

**AIRFOIL YAPININ YAKIN ÇEVRESİNDEKİ HIZ VE BASINÇ
DAĞILIMININ HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ
YÖNTEMİ İLE İNCELENMESİ**

**INVESTIGATION OF VELOCITY AND PRESSURE
DISTRIBUTION AT SURROUNDING AIRFOIL STRUCTURE BY
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHOD**

Mehmet KAYA*

¹Erzincan Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, 24060, Erzincan, Türkiye

Geliş Tarihi: 18 Mayıs 2010 **Kabul Tarihi:** 17 Nisan 2011

ÖZET

Akış alanlarının ve bu alanlardaki cisimlere etki eden taşıma, sürüklenme, basınç gibi büyüklüklerin incelenmesi geleneksel rüzgâr tünelleri ile gerçekleştirilebilirse de aerodinamik araştırmalar için daha az maliyette ve daha kısa zamanda çözüme ulaştıracak metotlar da mevcuttur. Bu metotlardan biri de Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğidir (HAD). Günümüzde bilgisayar teknolojilerinin gelişmesi, paralel olarak birçok sayısal çözümleme programlarının da gelişmesini sağlamıştır. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği gibi programlar tasarlanan ürün için optimum sonuca ulaşmada zamandan ve maliyetten tasarruf sağlamanın yanı sıra daha az hata ve sınırsız aralıklarda parametre deneme imkanı sunmaktadır. Bu çalışmada 1 m uzunluğunda, 4°'lik hücum açısına sahip ve 0.8 Mach serbest akış alanında bulunan airfoil yapının yüzeyinde ve yakın çevresinde oluşan statik basınç dağılımları ve hız alanlarının değişimi, FLUENT® programı kullanılarak elde edildi. Elde edilen sonuçların NACA gibi birçok araştırma birimi tarafından gerçekleştirilen rüzgâr tüneli deney sonuçları ile örtüştüğü tespit edildi. Airfoil profilin üst tarafında hücum kenarına yakın kısmında diğer bölgelere nazaran Mach sayısının ve hava hızının yüksek, statik basıncın düşük olduğu görülmüştür.

Anahtar kelimeler: Airfoil, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Statik Basınç, Hız,

ABSTRACT

Although investigation of some magnitudes such as displacement, drag force and pressure affecting flow fields and objects in flow fields can be carried out by using conventional wind tunnels, time saving methods with

*Sorumlu yazar: mkaya@erzincan.edu.tr

lower cost are also available for aerodynamics investigations. One of the methods mentioned above is Computational Fluids Dynamics. Most recently, many computational analysis programs have been developed thanks to the developments of computer technology. To obtain optimum results for designed products, some programs like Computational Fluids Dynamics (CFD) not only provide saving in time and cost but also decrease the calculation errors and increase the parameter trial in unlimited intervals. In this study, static pressure distributions and velocity field variations occurring on the surface of airfoil structure and its proximities, in which airfoil structure having 1 m length and 4° angle of attack are in the 0.8 mach free fluid field, have been obtained using a software called FLUENT®. The results obtained are in good agreement with wind tunnel experimental results carried out by many research bodies such as NACA. It has been observed that the velocity of air and the number of mach is high while static pressure is low at the upper side of airfoil profile near to its leading edge in comparison to other fields.

Keywords: Airfoil, Computational Fluid Dynamics, Static Pressure, Velocity,

1. GİRİŞ

Yapılması istenen ürünün performansının henüz tasarım aşamasındayken bilinmesi büyük önem taşımaktadır. Bu sayede performansı düşüren etkenler tasarım aşamasında elimine edilerek optimum performansa sahip ürünler elde edilebilir. Bunun için her tasarımın istenilen performansı verip vermediği deneyler yardımıyla belirlenir ve eğer istenilen performans elde edilemiyorsa tasarım değişikliğine gidilir. Bu döngü istenilen performansı veren ürün elde edilinceye kadar devam eder. Ancak bu işlemler, her seferinde prototip üretme gerekliliği nedeniyle, zaman alıcı ve yüksek maliyetli olabilir. Ayrıca ürün belirlenen performansı sağlayamıyorsa performans kaybına neyin sebep olduğunu anlamak klasik deneylerde her zaman çok kolay olmayabilir. Bu durumda performans artımı için yapılması gereken değişikliklere karar vermek oldukça zorlaşır ve ister istemez bir deneme yanılma sürecine girilerek tasarımın hem süresi uzar hem de maliyeti artar. Belirtilen olumsuz etkenlerin azaltılmasında deneysel çözümlerin yerine sayısal çözümleme sistemlerine başvurulabilir. Bu sayısal çözümleme sistemlerinden biride Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğidir (HAD). Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği kullanarak ürün performansının belirlenmesi ise beraberinde bir takım avantajları da getirir.

Bunlardan ilki, ürün testi için prototip yapma zorunluluğunun ortadan kalkmasıdır. Tasarım tamamen bilgisayar ortamında yapılır ve test edilir, dolayısı ile prototip imali için bir yatırıma gerek kalmaz. Bunun yanında yapılan HAD analizleri sonucunda akış alanı tümüyle belirlendiğinden performansı kötü yönde etkileyen unsurlar rahatlıkla saptanıp yapılacak iyileştirmelere kolaylıkla karar verilebilir. Böylece deneme yanılma yöntemine nazaran çok daha kısa sürede nihai ürüne erişilebilir. Hatta akış alanındaki tüm detaylar incelenerek ürün performansının daha da artırılması sağlanabilir (Anova Mühendislik).

Rüzgâr tüneli deneyleri taşıma, sürüklenme, basınç gibi cisimlere etki eden büyüklüklerin incelenmesine olanak sağlasa da, günümüzde aerodinamik araştırmalar için HAD metodu kullanılması birçok avantajından dolayı yaygın kullanılan ve tercih edilen bir metod haline gelmiştir. Yüksek hızlı dijital bilgisayarların, bu bilgisayarlar üzerinde fiziksel problemlerin çözümü için geliştirilen ileri sayısal metotlar ile birleşimiyle aerodinamik çalışmalarda devrim niteliğinde bir çığır açılmıştır. HAD, aerodinamik problemlerin araştırılmasında geleneksel deneysel metotlarla karşılaştırıldığında birtakım belirgin avantajlar sunarlar. Rüzgâr tünelleri ile gerçekleştirilemeyecek örneğin, atmosferi geçen araçların karşılaştığı akış alanı sıcaklıklarını veya yüksek Mach sayılarını eşzamanlı olarak simüle edebilecek akış rejimleri için akış alanlarının tahmin edilmesinde kullanılabilirler. Bundan başka Reynolds sayılarının değişimi için hemen hemen sınırsız bir aralıkta çalışmaya izin verirler ki sayısal modellerde Reynolds sayısı kolayca değiştirilebilirken, rüzgâr tünellerinin çalışma aralıkları oldukça kısıtlıdır (Özdemir ve Onbaşıoğlu, 2004).

HAD programları geniş bir aralıktaki sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz, laminar ve türbülanslı akış problemleri için oldukça kapsamlı modelleme imkânları sunar. Zamandan bağımsız etraflı matematiksel modellemeler kompleks geometrileri modelleme imkanı verir. Fluent programı (HAD); Newtonien olmayan akış sistemlerinde, türbomakinalar ve otomotiv mühendisliğinde, ısı transferinde, pulverize edilmiş kömürlerin yanmasında, dış aerodinamik uygulamalarda, kompresör içi akışlarda, pompalarda,

fanlarda ve çok fazlı akışlar gibi birçok alanda kullanılmaktadır (Özdemir ve Onbaşıoğlu, 2004).

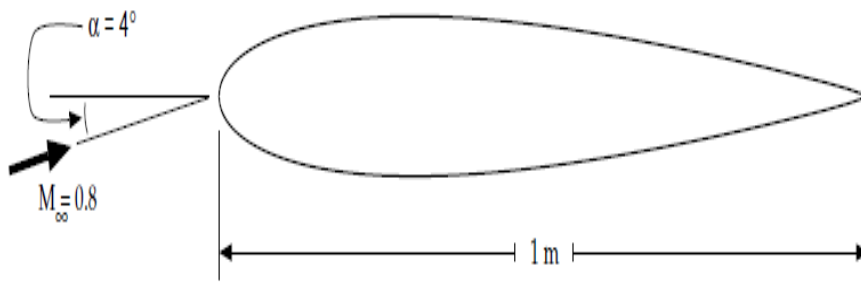
Airfoil yapı üzerine yapılan çalışmalar, Mish and Devenport (2006) tarafından yapılan türbülans alanı içindeki bir airfoil yapıda kararsız yüzey basıncının deneysel araştırılması isimli çalışmalarında, rüzgar tünelineki türbülanslı akış alanı içerisinde bulunan ve kanat kökünü simüle eden airfoil yapıda (0-20° hücum açılarında NACA airfoil profil) kararsız yüzey basıncının elde edilmesinde alt yüzey ve üst yakınında mikrofonlar kullanılmıştır. Ölçülen basınç spektrumları 5 Hz'den daha düşük frekanslara indirildiği durumlarda artan hücum açısıyla ortalama yük etkisinde bir düşüş olduğu belirlenmiştir. Spektral seviyede azaltılan frekanslar için 5 Hz'ten daha büyük bir artışlar gözlemlenmiştir. Basınç ölçümlerinden, hesaplanan kaldırma spektrumları ve bu nedenle doğal olarak yüzey basınçlarını ve basınç değişimlerini içeren spektrumlar benzer sonuç göstermişlerdir. 8°'den daha küçük hücum açılarında kaldırma spektral seviyeleri 1 dB'den daha az oranda azaldığı ve bu aralıkta airfoil yapının tepkisinin tahmininde Amiet'in sıfır ortalama yük teorisinin yararlı olabileceğini belirtmişlerdir. Epstein and Peigin (2007) bildirdiğine göre gövde-kanat biçimindeki uçak yapıları için kaldırma yüzeylerinin üç boyutlu optimizasyonu çalışmalarında, aerodinamik ve geometrik kısıtlamaların büyük bir bölümüne cevap verebilen dizayn edilmiş şekillerin, aerodinamik olarak yapılabirliğini incelemişlerdir. İnceledikleri airfoil yapının, dizayn performansına ilaveten başlangıç geometrisine esaslı aerodinamik iyileşmeler kazandırdığını sayısal yöntemlerle tespit etmişlerdir. Shahrokhi and Jahangirian (2007) genetik algoritma ile optimum Navier-Stokes dizaynı için airfoil şeklin parameterizasyonu isimli çalışmalarında, bir genetik algoritmayı optimizasyon metodu olarak kullanmışlardır. Bütünleşik akış şartlarında maksimum kaldırma katsayısı/sürüklenme katsayısı (C_l/C_d) oranına ulaşmak için bir viskoz ses üstü hız ortamındaki airfoil yapının optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Kullandıkları PARSEC metodunun diğer metotlara göre airfoil geometrisinin belirlenmesinde daha esneklik sağladığı ve bunun sonucu olarak daha iyi profiller elde edebildiklerini belirtmişlerdir. Uygun parameterizasyon metodu ile optimization algoritmasının bir noktaya yakınsama oranının

geliştirebileceği vurgulanmıştır. (Jun, Z. Et al., 2009) bildirdiğine göre iş jetleri için hazırlanan rüzgar tüneline düşük sürüklemeli yüksek hızlı doğal laminer akışın aerodinamik karakteristiklerinin deneysel olarak incelenmesi konulu çalışmalarında elde ettikleri sonuçlar şu şekilde özetlenebilir. Yüksek hız uçuşlarında düşük hücum açısı, uzun laminer akışların desteklenmesi, hücum kenarı kanat kök kısmından arkaya doğru oluşacak vortekslerin önlenmesinde yararlı olabilir ve bunun sayesinde çalışılan airfoil, yüksek kaldırma ve düşük geri sürüklenme karakteristikleri hakkında bilgi verebilir.

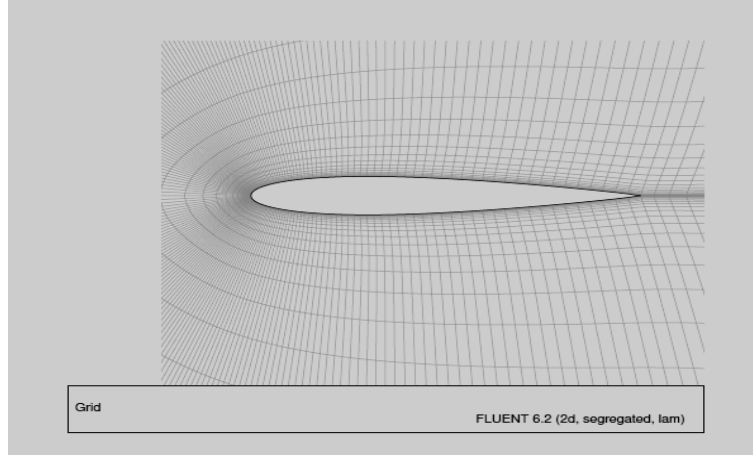
Bu çalışmada, 1 m uzunluğunda, 4°'lik hücum açısına sahip ve 0.8 Mach serbest akış alanında bulunan airfoil yapının yüzeyinde ve yakın çevresinde oluşan statik basınç dağılımları ve hız alanlarının değişimini incelemek için fluent programı (HAD) kullanıldı.

2. MATERYAL VE METOT

Airfoil yapının yüzeyinde ve yakın çevresinde meydana gelen statik basınç dağılımları ve hız alanlarının değişimini incelemek için şekil 1'de şematik resmi ve mesh işlemi yapılmış hali ise şekil 2'de gösterilen 1 m uzunluğunda, 4°'lik hücum açısına sahip airfoil yapının modellemesi Gambit programında oluşturuldu. Modelin sınır şartlarının belirlenmesi ve mesh işleminin tamamlanmasından sonra çözüm için fluent programına alınarak 0.8 Mach serbest akış alanında airfoil yapının statik basınç dağılımları ve hız alanlarının değişimini incelendi.

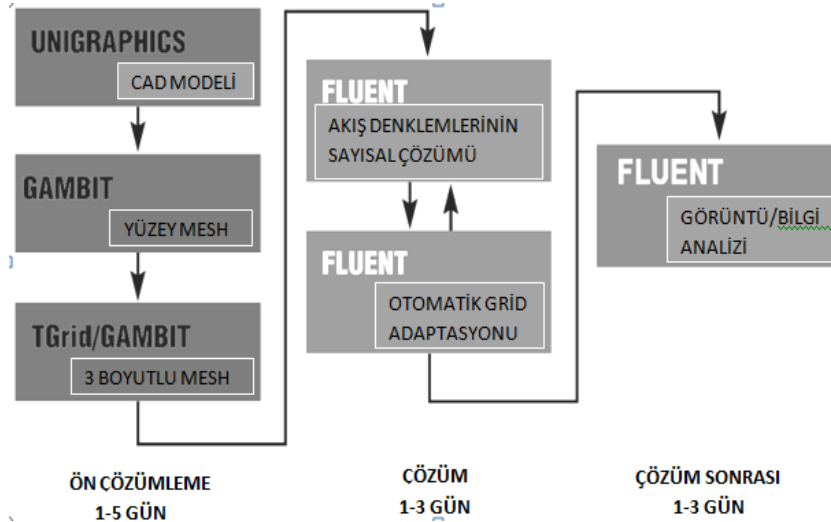


Şekil 1. 4°'lik hücum açısına sahip ve 1 m uzunluğunda airfoil yapı



Şekil 2. Airfoil yapı ve yakın çevresi için oluşturulan grid

Model, herhangi çizim programında (Pro-Engineer, Gambit vb) oluşturulduktan sonra çözüm için Fluent programına alınır. İşlem basamaklarında hatalar varsa ve ön çözümlerden sonra sonuçlarda istenilen yakınsamalar gerçekleşmiyorsa sorunların giderilmesi için programlar arasında bir döngü yapılır. Örnek bir sayısal çözümlemenin işlem basamakları şekil 3'te görülmektedir.

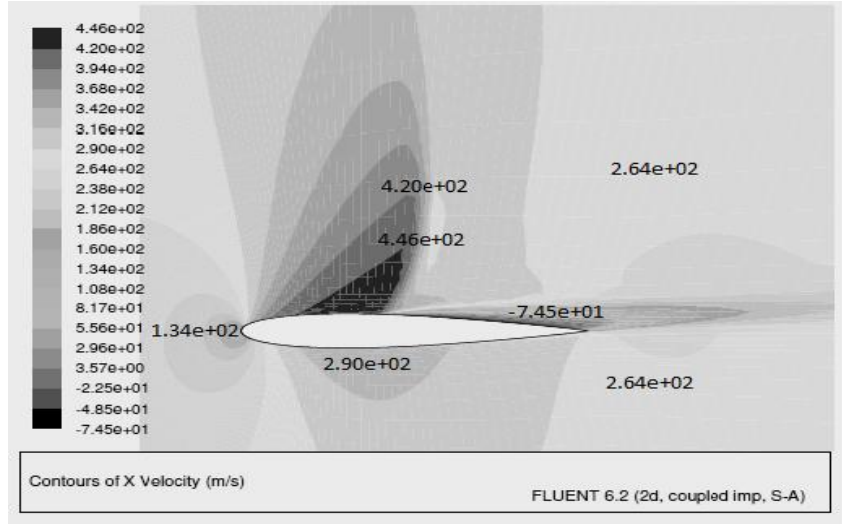


Şekil 3. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği için işlem basamakları (Anova Mühendislik)

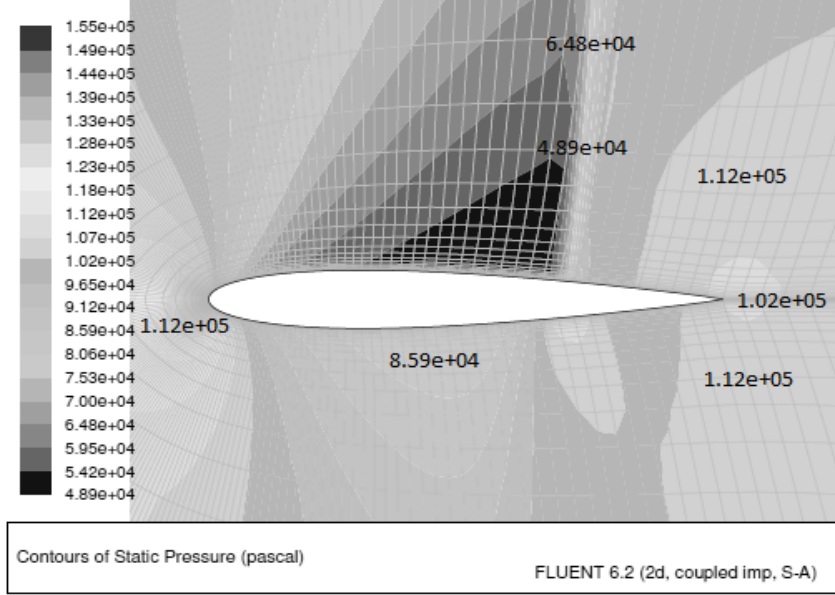
Bu uygulama için Fluent programında ki işlemler aşağıda özetlenmiştir:

- Fluent programında boyut olarak iki boyutlu (2D) çözücü seçildi.
- Yoğunluk için ideal gaz denklemi kullanılarak sıkıştırılabilir akış modeli oluşturuldu.
- Dış aerodinamik için sınır şartları ayarlandı.
- Airfoil yapının bulunduğu ortam olarak hava seçildi.
- Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanıldı.
- Birleştirilmiş kapalı bir çözücü kullanılarak bir çözüm hesaplandı.
- Yakınsama çözümünü kontrol etmek için alan ve üstel grafikler kullanıldı.
- Modelin grid'inde minimum hacim değerinin negatif sayı olmadığından emin olmak için grid kontrolü yapıldı (*Fluent Tutorial Mesh and Solution Files 3*).

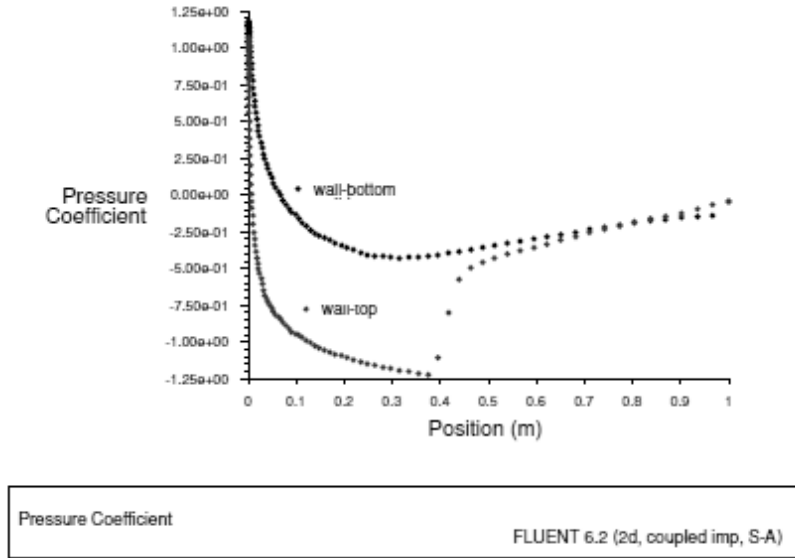
1 m uzunluğunda, 4°'lik hücum açısına sahip ve 0.8 Mach serbest akış alanında bulunan airfoil yapının yüzeyinde ve yakın çevresinin incelenmesinde yapılan çözümlerden elde edilen grafiksek değerler; hız dağılımları, statik basınç değişimleri ve Mach sayısı değişimleridir. Elde edilen grafikler sırası ile şekil 4-6 da görülmektedir.



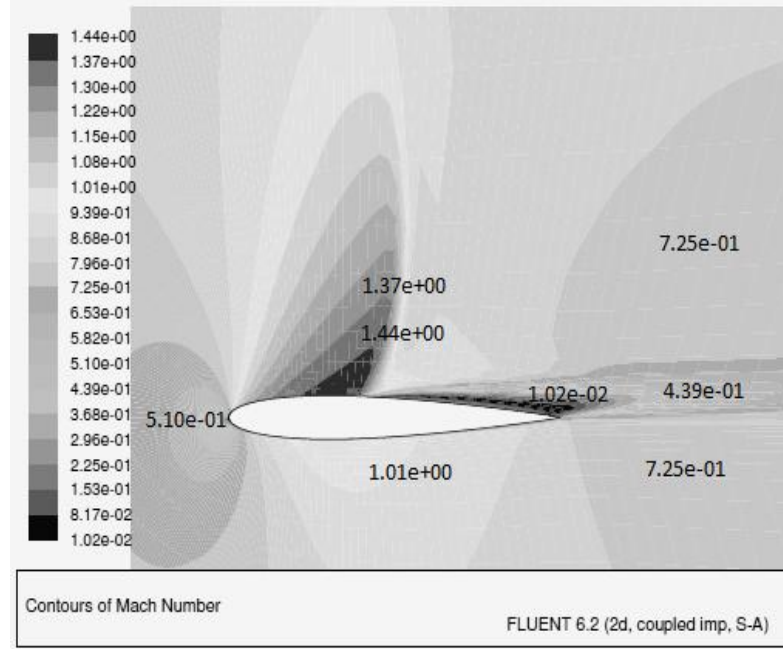
Şekil 4. Airfoil yapının yakın çevresinde oluşan hız dağılımı



Şekil 5-a. Airfoil yapının yakın çevresinde oluşan statik basınç dağılımı



Şekil 5-b. Airfoil yapının yakın çevresinde oluşan basınç katsayısı



Şekil 6. Airfoil yapının yakın çevresinde oluşan Mach sayısı

3. BULGULAR

1 m uzunluğunda, 4°'lik hücum açısına sahip ve 0.8 Mach serbest akış alanında bulunan airfoil yapının yüzeyinde ve yakın çevresinin incelenmesi için yapılan sayısal çözümlerden elde edilen grafik incelendiğinde (şekil 4-6); airfoil yapının üst tarafında hücum kenarına yakın kısmında hava hızının ve Mach sayısının serbest akım alanında gerçekleşen değerler ile kıyaslandığında artış gösterdiğini, airfoil yapının diğer bölgelerinde ise pek değişmediği tespit edildi. Yine airfoil yapının üst tarafında hücum kenarına yakın kısmında statik hava basıncının serbest akım alanında gerçekleşen değerler ile kıyaslandığında azalma gösterdiğini belirlenmiştir.

4. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Şekil 4, şekil 5a-b ve şekil 6'da görülen grafikler incelendiğinde, airfoil yapının üst kısmının hücum kenarına yakın bölgesinde serbest akım alanına göre hava hızının ve Mach sayısının artması ve statik basıncın azalması airfoil yapının bir sonucu ve buna belirli oranda hücum açısı katkı yapmaktadır. Akış alanı içerisinde

airfoil yapıda oluşan bu durum kanatlarda kaldırma kuvvetinin oluşmasını sağlamaktadır. Uçakların tip ve özelliklerine göre airfoil yapının ölçülerinde, şeklinde ve hücum açısında değişimler yapılabilmektedir. Ancak aerodinamik araştırmalar, airfoil yapıda ve hücum açısında yapılacak değişikliklerinde bir sınırı olduğunu göstermiştir. Örneğin, belirli bir dereceye kadar artırılan hücum açısı çarpan havanın etkisinden dolayı kaldırma kuvvetini artırır. Fakat hücum açısındaki daha yüksek artışlar kanat üzerindeki laminar akışın bozulmasına, kanat üzerindeki hava akımını kanat yüzeyinden koparak vorteks oluşmasına ve bunun sonucunda sürüklenme kuvvetinin artıp kaldırma kuvvetinin kaybolmasını neden olmaktadır.

Sonuç olarak kullanılacak kanat yapısına göre kaldırma kuvvetinin artırılması ve düşük sürüklenme kuvvetlerinin elde edilmesini sağlayacak airfoil'in ve hücum açısının belirlenmesinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği metodunun çok az maliyetle, çok kısa zamanda ve sınırsız parametrelerde çalışma imkânı sağladığı ifade edilebilir.

KAYNAKLAR

- Anova Mühendislik. <http://www.anova.com.tr>
- Epstein, B., and Peigin, S. (2007). Accurate CFD driven optimization of lifting surfaces for wing-body configuration. *Computers & Fluids*. 36, 1399-1414
- Jun, Z., Zhenghong, G., Hao, Z. and Junqiang, B.(2009). A High-speed Nature Laminar Flow Airfoil and Its Experimental Study in Wind Tunnel with Nonintrusive Measurement Technique. *Chinese Journal of Aeronautics*. 22, 225-229
- Mish, P. F., and Devenport, W. J. (2006). An experimental investigation of unsteady surface pressure on an airfoil in turbulence –Part 1. *Effects of mean loading. Journal of sound and vibration*. 296, 417-446
- Özdemir, M. A., ve Onbaşıoğlu, S. (2004). F-4 Phantom II Uçağının Etrafındaki Akışın Had Analizi, Kısım 1: Kanat Kök Profili Naca 0006. *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*. 1(4), 1-6
- Shahrokhi, A., and Jahangirian, A. (2007). Airfoil shape parameterization for optimum Navier–Stokes design with genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*. 11, 443–450

Airfoil Yapının Yakın Çevresindeki Hız ve Basınç Dağılımı

Fluent Tutorial Mesh and Solution Files 3: Modeling External Compressible Flow.
