





2D Investigation of a Wing Concept with a NACA 4412 Airfoil in Ground Effect Operation

Tugay ÖZTÜRK^{1,*}  Ömer Çağdaş ÇINKIR¹  Satılmış ÜRGÜN²  Sinan FİDAN² 

¹ Kocaeli University, Institute of Science, Aviation Science and Technologies, Kocaeli/Turkey

² Kocaeli University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Aviation Science and Technologies, Kocaeli/Turkey

Graphical/Tabular Abstract

In this study, Lift/Drag and Moment/Lift values of a wing concept with NACA 4412 airfoil under ground-effect conditions were investigated in 2D at varying altitudes.

Article Info:

Research article

Received: 20/06/2021

Revision: 08/09/2021

Accepted: 11/09/2021

Highlights

- ANSYS
- Realizable $k-\epsilon$
- Angle of Attack.

Keywords

Hoverwing

Fluent

Airfoil

Turbulence Modelling

Chord

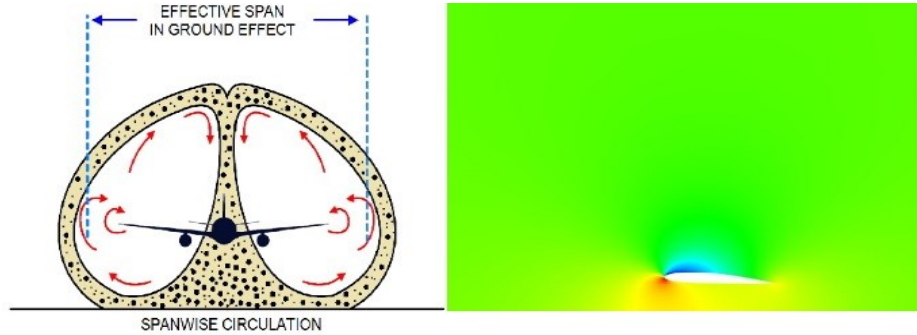


Figure A. Ground effect schematic and pressure distribution around airfoil

Purpose: In this study, turbulence modeling of the wing concept designed for a hoverwing operating using ground effect has been made. At varying angles of attack and altitudes, altitude and angle of attack values were tried to be obtained where the maximum lift/drag and minimum moment/lift ratios were the most ideal.

Theory and Methods: Analyzes were made using the ANSYS Fluent Academic program. It is made with a realizable $k-\epsilon$ turbulence model at 0 to 10 degrees of attack angles by decreasing by 0.1 chord in each step from 1 chord height to 0.1 chord height. In these analyzes, changes in lift/drag and moment/drag values were observed.

Results: The values obtained after the analyzes were compared. It was observed that the maximum lift/drag ratio was obtained at an angle of attack of 4 degrees at an altitude corresponding to 0.1 chord height, and an increase of 38% compared to 1 chord height. Moment/drag, another factor that was taken into account when evaluating the analyzes, showed a remarkable decrease at 0 to 4 degrees of attack angle and changed very little after 4 angles of attack.

Conclusion: It was observed that the NACA 4412 airfoil with a length of 2.75 m, which was analyzed, reached the values that it would be both the most efficient and balanced at 4 angles of attack under ground-effect conditions, but wind tunnel experiments were not carried out due to time and financial constraints. In order to make a definite judgment about the analysis results, wind tunnel experiments should definitely be done as a future study.



2D Investigation of a Wing Concept with a NACA 4412 Airfoil in Ground Effect Operation

Tugay ÖZTÜRK^{1,*} Ömer Çağdaş ÇINKIR¹ Satılmış ÜRGÜN² Sinan FİDAN²

¹ Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Havaçılık Bilimi ve Teknolojileri 41000, Kocaeli/Türkiye

³ Kocaeli Üniversitesi, Havaçılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havaçılık Bilimi ve Teknolojileri, Kocaeli/Türkiye

Abstract

Vehicles that operate at altitudes close to the sea surface by taking advantage of the ground effect enable us to overcome the hydrodynamic force exerted by the water on the vehicle, allowing us to reach general aviation speeds, while also making it possible to carry more cargo than an aircraft by taking advantage of the ground effect. In this article, the NACA 4412 profile, which has a wide usage area, high lift/drag ratio and a flat bottom surface, has been chosen as a wing concept for a hoverwing vehicle that operates by making use of ground effect. Turbulence modeling was carried out at flight altitudes where it would be exposed to ground effect with a speed of 22,22 m/s and $Re=4,068 \times 10^6$. While the height to the ground was decreased by 0.1 starting from the height of 1 chord, the angle of attack was increased up to 10 degrees in increments of 2 degree, starting from 0 degrees, and computational fluid dynamics analyzes were performed in 2D in the Realizable K-Epsilon experimental model with the help of ANSYS Fluent. As a result of the analyzes made, the highest lift/drag value was obtained as 50 at an angle of attack of 4 degrees and at a height corresponding to 0.1 chord value.

Makale Bilgisi

Araştırma makalesi
Başvuru: 20/06/2021
Düzeltilme: 08.09.2021
Kabul: 11.09.2021

Keywords

Hoverwing
Fluent
Airfoil
Turbulence Modelling
Chord

Anahtar Kelimeler

Hoverwing
Fluent
Kanat Profili
Türbülans Modelleme
Veter

NACA 4412 Kanat Profiline Sahip Bir Kanat Konseptinin Yer Etkisinde 2 Boyutlu İncelemesi

Öz

Yer etkisinden faydalanarak deniz yüzeyine yakın irtifada operasyon yürüten taşıtlar, suyun taşıta uygulamış olduğu hidrodinamik kuvveti yenmemizi sağlayarak genel havaçılık hızlarına ulaşılmasına olanak tanırken yer etkisinden faydalanarak bir uçaktan daha fazla yük taşımamızı da mümkün kılmaktadır. Bu makalede yer etkisinden faydalanarak operasyon yürüten bir hoverwing taşıtı için kanat konsepti olarak geniş bir kullanım alanına sahip, kaldırma/sürüklenme oranı yüksek ve düz bir alt yüzeye sahip olan NACA 4412 profili seçilmiştir. Hız olarak 22,22 m/s ve $Re=4,068 \times 10^6$ değerlerinde yer etkisine maruz kalacağı uçuş irtifalarında türbülans modellemesi yapılmıştır. Zemine olan yükseklik 1 veter yüksekliğinden başlayarak 0.1'lik oranda azaltılırken, hücum açısı 0 dereceden başlayarak 2 şer derecelik artımlarla 10 dereceye kadar artırılarak ANSYS Fluent yardımı ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri Realizable K-Epsilon deney modelinde 2D olarak yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda 4 derece hücum açısında ve 0.1 veter değerine denk gelen yükseklikte en yüksek kaldırma/sürüklenme değeri 50 olarak elde edilmiştir.

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

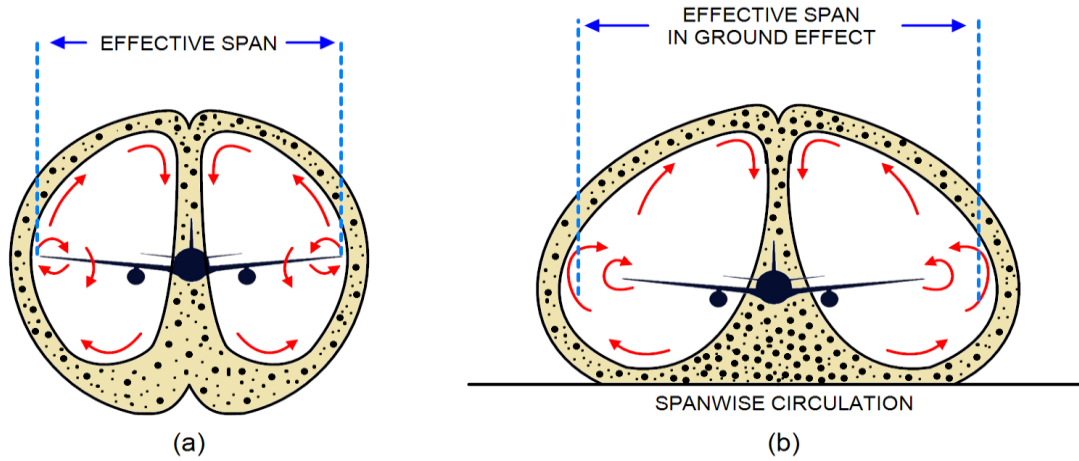
Hoverwing taşıtlar kanatlarla donatılmış bir tür deniz taşıtlarıdır. Sahip olduğu kanatlar sayesinde su yüzeyine iniş-kalkış yaparak bir hava taşıtı gibi davranırken, kanatları söküldüğünde ise normal bir deniz taşıtı gibi operasyon yürütebilen ve gemiler ile uçaklar arasındaki teknolojik boşluğu doldurabilecek konumda olan amfibi taşıtlardır [1-2-3-4-5]. Hoverwing taşıtlar su yüzeyine yakın mesafede yani kanat firar kenarı ile su yüzeyi arasındaki mesafe kanat veter uzunluğu olan değerin 0.15c irtifada operasyon yürüttükleri için yer etkisini oldukça verimli bir şekilde kullanacak şekilde tasarlanmışlardır. Bu

özellikleri sayesinde kanatların üretmiş olduğu kaldırma kuvvetinin sonucu olarak oluşan indüklenmiş sürüklenme değerini azaltmaktadır. Hoverwing taşıtlar yer etkisini verimli bir şekilde kullandıkları için kaldırma/sürüklenme oranı 30 ve üzerindeki değerlere çıkabilmektedir. Bu oran bir helikopter için 3, hidro-uçaklar için 8 ve normal bir uçak için ise 12'dir [6-7-8]. Bu avantajı sayesinde hoverwing taşıtlar bir uçaktan daha fazla yük taşıyabilir; bir gemiden çok daha yüksek sefer hızlarına ulaşabilir. Ayrıca eşit hız değerleri için uçak ve gemiler ile kıyaslandıklarında yakıt tüketimi daha düşük seviyededir. Ayrıca hoverwing taşıtlar su yüzeyinde herhangi bir bölgeye iniş kalkış yapabildikleri ve yüksek irtifada operasyon yürütmedikleri için;

- Su üzeri operasyonlarda oldukça hızlıdırlar.
- Acil durumlarda kolaylıkla su yüzeyine iniş yapabilirler.
- Havalimanının yetersiz kaldığı bölgelerde havayolu operasyonlarına yardımcı olabilirler.
- Radar ve diğer elektronik cihazlara karşı düşük görünürlüktedir.
- Geleneksel taşıtlar ile karşılaştırıldığında daha yüksek taşıma kapasitesi vardır.
- Yüksek irtifada operasyon yürütmedikleri için kabin ya da taşıtın kendisi ticari uçaklarda olduğu gibi basınçlandırılmayacağı için buna göre tasarlanmasına gerek yoktur.
- Düşük irtifada 400 knot hıza kadar operasyon yürütebilirler.
- Kumsallarda ve basit limanlarda yükleme-boşaltma faaliyetleri için uygundur [5-9-10].

Deniz yüzeyi karasal bir yüzey ile kıyaslandığında daha stabil sınır değeri sağlamaktadır ve bu sebeple Wing-in-Ground-Effect taşıtlar yüksek hızlı deniz taşımacılığında kullanılması için daha uygun ve çevre dostudur. Belirtilen özellikleri dikkate alındığında uzun sahil şeridinde sahip, ada veya adacıklardan ulaşan ülkeler için hızlı deniz taşımacılığı konusunda gelecek vadeden bir yere sahiptir [9].

Serbest akış ortamında kanat aerodinamik özellikleri değişmez. Bir hava taşıtı yer yüzeyine yaklaştıkça kanada etki eden aerodinamik kuvvetler değişim göstermeye başlar. Bu aerodinamik kuvvetlerdeki değişimin sebebine yer etkisi denir. Yer etkisi, kaldırma sisteminin alt yüzeyinin yere yakınlığı ile bağlantılı olarak kaldırma/sürüklenme oranının artması olarak açıklanmaktadır. Daha genel bir tanım olarak yer etkisi; yer yüzeyine yakın mesafede operasyon yürüten taşıtlarda meydana gelen aerodinamik ve aeroelastik etkilerdir. Yer etkisi, bir uçak yer yüzeyine 1 veter uzunluğu ve daha düşük uçuş irtifasında iken ortaya çıkmaktadır. Kanat ucu vorteks akışının kısıtlaması sonucunda, indüklenmiş sürüklenme ve downwash hareketleri kısıtlanır. Kanat alt yüzeyi ve yer arasında oluşan bu akış blokajı efektif kanat açıklığının geometrik kanat açıklık oranından daha fazla olmasını sağlayıp bu bölgedeki basıncı arttırarak kaldırma kuvvetini arttırır. Sonuç olarak hava taşıtlarında kaldırma/sürüklenme oranı aynı zamanda verimliliğin de oranı olduğu için uçuş verimliliği arttırılmış olur [1-3-9-10-11].



Şekil 1. Kanat etrafındaki akışın (a) serbest akışta ve (b) yer etkisindeyken gösterimi [12]

Rüzgâr tünelleri çeşitli geometrik yapılaraya sahip ve pervaneler tarafından ya da sıkıştırılmış hava ile test bölgesinde bulunan cisim etrafındaki hava akış hareketlerinin incelendiği aerodinamik laboratuvarlardır. Rüzgâr tünelleri 19. Yüzyılın sonlarında icat edilmiş olup 20. Yüzyılın başlarında yaygınlaşmış ve günümüzde de sadece havacılık ve uzay araştırmalarıyla sınırlı kalmayıp geniş bir kullanım alanına sahiptir. Ancak rüzgâr tünelleri deneylerinde oluşturulan deney ortamı modelden modele değişmekte olduğundan her bir konsept için ayrı bir ortam oluşturma zorunluluğu içerdiğinden dolayı oldukça pahalıdır ve zaman kaybına neden olmaktadır [13]. Bilgisayar teknolojisindeki hızlı yükseliş sayesinde, yüksek konfigürasyona sahip bilgisayarlarla birlikte hesaplama metodlarının da aynı hızda gelişmesiyle; rüzgâr tünelleri deneylerinde günler aylar sürecektir akış deneyleri ve hesaplamaları daha kısa sürede yapılabilmektedir. Akış programları ile birden fazla konsept tasarımı karşılaştırılmak istenilen bütün deney koşullarında rüzgâr tünelleri deneyleri ile kıyaslandığında çok kısa sürede ve rüzgâr tünelleri deneylerine yakın değerlerde hesaplama yapmamıza olanak sağlayarak amaca uygun konsept hakkında fikir elde edilebilmesi için hem zaman hem de maddi yönden kazanç sağlanmış olur [14-15].

Literatürde, yer etkisinin incelenmesi konusunda çok sayıda çalışma bulunmaktadır. Yer etkisi 1927 yılında Reid, Elliott G. A. tarafından ilk kez tam ölçekli olarak incelenmiştir [16]. 1965 yılında Saunders yer etkisinde iken oluşan düzensizlikleri hem deneysel hem de sayısal araştırmalar ile açıklayarak sınırlı durağan olduğu modellerde sayısal hesaplamalar ile deneysel sonuçların eşlemediğini ortaya çıkarmış ve birkaç kesin deneysel tekniğin sayısal çözümlenmeleri doğrulamada kullanılabileceğini yinelemiştir. Saunders öne sürmüştüğü tekniklerin sabit yer düzleminden daha doğru sonuçlar verdiğini öne sürmüştür [17]. 1989 yılında Nuhait ve Mook birbirinden farklı kanat platformları kullanarak durağan ve durağan olmayan yer etkisi çalışmalarına yoğunlaşmışlardır. Bu çalışmalar sonucunda Nuhait ve Mook çok sayıda aerodinamik parametrenin durağan ve durağan olmayan akışlarda yer etkisinden etkilendiğini göstermişler ve durağan olmayan akışta katsayıların durağan akışta olduğundan daha yüksek değerlerde olduğunu kanıtlamışlardır [18]. 1990 yılında Chawla, M. D. Edwards ve Franke NACA 4415 kanat profilini rüzgâr tünellerinde panolar yardımıyla yeri simüle ederek yer etkisini incelemiş ve yer etkisinde iken kaldırma sürüklenme katsayılarının arttığını gözlemlemiştir. Bu çalışma daha önceki çalışmalarda öne sürülen sürüklemenin yer etkisindeyken azaldığı iddiasındaki çelişkiyi ortadan kaldırmıştır [19]. 1993 yılında Nuhait ve Zedan yer etkisindeyken yaratılan durağan olmayan akışlarla alakalı daha fazla sayısal araştırmalar yapmışlardır. Yapılan bu çalışmalarda vortex-lattice metodu kullanılarak iniş ve kalkış aşamalarındaki aerodinamik kuvvetleri incelemiştirler [20]. 1996 yılında Hsiun ve Chen NACA 4412 profilinin yer etkisinin Reynolds sayısına etkisini k-epsilon türbülans modelinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerini yapmışlardır. Bu çalışmada elde ettikleri verileri Pinkerton'nin deneysel verileri ile kıyaslayarak; yere yakın irtifada operasyon yürütüldükçe kaldırma katsayısı ve Reynolds sayısı artarken sürüklenme katsayısının azaldığını elde etmişlerdir [21]. 1997 yılında Wolfe ve Ochs tipik rüzgâr türbini kanat profillerinin aerodinamik karakteristiklerinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonunda doğruluğunu hesaplamışlardır [22]. 1999 yılında Barber, Leonardi ve Archer yer etkisi çalışmalarında hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerinin doğruluğu için çalışmalara başlayarak ve 4 ihtimal üzerinde yoğunlaşmışlardır. Üzerinde yoğunlaştıkları ihtimaller;

görüntü (kanat profili yansıması), kayma (yer üzerinde sıfır kesme gerilimi), durağan zemin ve hava ile aynı hıza sahip hareketli zemindir. Bu sınır koşulları içerisinde deneysel sonuçlara en yakın sonuçları hava ile aynı hıza sahip hareketli zemin sınır koşullarında elde etmişlerdir [23]. 2002 yılında Barber, Leonardi ve Archer daha önce yapmış oldukları yer etkisi araştırmasındaki metodları tekrardan gözden geçirmişler ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği modellerinin doğrulanmasından sonra yer etkisinin hareketli yer sınır koşullarında kesin bir şekilde çıkarımının yapılabilmesine olanak sağlayan tek sınır koşulu olduğunu belirtmişlerdir. Bu çalışmada elde edilen hatalardan bir tanesi ise su yüzeyi üzerinde uçuş durumudur [24]. 2003 yılında Fonseca, Bodstein ve Hirata yer etkisi süresince yer ve vortexler arasındaki etkileşimi nümerik olarak incelemişlerdir. Bu model ile kanat profilinin yaratmış olduğu girdapların yer ile etkileşime girdiği ve bu etkileşim sayesinde aerodinamik kuvvetlerin değişerek yer ile basınç etkileşimi oluştuğunu gözlemlemişlerdir [25]. 2006 yılında Barber birçok deneysel sonuçta gösterildiği gibi zemin durumu için mutlak hızda serbest akışlı akışa eşit hareketli bir sınır belirleyerek deneysel ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği araştırması yapmıştır ve yer etkisi çalışmalarında hem nümerik hem de deneysel araştırmaların aynı anda yürütülmesi gerektiğini ileri sürmüştür [26]. 2007 yılında Ahmed NACA 4412 kanat profilini hareketli zemine sahip rüzgâr tüneli ile test ederek kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ile kanat üzerindeki basınç dağılımlarını gözlemlemiştir. Aynı çalışmada Takasaki ve Kohama NACA 4412 kanat profilini yer etkisine maruz kaldığı değişken irtifalarda rüzgâr tüneline test etmişler ve 4^0 hücum açısından sonra kaldırma kuvvetinin arttığını gözlemlemişlerdir [2]. Abramowski 2007 yılında yer etkisinden faydalanarak operasyon yürüten taşıtının kanat profilini sistem girişine 3 veter uzunluğu, sistem çıkışına 5 veter uzunluğu ve üst duvara 4 veter uzunluğu olacak şekilde konumlandırarak deneysel verilerle arasında çok büyük fark olmayan sonuçlar elde etmiştir [27]. 2008 yılında Smith NACA 4412 ve Wortmann FX-63-137 kanat profillerini 2 boyutlu olarak laminar akışta $0^0 - 6^0$ hücum açılarındaki yer etkisi hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerini yapmışlardır [28]. Badran ve ekibi 2008 yılında iki denklemlilik türbülans modelleri ile NACA 4412 kanat profilini inceleyerek deneysel sonuçlara oldukça yakın sonuçlar elde etmişlerdir [29]. James ve ekibi 2015 yılında küçük, orta ve büyük olmak üzere 3 farklı hesaplama alanında analiz ortamı oluşturularak yer etkisini incelemiş ve orta ölçekli 200000 node yoğunluklu ortamda en uygun sonuçları elde etmişlerdir [11]. Zhang ve ekibi 2017 yılında gurney kanatçıklı NACA 0012 kanat profilini koşulsuz akış ortamında (unbounded) hem türbülans modellemeli yer etkisi analizlerini hem de rüzgâr tüneli analizlerini yaparak karşılaştırmıştır [30]. Bravo-Mosquera 2018 yılında tarımsal amaçla kullanılmak amacıyla tasarlanan konseptin önce winglet'li kanat konseptini daha sonra tüm gövdeyi K-Omega SST türbülans modelinde yer etkisindeyken performansını incelemiştir [31]. Oxyzoglou ve ekibi 2020 yılında bir yarış arabasında kullanılması öngörülen çift elementli kanat yapısını hem hesaplamalı akışkanlar dinamiği modellemesiyle hem de rüzgâr tüneline inceleyerek ihtiyaç duydukları geliştirmeler için kanat üzerindeki vorteksler hakkında araştırma yapmışlardır [32].

Bu çalışmada konsept kanat modeli tasarımında verimlilik ve dengeyi sağlayabilmek için en önemli aşama olan kanat profili seçimi için hem zaman kazanmak hem de ihtiyaçları fazlasıyla karşılayacak özelliklere sahip ve oldukça geniş bir kullanım alanına sahip NACA 4412 kanat profili seçilmiştir. Seçilen bu profil değişen yüksekliklerde verimliliğin ölçüsü olan Kaldırma/Sürüklenme (C_L/C_D) oranı ve dengenin ölçüsü olan Moment/Kaldırma (C_M/C_L) değerleri ANSYS Fluent yazılımı yardımıyla 2 boyutlu (2D) olarak K-Epsilon türbülans modelinde türbülans modellemesi yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda bütün irtifalarda değerlerinde en yüksek C_L/C_D oranı 4^0 hücum açısında elde edilmiş ve 0.1 veter uzunluğu irtifada maksimum kaldırma/sürüklenme oranı 50,46 olarak ortaya çıkmıştır. Yapılan analizlerde dengenin tanımı olan aerodinamik merkez kayması yani C_M/C_L oranı yine bütün irtifa değerlerinde 4^0 hücum açısına kadar hızlı değişim gösterirken 4^0 hücum açısından sonra ciddi değişimler göstermemiştir. 0,1 veter uzunluğuna denk gelen irtifada elde edilen Moment/Kaldırma oranı 0,8922 olarak gözlenmiştir. Ayrıca analiz sonuçlarını doğrulamak için elde edilen sonuçlar, literatürdeki deneysel çalışmalar ve yapılmış diğer türbülans modelleme analizleri ile karşılaştırılmıştır.

2. MATERYAL VE METOTLAR (MATERIALS AND METHODS)

“Realizable k-ε” türbülans modeli, çift denklemlili bir modeldir. Türbülans viskozitesindeki taşımam denklemini çözmek için iki ayrı denkleme sahiptir. K-ε türbülans modeli düzlemsel kayma gerilmesi (planar shear stress) ve devir daim akışları (recirculating flows) için tasarlanmıştır. Bu model endüstriyel ve çevresel akışlar için oldukça geniş bir kullanım alanına sahiptir. Reynolds kayma gerilmelerinin en önemli yere sahip olduğu sınırlı akışlar (confined flows) ve küçük basınç gradyanlı serbest kayma tabakalı (free-shear layer) akışlar için oldukça kullanışlıdır. B.E. Launder ve D.B. Spalding tarafından 1974 yılında ortaya atılmıştır. Realizable k-ε türbülans modelinin denklemleri aşağıda verilmiştir [33].

2.1. Taşımam Denklemleri (Convection Equations)

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

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_1 \epsilon \frac{\epsilon}{k} C_3 \epsilon P_b + S_\epsilon \quad (2)$$

Buradan

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \quad \eta = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (3)$$

Bu denklemlerde P_k hız gradyanları tarafından üretilen türbülans kinetik enerjisinin ifadesidir. Standart k-ε model ile aynı yoldan hesaplanır. P_b ise kaldırma kuvveti ile üretilen türbülans kinetik enerjisinin ifadesidir. Buda yine standart k-ε model ile aynı yoldan hesaplanır.

Türbülans viskozitesinin modellenmesi:

$$\mu_t = \rho C_u \frac{k^2}{\epsilon} \quad (4)$$

Buradan

$$C_u = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{k U^*}{\epsilon}} \quad (5)$$

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij} \tilde{\Omega}_{ij}} \quad (6)$$

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2 \epsilon_{ijk} \omega_k \quad (7)$$

$$\Omega_{ij} = \underline{\Omega}_{ij} - \epsilon_{ijk} \omega_k \quad (8)$$

$\underline{\Omega}_{ij}$ açılmal hız ile (ω_k) ile dönen bir referans çerçevesi içinde görüntülenen ortalama dönme hızı tensörü anlamına gelmektedir. Bu modelin sabitleri A_0 ve A_s aşağıda verilmiştir.

$$A_0 = 4.04, \quad A_s = \sqrt{6} \cos \phi \quad (9)$$

$$\phi = \frac{1}{3}(\sqrt{6}W, W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{S^3}, \tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}, S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right)$$

(10)

Modelin deneysel sabitleri:

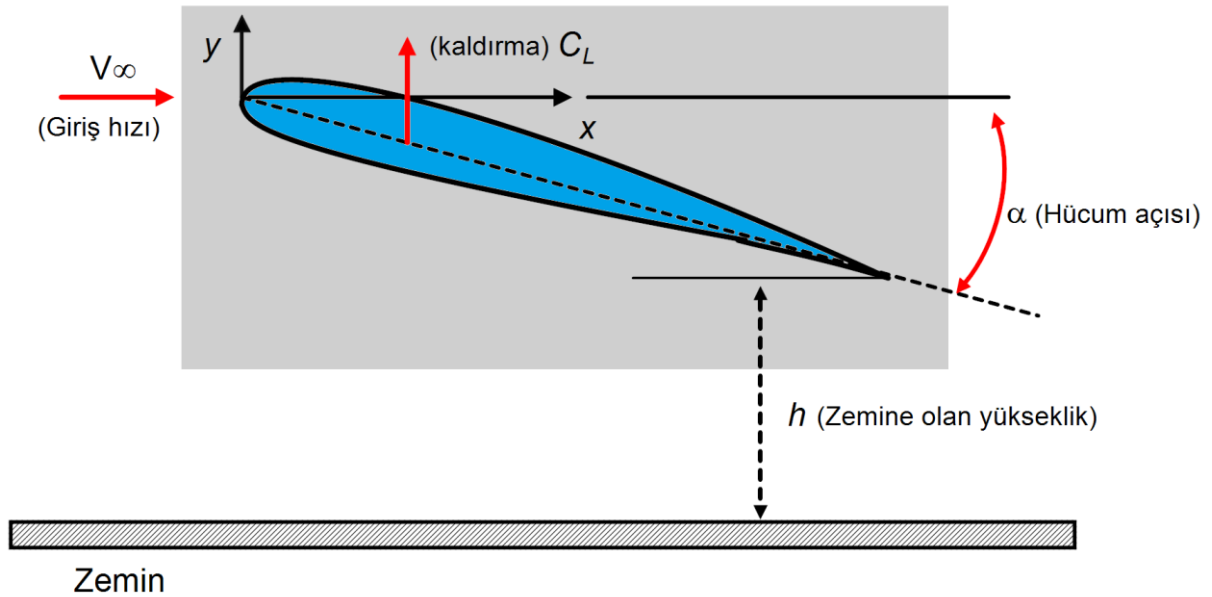
$$C_{1\epsilon} = 1.44 \quad C_2 = 1.9, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.2$$

2.2. İşlem Süreci (Process Period)

Bu çalışmada hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ANSYS Fluent 2020 Academic yazılımı kullanılarak 2 boyutlu (2D) olarak gerçekleştirilmiştir. Analizler için $4,068 \times 10^6$ Reynolds sayısına denk gelecek şekilde 2,75 m veter uzunluğu, 22,22 m/s hız koşullarında NACA 4412 kanat profili kullanılarak oluşturulmuştur. Fiziksel modelleme 2 boyutlu ve Reynolds-Averaged Navier Stokes denklemlerinden Realizable K-Epsilon türbülans modeli ile yer etkisinde operasyon koşullarında verimlilik (kaldırma/sürükleme) ve denge (moment/kaldırma) durumları incelenmiştir. NACA 4412 kanat profilinin fiziksel özellikleri aşağıda Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. NACA 4412 Kanat Profili Fiziksel Özellikleri

Kanat Profili	Maksimum Kamburluk (%)	Veterde (%)	Maksimum Kalınlık (%)	Veterde (%)
NACA 4412	4	40	12	30



Şekil 2. Yer Etkisi İnceleme Şematiği

Hesaplama alanı modellemesi kanat profili dikdörtgen bloktan çıkartılarak yapılmıştır. Kanat profili olarak ultra hafif genel havacılık uçaklarında oldukça geniş bir kullanım alanına sahip NACA 4412 kanat profili bu işlem için seçilmiştir. Hesaplama alanında kanat profili sistem girişine 6 veter uzunluğu, sistem çıkışına 7 veter uzunluğu, üst duvara 5 veter uzunluğu olacak şekilde konumlandırılmıştır. Kanat firar kenarını referans noktası olarak belirlenip zeminden 1 veter yükseklikten başlayarak 0.1 veter uzunluğuna kadar değişen yüksekliklerde Şekil 2’de gösterildiği gibi modellenmiştir. Yapılan analizlerle maksimum

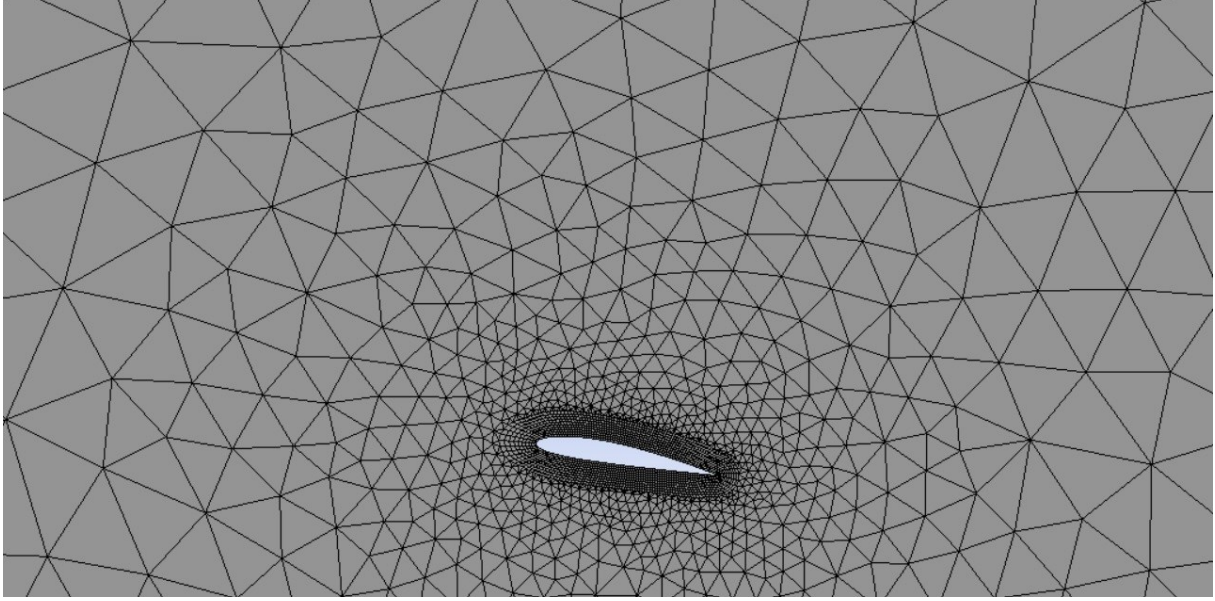
verimlilik ve en uygun denge unsurlarını sağlayacak açı ve irtifa değerleri elde edilmeye çalışılmıştır. Sistem girişi hız koşulu 22,22 m/s, sistem çıkış koşulu basınç-çıkışlı ve kayma yok (no-slip) duvar yer koşulu seçilmiştir. Yer koşulu aynı zamanda sistem giriş hızı ile aynı yönde 22,22 m/s olarak ayarlanmıştır. 2 boyutlu üçgen çözüm ağı kullanılmıştır. Kanat profili etrafı akış ayrışmasının olduğu bölge olduğu için zayıf bölge olarak isimlendirilmektedir ve analiz sonuçlarında basınç konturlarını daha iyi gözlemleyebilmek için kanat profili etrafındaki çözüm ağı yoğunluğu artırılmıştır. Çözüm ağı modelleme özellikleri Tablo 3'te ve çözüm ağı Şekil 3'te gösterilmiştir. Analizler yapılırken elde edilmek istenen parametreler tablosu Tablo 2'de açıklanmıştır.

Tablo 2. Yer Etkisi Gereklilikler Tablosu

Gereklilikler	İstenen	Açıklama
Yüksek Kaldırma/Sürüklenme oranı	C_L/C_D =maksimum olmalı	Yer etkisinde operasyon yürütürken maksimum verimlilik
Denge	C_M/C_L =minimum olmalı	Değişen yüksekliklerde minimum aerodinamik merkez kayması

Tablo 3. Çözüm Ağı Modelleme Özellikleri

Nodes	2601
Elements	3325
Inflation Option	First Layer Thickness
First Layer Height	3,4e-002m
Maximum Layers	10
Growth Rate	1,2
Element Size	3,4e-002m
Behaviour	Soft



Şekil 3. Çözüm Ağı Modellemesi

3. BULGULAR VE TARTIŞMA (FINDINGS AND DISCUSSION)

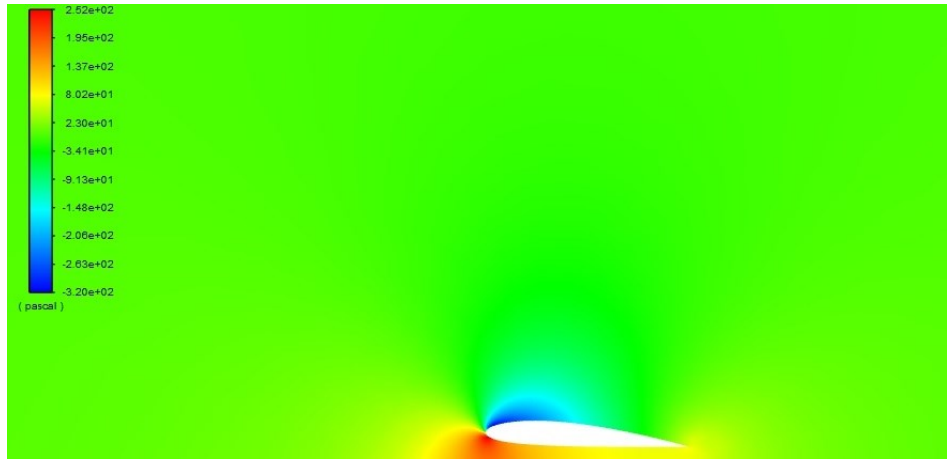
Analizler 1 veter uzunluğu irtifadan yapılmaya başlanmıştır. Bütün yükseklik değerlerinde kaldırma/sürüklenme 4 derece hücum açısına kadar artarken, 4 derece hücum açısından sonra düşmeye başlamıştır. 1 veter uzunluğu irtifa ve 4 derece hücum açısında kaldırma/sürüklenme oranı 36,54 olarak elde edilmiştir. 0,1 veter uzunluğu irtifa ve 4⁰ derece hücum açısında kaldırma/sürüklenme oranı 50,46 olarak elde edilmiştir. Analizlere ait kaldırma/sürüklenme (C_L/C_D) ve moment/kaldırma (C_M/C_L) değerleri Tablo 4, Şekil 8, Şekil 9’da ve analizlerde elde edilen kanat profili etrafındaki basınç dağılımları Şekil 4, Şekil 5, Şekil 6 ve Şekil 7’de verilmiştir.

Rabii El Maani ve ekibi yaptıkları çalışmada Spalart Allmaras, k- ω ve k- ϵ türbülans modellerinin deneysel sonuçlara en yakın sonuçların elde edildiği türbülans modelleri olduğunu göstermiştir [34]. Salim M. Salim ve S. C. Cheach yapmış oldukları çalışmada Relizable k- ϵ türbülans modelinin %5,78 hata payı ile deneysel sonuçlara yakın sonuçlar elde edildiğini açıklamıştır [35]. Shaowei Li ve ekibi çalışmalarında $4,1 \times 10^6$ Reynolds sayısında Relizable k- ϵ türbülans modelinin kaldırma, sürüklenme ve basınç katsayıları hesaplamasında %4 hata payı ile deneysel çalışmalarla örtüştüğünü göstermişlerdir [36].

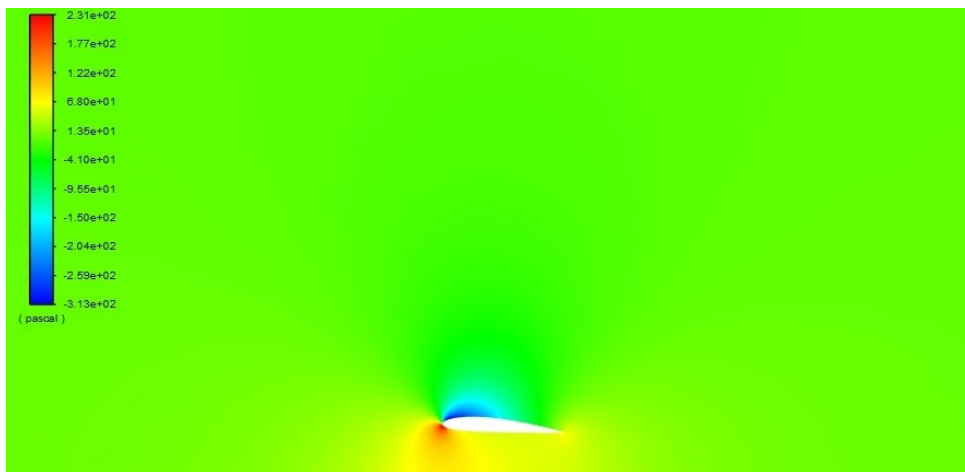
Bu çalışmada elde edilen veriler ve hesaplama alanının doğruluğu hakkında yorum yapılabilmesi amacıyla literatürde yer alan Ahmed ve ekibinin [2] yapmış olduğu deney sonuçlar dikkate alınmıştır. Ahmed ve ekibi $3,0 \times 10^5$ reynolds sayısı ve 8⁰ hücum açısında NACA 4412 kanat profilinin kaldırma katsayısını 1,2680 olarak hesaplamıştır. Aynı reynolds sayısı ve hücum açısında oluşturulan hesaplama alanında kaldırma katsayısı 1,3817 olarak elde edilmiştir. Deneysel çalışma ve yapmış olduğumuz sayısal analiz sonuçları karşılaştırıldığında %8,23 gibi düşük bir farklılık bulunmaktadır. Hem maddi hem de zaman kısıtlamaları nedeniyle hesaplama alanı deneysel çalışmaya gerek görmeden doğru kabul edilmiştir. Ancak kesin yargıya varılabilmesi adına ileriki çalışmalarda mutlaka rüzgâr tüneli deneylerinin yapılması gerekmektedir.

Tablo 4. Değişen irtifalarda elde edilen C_L/C_D ve C_M/C_L değerleri

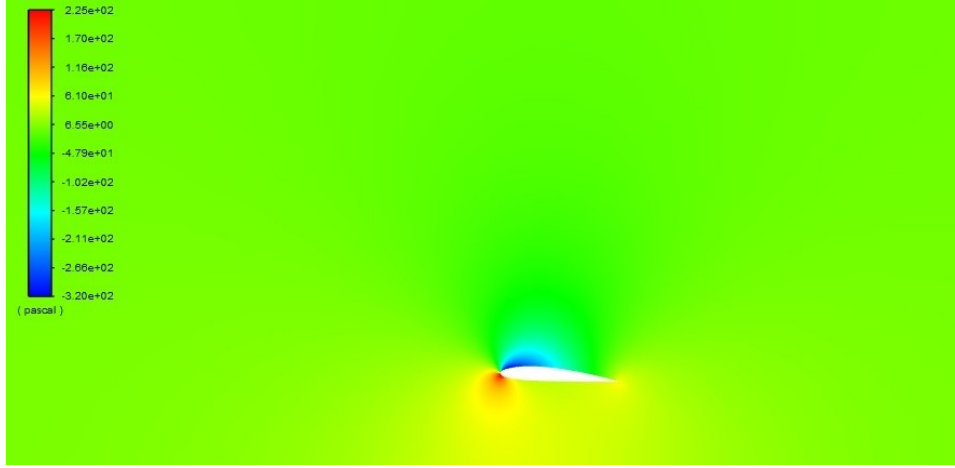
Yükseklik/Veter	C_L/C_D	C_M/C_L
1	36,5459	0,9025
0,9	37,9260	0,9969
0,8	42,3722	0,9021
0,7	42,0916	0,9037
0,6	31,6550	0,9094
0,5	34,7311	0,9123
0,4	42,5538	0,9082
0,3	35,3082	0,9191
0,2	48,5920	0,9100
0,1	50,4682	0,8922



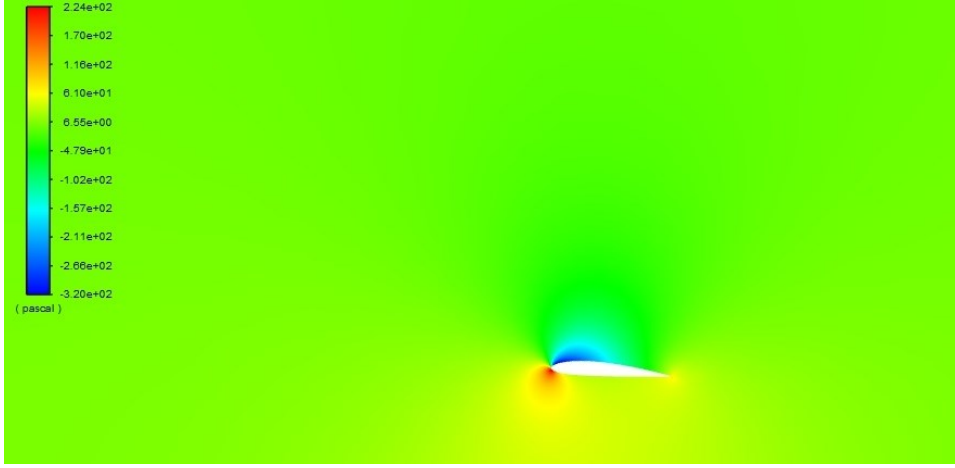
Şekil 4. $h/c=0,1$ İrtifasında Kanat Profili Etrafında Oluşan Basınç Dağılımları



Şekil 5. $h/c=0,4$ İrtifasında Kanat Profili Etrafında Oluşan Basınç Dağılımları

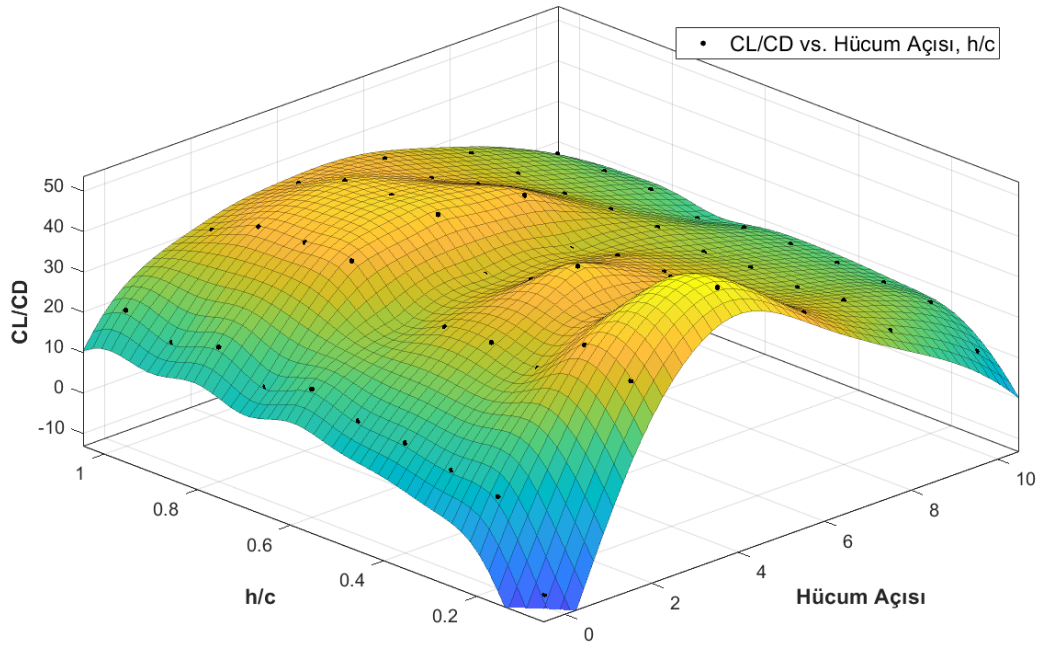


Şekil 6. $h/c=0,8$ İrtifasında Kanat Profili Etrafında Oluşan Basınç Dağılımları

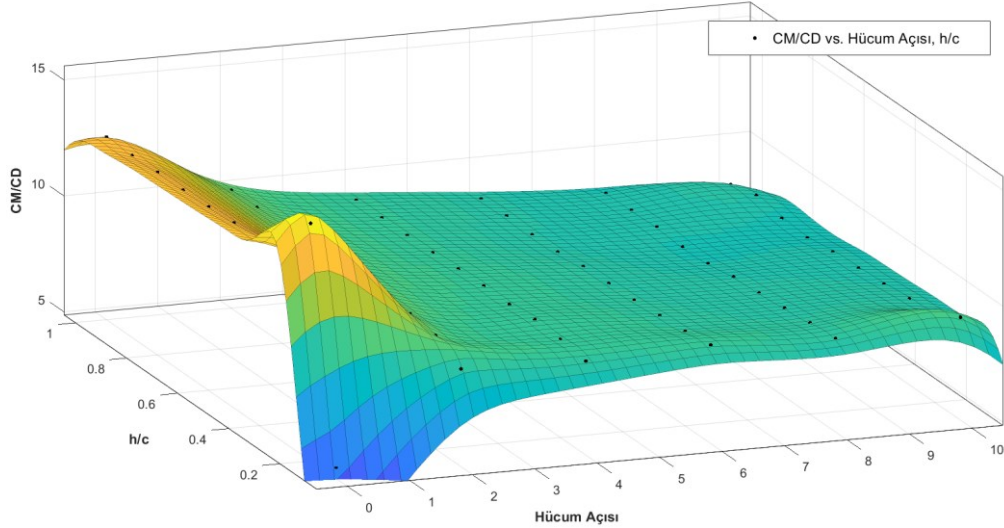


Şekil 7. $h/c=1$ İrtifasında Kanat Profili Etrafında Oluşan Basınç Dağılımları

Veter ağırlıklı (chord dominated) yer etkisi kanat profiline çarpan havanın etkisiyle (ram air effect) ortaya çıkmaktadır. Kanat yere yaklaştıkça kanat alt yüzeyinden geçen hava neredeyse durma noktasına gelerek kanat altında mümkün olan en yüksek basınç seviyesi oluşturularak kaldırma kuvveti serbest akış ortamıyla kıyas yapıldığında arttırılmış olur. Kanat alt yüzeyinde oluşturulan bu yüksek basınç alanı sayesinde kanadın üretebileceği kaldırma kuvvetini arttırdığı için Kaldırma/Sürükleme (C_L/C_D) oranı yani verimlilikte arttırılmış olur. Şekil 4 incelendiğinde 2,75m veter uzunluğuna sahip NACA 4412 kanat profili 1 veter yüksekliği irtifadan 0,1 veter yüksekliği irtifaya kadar 4^0 hücum açısında kanat alt yüzeyinde oluşan basınç dağılımları verilmiştir. Elde edilen sonuçlarda da görülebileceği üzere irtifa azaldıkça kanat alt yüzeyindeki basınç dağılımının arttığı net bir şekilde gözlemlenmektedir. Kanat alt yüzeyinde artan bu basınç dağılımından doğan Kaldırma/Sürükleme (C_L/C_D) oranındaki artışın grafiği Şekil 5'te verilmiştir.



Şekil 8. Değişen İrtifalarda 4^0 Hücum Açısında Elde Edilen Kaldırma/Sürüklenme (C_L/C_D) Oranları



Şekil 9. Değişen İrtifalarda 4^0 Hücum Açısında Elde Edilen Moment/Sürüklenme (C_M/C_L) Oranları

Yunuslama moment katsayısı (pitching moment coefficient) bir kanat profilinin aerodinamik merkezinin tanımıdır. Kanat tasarımı yapılırken kanat profilinin aerodinamik merkezi değişen hücum açısıyla birlikte minimum değerde değişim gösterdiği hücum açılarında değerlendirmesi yapılmalıdır. Bu yüzden yer etkisinde operasyon yürüten taşıtlarda aerodinamik merkez kayması kaldırma kuvvetiyle birlikte incelemektedir. Şekil 6'da görüleceği üzere moment/kaldırma oranı 4^0 hücum açısına kadar gözle görülür bir şekilde azalmış olup, 4^0 hücum açısından sonra çok küçük değerlerde değişim göstermiştir.

4. SONUÇ VE ÖNERİLER (CONCLUSION AND RECOMMENDATIONS)

NACA 4412 profiline sahip bir kanat konseptinin veter baskılı (chord dominated) yer etkisine maruz kaldığı yükseklik değerlerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Analiz sonuçları değerlendirilirken Tablo 2’de verilen yer etkisi gerekliliklerine göre değerlendirme yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda 2,75m veter uzunluğuna sahip kanat profili, analizleri yapılan bütün yükseklik değerlerinde en ideal kaldırma/sürükleme oranı ve moment/kaldırma oranlarını 4^0 hücum açısında yakalanmaktadır. En yüksek kaldırma/sürükleme oranı 0,1 veter uzunluğu yükseklikte elde edilmiştir ve sonuç olarak %38 oranında kaldırma/sürükleme oranının arttığı gözlemlenmiştir. Yapılan analizler değerlendirilirken dikkat edilen bir diğer faktör olan denge (moment/sürükleme) $0^0 - 4^0$ hücum açılarında dikkate değer şekilde düşüş göstermiştir ve 4^0 hücum açısından sonra çok küçük değerlerde değişime uğramıştır. Analizleri yapılan 2,75m veter uzunluğuna sahip NACA 4412 kanat profili yer etkisi koşullarında 4^0 hücum açısında hem en verimli hem de dengede olacağı değerlere ulaştığı gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] ROZHDESTVENSKY, Kirill V. Wing-in-ground effect vehicles. *Progress in aerospace sciences*, 2006, 42.3: 211-283. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.10.001>
- [2] AHMED, Mohammed R.; TAKASAKI, T.; KOHAMA, Y_. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect. *AIAA journal*, 2007, 45.1: 37-47. <https://doi.org/10.2514/1.23872>
- [3] JIA, Qing; YANG, Wei; YANG, Zhigang. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, 2016, 8.2: 209-217. <https://doi.org/10.1016/j.ijnaoe.2016.03.001>
- [4] HAHN, Tobias, et al. Analysis of wing-in-ground-effect vehicle with regard to safety ensuring control. *IFAC Proceedings Volumes*, 2014, 47.3: 863-868. <https://doi.org/10.3182/20140824-6-ZA-1003.01832>
- [5] WANG, H., et al. Computational aerodynamics and flight stability of wing-in-ground (WIG) craft. *Procedia Engineering*, 2013, 67: 15-24. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2013.12.002>
- [6] WIRIADIDJAJA, Surjatin, et al. Wing In Ground Effect Craft: a Case Study in Aerodynamics. *International Journal of Engineering & Technology*, 2018, 7.4: 5-9.
- [7] ZERAATGAR, Hamid; ROSTAMI, Ali Bakhshandeh; NAZARI, Abolfazl. A study on performance of planing-wing hybrid craft. *Polish Maritime Research*, 2012, 16-22.
- [8] CUI, Erjie; ZHANG, Xin. Ground effect aerodynamics. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010. <https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae022>
- [9] LAO, C. T.; WONG, E. T. T. Cfd simulation of a wing-in-ground-effect uav. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publishing, 2018. p. 012006.
- [10] PILLAI, Nikhil S., et al. Investigation on airfoil operating in Ground Effect region. *International Journal of Engineering & Technology*, 2014, 3.4: 540-544.
- [11] JAMES, Daniel; COLLU, Maurizio. Aerodynamically alleviated marine vehicle (AAMV): Bridging the Maritime-to-air domain. In: *SNAME 13th International Conference on Fast Sea Transportation*. OnePetro, 2015. <https://doi.org/10.5957/FAST-2015-019>
- [12] YUN, Liang; BLIAULT, Alan; DOO, Johnny. WIG craft and ekranoplan. *Ground Effect Craft Technology*, 2010, 2.
- [13] CHANETZ, Bruno. A century of wind tunnels since Eiffel. *Comptes Rendus Mécanique*, 2017, 345.8: 581-594. <https://doi.org/10.1016/j.crme.2017.05.012>
- [14] UYGUN, Murat; TUNCER, Ismail. A computational study of subsonic flows over a medium range cargo aircraft. In: *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2003. p. 3661. <https://doi.org/10.2514/6.2003-3661>
- [15] NAVIN, Kumar B., et al. Computational Fluid Dynamics Analysis of Aerodynamic Characteristics of NACA 4412 vs S809 Arifoil for Wind Turbine Applications. *International Journal of Advanced Engineering Technology*, 2016, 7: 168-173.
- [16] REID, Elliott G. *A full-scale investigation of ground effect*. US Government Printing Office, 1927.

- [17] SAUNDERS, George H. Aerodynamic characteristics of wings in ground proximity (Ground effect on aerodynamic characteristics of wings and lifting surface theory for finite wing of arbitrary planform). *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 1965, 11: 185-192.
- [18] NUHAIT, A. O.; MOOK, D. T. Numerical simulation of wings in steady and unsteady ground effects. *Journal of aircraft*, 1989, 26.12: 1081-1089. <https://doi.org/10.2514/3.45884>
- [19] CHAWLA, M. D.; EDWARDS, L. C.; FRANKE, M. E. Wind-tunnel investigation of wing-in-ground effects. *Journal of Aircraft*, 1990, 27.4: 289-293. <https://doi.org/10.2514/3.25270>
- [20] NUHAIT, A. O.; ZEDAN, M. F. Numerical simulation of unsteady flow induced by a flat plate moving near ground. *Journal of Aircraft*, 1993, 30.5: 611-617. <https://doi.org/10.2514/3.46389>
- [21] HSIUN, Chih-Min; CHEN, Cha'o-Kuang. Aerodynamic characteristics of a two-dimensional airfoil with ground effect. *Journal of aircraft*, 1996, 33.2: 386-392. <https://doi.org/10.2514/3.46949>
- [22] WOLFE, Walter P.; OCHS, Stuart S. *Predicting aerodynamic characteristic of typical wind turbine airfoils using CFD*. Sandia National Labs., Albuquerque, NM (United States), 1997. <https://doi.org/10.2172/534484>
- [23] BARBER, T. J.; LEONARDI, E.; ARCHER, R. D. A technical note on the appropriate CFD boundary conditions for the prediction of ground effect aerodynamics. *The Aeronautical Journal*, 1999, 103.1029: 545-547. <https://doi.org/10.1017/S0001924000064368>
- [24] BARBER, Tracie Jacqueline; LEONARDI, E.; ARCHER, R. D. Causes for discrepancies in ground effect analyses. *The Aeronautical Journal*, 2002, 106.1066: 653-668. <https://doi.org/10.1017/S0001924000011726>
- [25] FONSECA, Gustavo F.; BODSTEIN, Gustavo CR; HIRATA, Miguel H. Numerical simulation of inviscid incompressible two-dimensional airfoil-vortex interaction in ground effect. *Journal of aircraft*, 2003, 40.4: 653-661. <https://doi.org/10.2514/2.3169>
- [26] BARBER, Tracie. Aerodynamic ground effect: A case study of the integration of CFD and experiments. *International Journal of Vehicle Design*, 2006, 40.4: 299-316. <https://doi.org/10.1504/IJVD.2006.009068>
- [27] ABRAMOWSKI, Tomasz. Numerical investigation of airfoil in ground proximity. *Journal of theoretical and applied mechanics*, 2007, 45: 425-436.
- [28] SMITH, Justin; GRAHAM, Henry; SMITH, James. The validation of an airfoil in the ground effect regime using 2-D CFD analysis. In: *26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*. 2008. p. 4262. <https://doi.org/10.2514/6.2008-4262>
- [29] BADRAN, Omar; ALDUDAK, Regis Quadros Fettah; UND AERODYNAMIK, Fachgebiet Stromungslehre. Two-equation turbulence models for turbulent flow over a NACA 4412 airfoil at angle of attack 15 degree. *Mechanical Engineering Department Faculty of Engineering technology, Al-Balqa Applied University, PO Box*, 2008, 331006.
- [30] ZHANG, Xuan; QU, Qiulin; AGARWAL, Ramesh K. Computation of flow field of an airfoil with gurney flap in ground effect. In: *35th AIAA applied aerodynamics conference*. 2017. p. 4466. <https://doi.org/10.2514/6.2017-4466>
- [31] BRAVO-MOSQUERA, Pedro David, et al. Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 80: 156-176. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.07.014>
- [32] OXYZOGLU, Ioannis; XIE, Zheng-Tong. Effects of heaving motion on the aerodynamic performance of a double element wing in ground effect. *Fluid Dynamics and Material Processing*, 2020, 1. doi:10.32604/fdmp.2020.012237
- [33] LAUNDER, Brian Edward; SHARMA, Bahrat I. Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disc. *Letters in heat and mass transfer*, 1974, 1.2: 131-137.
- [34] EL MAANI, Rabii, et al. Study of the turbulence models over an aircraft wing. *Incert Fiabilité Des Systèmes Multiphysiques*, 2018, 2.2: 1-11.
- [35] SALIM, Salim M.; CHEAH, S. Wall Y strategy for dealing with wall-bounded turbulent flows. In: *Proceedings of the international multiconference of engineers and computer scientists*. 2009. p. 2165-2170.
- [36] LI, Shaowei, et al. Aerodynamic investigation of RAE2822 airfoil in ground effect. *Procedia Engineering*, 2015, 126: 174-178. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.208>