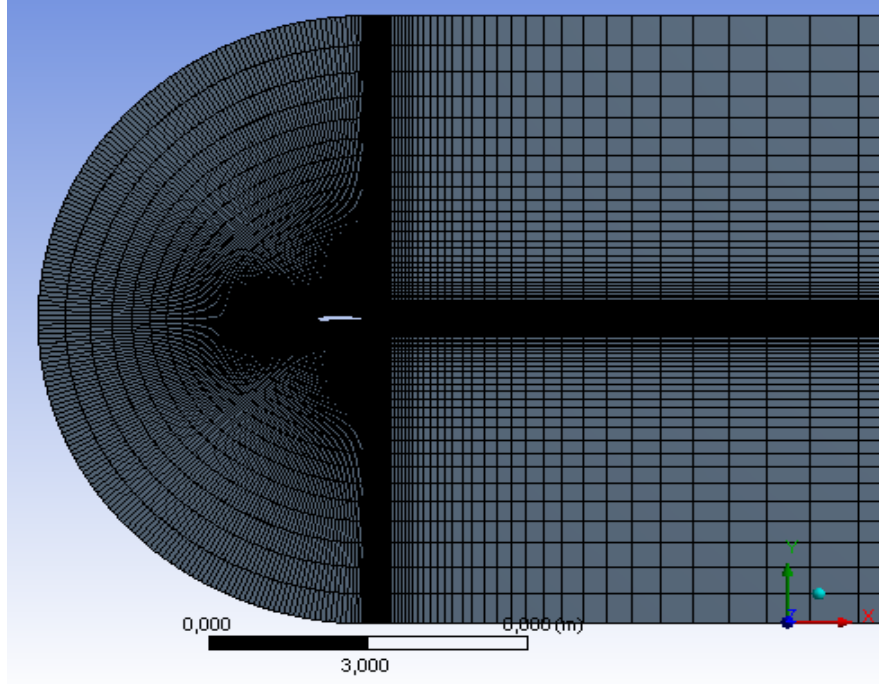
Şekil 6'de NACA 4412 kanat profilinin 50000 Reynolds sayısında Xfoil ve ANSYS analiz programı kullanılarak elde edilen taşıma katsayısı ve Şekil 7'de sürüklenme katsayısı analiz sonuçları verilmiştir [13].



Şekil 2. NACA 4412 ve geliştirilen kanat profilleri (NACA 4412 and improved Airfoil profiles)



Şekil 3. Ağ yapısı doğrulama (Mesh accuracy)

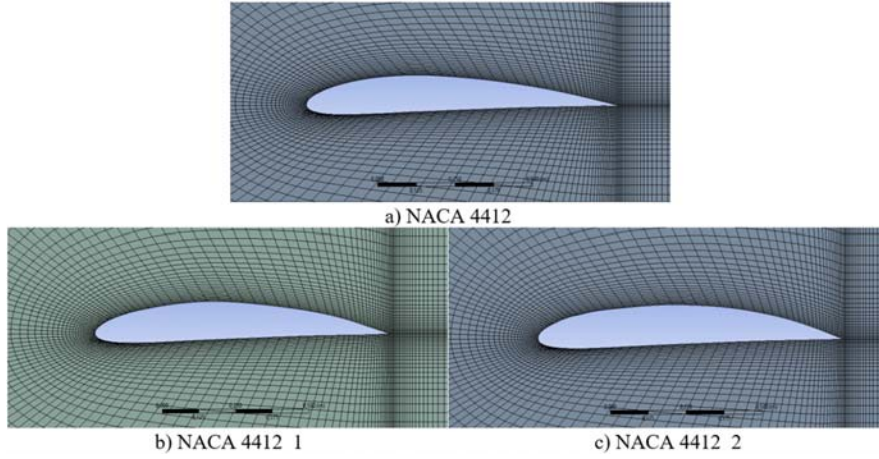


Şekil 4. Ağ yapısı görünümü (Mesh view)

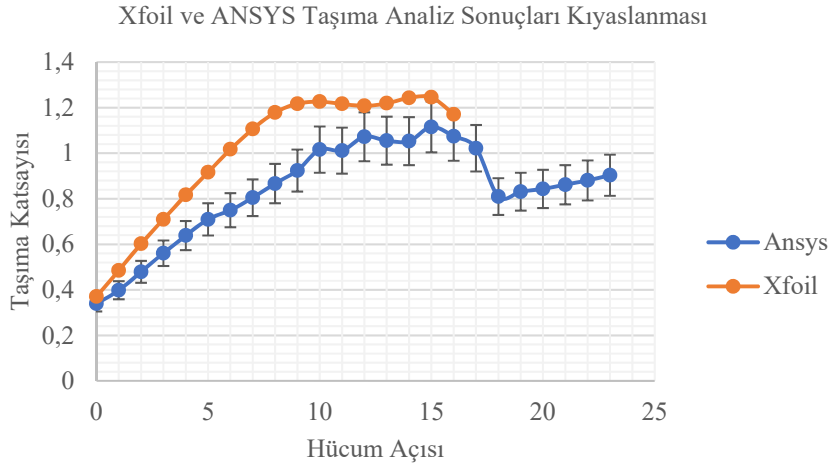
NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2 kanat profillerinin farklı hücum açılarındaki taşıma katsayıları Şekil 8'te, sürüklenme katsayıları ise Şekil 9'da verilmiştir. Şekil 8 incelendiğinde, orijinal NACA 4412 için 15° hücum açısında maksimum taşıma katsayısının elde edildiği, 0° hücum açısında ise minimum taşıma katsayısının elde edildiği görülmüştür. Ayrıca, 18° hücum açısında tutunma kaybindan dolayı taşıma katsayısında ciddi bir düşüş meydana gelmiştir. Bu 3 hücum açısında kritik değerler elde edildiği için geliştirilmiş kanat profilleri ile orijinal profilin taşıma katsayısı (C_l (Şekil 8)), sürüklenme katsayısı (C_d (Şekil 9)) ve C_l/C_d (Şekil 10) oranları karşılaştırılmıştır. Şekil 8 incelendiğinde, maksimum taşıma etkisi sağlamak için 0° ile 12° arasında NACA 4412 kanat profili, 12° ile 17° arasında

NACA 4412_2 kanat profili ve 17° hücum açısı değerinden sonra ise NACA 4412_1 kanat profilinin kullanılması gerektiği görülmektedir. Şekil 9 incelendiğinde, 0° ile 17° arasında NACA 4412 ve NACA 4412_2 kanat profillerinin daha düşük sürüklenme etkisi oluşturduğu görülmektedir. 17° hücum açısından sonra ise NACA 4412_1 kanat profili daha düşük sürüklenme etkisi oluşturduğu tespit edilmektedir.

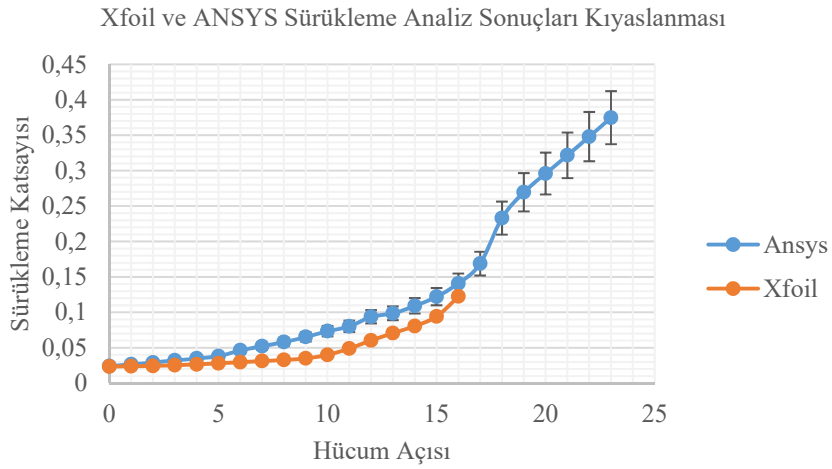
Şekil 10'da verilen hücum açısına karşılık C_l/C_d oranı kıyaslandığında, maksimum aerodinamik verim elde edebilmek için 0° ile 12° arasında NACA 4412 kanat profili, 12° ile 17° arasında NACA 4412_2 kanat profili ve 17° hücum açısından sonra ise NACA 4412_1 kanat profilinin kullanılması gerektiği görülmektedir.



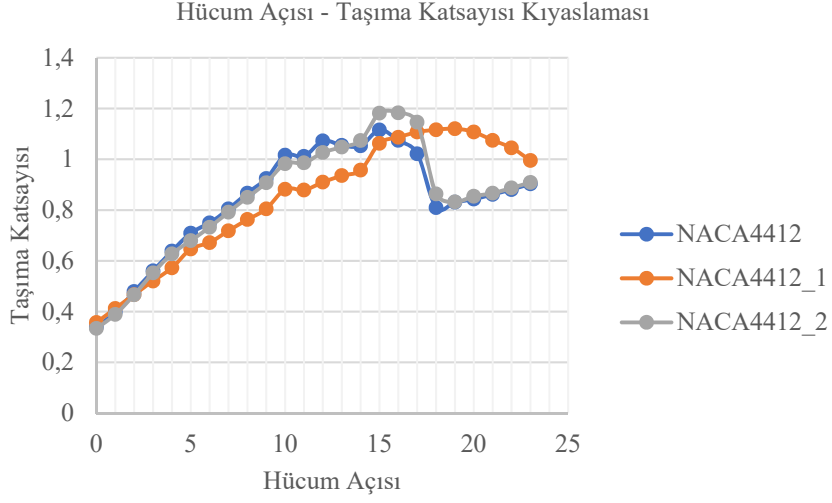
Şekil 5. Kanat profilleri a) NACA 4412 b) Geliştirilmiş NACA 4412_1 c) Geliştirilmiş NACA 4412_2
(Airfoil profiles a) NACA 4412 b) Improved NACA 4412_1 c) Improved NACA 4412_2)



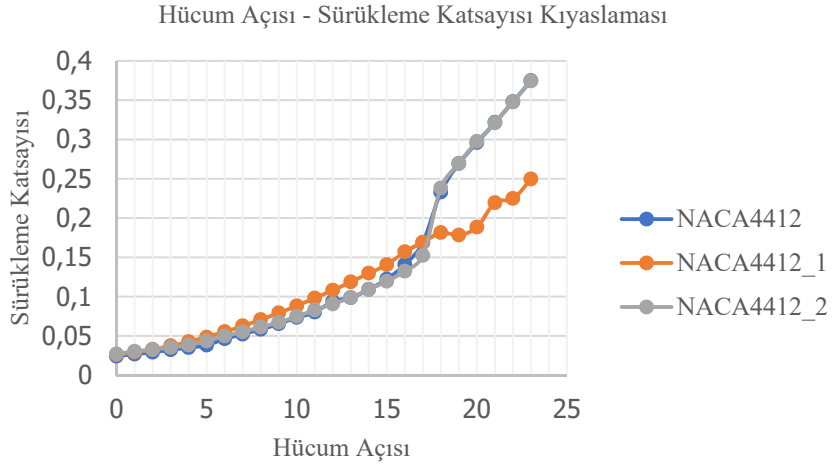
Şekil 6. Xfoil ve ANSYS analiz sonuçlarına göre taşıma katsayısı kıyaslanması
(Comparison of the lift coefficient according to Xfoil and ANSYS analysis results)



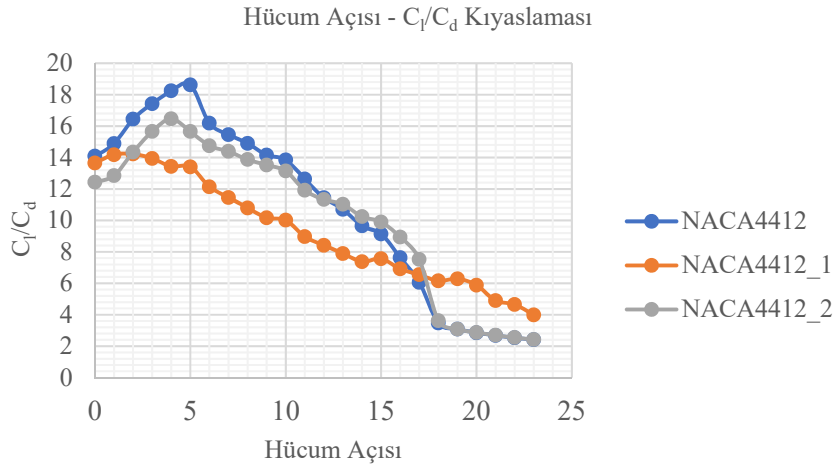
Şekil 7. Xfoil ve ANSYS analiz sonuçlarına göre sürüklenme katsayısı kıyaslanması
(Comparison of the drag coefficient according to Xfoil and ANSYS analysis results)



Şekil 8. Farklı hücum açılarında taşıma katsayıları (Lift coefficient at different AoA)



Şekil 9. Farklı hücum açılarında sürüklenme katsayıları (Drag coefficient at different AoA)



Şekil 10. C_l/C_d 'nin farklı hücum açılarında oranı (C_l/C_d ratio at different AoA)

Uçuş evrelerine göre kanat profili kullanımı şekil 11’ de detaylı olarak verilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre kalkış evresinde NACA 4412_2, tırmanış evresinde NACA 4412_1 ve park, taksi ve düz uçuş evresinde NACA 4412 kullanılması uygun olduğu tespit edilmiştir.

NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 0° hücum açısındaki basınç dağılımı sırasıyla şekil 12, 13 ve 14’de verilmiştir. NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 0° hücum açısındaki hız dağılımı sırasıyla şekil 15, 16 ve 17’de verilmiştir.

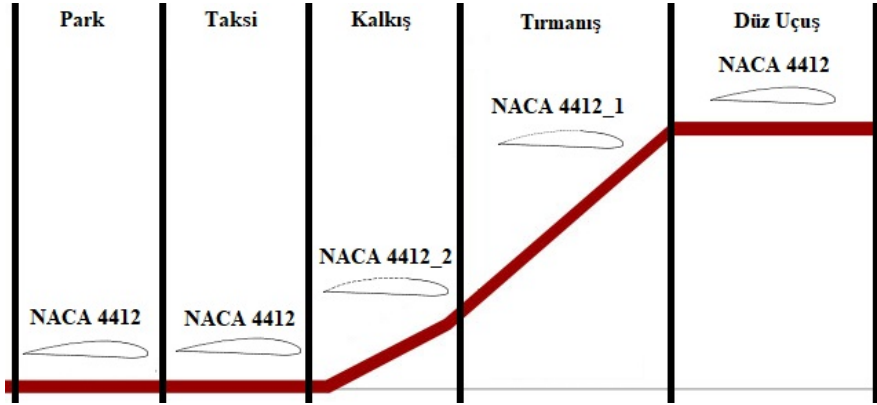
NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 15° hücum açısındaki basınç dağılımı sırasıyla şekil 18, 19 ve 20’de verilmiştir. NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA

4412_2'nin 15° hücum açısındaki hız dağılımı sırasıyla şekil 21, 22 ve 23’de verilmiştir.

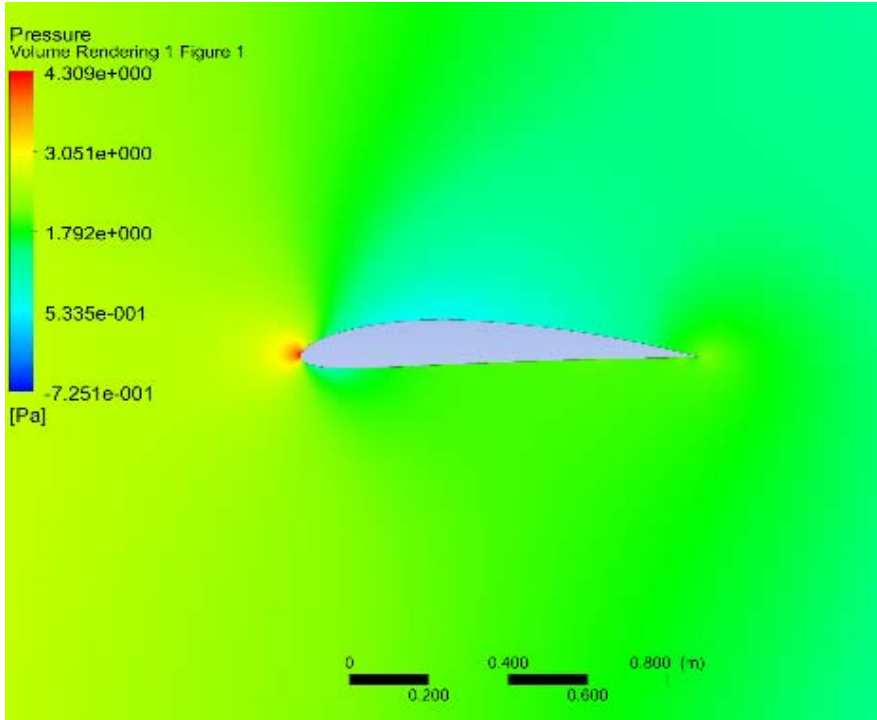
NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 18° hücum açısındaki basınç dağılımları sırasıyla şekil 24, 25 ve 26’da verilmiştir. NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 18° hücum açısındaki hız dağılımları sırasıyla şekil 27, 28 ve 29’da verilmiştir.

NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 0° hücum açısındaki hız vektörleri sırasıyla şekil 30, 31 ve 32’de verilmiştir.

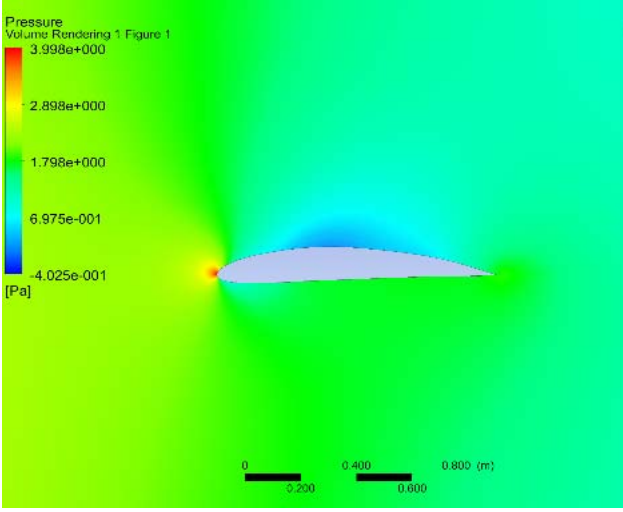
Şekil 30, 31 ve 32 incelendiğinde, 0° hücum açısında 3 kanat profilinde de tutunma kaybı olmadığı görülmüştür.



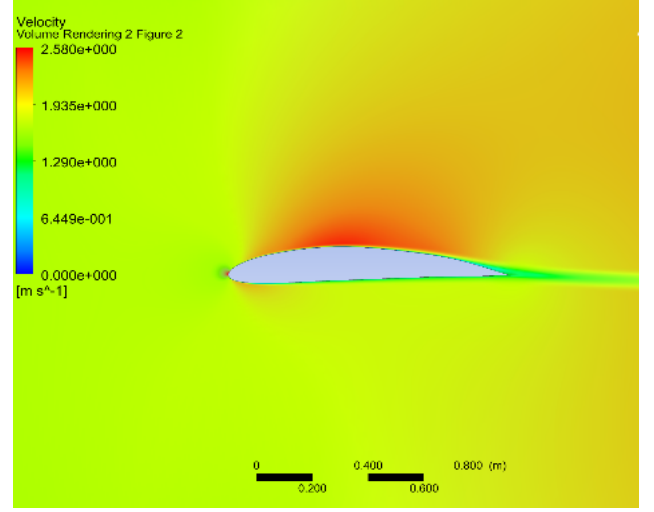
Şekil 11. Uçuş evrelerine göre kanat profili kullanımı (Usage of wing profile according to flight stages)



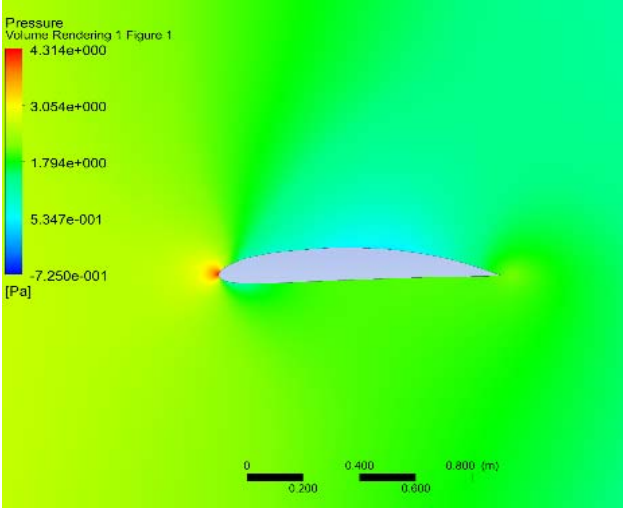
Şekil 12. NACA 4412'nin 0°'de basınç dağılımı (Pressure distribution of NACA 4412 at 0° AoA)



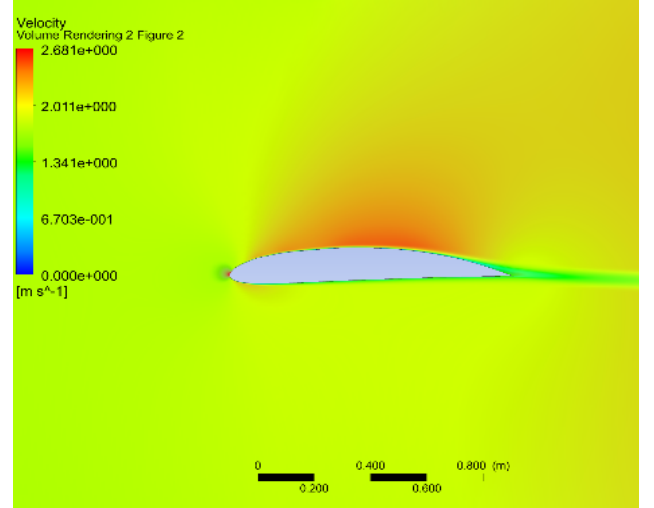
Şekil 13. NACA 4412_1'in 0°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412_1 at 0° AoA)



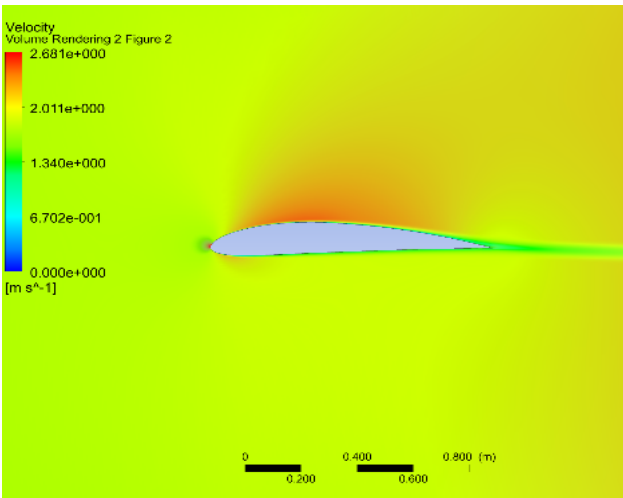
Şekil 16. NACA 4412_1'in 0°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412_1 at 0° AoA)



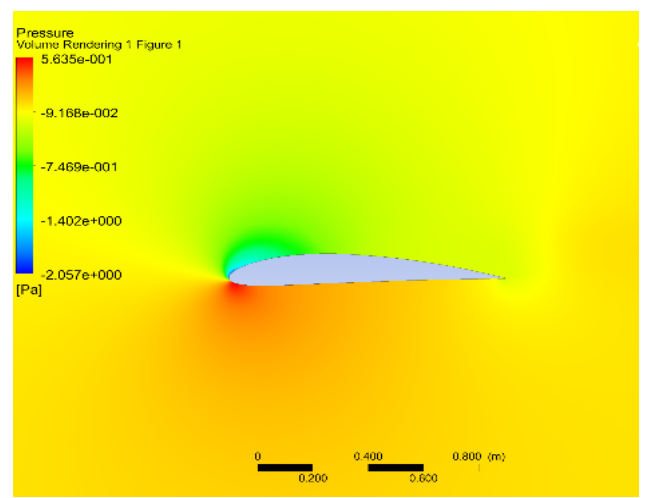
Şekil 14. NACA 4412_2'nin 0°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412_2 at 0° AoA)



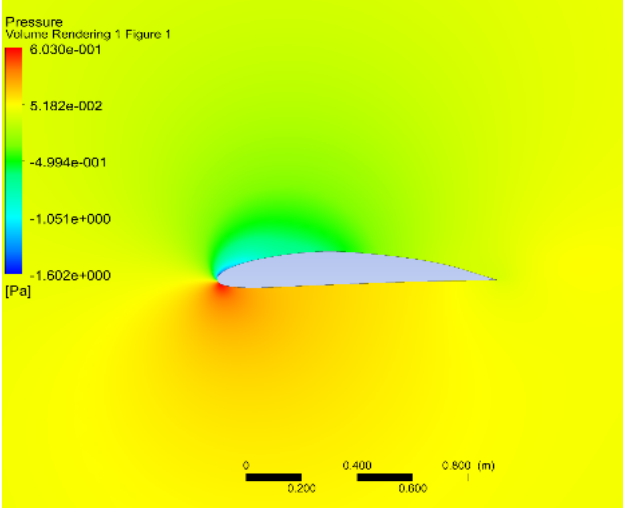
Şekil 17. NACA 4412_2'nin 0°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412_2 at 0° AoA)



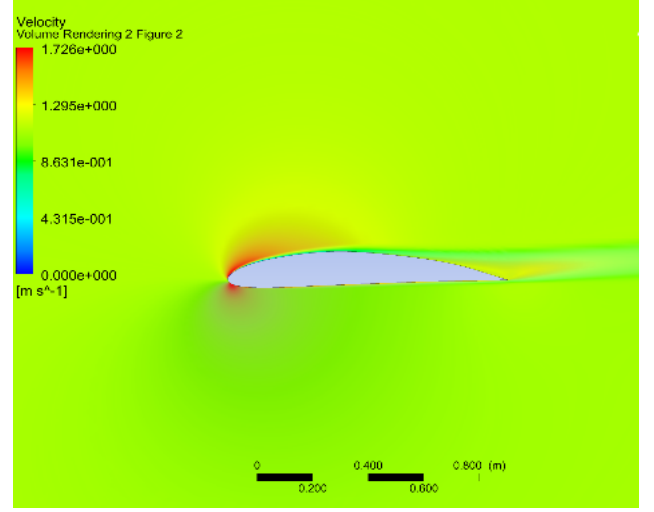
Şekil 15. NACA 4412'nin 0°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412 at 0° AoA)



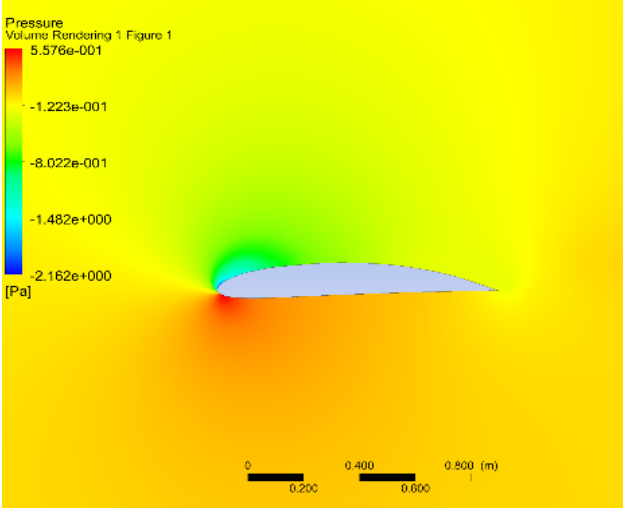
Şekil 18. NACA 4412'nin 15°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412 at 15° AoA)



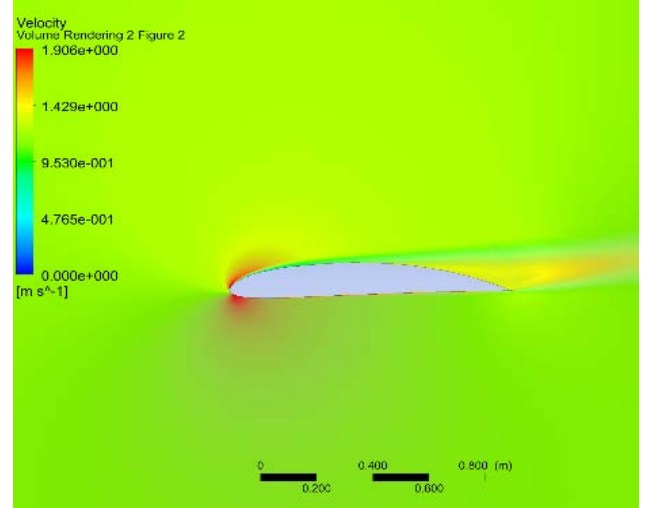
Şekil 19. NACA 4412_1'in 15°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412_1 at 15° AoA)



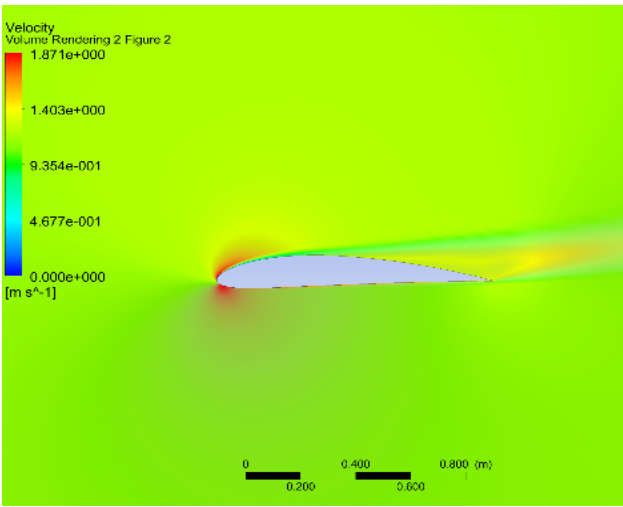
Şekil 22. NACA 4412_1'in 15°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412_1 at 15° AoA)



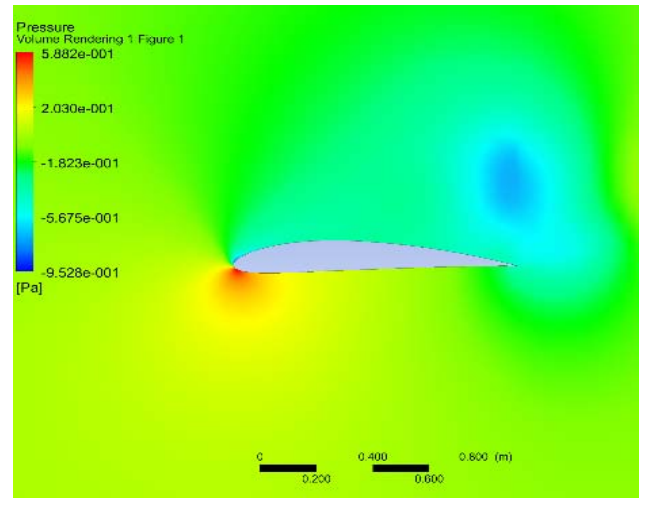
Şekil 20. NACA 4412_2'nin 15°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412_2 at 15° AoA)



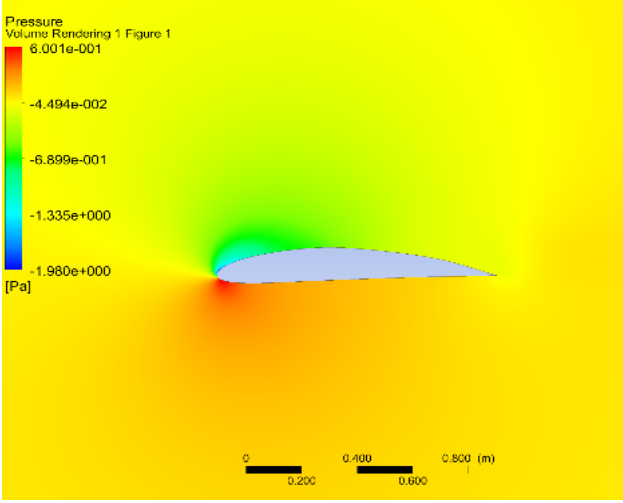
Şekil 23. NACA 4412_2'nin 15°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412_2 at 15° AoA)



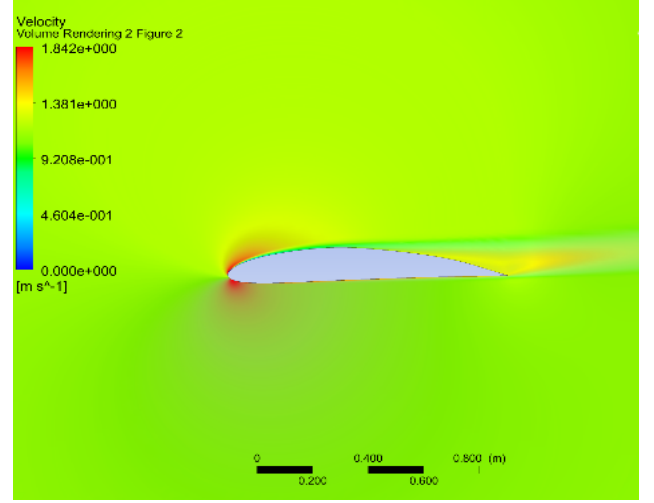
Şekil 21. NACA 4412'nin 15°'de hız dağılımı
(Velocity distribution of NACA 4412 at 15° AoA)



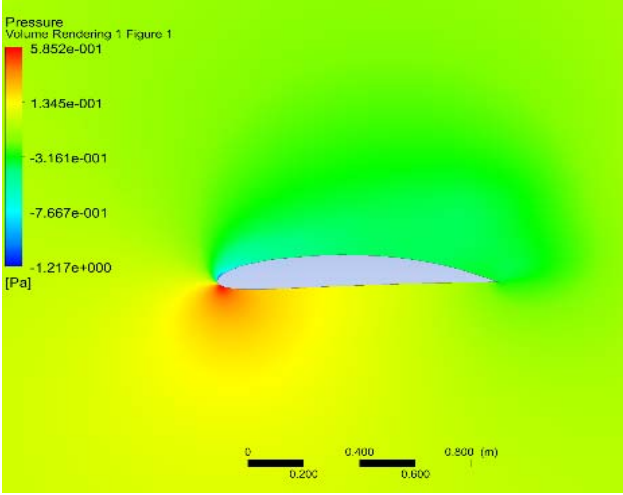
Şekil 24. NACA 4412'nin 18°'de basınç dağılımı
(Pressure distribution of NACA 4412 at 18° AoA)



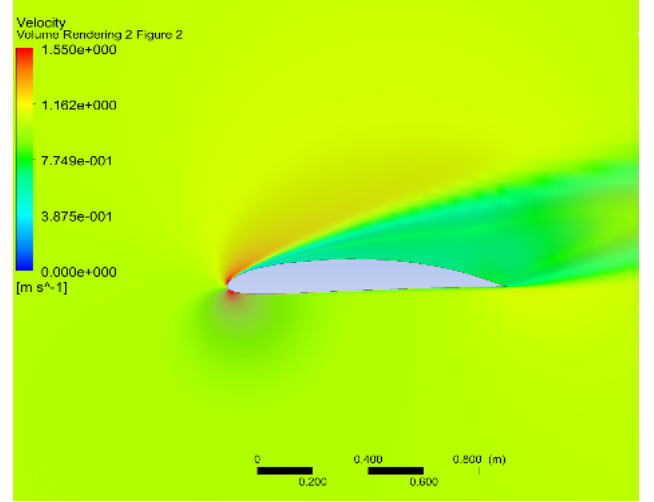
Şekil 25. NACA 4412_1'in 18°de basınç dağılımı (Pressure distribution of NACA 4412_1 at 18° AoA)



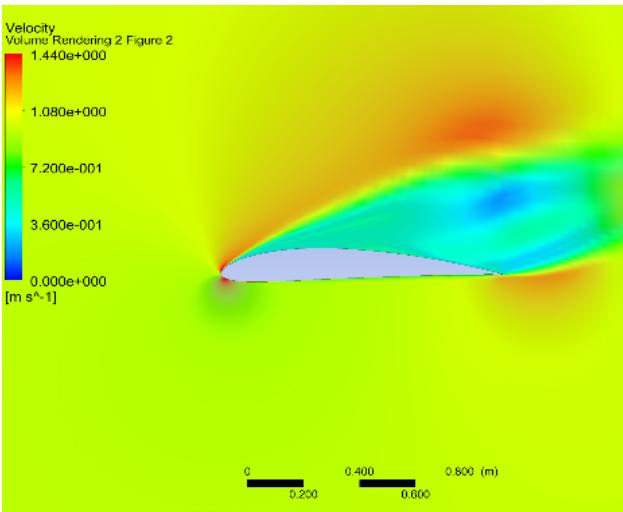
Şekil 28. NACA 4412_1'in 18°de hız dağılımı (Velocity distribution of NACA 4412_1 at 18° AoA)



Şekil 26. NACA 4412_2'nin 18°de basınç dağılımı (Pressure distribution of NACA 4412_2 at 18° AoA)



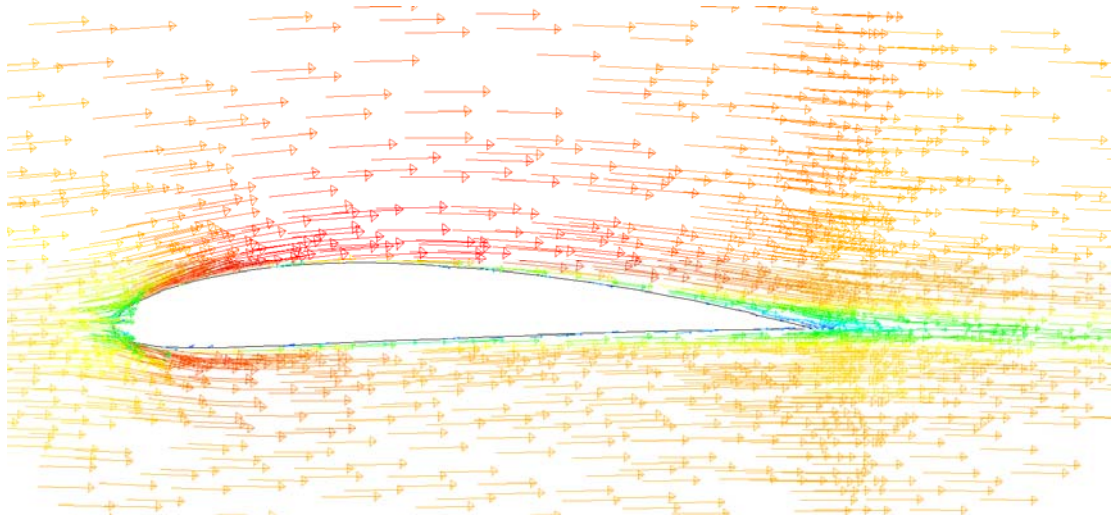
Şekil 29. NACA 4412_2'nin 18°de hız dağılımı (Velocity distribution of NACA 4412_2 at 18° AoA)



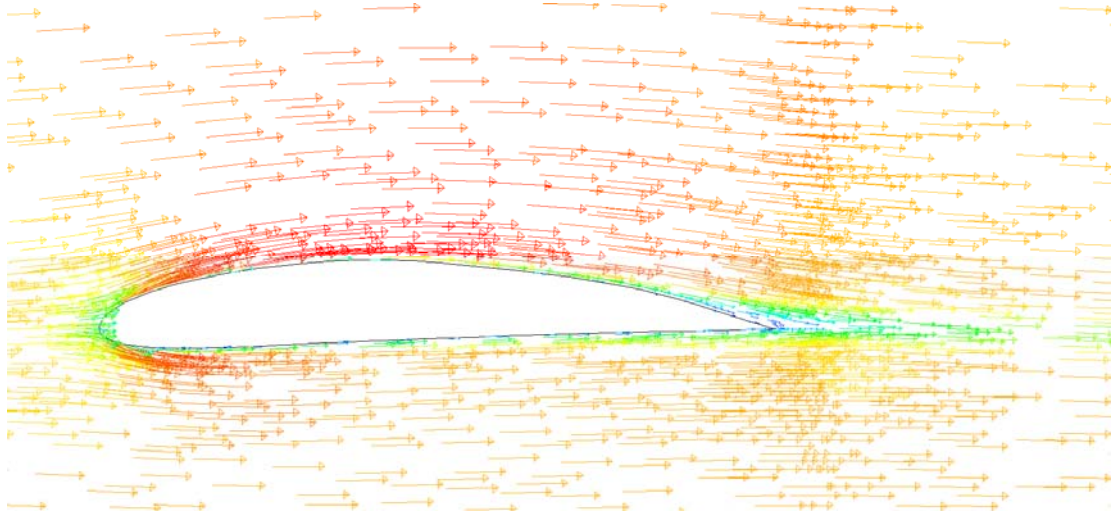
Şekil 27. NACA 4412'nin 18°de hız dağılımı (Velocity distribution of NACA 4412 at 18° AoA)

NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 15° hücum açısındaki hız vektörleri sırasıyla şekil 33, 34 ve 35'de verilmiştir.

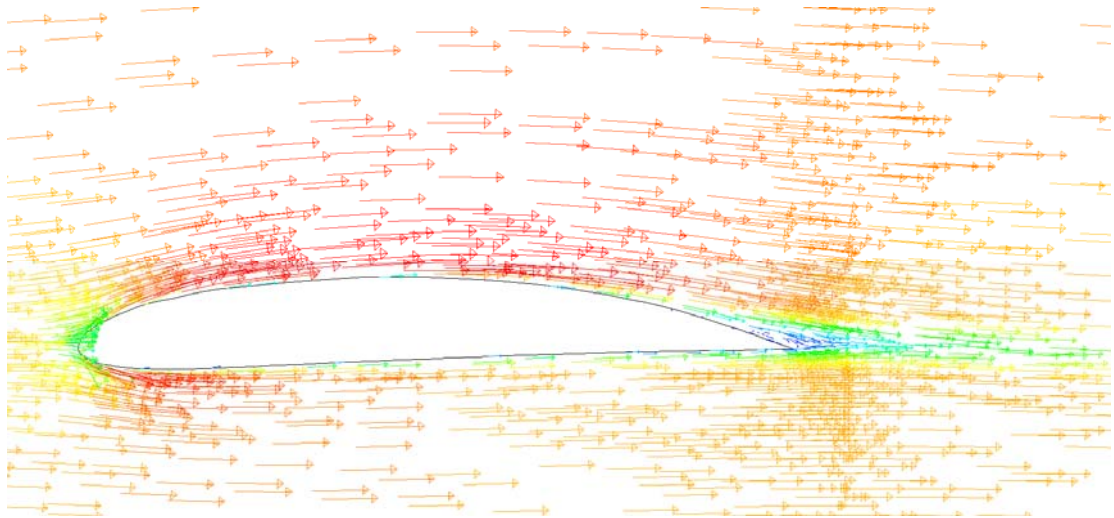
Şekil 33, 34 ve 35 incelendiğinde, tutunma kaybının, 15° hücum açısında yaklaşık olarak kanat profilinin ortasında başladığı görülmüştür. NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 18° hücum açısındaki hız vektörleri sırasıyla şekil 36, 37 ve 38'de verilmiştir. Şekil 36, 37 ve 38 incelendiğinde, tutunma kaybının, NACA 4412 ve NACA 4412_2 için kanadın önünden başladığı fakat 18° hücum açısında NACA 4412_1 için kanadın ortasında başladığı görülmüştür. NACA 4412, NACA 4412_1 ve NACA 4412_2'nin 18° hücum açısında türbülans viskozitesi sırasıyla şekil 39, 40 ve 41'de verilmiştir. Şekil 39, 40 ve 41 incelendiğinde, akış ayrılmasına bağlı olarak NACA 4412 ve NACA 4412_2 profili için türbülans viskozite değerinin yüksek olduğu görülmüştür. NACA 4412_1 de ise bu değerin daha düşük olduğu görülmüştür.



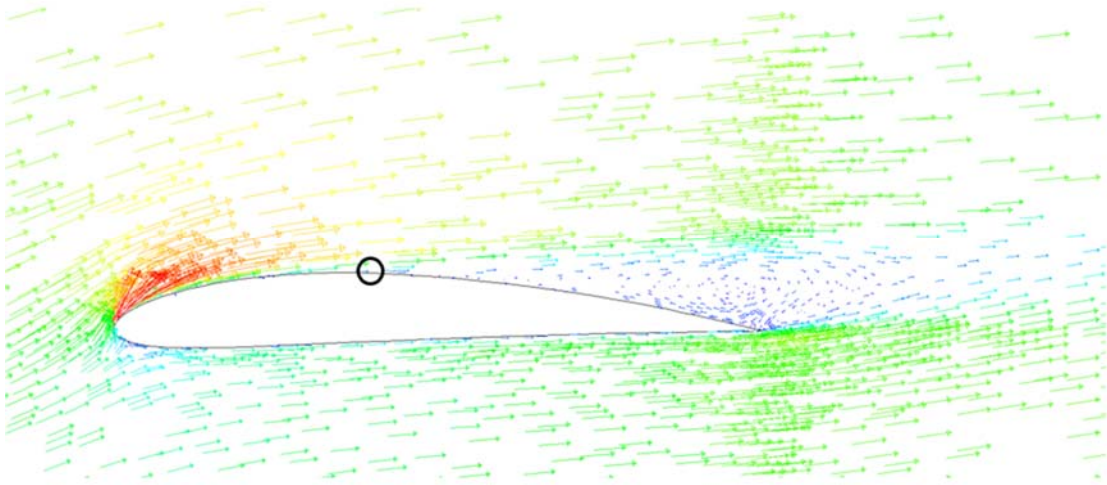
Şekil 30. NACA 4412'nin 0°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412 at 0° AoA)



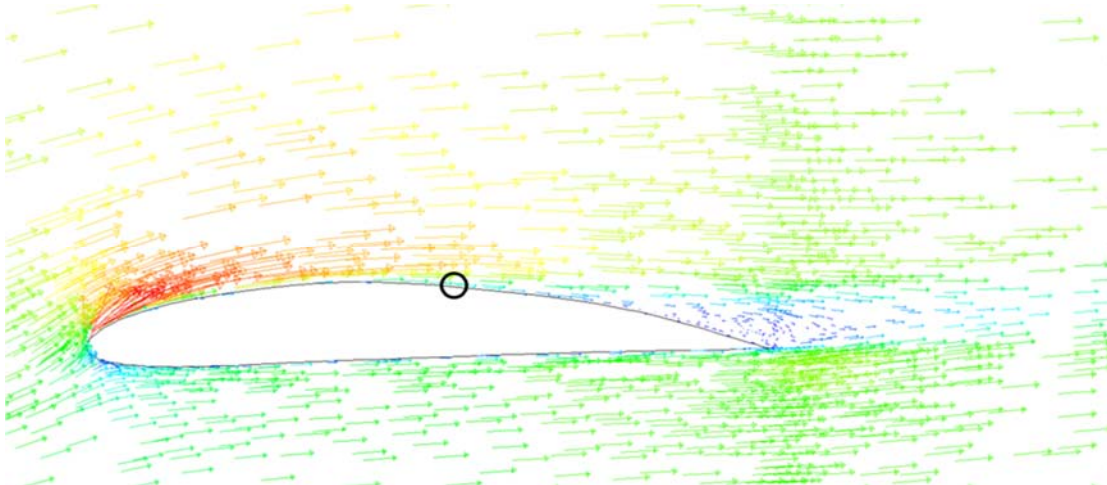
Şekil 31. NACA 4412_1'in 0°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_1 at 0° AoA)



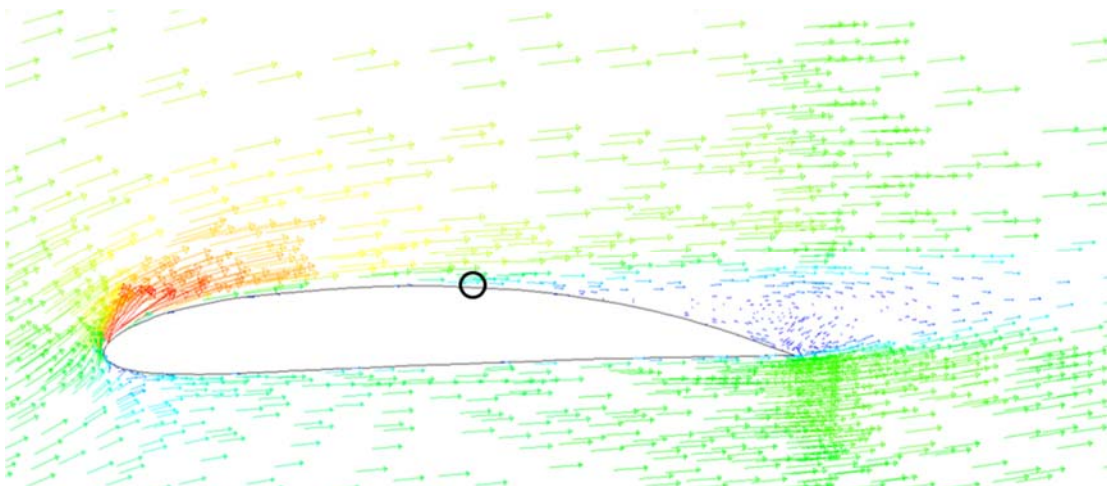
Şekil 32. NACA 4412_2'nin 0°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_2 at 0° AoA)



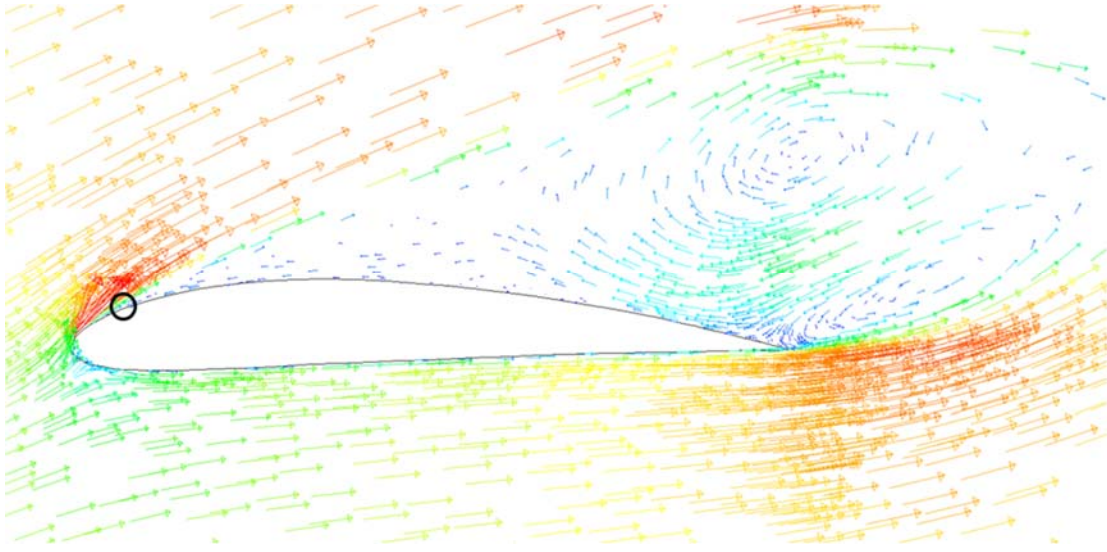
Şekil 33. NACA 4412'nin 15°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412 at 15° AoA)



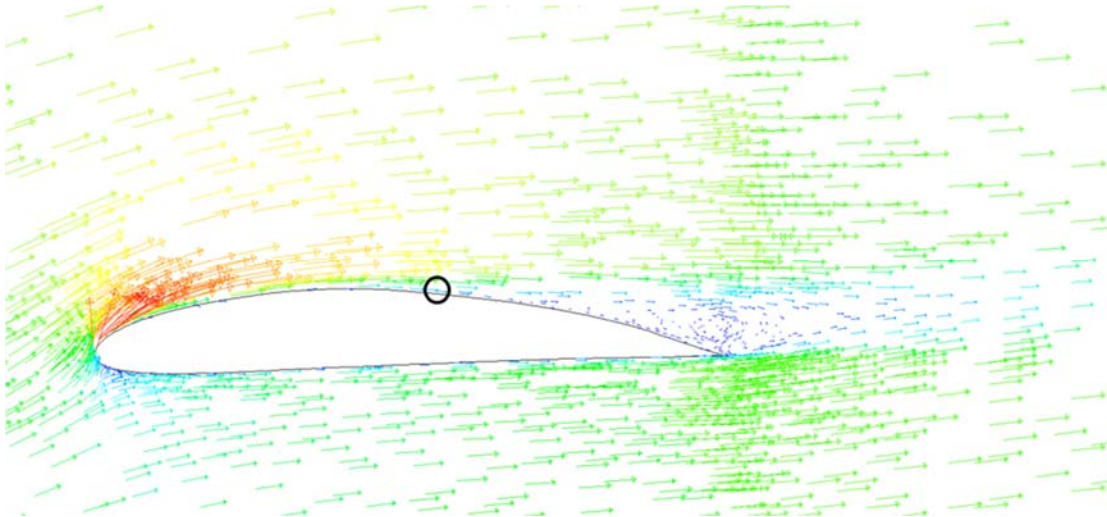
Şekil 34. NACA 4412_1'in 15°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_1 at 15° AoA)



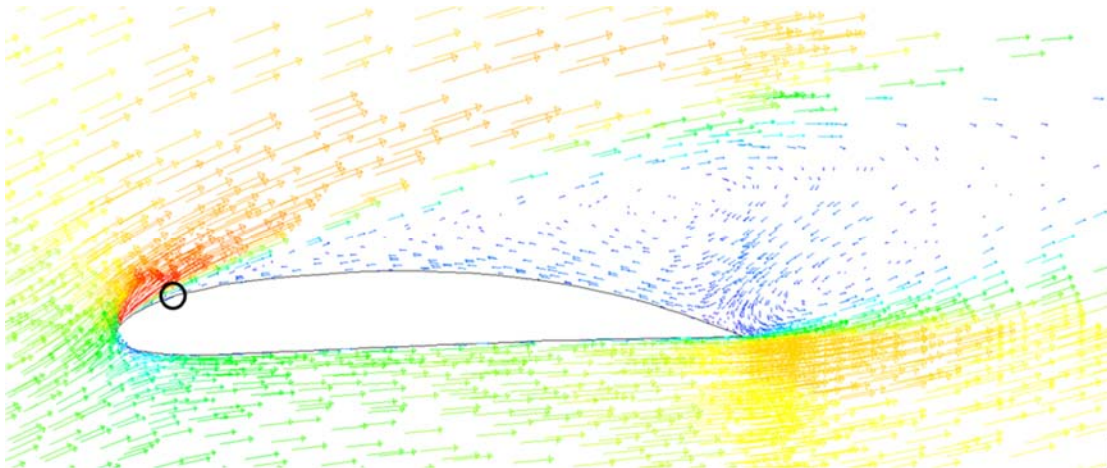
Şekil 35. NACA 4412_2'nin 15°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_2 at 15° AoA)



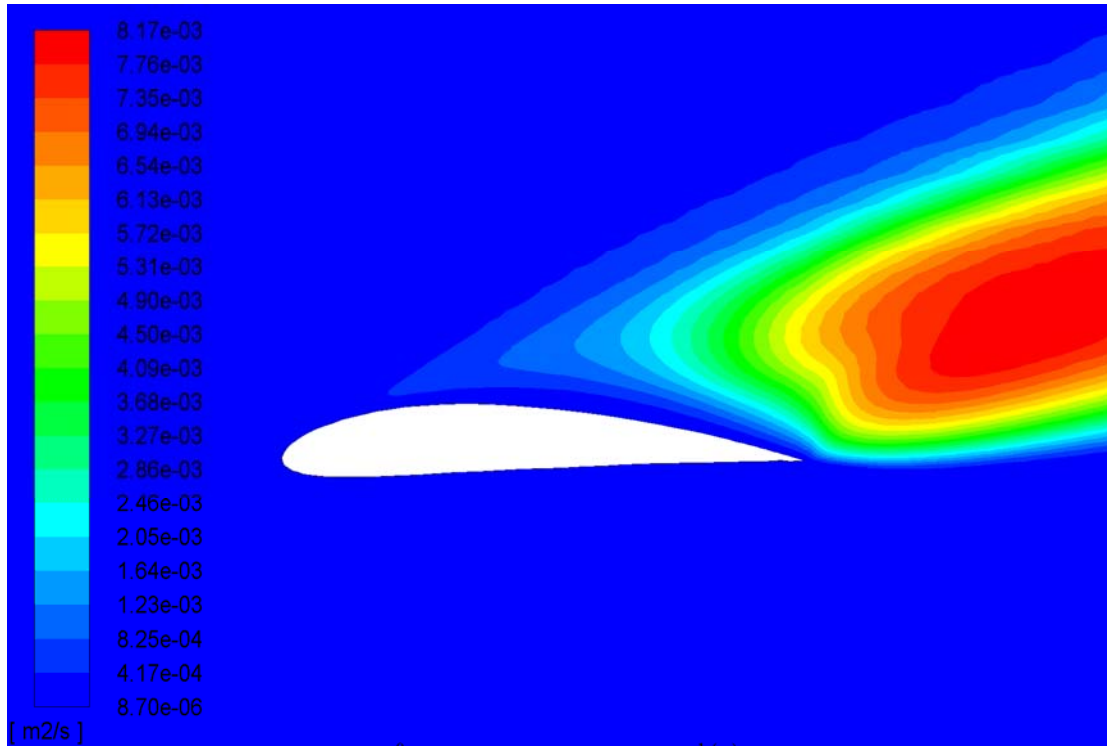
Şekil 36. NACA 4412'nin 18°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412 at 18° AoA)



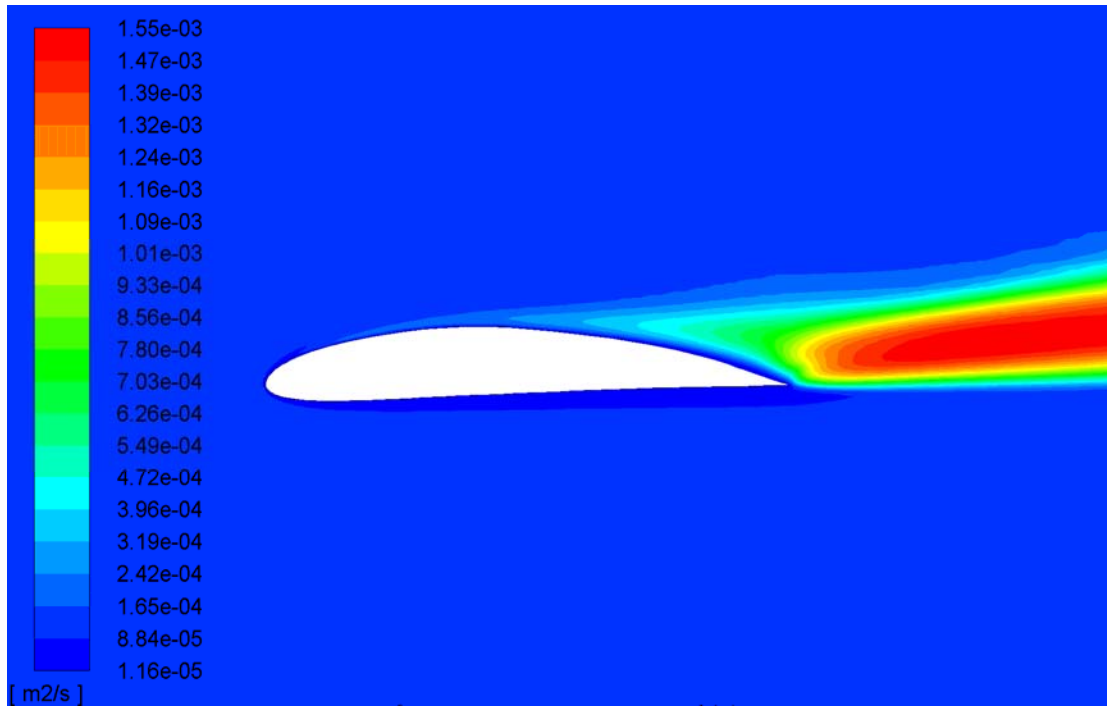
Şekil 37. NACA 4412_1'in 18°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_1 at 18° AoA)



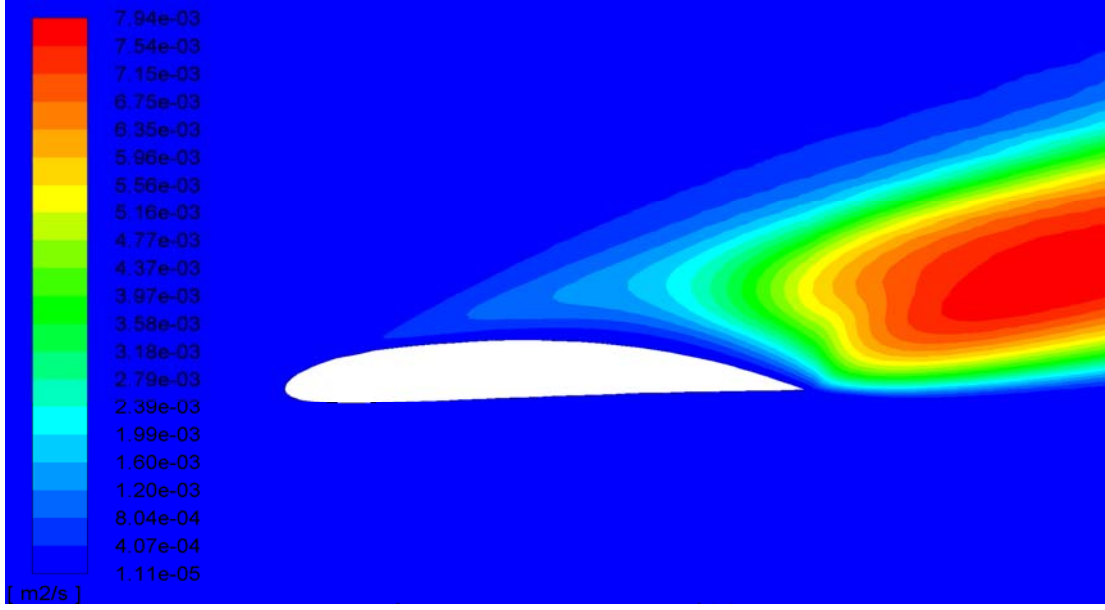
Şekil 38. NACA 4412_2'nin 18°'de hız vektörü (Velocity vector of NACA 4412_2 at 18° AoA)



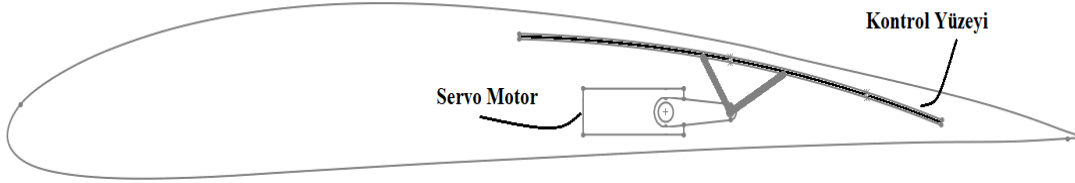
Şekil 39. NACA 4412'nin 18°'de türbülans viskozitesi (Turbulent viscosity of NACA 4412 at 18° AoA)



Şekil 40. NACA 4412_1'in 18°'de türbülans viskozitesi (Turbulent viscosity of NACA 4412_1 at 18° AoA)



Şekil 41. NACA 4412_2'nin 18°'de türbülans viskozitesi (Turbulent viscosity of NACA 4412_2 at 18° AoA)



Şekil 42. Kanat profili değiştirme mekanizması (Wing profile change mechanism)

Analiz sonuçlarının incelenmesinden sonra, orijinal NACA 4412 kanat profili için 0° ve 12° hücum açıları arasında, NACA 4412_2 kanat profili için 12° ve 17° hücum açıları arasında ve NACA 4412_1 kanat profili için 17° ve 23° hücum açıları arasında maksimum aerodinamik performans elde edildiği görülmüştür. Sonuç olarak, maksimum aerodinamik performans elde edebilmek için uçuş sırasında farklı kanat profillerinin kullanılması gerektiği görülmektedir.

5. SİMGELER (SYMBOLS)

ρ	: Yoğunluk
v	: Hız
c	: Viter çizgisi
A	: Alan
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
F_D	: Sürüklenme kuvveti
F_L	: Taşıma kuvveti
\tilde{v}	: Serbest akış hızı
G_v	: Türbülans viskozite üretim terimi
Re	: Reynolds sayısı
μ	: Kinematik viskozite
C_b	: 1 denklemlili türbülans modeli için yakınsama

	katsayısı
Y_v	: Türbülans viskozite yıkım terimi
$S_{\tilde{v}}$: Kök terimi
μ_t	: Türbülans viskozite
f_v	: 1 denklemlili türbülans modeli için yakınsama katsayısı
\tilde{S}	: Yer değiştirme tensörü
K	: Von karman sabiti
d	: Duvar mesafesi
Ω_{ij}	: Ortalama dönme hızı tensörü
C_w	: 1 denklemlili türbülans modeli için yakınsama katsayısı
f_w	: 1 denklemlili türbülans modeli için yakınsama katsayısı

4. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR (RESULTS AND DISCUSSIONS)

Standart kanat profilleri, düşük hücum açısı değer aralığında maksimum aerodinamik performans sağlamak üzere tasarlanmıştır. Kanat profilinin performansları bu aralığın dışında hızla azalmaktadır. Uçuş sırasında farklı hücum açısı değerlerinde maksimum performans elde edebilmek için farklı kanat profillerine ihtiyaç vardır. Bu nedenle, bu çalışmada, NACA 4412 kanat profilinin geometrisi

değiştirilerek farklı hücum açısı değerlerinde maksimum aerodinamik performans elde edilmesi amaçlanmıştır. Kanat profilinin değişimi için tasarlanan mekanizma şekil 42 de verilmiştir. Servo motor aracılığı ile kontrol yüzeyi hareket ettirilerek kanadın üst tarafında bulunan polimer bazlı esnek malzemeye nihai pozisyon verilmektedir. Bu sayede NACA 4412 kanat profilinin geometrisi değiştirilerek 2 farklı kanat profili daha elde edilmiştir. Elde edilen yeni profiller ile orijinal profilin aerodinamik performansı, farklı hücum açısı (0° ile 23° arasında) değerlerinde karşılaştırılmıştır. Sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı ve tutunma kaybı, performans parametresi olarak kullanılmıştır.

Analizler incelendiğinde aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

Maksimum taşıma katsayısı:

- 15° hücum açısında orijinal NACA 4412 kanat profilinde elde edilmiştir.
- 19° hücum açısında NACA 4412_1 kanat profilinde elde edilmiştir.
- 15° hücum açısında NACA 4412_2 kanat profilinde elde edilmiştir.

Minimum taşıma katsayısı:

- 0° hücum açısında orijinal NACA 4412 kanat profilinde elde edilmiştir.
- 0° hücum açısında NACA 4412_1 kanat profilinde elde edilmiştir.
- 0° hücum açısında NACA 4412_2 kanat profilinde elde edilmiştir.

Maksimum taşıma katsayısı kaybı:

- 18° hücum açısında orijinal NACA 4412 kanat profilinde görülmüştür.
- 20° hücum açısında NACA 4412_1 kanat profilinde görülmüştür.
- 18° hücum açısında NACA 4412_2 kanat profilinde görülmüştür.
- 0° hücum açısında 3 kanat profilinde de tutunma kaybı görülmemiştir.
- 15° hücum açısında 3 kanat profilinde de tutunma kaybı profilin ortasında başlamıştır.

18° hücum açısında, tutunma kaybı:

- Orijinal NACA 4412 kanat profilinin ön tarafında başlamıştır.
- NACA 4412_1 kanat profilinin ortasında başlamıştır.
- NACA 4412_2 kanat profilinin ön tarafında başlamıştır.

Maksimum aerodinamik performans orijinal NACA 4412 kanat profilinde 0° ve 12° hücum açısında, NACA 4412_2 kanat profilinde 12° ve 17° hücum açısında ve NACA 4412_1 kanat profilinde 17° ve 23° hücum açısında elde edilmiştir.

Sonuç olarak analizler, uçuş esnasında farklı hücum açılarında maksimum aerodinamik performans elde edebilmek için değişken kanat profillerine ihtiyaç duyulduğunu göstermektedir. Kanat yüzeylerinde esnek malzemeler kullanılarak ve bu yüzeyleri istenilen geometriye çevirebilecek mekanizmalar ile uçuş esnasında maksimum performans elde etmek mümkün olacaktır.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

1. Chitte P, Jadhav PK, and Bansode SS., Statistic and dynamic analysis of typical wing structure of aircraft using Nastran, International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management, 2, 7, 2013.
2. Holst T L., Computational Fluid Dynamics Uses in Fluid Dynamics/Aerodynamics Education, NASA Technical Memorandum, 108834, 1994.
3. Kevadiya M and Vaidya HA., 2D analysis of NACA 4412 airfoil, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2, 5, 2013.
4. Petrilli J, Paul R, Gopalarathnam A, and Frink NT., A CFD Database for Airfoils and Wings at Post-Stall Angles of Attack, 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2013.
5. Hossain S, Raiyan MF, Akanda MNU, and Jony NH., A comparative flow analysis of NACA 6409 and NACA 4412 aerofoil, International Journal of Research in Engineering and Technology, 03, 10, 2014.
6. Patel KS, Patel SB, Patel UB, and Ahuja AP., CFD analysis of an aerofoil, International Journal of Engineering Research, 3 (3), 154-158, 2014.
7. Triet NM, Viet NN, and Thang P M., Aerodynamic Analysis of Aircraft Wing, VNU Journal of Science: Mathematics – Physics, 31, 2, 2015.
8. Kavya G and Reddy BCR., Design and Finite Element Analysis of Aircraft Wing Using Ribs and Spars, International Journal & Magazine of Engineering Technology, Management and Research, 2, 11, 2015.
9. Kumar BSA, Ramalingaiah, Manjunath S, and Ganganna R., Computational Investigation of Flow Separation over Naca 23024 Airfoil at 6 Million Free Stream Reynolds Number, International Journal of Science, Technology and Society, 3, 6, 2015.
10. Göv İ and Korkmaz Ü., Comparison of Aerodynamic Performance of NACA 4412 and S809 Airfoil Profile, International Mechanical Engineering and Technologies Conference, 183-188, 2016.
11. Thibert JJ, Reneaux J, Moens F, and Priest J., ONERA activities on high lift devices for transport aircraft, Aeronautical Journal, 99, 395-411, 1995.
12. Spalart, P. R. and Allmaras, S.R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. Recherche Aerospaciale, 1, 5-21, 1994.
13. <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-naca4412-il-50000-n5>, 2018.

