



POLİTEKNİK DERGİSİ

JOURNAL of POLYTECHNIC

ISSN: 1302-0900 (PRINT), ISSN: 2147-9429 (ONLINE)

URL: <http://dergipark.gov.tr/politeknik>



Modifiye edilmiş NACA-0015 kanat yapısında tüberkül etkisinin sayısal analizi

The numeric analysis of tubercle effect on modified NACA-0015 airfoil

Yazar(lar) (Author(s)): Himmet Erdi TANÜRÜN¹, Adem ACIR²

ORCID¹: 0000-0001-7814-7043

ORCID²: 0000-0002-9856-3623

Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz (To cite to this article): Tanürün H. E. ve Acır A., “Modifiye edilmiş NACA-0015 kanat yapısında tüberkül etkisinin sayısal analizi”, *Politeknik Dergisi*, 22(1): 185-195, (2019).

Erişim linki (To link to this article): <http://dergipark.gov.tr/politeknik/archive>

DOI: 10.2339/politeknik.391800

Modifiye Edilmiş NACA-0015 Kanat Yapısında Tüberkül Etkisinin Sayısal Analizi

Araştırma Makalesi / Research Article

Himmet Erdi TANÜRÜN*, Adem ACIR

Teknoloji Fakültesi, Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü, Gazi Üniversitesi, Türkiye

(Geliş/Received : 04.11.2017; Kabul/Accepted : 13.01.2018)

ÖZ

Bu çalışmada, kambur balinanın aerodinamik özellikleri, NACA-0015 kanat modeline uygulanarak kanat performansı incelenmiştir. Kambur balinanın avını takip etmesi ve yakalaması esnasındaki manevra kabiliyetinden ilham alınarak, NACA-0015 kanadının hücum kenarı bölgesine aynı dalga boyunda (w) ve farklı genlikteki (a) tüberküller yerleştirilmiştir. Elde edilen 3 farklı modifiyeli NACA-0015 kanadı ile düz kanat, aerodinamik performans açısından karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada kullanılan modifiye NACA-0015 kanatlarının dalga boyu değeri, chord(veter) uzunluğunun %16'sı ve genliklerin değeri ise sırasıyla chord uzunluğunun %0,05, %0,1 ve %0,15'i olarak belirlenmiştir. Kanat yapıları Solidwoks CAD programında tasarlanmıştır. ANSYS Fluent yazılımında ortalama Navier-Stokes analiz yönteminde k-epsilon realizable türbülans modeliyle sayısal olarak analiz edilmiştir. Kanat açıklık oranı (e/b boy oranı) değeri 1,1 seçilmiştir. $7,2 \times 10^5$ Reynolds sayısında, 0° ile 46° arasındaki hücum açılarında kanat üzerinde analizler yapılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde, $0,05a0,16w$ ($0,05a$ ve $0,16w$) kanadın sürtünme katsayısı (C_D) düz kanatla kıyaslandığında %12,57 daha düşüktür. İrtifa kaybı(Stall) sonrası hücum açıları için, $0,05a0,16w$ kanadı ile düz kanat ortalama kaldırma katsayısı (C_L) ve C_D değeri açısından kıyaslandığında $0,5a0,16w$ kanadı sırasıyla %7,86 ve %9,79 daha yüksek değerlere sahiptir. Stall sonrasında aerodinamik verim(C_L / C_D), $0,05a0,16w$ kanadının, düz kanattan %3,81 daha yüksek olduğu görülmektedir.

Anahtar Kelimeler: Kambur balina, uçak kanadı, aerodinamik, tüberkül, hesaplamalı akışkanlar dinamiği.

The Numeric Analysis of Tubercle Effect on Modified NACA-0015 Airfoil

ABSTRACT

In this study, the aerodynamic characteristics of the humpback whale were investigated by applying the NACA-0015 model to the wing of the airfoil. Inspired by the maneuverability during the chase and capture of the humpback whale, NACA-0015 has placed the tubercles the same wavelength (w) and different amplitudes (a) in the leading edge region of the wing. The three different modified wings and the baseline obtained were compared in terms of aerodynamic performance. The wavelength of the modified wings used in this study is 16% of the chord length and the values of the amplitudes were determined as 0,05%, 0,1% and 0,15%, respectively, of the chord length. All wing structures were designed in Solidworks CAD program. These solid models were numerically analyzed with the k-epsilon realizable turbulence model in the average Navier-Stokes analysis method in ANSYS Fluent software. Wing openness ratio (aspect ratio) value 1,1 was selected. On the $7,2 \times 10^5$ Reynolds number, analyzes were made on the wing at the attack angle between 0° and 46° . After the examination of the results, it's found that the baseline has a higher lift coefficient (C_L) than the modified wing before the stall. The coefficient of friction (C_D) of the $0,05a0,16w$ ($0,05a$ ve $0,16w$) is 12,57% lower than that of the baseline. For post-stall angle of attacks, when $0,05a0,16w$ wing is compared to baseline average C_L and C_D value, the wing of $0,5a0,16w$ has 7,86% and 9,79% higher values respectively. After stall, It has seen that the aerodynamic efficiency (C_L / C_D) of $0,05a0,16w$ is %3,81 higher than the baseline.

Keywords: Humpback whale, airfoil, aerodynamic, tubercle, computational fluid dynamics.

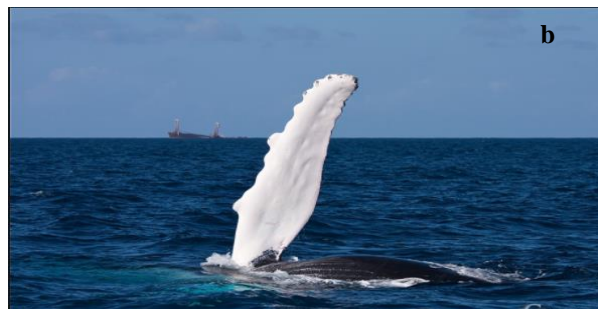
1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

NACA kanat serileri hem rüzgar türbinlerinde hem de uçak kanat yapılarında kullanım alanlarına bağlı olarak aerodinamik performansı doğrudan etkilediği bilinmektedir. Kanat yapısının kullanım alanlarına göre rüzgar enerji açısından yeterli derecede faydalanabilme ya da maksimum enerji üretimi amaçlanırken, uçak kanat yapılarında aerodinamik karakteristik performansının kaldırma/sürüklenme kuvveti açısından optimum değerleri sağlaması beklenmektedir. Literatürde bazı

araştırmacılar tarafından NACA serisi kanat yapılarının aerodinamik davranışları ile ilgili çalışmalar deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Yao ve diğerleri NACA-0018 kanat profilinin aerodinamik performansını sayısal yöntemleri kullanarak incelemişler ve farklı hücum açılarının kaldırma, sürüklenme ve yüzey basıncını etkilerini irdelemişlerdir [1]. Lianbing vd., NACA-0012 kanat profilinin 3×10^6 Reynold sayısında kanat profilinin kaldırma ve sürüklenme performansı ve stall açısını, sayısal olarak araştırmışlardır [2]. Villalpando vd., NACA-63-415 kanat profilinin sayısal analizini farklı türbülans modelleri kullanarak, deneysel sonuçlarla uyum sağlayan en iyi türbülans modelini araştırmışlardır.

*Sorumlu Yazar (Corresponding Author)
e-posta : erdi.tanurun@gmail.com

SA (Spalart Allmaras) türbülans modelinin, deneysel sonuçlarla eşdeğer sonuçlara sahip olduğunu vurgulamışlardır [3]. Duvigneau ve Visonneau tarafından sentetik jet kullanılarak, NACA-0015 kanat profilinin kontrolü ve kanat performansı üzerine etkisi incelenmiştir [4]. Siauwd., NACA-0015 kanat profili etrafındaki akışın dinamik geçişini akıcı vorteks (fluidic vortex) generatör kullanarak araştırmışlardır. 1×10^6 Reynolds sayısında NACA-0015 kanat profili üzerindeki akış ayrılmaları ve birleşmeleri deneysel olarak incelemiştir [5]. Srinivosan vd., salınım yapan kanat profilinin üzerinde farklı türbülans modellerinin deneysel çalışmalarla benzeşimi yönünde NACA-0015 kanat profili üzerinde çalışmışlardır [6]. Ravi vd., NACA-4412 kanat profili üzerinde $k-\omega$ ve Spalart Allmaras türbülans modellerini kullanarak laminer akıştan türbülanslı akışa geçişi sayısal olarak incelemiştir [7]. Deepa vd., NACA-0012 kanat profili üzerinde deneysel ve sayısal araştırma yaparak, sonuçlar karşılaştırılmıştır [8]. Şahin ve Acır, NACA-0015 modeli uçak kanadı profilini deneysel ve nümerik olarak incelemiştir. Nümerik çalışmada spalart-almaras ve $k-\epsilon$ olmak üzere 2 farklı türbülans modeli kullanarak hem deneysel çalışmanın doğruluğunu hem de hangi türbülans modelinin aerodinamik çalışmada daha doğru sonuç verdiğini göstermişlerdir [9]. Khabisi, 2×10^6 Reynolds sayısında 4 farklı hücum açısı için NACA-0015 kanat yapısı üzerindeki akış çizgilerini ve basınç dağılımlarını Abaqus sonlu elemanlar yazılımı ve XFLR5 kullanılarak nümerik olarak incelemiştir. Analizler sonucunda NACA-0015 kanat yapısının stall açısını $18,3^\circ$ olarak belirlemiştir [10]. Saad vd., 4×10^6 Reynolds sayısında 6 farklı kanat modelinin aerodinamik karakteristikleri Xfoil, Fluent ve deneysel olarak kıyaslamışlardır. Çalışma sonucunda, -15° ile 15° arasında bütün kanatlar için 8° 'de en yüksek kaldırma katsayısı sağlanmıştır [11].



Şekil 1. a) Kambur balina b) yüzgecinin yapısı (a) Humpback whale b) structure of the flipper) [12,13]

Yapılan çalışmalarda genel olarak düz kanatlar kullanılmış ancak, aerodinamik performansı iyileştirmeye yönelik bazı çalışmalar yapılmıştır.

Bilimsel birçok buluş doğadan esinlenilerek gerçekleştirilmiştir. Kambur balınadan yüzgeç yapısından düzensiz tüberkül olarak isimlendirilen sinüzoidal yapılar [12,13] yüzgeç üzerinde vortex oluşturmada ve akışın kanat üzerinde tutunmasını sağlamaktadır [14-17]. Balınan kanat yapısından yola çıkarak son zamanlarda yapılan çalışmalarda kambur balınanın yüzgeç yapısı, NACA-634-021, NACA-0020, NACA-2412 düz kanatlarının hücum kenarı bölgesinde tüberkül olarak modifiye edilmiştir [18-21]. Hasan vd., NACA-4412 düz ve modifiyeli kanat profillerini 0° ile 20° aralığındaki hücum açılarında sayısal ve deneysel olarak incelemiştir. Deneyler rüzgâr tüneline kanat profilleri dikey olarak yerleştirilerek $4,3$ m/s akış hızında ve $Re=1,03 \times 10^6$ sayısında gerçekleştirmişlerdir. Yapılan çalışmalar sonucunda yüksek hücum açılarında modifiyeli kanadın düz kanada oranla kaldırma katsayısının daha fazla arttığı gözlemlenirken bütün hücum açılarında ise sürüklenme katsayısının düştüğünü belirlemiştir. Ayrıca 10° hariç tüm hücum açılarında C_L/C_D oranının modifiyeli kanatta düz kanada göre daha yüksek değere sahip olduğu saptanmıştır [22]. Pedro ve Kobayashi düşük Reynolds sayısında 2 farklı kanat modelini deneysel ve nümerik incelemiştir. Modifiye kanat yapısında akış ayrışması düz kanada nazaran daha geç gerçekleştiği için stall daha yüksek bir açıda oluştuğunu gözlemlemiştir. Nümerik çalışmalarda ise stall geçikmesinin nasıl gerçekleştiğini incelemiştir [23]. Rostamzadeh vd., NACA-0021 kanat profili üzerinde hem türbülans hem de laminar akış rejimlerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) kullanılarak sayısal analizler yapılmıştır. Bu analizlerde 120000 ve 1500000 Reynolds sayılarında hava akışının tüberküllü kanat profili üzerindeki etkilerinin görülmesi hedeflenmiştir. Bu amaçla, HAD'nde akış yapısı ve aerodinamik davranışları incelenmiştir. Daha sonra tüberküllü kanat analiziyle elde edilen veriler düz kanat modeli ile karşılaştırılmıştır. Kullanılan kanat profili ise $0,3$ m veter uzunluğu ve 21 m genişliğindedir. Araştırmalar sonucunda NACA-0021 düz kanat profilinin ani bir stall kaybına uğradığı görülmüştür. Bu gözlem, Reynolds sayı etkileriyle ilgili çalışmaların önemini ve tüberküllerin endüstriyel uygulamalarında ki stall özellikleri incelenmiştir [24]. Cai ve Zuo, NACA-634-021 düz kanadının ön bölgesine tek bir tüberkül yapısı yerleştirilerek, düz kanat ile modifiye edilmiş kanatların stall performansını deneysel olarak incelemiştir. Analiz sonuçlarında modifiyeli kanadın, düz kanat yüzeyinde akış ayrışması aniden olurken, modifiyeli kanat da sırasıyla çukur bölge, yüzey ve uç bölgede kademeli olarak akış ayrışması gerçekleşmiştir. Bu kademeli ayrışma da stall olayını düz kanada göre daha geç olmasını sağlamaktadır [25].

Bu çalışmada; NACA-0015 kanat profili tüberkül olarak isimlendirilen sinüzoidal yapılar ile modifiye edilmiştir. Yapılan çalışmada, NACA-0015 kanat profili farklı

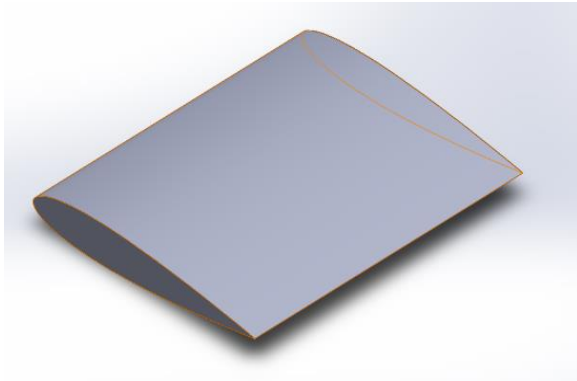
genliklerde (0,5, 0,1, 0,15c) ve sabit dalga boyunda (0,16c) modifiye edilmiştir. Modifiye edilmiş NACA-0015 kanat profilinden elde edilen aerodinamik performanslar, kaldırma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve aerodinamik verim (C_L/C_D) açısından FLUENT programıyla analiz edilmiş ve düz kanat profili ile karşılaştırılmıştır.

2. MATERYAL VE METOD (MATERIAL and METHOD)

2.1. Geometri (Geometry)

Bu çalışmada kullanılmak üzere 4 farklı uçak kanadı modeli CAD (Computer-Aided Design) programı olan Solidworks'de tasarlanmıştır. Bütün kanatlar için kambur balinanın göğüs yüzgecine benzer bir yapıda olan NACA-0015 kanat profili temel olarak kullanılmıştır. NACA-0015 kanadın maksimum kalınlığı, veter uzunluğunun %15'dir. Kanat profilinde, kamburluk eğrisi olmadığından dolayı simetrik uçak kanadı profili olarak tanımlanır. Bu iki etken NACA-0015 kanadının ismini oluşturmaktadır [26].

Şekil 2.'de gösterildiği üzere bu çalışmada kullanılacak olan düz kanatın veter ve kanat açıklığı sırasıyla 10 cm ve 11 cm olarak belirlenmiştir. Veter boyu ile kanat açıklığı boyunun çarpımıyla kanat alanı (S) elde edilmiştir. Bu çalışmada kanat alanı $0,011 \text{ m}^2$ 'dir. Bu ölçüler, nümerik analizlerin sonuçlarını daha sonra rüzgâr tüneline karşılaştırabilmek için seçilmiştir. Karşılaştırmanın daha iyi yapılabilmesi için, düz kanat için seçilen yüzey alanı ile modifiyeli kanatların yüzey alanlarının eşit olmasına dikkat edilmiştir.

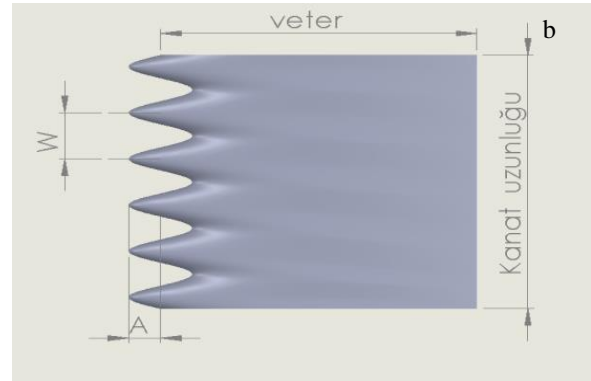
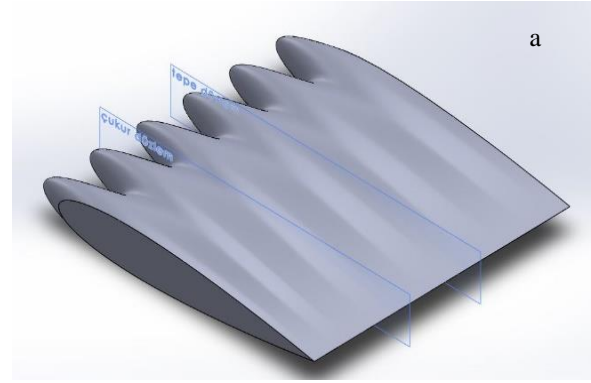


Şekil 2. Düz kanat (Baseline)

Şekil 3.'de gösterildiği üzere, analizi yapılmak istenilen farklı tüberküllerin geometrileri Eşitlik 1 ve Eşitlik 2 kullanılarak oluşturulmuştur. Çalışma kapsamında analizi yapılan kanat geometrileri Çizelge 1.'de verilmiştir. Örnek olarak 0,1a0,16w kanadının izometri görünüşü gösterilmiştir [19].

$$k = \frac{4\sin^{-1}(c)}{w} \quad \text{için } 0 \leq x \leq 0,1 \text{ cm} \quad (1)$$

$$y = A\sin(kx) \quad (2)$$



Şekil 3. 0,1A0,16W kanadın a) izometrik b) genlik ve dalga boyu gösterimi (0,1A0,16W airfoil a) isometric b) amplitude and wavelength display of 0,1A0,16W airfoil)

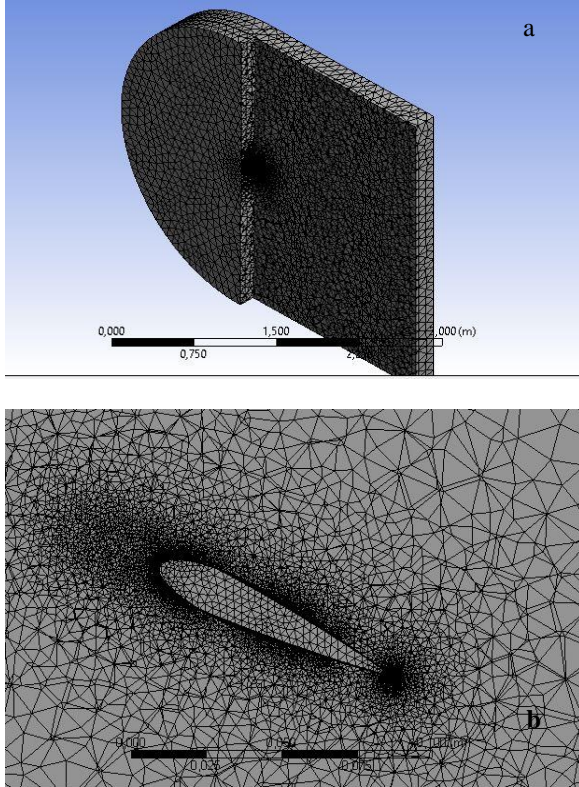
Çizelge 1. Kanat Geometrileri

Kanat İsmi	Genlik(a)	Dalga Boyu(w)	
Düz Kanat	0	0	0a0w
Modifiyeli Kanat 1(M1)	0,05c	0,16w	0,05a0,16w
Modifiyeli Kanat 2(M2)	0,1c	0,6w	0,1a0,16w
Modifiyeli Kanat 3(M3)	0,15c	0,16w	0,15a0,16w

2.2 Ağ Yapısı (Meshing)

Sayısal olarak çözümleme yapılan bütün dış akış analizlerinde, akışın giriş ve çıkış yüzeyleri ile çözümleme yapılacak olan kanat yapısının sınır şartı ile tanımlanması gerekmektedir. Sınır şartları, akış hacmi olarak ifade edilen bir bölgede tanımlanır. Şekil 4-a.'da gösterilen C-tipi akış hacmi, mesh sayısını minimum seviyede tutmasından dolayı aerodinamik alanda yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada da mesh sayısının verimi göz önüne alarak C-tipi akış hacmi kullanılmıştır. Ağ örgüsü tetragonal yapıda seçilmiştir. Aerodinamik analizlerde, belirli bölgelere yoğunlaştırılmış mesh uygulanması meshin doğruluğu için şarttır. Bu durumun

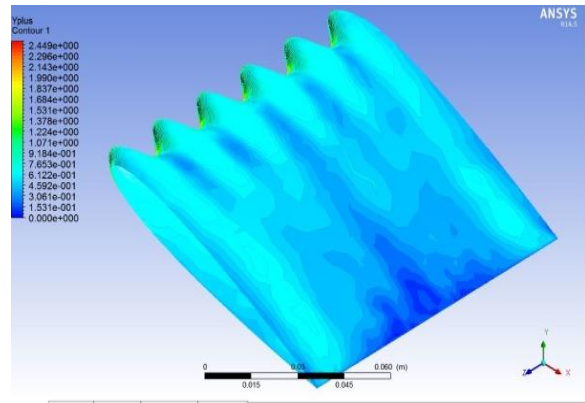
başlıca sebebi, kanat üzerinde ve çevresinde çok küçük alanlarda, akış büyük değişimler gösterirken, kanat yapısından uzaklaştıkça bu değişimin azalmasıdır. Bu değişimlerin olduğu bölgelere diğer bölgelere nazaran daha küçük hacimde ağ örgüleri uygulanırsa analizlerin doğruluğu çoğu zaman aynı paralellikte artmaktadır. Mesh kalitesini arttırmak için gösterilmiş olan “inflation” komutunu kullanarak Şekil 4-b.’de gösterildiği gibi kanat etrafındaki bölgeye yoğunlaştırılmış mesh uygulanmıştır.



Şekil 4. Düz kanata a) ağ örgüsü görünüşü b) kanat etrafındaki yoğunluğu (Baseline a) mesh appearance b) density around the airfoil)

2.’de anlaşıldığı üzere 1271746 mesh sayısı ile 2758767 mesh sayısı arasında belirgin bir fark oluşurken 2758767 ve 3921864 arasında %1’den düşük bir hata gözlenmiştir. Bu durum 2758767 mesh sayısının yeterli olduğunu ortaya çıkarmıştır.

Kanat etrafındaki mesh sayısını artırmak her zaman kaliteyi artırmayabilir. Örneğin mesh sayısı arttığında her bir meshin keskinliği artabilir bu durum da mesh kalitesini düşürebilir ve sonucun doğruluğunu etkiler. Doğru metotları kullanmak şarttır. Kanat etrafındaki mesh kalitesinin doğruluğunu garanti etmek için boyutsuz bir sayı olan y^+ değeri kullanılır [27]. Dış akış için literatür de y^+ değerinin 0 ile 5 arasında olması beklenir. Analizlerde y^+ değeri 0’a ne kadar yakın olursa, uçak kanadının yüzeyindeki türbülans sınır tabakanın çözümlenmesinin de aynı paralellikte doğruluğu artar. Şekil 5.’de görüldüğü üzere bu çalışmada, kanat üzerindeki bütün bölgelerde y^+ değeri 2’den küçüktür.



Şekil 5. Kanat üzerindeki y^+ değeri (y^+ value on airfoil)

Y^+ yanı sıra meshin kalitesini skewness (çarpıklık) ve orthogonal quality (ortogonal kalite) kullanarak da değerlendirebiliriz. Çarpıklık, hücrenin şekli ile eşdeğer

Çizelge 2. Mesh sayısından bağımsızlık (Independence from mesh count)

	C_L	C_D	Mesh Sayısı
0,05a0,16w	0,474	0,213	1271746
	0,509	0,223	2758767
	0,511	0,225	3921864

Kanat etrafındaki yoğunluk, mesh kalitesini çoğu zaman artırırken diğer yandan analizin çözüm süresi de aynı paralellikte artmakta ve istenmeyen bir duruma sebep olmaktadır. Kaliteyi düşürmeden olabilecek en hızlı sürede çözüm yapabilmek için ideal mesh sayısı belirlenmiştir. 4 kanadın birbiriyle aynı mesh sayısına sahip olması imkânsızdır ancak kanatlar arasındaki mesh sayısının %1-2 farklılık göstermesi çözümlenin aynı şartlarda olması için yeterlidir. 1271746, 2758767 ve 3921864 olarak belirlenen 3 farklı mesh sayısında, 25° hücum açısında, 0,1a0,16w modifiyeli kanat için yapılan analizlerin sonuçları Çizelge 2.’de gösterilmiştir. Çizelge

hacimdeki eşkenar bir hücrenin şekli arasındaki fark olarak tanımlanır ve 0 değerine yakın olması beklenmektedir [28]. Ortogonal kalitenin ise 1’e yakın olması gerekmektedir. Yapılan çalışmada 4 kanat için en küçük ve en yüksek çarpıklık değeri sırasıyla 0,236 ve 0,248’dır. Ortogonal kalite değeri en düşük 0,861 ve en yüksek 0,882 olarak tespit edilmiştir. Bulduğumuz bu değerlerle de mesh kalitesi ve doğruluğunun uygun olduğu görülmektedir.

Hacimsel alan belirlenirken sınır şartlarının negatif etkisinden kaçınılması gerekmektedir. Böyle bir durumla karşı karşıya gelmemek için, sınır şartlarının kanada olan

mesafesi kanat üzerindeki akışı etkilemeyecek kadar uzakta olmalıdır. Bu sebeple kanat, koordinat düzleminin merkezine yerleştirilmiştir. Havanın akış alanına girdiği yüzey ile kanadın hücum kenarı arasında 15c, havanın akış alandan çıktığı yüzey ile kanat arka bölgesi arasında 20c ve yan yüzeyler ile kanat arasında 3c uzunluğunda mesafe bulunmaktadır.

Spalart-almaras aerodinamik çalışmalar için kullanılan türbülans modeli olmasına rağmen dış akışın çalışmalarında duvar dibi hassasiyetin önemli olduğu durumlarda, analizde kritik bölgelerde yeterince hassas çözümler yapamaması nedeniyle bu çalışmada kullanılmamıştır. Spalart-almaras yerine duvar dibi hassasiyeti yüksek olmasından dolayı k-epsilon türbülans modeli tercih edilmiştir [29]. K-epsilon türbülans modeli denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \beta^* k - Y_p + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_b - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_3 \frac{\epsilon}{k} C_{3k} G_k + S_\epsilon \quad (4)$$

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

Bu çalışma Gazi Üniversitesi imkânları kullanılarak yapıldığından, Ankara'daki havanın termodinamik özellikleri referans alınmıştır. Ankara'da havanın viskozitesi (μ) ve yoğunluğu (ρ) sırasıyla 1,15 kg/m³ ve 1,768 kg/m.s olarak alınmıştır. Bu kanat yapısının genellikle insansız hava araçları gibi ölçütleri diğer uçaklara nazaran daha küçük olan uçaklar için kullanıldığından Reynolds sayısı 72197 olarak belirlenmiştir. Analizde kullanılan diğer değerler Çizelge 3.'de verilmiştir.

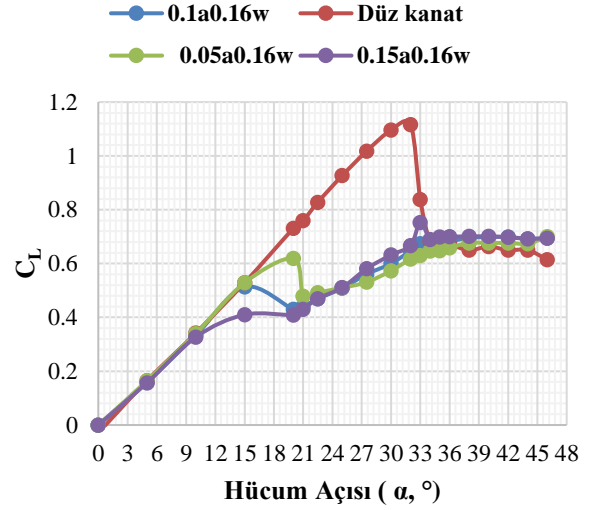
Çizelge 3. Analizde kullanılan diğer değerler (Other values used in the analysis)

Çözüm	Pressure-Based
Hız	12 m/sn
Çözüm Metodu	Simple
Momentum	Second Order Upwind
Türbülans Kinetik Enerji	First Order Upwind

3. SAYISAL SONUÇLAR VE TARTIŞMA (NUMERICAL RESULTS & DISCUSSION)

Aynı dalga boyuna ve 3 farklı genişliğe sahip modifiyeli kanat ile düz NACA-0015 kanadı aerodinamik performansları açısından incelenmiştir. Yapılan analizin sonuçları, hem düz kanat hem de modifiyeli kanatlar literatürde elde edilen değerlerle benzer davranış göstermektedir. Mizoguchi vd., 0,5-1,5 en-boy değerlerinde düz kanat yapılarının performansları incelemiştir. 1,1 AR sahip kanat yapısı 35° stall değerine ulaşmıştır. Bizim çalışmamızda stall değeri 34° elde edilmiştir. 1° fark Reynold ve kanat yapısındaki farkdan kaynaklanmaktadır [30]. Modifiyeli kanat ile düz

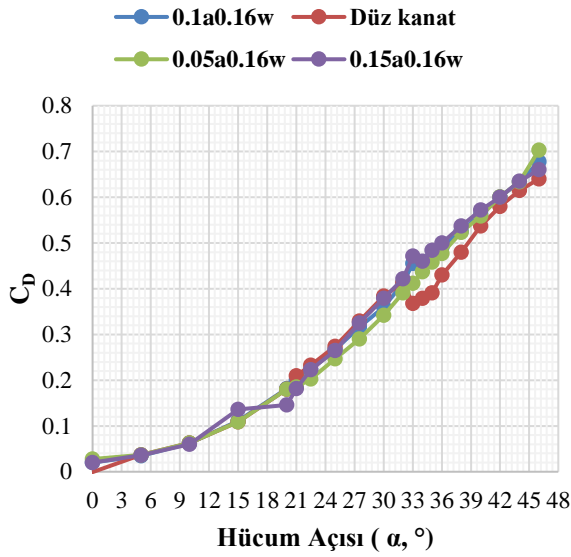
kanat arasındaki fark ise Asli ve diğerlerin çalışmasıyla benzer bir eğilim göstermektedir [31].



Şekil 6. Modifiyeli ve düz kanatların kaldırma katsayılarının karşılaştırılması (Comparing lifting coefficients of modified and baseline airfoils)

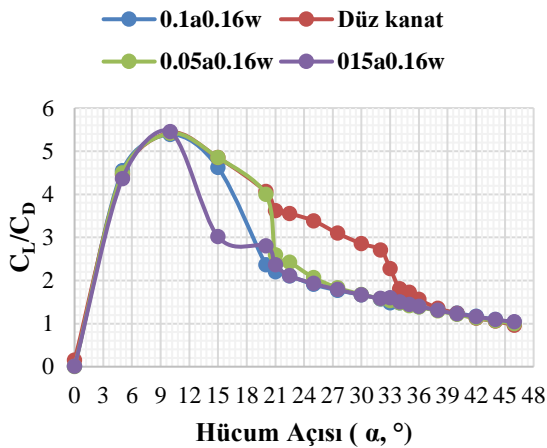
Şekil 6.'da 0° ile 45° arasındaki hücum açılarında Cl değerleri gösterilmiştir. Şekil 6.'dan açıkça görüldüğü üzere 0-18° hücum açıları arasındaki değerlerde modifiyeli kanat ile düz kanat arasında dikkate değer bir performans farkı gözlemlenmemiştir. 16-33° arasındaki hücum açılarında ise düz kanadın Cl değeri bütün modifiyeli kanatların Cl değerinden daha yüksektir. Stall açısından sonraki hücum açılarında ise düz kanadın Cl değeri, ani bir şekilde azalma gözlemlenirken modifiyeli kanatların stall sonrası Cl değerleri sabit bir eğilim göstermiştir. Stall sonrası M1 kanat modelinin ortalama Cl değeri düz kanada göre %7,86 daha yüksek olduğu görülmektedir. 46°'de bu değer en yüksek seviyeye çıkarak %14,75 olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca 15 ile 23°'deki hücum açıları arasında 3 modifiyeli kanat için de Cl değerinde azalma gözlemlenmiştir. Modifiyeli kanatlar kendi aralarında kıyaslandığında uçak kanadının genişliği azaldıkça, Cl değerinde daha kademeli bir eğilim azalma gerçekleştiği belirlenmiştir.

Şekil 7.'de düz kanat ile 3 modifiyeli kanadın 0 ile 45° arasındaki hücum açılarında Cd değerleri karşılaştırılmıştır. 0° ile 18° arasındaki hücum açılarında bütün kanat modellerinde benzer davranışlar gözlemlenmiştir. 18-33° arasındaki hücum açılarında modifiyeli kanatların düz kanada göre Cd değeri daha düşüktür. Her bir hücum açısı için, M1 kanadı ile düz kanadın Cd değerleri karşılaştırıldığında, M1 kanadın düz kanada göre %12,57 daha düşük bir Cd değerine sahip olduğu tespit edilmiştir. 34°'den sonra düz kanat için stall gerçekleşmesiyle birlikte düz kanadın Cd değeri, bütün modifiyeli kanatların Cd değerinden daha düşüktür. 34-46° arasındaki hücum açılarında M1 kanadının Cd değeri düz kanadından %9,79 daha yüksektir.



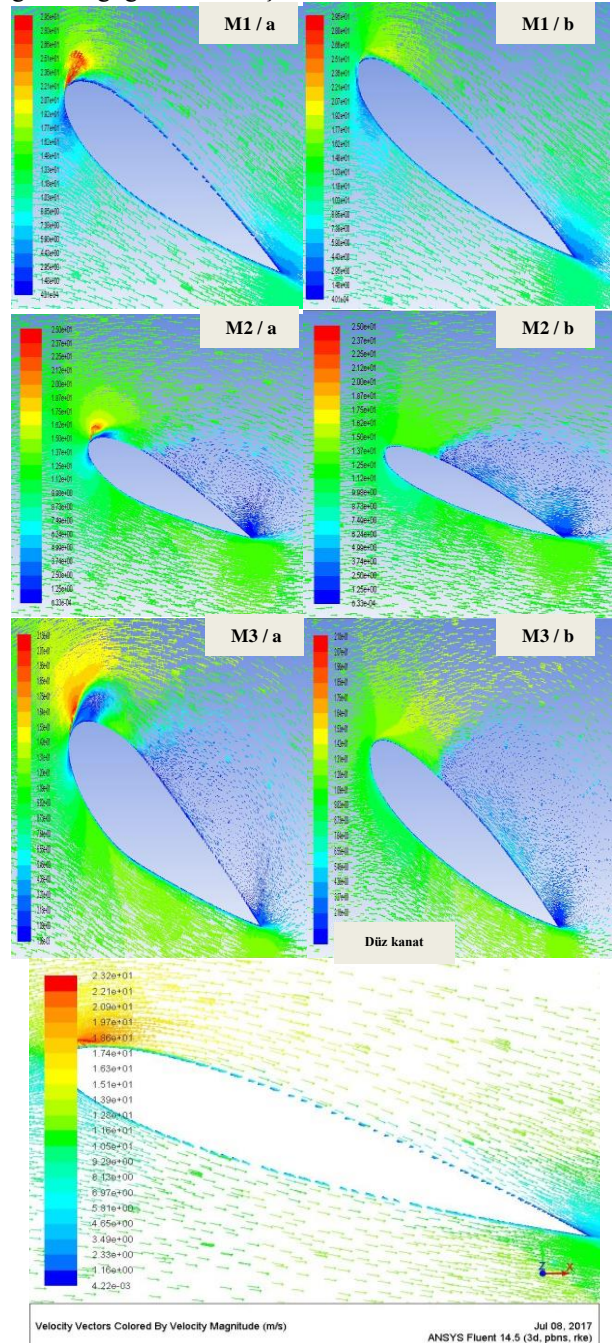
Şekil 7. Modifiyeli ve düz kanatların sürtünme katsayılarının karşılaştırılması (Comparing lifting coefficients of modified and baseline airfoils)

Şekil 8.'de 0° ile 45° arasındaki hücüm açıları için aerodinamik verim grafiği çizilmiştir. Şekil 7. yorumlandığında 0-22° arasındaki hücüm açılarında düz kanat ile M1 kanadı benzer davranış göstermişlerdir. Aynı hücüm açılarında M2 ve M3 modifiyeli kanatları düz kanatla kıyaslandığında aerodinamik verimleri daha düşüktür. 22-34° açıları arasında düz kanadın modifiyeli kanatlara göre belirgin bir avantajı olduğu gözlemlenmiştir. 34-46° arasındaki hücüm açılarında en yüksek C_L/C_D değeri M1 modifiyeli kanada aittir. Stall sonrası her bir hücüm açısı için M2 kanadı ile düz kanadın aerodinamik değerleri oranlanıp, ortalaması alındığında M1 kanadı düz kanada göre %3,81 daha iyi bir değere sahip olduğu ortaya çıkmıştır.



Şekil 8. Modifiyeli ve düz kanatların aerodinamik verimlerinin karşılaştırılması (Comparing aerodynamic efficiencies of modified and baseline airfoils)

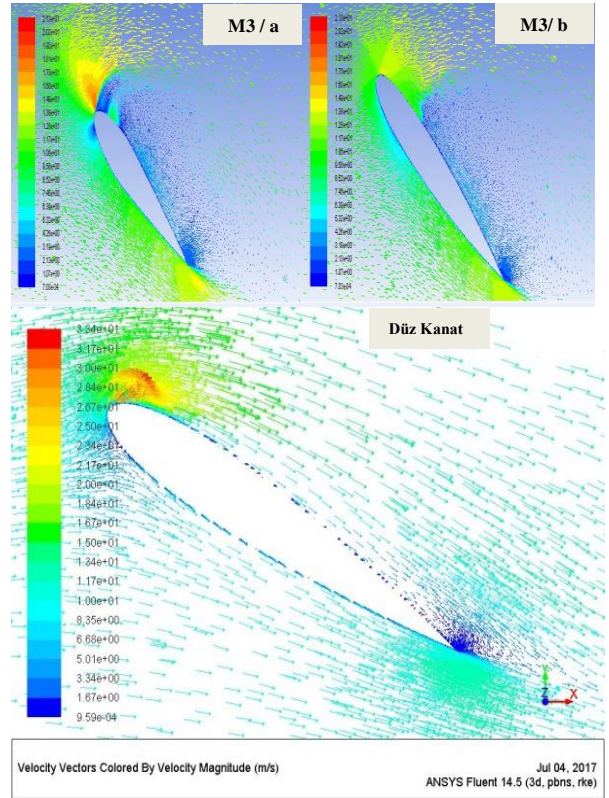
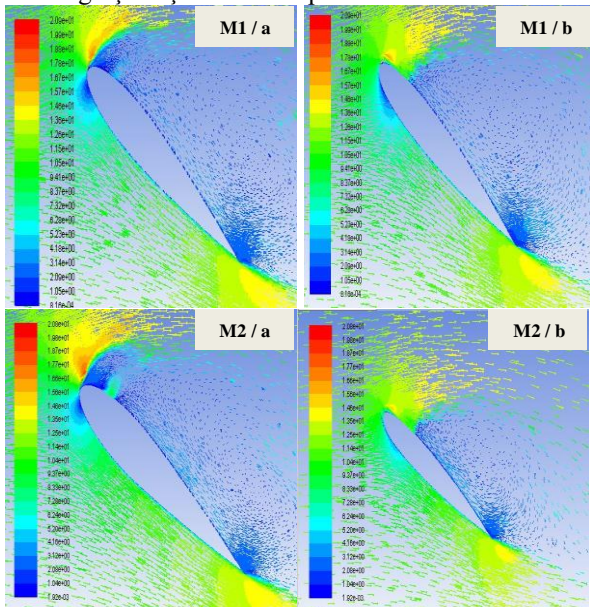
Şekil 6., 7. ve 8.'de elde edilen sonuçları daha net bir şekilde yorumlayabilmek için her bir kanadın 3 farklı hücüm açısında hız vektörleri ve basınç gradyanları incelenmiştir. Belirlenen 3 farklı hücüm açısı sırasıyla 18°, 33° ve 46°'dir. Kanat performansının, belirlenen hücüm açılarında genel olarak C_L değerinde değişiklik gösterdiği gözlemlenmiştir.



Şekil 9. Hücüm açısı 18°'de M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki hız vektörleri (Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 18° a) trough and b) peak region velocity vectors)

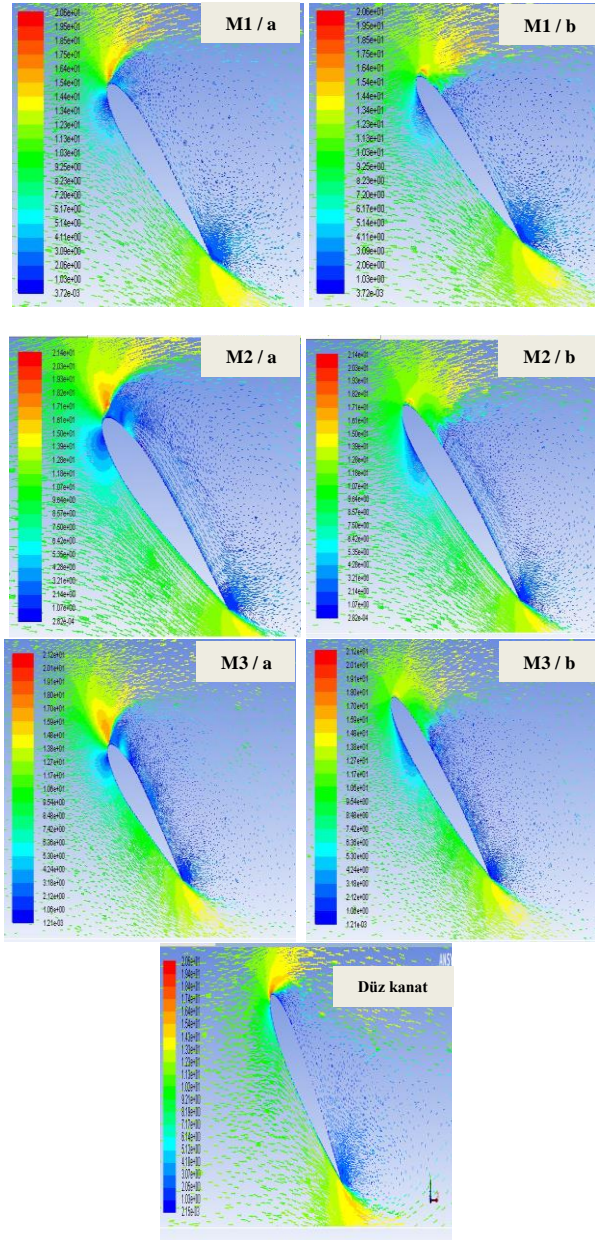
Şekil 9.'da 4 kanadın hücüm açısı 18°'de hız vektörleri verilmiştir. 18°'de düz kanat üzerinde akış ayrılmasını henüz başlamadığı görülmüştür. M1 kanadının hem çukur hem de tepe bölgesinde akış ayrılmasının

başlamadığı ve bu yüzden düz kanatla benzerlik gösterdiği gözlemlenmiştir. Bu beklenen bir durumdur çünkü şekil 6.'da 18° kadarki hücum açılarında her iki kanadın hemen hemen aynı eğimle hareket ettiği görülmektedir. M2 kanadının tepe bölgesinde itibaren yeşil renkli vektörlerin (12 m/sn hız değeri) yukarı yönlü bir hareket gerçekleştirdiği ve kanat yüzeyinden uzaklaştığı görülmektedir. Akışın kanat yüzeyinden ayrılması, veter boyunca laminar ayrışma bölgeleri olarak tanımlanan küçük girdaplar oluşturmaya başlamıştır. M2 kanadının çukur bölgesinde yeşil renkli vektörlerin, veter uzunluğunun %30'una kadarki kısmına yoğun bir şekilde tutunmuştur. M2 kanadının çukur bölgesi kısmında akışın neredeyse tamamına yakını kanat üzerinden ayrılmış olmasına rağmen tepe bölümünde akış kanat yüzeyine tutunamamasından dolayı kısmi stall gerçekleşmiştir. Kısmi stall, stall'dan farkı olarak akış, kanat yüzeyinin tamamından değil sadece belirli bölgelerinde ayrılması olarak tanımlanabilir. Akış çukur bölgedeki ayrışmanın yoğun olmasından dolayı M2 kanadı ve M1 kanadına nazaran daha düşük bir açıda kısmi stall gerçekleşmiştir. M3 kanadının tepe bölgesi incelendiğinde akış, veter uzunluğunun %35'ine kadar olan bölgede kanat yüzeyine tutunmakta daha sonra laminar ayrılma bölgesi oluşmakta ve akış ayrılması başlamaktadır. M3 kanadının çukur bölgesinde ise hücum kenarı ile 0,1c uzunluğu arasındaki küçük ölçekteki bir alanda laminar ayrılma bölgesi oluşmakta, daha sonra akış tekrar 0,1c ve 0,3c arasındaki bölgede kanat yüzeyine tutunmaktadır. 0,3c'dan sonra ise akış ayrılması tamamıyla gerçekleşmektedir. Kanadın veter uzunluğu boyunca, üç farklı bölge oluşması incelediğimiz diğer kanatlardan daha düşük açıda ancak daha kademeli kısmi stall oluşturmaya sebep olmaktadır. M1 kanadın hücum kenarı bölgesinde oluşan laminar ayrışma bölgesi akışın diğer kanatlara göre daha erken kısmi stall oluşmasına sebep olurken akışın tekrardan tutunması ise stall açısı değerini kademeli olarak gerçekleşmesine sebep olmaktadır.



Şekil 10. Hücum açısı 33° 'de M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki hız vektörleri (Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 33° a) trough and b) peak region velocity vectors)

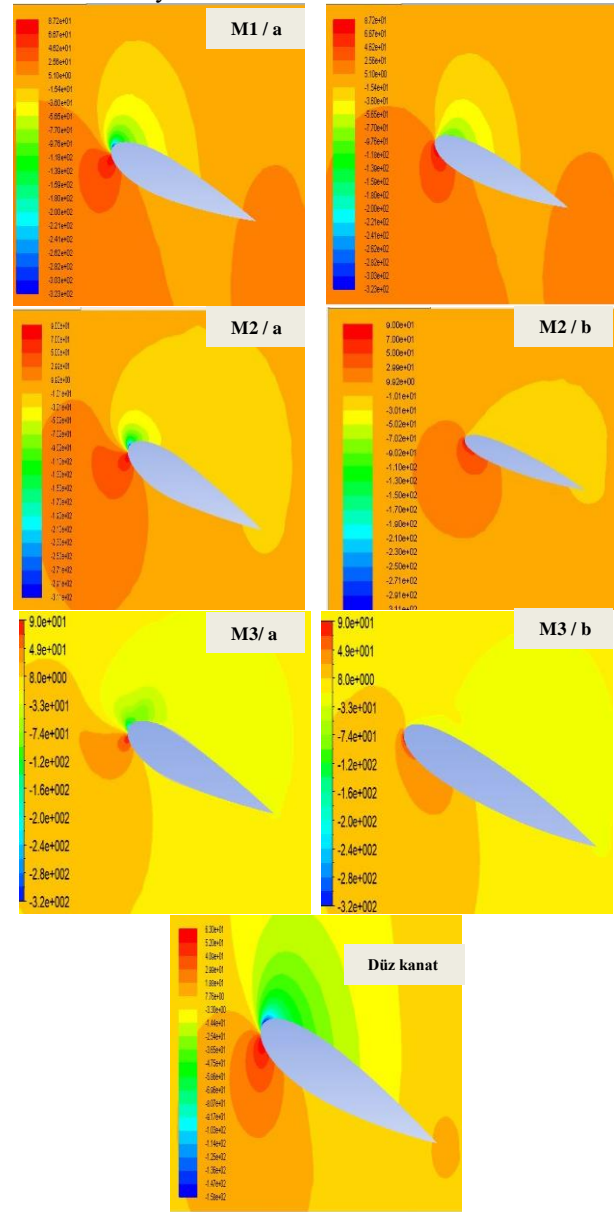
Şekil 10.'da 4 kanat için hücum açısı 33° 'de hız vektörleri verilmiştir. M1 kanadının çukur kısmında akış tamamen ayrılmış olmasına rağmen kanadın tepe bölgesinde akış tutunmaya devam etmektedir. M1 kanadına benzer olarak M2 kanadının da çukur bölgesinde çok büyük bir bölgede akış ayrılması gerçekleşmiştir. Ancak M2 kanadının tepe bölgesinde akış veter uzunluğunun %30'luk kısmına kadarki bölgede tutunmaktadır. %30'luk bu değer, 18° hücum açısındaki M2 kanadının tepe bölgesiyle değerine çok yakındır. M1 kanadının veter uzunluğunun %0,15- 0,2c arasında akış çok küçük bir bölgede tutunmuştur. Kanat yüzeyine bu tutunma olayı M2 kanadında M1 kanadına nazaran daha yumuşak kısmi stall oluşmasına sebep olmaktadır. M3 kanadının M2 kanadı ile hemen hemen aynı kanat performansına sahip olduğu gözlemlenmiştir. Düz kanat da ise sadece %20'lik kısmında akış tutunmaktadır. %80'lik kısmı akış ayrışmasının olmasına rağmen C_L değerinin diğer modifyeli kanatlardan yüksek olmasının temel sebebi düz kanadın, kanat uzunluğu boyunca tüm bölgelerinde akış aynı oranda tutunurken, modifyeli kanatların üzerinde sadece akış tepe bölgelerinde tutunmaktadır. Akışın kanat yüzeyine tutunduğu bölgeler tüm kanat yüzeyine oranlandığımız zaman sadece akışın %45'nin kanat üzerinde tutunduğu görülmektedir.



Şekil 11. Hücüm açısı 46° 'de M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki hız vektörleri (Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 46° a) trough and b) peak region velocity vectors)

Şekil 11.'de 4 kanat için 46° 'deki hücüm açısında hız vektörleri verilmiştir. Bütün modifiyeli kanatların çukur bölgelerinde akış ayrılması şekilden açıkça görülmektedir. M1 kanadının tepe bölgesinde diğer iki kanattan farklı olarak akış kanadın sadece %15 kısmına kadarlık bir bölgede tutunmaktadır. M2 ile M3 kanatlarının tepe bölgelerinde benzer bir davranış göstererek, akışın veter uzunluğunun yaklaşık %30'luk bölgesine kadar ki bölgede akış kanat yüzeyine tutunmaktadır. M1 kanadının tepe bölgesindeki akışın diğer modifiyeli kanatlara göre hücüm kenarı bölgesine daha yakın bir bölgede tutunması, M1 kanadının diğer 2 kanada göre daha erken stall açısına ulaşacağını göstermektedir. Düz kanat incelendiğinde, akış kanadın

üst bölgesinden tamamen ayrılmıştır. C_L & α grafiğinde 46° 'de C_L değeri akış yüzeyde tutunmadığından M1/b akım çizgilerinden kaynaklanmaz sadece basıncın tepe bölgesinden kaynaklanır.



Şekil 12. 18° 'deki hücüm açısında M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki basınç gradyanları (Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 18° a) trough and b) peak region pressure gradients)

Şekil 12.'de 3 modifiyeli kanat ile düz kanada ait hücüm açısı 18° 'deki basınç gradyanları gösterilmiştir. Basınç gradyanlarını incelediğimiz şekillerde renk skalasındaki koyu mavi en düşük basıncı ve koyu kırmızı renk en yüksek basıncı temsil etmekte, aradaki renkler ise kademeli olarak basınç değişimlerini göstermektedir. M1 kanadının tepe bölgesi incelendiğinde, hücüm kenarının üst kısmında yeşil ve koyu lacivert, alt kısmında ise koyu kırmızı renk oluşmuştur. M1 kanadının çukur bölgesi analiz edildiğinde, hücüm kenarının üst kısmında,

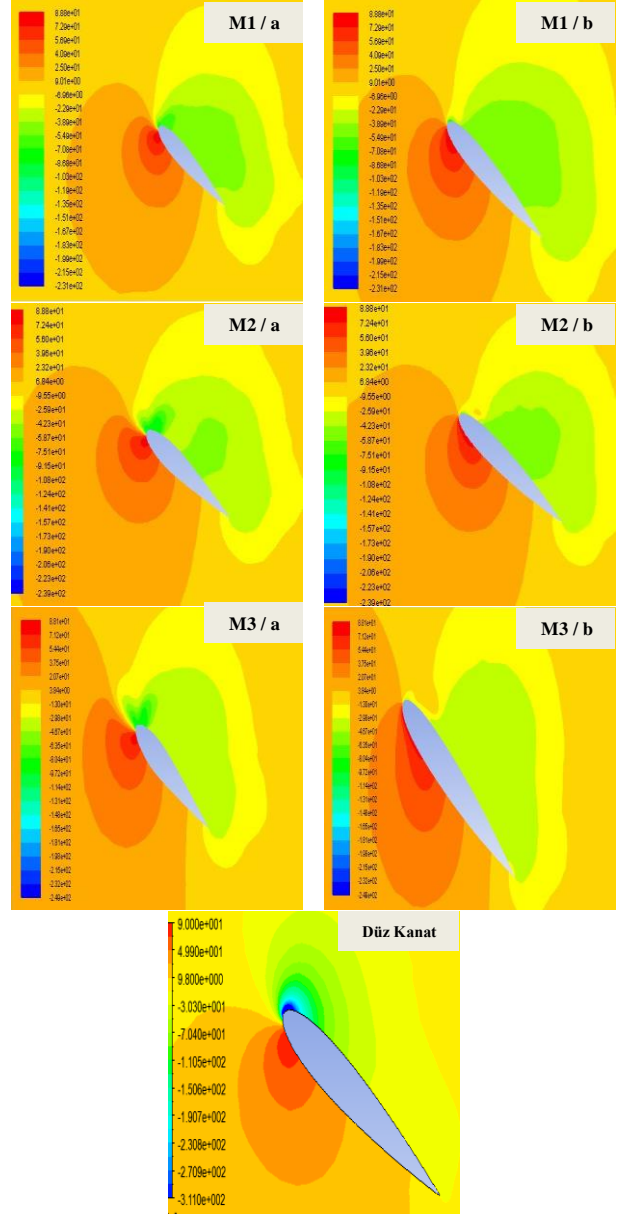
kanadın tepe bölümünün üst kısmına nazaran daha küçük bir alanda yeşil bölge oluşurken, alt kısmında da daha küçük bir alanda kırmızı bir bölge oluşmuştur. M1 kanadın çukur bölgesindeki basınç farkı, tepe bölgesine göre daha yüksektir. M2 kanadının çukur bölgesi yüzeyindeki, hücum kenarının üst kısmında, küçük bir alanda koyu lacivert ve yeşil renk, alt kısmında ise küçük bir alanda koyu kırmızı renk oluşmuştur. M2 kanadının tepe bölgesinde incelendiğinde, hücum kenarının üst kısmın için sadece sarı, alt kısmında ise kırmızı bir alan oluşmuştur. M1 kanadında tepe bölgesinde oluşan yeşil bölge M2 kanadında oluşmamıştır. Şekil 6.'da 18° için, M1 kanadının C_L değeri, M2 kanadına göre daha yüksek olması M1 kanadının tepe bölgesinde M2 kanadına göre daha fazla yeşil alan oluşmasına ve M1 kanadının çukur bölgesinde oluşan yeşil alanın, M2 bölgesindeki çukur bölgede oluşmamasıyla açıklanabilir.

M3 kanadının çukur ve tepe bölgeleri gözlemlendiğinde, hücum kenarının $0,2c$ 'luk bölgesinin alt kısmındaki oluşan koyu kırmızı renk diğer modifiyeli kanatların çukur ve tepe bölgelerinde daha fazla bir alanda bulunmaktadır. M3 kanadının tepe ve çukur bölgelerinin üst kısımlarında ise diğer modifiyeli kanatlarla kıyaslandığında daha küçük bir alanda yeşil renk bulunmaktadır. Bu durum 18° 'deki hücum açısında M3 kanadının C_L değerini diğer kanatlardan düşük olmasını açıklamaktadır. Düz kanadın üst bölgesindeki yeşil renkli kısım, diğer modifiyeli kanatların göre çok daha büyüktür. Yeşil rengin bölgenin diğer kanatlara göre daha yüksek alanda olması kanadın üst ve alt kısmındaki basınç farkının da yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. 18° 'de düz kanadın alt ve üst yüzeylerinde basınç farkını diğer kanatlara nazaran daha yüksek olmasından dolayı da en yüksek C_L değeri düz kanatta oluşmaktadır.

Şekil 13.'de 3 modifiyeli kanat ile düz kanadın 33° 'deki hücum açısında basınç gradyanları gösterilmiştir. 3 modifiyeli kanadın tepe bölgelerinde basınç gradyanları incelendiğinde, en yüksek genliğe sahip olan M3 kanadı, en büyük olacak şekilde sırasıyla M2 ve M1 kanatlarının hücum kenarlarının üst bölgelerinde yoğun şekilde yeşil renk oluşmuştur. Şekil 10.'da daha önceden de gösterildiği üzere, hücum kenarının üst kısmında oluşan laminar ayrışma bölgeleri, yeşil rengin oluşmasının temel sebebidir. Laminar ayrışma bölgeleri stall açısını azaltarak dezavantajlı olarak görüne de, kanat alt ve üst yüzeyindeki basınç farkına artırmasına bunun sonucu olarak da C_L değerine artmasına sebep olmaktadır.

3 modifiyeli kanadın tepe bölgesindeki basınç gradyanları analiz edildiğinde, kanatların alt bölge yüzeylerinde yayılmış olan kırmızı renkli alan en yüksek M3 olacak şekilde sırasıyla M2 ve M1 kanadına aittir. Modifiyeli kanatların tepe kısımlarının üst yüzeyleri incelendiğinde ise en fazla koyu renge sahip kanat M1, en az koyu renge sahip kanat ise M3'dür. Analizlilerin sonucunda M3 kanadının üst yüzeyinde ki yeşil renkli alanın diğer kanatlardan düşük olmasına rağmen, kanadın alt yüzeyinde kırmızı alanın diğer modifiyeli kanatlara göre daha yaygın bir bölgeye yayılmış olmasından dolayı 33° 'deki en yüksek C_L değeri M3

aittir. Düz kanadın üst bölgesinde ise koyu lacivert bölge oluşurken, kanadın alt kısmında ise sadece küçük bir bölgede koyu kırmızı renk oluşmuştur. Bu durum şekil 6.'daki sonuçlarla uyumludur. Şekil 6.'da görüldüğü üzere 33° 'de düz kanat modifiyeli kanatlardan daha yüksek C_L değerine sahiptir.

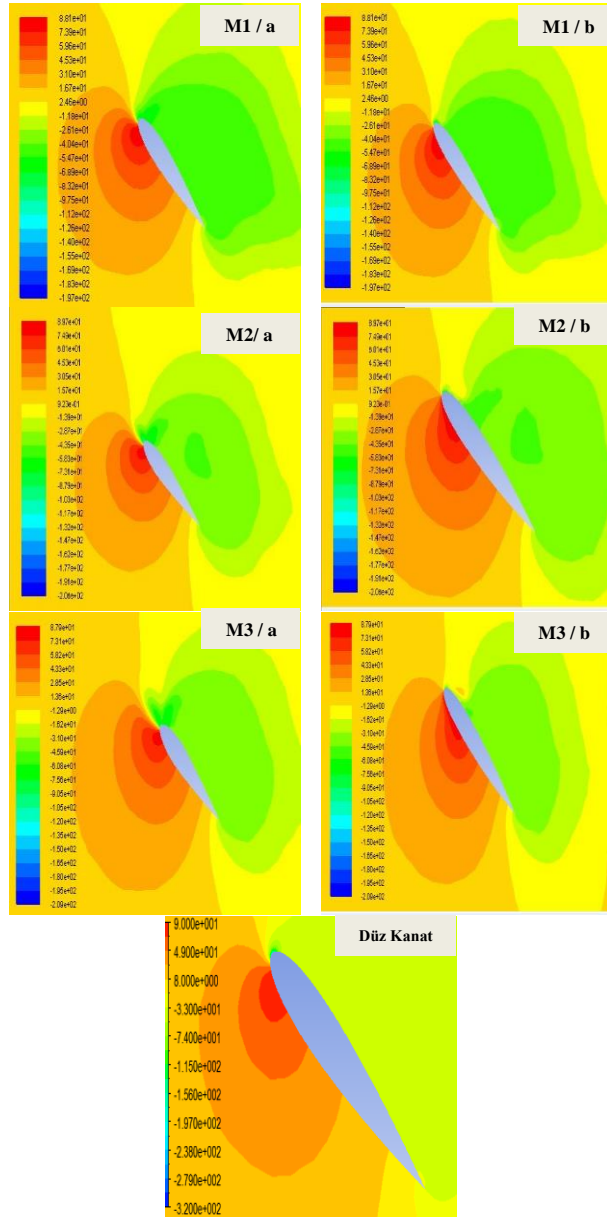


Şekil 13. Hücum açısı 33° 'de M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki basınç gradyanları (Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 33° a) trough and b) peak region pressure gradients)

Şekil 14.'de 3 modifiyeli kanat ile düz kanadın hücum açısı 46° 'de basınç gradyanları gösterilmiştir. M1 kanadının üst bölgesinin tamamında koyu yeşil renk bölgede ise $0,2c$ 'luk bir alanda koyu kırmızı renk oluşurken, M2 ve M3 kanatlarının üst bölgesinde açık yeşil renk görülmekte alt kısmında ise $0,15c$ 'luk bölgede koyu kırmızı renk oluşmaktadır. Renk dağılımları yorumlandığında M1 kanadının alt kısmında yüksek

basıncı temsil eden kırmızı rengin ve kanadın üst kısmında alçak basıncı temsil eden yeşil rengin diğer modifiyeli kanatlardan daha yüksek olması, M1 kanadının alt ve üst bölgelerinde basınç farkının daha fazla olmasına, dolayısıyla da 46° 'de modifiyeli kanatlar içinde en yüksek C_L değerine ulaşmasına sebep olmaktadır. 46° 'de düz kanadın stall aşısına ulaşmasından dolayı kanadın üst bölgesinin tamamı sarı-yeşil arası bir renk oluşurken, alt kısmında modifiyeli kanatlara nazaran daha küçük bir bölgede koyu kırmızı renk oluşmuştur.

M1 ve düz kanat kıyaslandığında düz kanadın üst ve alt bölgelerindeki basınç farkı M1 kanadının, düz kanada göre çok daha yüksek olmasından dolayı 46° 'de M1 kanadının C_L değeri daha yüksektir.



Şekil 14. Hücum açısı 46° 'de M1, M2, M3 ve düz kanat profilindeki a) çukur ve b) tepe bölgelerdeki basınç gradyanı Attack of angle M1, M2, M3 and baseline at 33° a) trough and b) peak region pressure gradients)

4. SONUÇ (CONCLUSION)

Bu çalışmada; modifiye edilmiş NACA-0015 kanat profili üzerinde tüberkül olarak isimlendirilen sinüzoidal yapıların kanat performansı üzerindeki aerodinamik karakteristikleri sayısal olarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Yapılan analiz sonucunda düz kanada göre modifiye edilmiş kanatlar arasında (M1, M2 ve M3) en iyi performansı en düşük genliğe sahip olan M1 kanadı sağlamıştır.
- Stall sonrasında hücum açılarında düz kanat ile M1 kanadın C_L değerleri birbirleriyle kıyaslandığında M1 kanadının düz kanada göre ortalama %7,86 daha büyük bir değere sahiptir olduğu gözlenmiştir. 46° 'de iki kanat arasındaki fark en yüksek değer olan %14,75 ulaşmıştır.
- Stall öncesi bölgede düz kanat ile modifiye edilmiş M1, M2 ve M3 kanatları kıyaslandığında C_D değerleri sırasıyla % 8,33, %2,2 ve %1,12 oranında daha düşük bir değere sahip olduğu anlaşılmıştır.
- 34° 'den sonraki stall açılarında bütün kanatlar içinde en düşük C_D değerine M1 kanat yapısı sahiptir. M1 kanadının C_D değeri, düz kanada göre % 9,79 daha yüksektir. Hücum açısı 46° 'ye ulaştığında M1 kanadının C_D değeri düz kanadın C_D değerinden arasında ulaşabilecek en yüksek değer olan %12,57'ye ulaşmıştır.
- Sonuçlar genel değerlendirildiğinde C_L ve C_D açısından, stall sonrası süreçte aerodinamik verim performansında M1 kanadının düz kanada göre %3,81 değerinde iyileştirme olmuştur. Bu durum hem rüzgar türbini kanat yapısı hemde uçak kanat yapılarının aerodinamik performansı açısından olumlu performans gösterdiği gözlemlenmiştir.

SEMBOLLER (NOMENCLATURE)

w	Kanat dalga boyu
a	Kanat genliği
c	Kanat veter uzunluğu
C_L	Kaldırma katsayısı
C_D	Sürtünme katsayısı
C_L/C_D	Aerodinamik verim
M1	Modifiyeli kanat 1
M2	Modifiyeli kanat 2
M3	Modifiyeli kanat 3
μ	Havanın viskozitesi

ρ Havanın yoğunluğu

TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENT)

Yazarlar, FLUENT programını kullanımına izin verdiği için Gazi Üniversitesine teşekkür eder.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Yao J., Yuan W., Wang J., Xie J., Zhou H., Peng M. and Sun Y., "Numerical simulation of aerodynamics performance for two dimensional wind turbine airfoils", *Procedia Engineering*, 31: 80-86, (2011).
- [2] Lianbing L., Yuanwei M. and Lina L., "Numerical simulation on aerodynamics performance of wind turbine airfoil", *World Automation Congress (WAC)*, Puerto Vallarta/ Mexico, 1-4, (2012).
- [3] Villalpanda F., M. Reggio, and A. Ilinca, "Assessment of turbulence model for flow simulation around a wind turbine airfoil", *Modeling and Simulation in Engineering*, 2011: 1-8, (2011).
- [4] Duvigneau R. and Visonneau M., "Simulation and optimization of stall control for an airfoil with a synthetic jet", *Aerospace Science and Technology*, 10: 279-287, (2006).
- [5] Siau W.L., Bonnet J-P., Tensi J., Cordier L., B.R. Noack and Cattafesta L., "Transient Dynamics of the flow around a NACA 0015 airfoil using fluidic vortex generators", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 31: 450-459, (2010).
- [6] Srinivasan G.R., Ekaterinaris J.A. and McCroskey W. J., "Evaluation of turbulence model for unsteady flows of an oscillating airfoil", *Computers & Fluids*, 24: 833-861, (1995).
- [7] Ravi H.C., Madhukeshwara N. and Kumarappa S., "Numerical investigation of flow transition for NACA-4412 airfoil using computational fluid dynamics", *International Journal of Innovative Research in Science Engineering and Technology*, 2: 2778-2785, (2013).
- [8] Deepa M.S., Nithya S.N. and Karthik P., "Numerical simulation of turbulent flow past Stationary NACA 0012 airfoil using FLUENT", *International Journal of Engineering Research & Technology*, 2: 1209-1212, (2013).
- [9] Şahin İ., ve Acır A., "Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA-0015 Wind Turbine Airfoil", *International Journal of Materials Mechanics and Manufacturing*, 3(1): 22-25, (2015).
- [10] Khabisi H.M., "The study of streamlines and pressure distribution around a NACA 0015 airfoil", *The First Conference on the Development of Science and Chemical Industry*, Kerman, 1-7, (2017).
- [11] Saad M.M.M., Bin Mohd S., Zulkafli M.F. and Shibani W.M.E., "numerical analysis for comparison of aerodynamic characteristics of six airfoils", *AIP Conf. Proc.*, 1831(1): 20004, (2017).
- [12] https://tr.wikipedia.org/wiki/Kambur_balina
- [13] <http://consciousbreathadventures.com/humpack-whales-distinctive-features/>
- [14] Fish, F.E. and Battle, J.M., "Hydrodynamics design of humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, *Journal of Morphology*, 225: 51-60, (1995).
- [15] Van Nierop E.A., Alben S., and Brenner M.P., "How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model", *Physical Review Letters*, 100: 1-4, (2008).
- [16] Fish F.E., Howle L.E., and Murray M.M., "Hydrodynamic flow control in marine mammals", *Integrative and Comparative Biology*, 48: 788-800, (2008).
- [17] Fish F.E., Weber P.W., Murray M.M. and Howle L.E., "The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology", *Integrative and Comparative Biology*, 51(1): 203-213, (2011).
- [18] Custodio D. and Henocho C.W., "Aerodynamic characteristics of finite span wings with leading-edge protuberances", *AIAA Journal*, 50(3): 1878-1893, (2012).
- [19] Miklosovic D.S., Howle L.E. and Fish F.E., "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers", *Physics of Fluids*, 16: 39-42, (2004).
- [20] Fernandes I., Sapkota Y. Mammen T., Rasheed A., Rebello C.L. and Kim Y.H., "Theoretical and experimental investigation of the leading edge tubercles on the wing performance: Aviation Technology", *Aviation Technology Integration and Operations Conference*, Los Angeles, USA, 1-41, (2013).
- [21] Johari H., Henocho C., Custodio D. and Levshin A., "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance", *AIAA Journal*, 45: 2634-2632, (2007).
- [22] Hasan M.J., Islam M.T., Hassan M.M., "A comparative analysis between NACA 4412 airfoil and its modified form with tubercles", 7th BSME International Conference On Thermal Engineering, 20041-20054, Bangladesh, (2017).
- [23] Pedro H.T.C. and Kobayashi M.H., "Numerical study of stall delay on humpback whale flippers", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Virginia, 584-592, (2008).
- [24] Rostamzadeh N., Kelso R.M. and Dally B., "A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge", *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 31(1): 1-32, (2017).
- [25] Cai C., Zuo Z., Morimoto M., Maeda T. Kamada, Y. and Liu S., "Two-step stall characteristic of an airfoil with a single leading-edge protuberance", *AIAA Journal*, 56(1): 1-14, (2017).
- [26] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il>
- [27] Ariff M., Salim S.M. and Chea S.C., "Wall Y + approach for dealing with turbulent flow over a surface mounted cube: part 1 – low Reynolds number", Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries, Australia, 1-6, (2009).
- [28] https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_ug/flu_ug_mesh_quality.html
- [29] ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide - 4.4.3 Realizable – Model, <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm>
- [30] Izoguchi M.M., Ajikawa Y.K. and Toh H.I., "Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings with various aspect ratios in low Reynolds number flows", *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, 59(2): 56-63, (2016).
- [31] Wang Y.Y., Hu W.R. and Zhang S.D., "Performance of the bio-inspired leading edge protuberances on a static wing and a pitching wing", *Journal of Hydrodynamics*, 26(6): 912-920, (2015).