

DÜZ FLAPLI POZİTİF KAMBURA SAHİP NACA 4412 KANAT PROFİLİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSININ BİLGİSAYAR DESTEKLİ ANALİZİ

Barış ÖNEN*, **Ali ÇINAR****

*baris.onen@kocaeli.edu.tr Kocaeli Üniversitesi, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü, 41285-Kocaeli

**alicinar@kocaeli.edu.tr Kocaeli Üniversitesi, Makine Eğitimi Bölümü, 41380-Kocaeli

ÖZET

Hava araçlarında farklı uçuş koşulları için farklı kambur değerlerine sahip kanat profilleri kullanılır. Bu çalışmada, NACA4412 kanat profili üzerindeki aerodinamik kuvvet ve basınç dağılımları hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) programı FLUENT ile analiz edilmiştir. Hesaplamalar farklı flap uzunluğu ve farklı açılara sahip flaplar için gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar sonucu flaplı profillerde daha küçük hücum açılarında maksimum taşımanın elde edildiği görülmüştür.

Anahtar Sözcükler: Kanat profil, Aerodinamik performans, flap, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği

ABSTRACT

Different camber values are needed under different flight conditions for aircraft aerodynamics efficiency. In this study, aerodynamic force and pressure distribution on the NACA 4412 profile are analyzed with FLUENT computational fluid Dynamics (CFD) software. The calculations are performed individually for flaps which have different lengths and different angles. It is observed from computations that maximum lift forces are obtained with smaller attack angles in flap profiles.

Keywords: Airfoil, Aerodynamic performance, Flap, Computational fluid dynamics

1. GİRİŞ

Bir uçağın hava içerisindeki davranışını, uçağa etkiyen dış kuvvetler belirler. Bunlar ağırlık, atalet, itki ve aerodinamik kuvvetleridir. Aerodinamik yükleri teorik, deneysel, sayısal ve gelişmiş algoritma teknikleri gibi yöntemlerle elde etmek mümkündür.

Deneysel çalışmalar gerçek ortam ve modelleme şeklinde yapılmaktadır. Gerçek ortam çalışması genellikle sistem ve parçaların tasarlanmasından çok iyileştirilmesinde kullanılmaktadır. Sistem ve parça tasarımında genellikle modelleme yapılmakta ve bu

modellerin deneylerinde rüzgar tünelleri kullanılmaktadır. Modelleme çalışmaları dinamik benzerlik şartlarını gerçekleştirmek kaydıyla oldukça kesin sonuçlar verebilir. Ancak deney şartları pahalı ve çok zaman alıcıdır. Teorik çalışmalar ise her ne kadar deneysel çalışmalar kadar emin sonuçlar vermese de daha düşük maliyet ve zaman tasarrufu nedeniyle deneysel çalışmaların sayısını azaltma yönünde iyi bir destek olarak düşünülür. Teorik çalışmalar arasında son kırk yılda giderek gelişen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri ön plana çıkmıştır. HAD yöntemleri karmaşık yapılar etrafındaki akış alanları hakkında çok daha düşük maliyet ve iş gücü kullanılarak ön bilgi edinmek ve deneysel çalışmaları en aza indirmek için etkin bir şekilde kullanılmaktadır. [1]

HAD, aerodinamik problemlerin araştırılmasında geleneksel deneysel metotlarla karşılaştırıldığında birtakım belirgin avantajlar sunarlar. Öncelikle; rüzgar tünellerinin olmadığı, örneğin, atmosferi geçen araçların karşılaştığı akış alanı sıcaklıklarını veya yüksek Mach sayılarını eşzamanlı olarak simüle edebilecek akış rejimleri için akış alanlarının tahmin edilmesinde kullanılabilirler. Ayrıca; HAD çalışmaları Reynolds sayılarının değişimi için hemen hemen sınırsız bir aralıkta çalışmaya izin verirler ki sayısal modellerde Reynolds sayısı kolayca değiştirilebilirken, rüzgar tünellerinin çalışma zarfları oldukça kısıtlıdır [2].

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemlerinin akış alanlarının modellenmesinde büyük gelişmeler sağladığı görülmektedir. Daha önceden pek çok anlaşılmayan akış özelliklerinin doğası bu yöntemle anlaşılır hale gelmiştir. Endüstride birçok uygulamalı mühendislik problemde kullanılan HAD tekniklerinin deneysel gözlemleri de destekleyen bir yöntem olarak kullanımı her geçen gün büyümekte ve yeni bir teknoloji alanı ortaya çıkmaktadır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinin modellenmesi, akışkan alanını etkileyen denklemlerin çözümlenmesi ile gerçekleşir. Bir HAD model, akış içerisindeki bütün önemli noktaların simülasyonunu ihtiva etmelidir.

2. AERODİNAMİK KUVVETLER

Bir uçağın havada, belli bir irtifada tutunabilmesi için, ağırlığını dengeleyen taşıma kuvvetini meydana getiren ana elemana taşıyıcı yüzey veya kanat denir. Kanatların taşıma üretmesi, kanat profilleri etrafında basınç farklılığı oluşturularak elde edilir. Basınç farklılığı, profil etrafındaki akımın hızlanması, akımın hızlanması ise yolun uzatılması yada kamburluğun artırılması ile elde edilir. Kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki bu basınç farkı taşıma kuvvetini doğurur. Profil etrafındaki basınç dağılımının sonucu serbest akım yönüne dik Taşıma kuvveti (L), serbest akım yönüne paralel Sürükleme Kuvveti (D) ve Moment (M) şekil 1’de görüldüğü gibi oluşmaktadır.

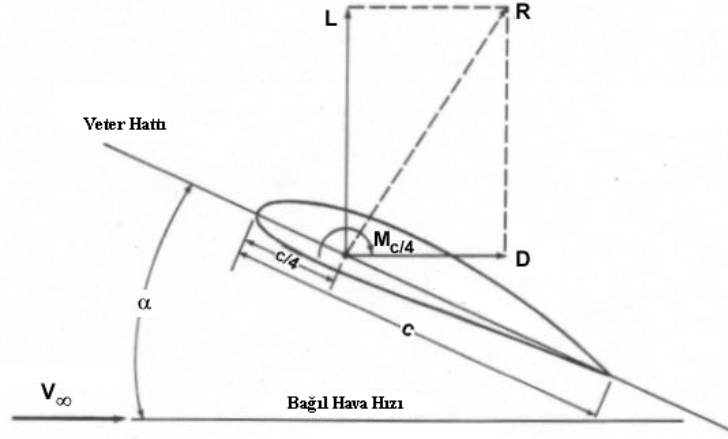
Teorik veya deneysel olarak elde edilen veriler, taşıma katsayısı (C_L), sürükleme katsayısı (C_D) ve moment katsayısı (C_M), serbest akım hızı (V_∞), serbest akım yoğunluğu (ρ_∞) ve profil veter uzunluğuna (c) bağlı olarak,

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot c \quad (1)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot c \quad (2)$$

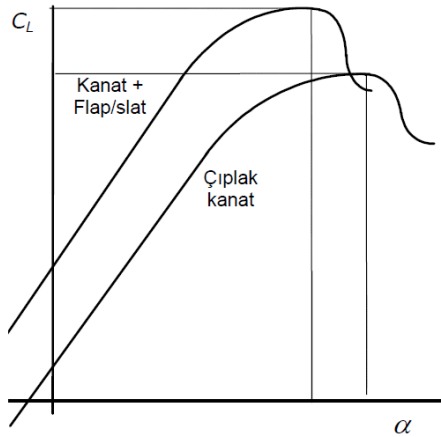
$$M = \frac{1}{2} C_M \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \quad (3)$$

ile hesaplanır.



Şekil 1. Profil etrafındaki aerodinamik kuvvetler

Bir kanat profilinde V_∞ ile c arasındaki açı "hücum açısı" (α) olarak adlandırılmaktadır. Şekil 2'de görüldüğü gibi α ile C_L 'nin α 'nın belirli bir değerine kadar doğru orantılı olarak arttığı ve hücum açısının belirli bir değerinden sonra hızla azaldığı görülmektedir.



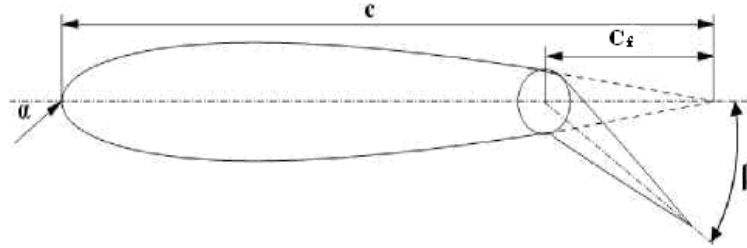
Şekil 2. Flaplı ve Flapsız kanat profilinin hücum açısına göre taşıma katsayısının değişimi

Günümüzde yaygın kullanımdaki profillerde düşük hızda taşıma katsayısının alabileceği en büyük değer 1,2 ~ 1,6 civarındadır [3]. Bu taşıma katsayısı kalkış ve hele iniş halinde katıyen yeterli değildir. Günümüzün yüksek hızlı uçaklarında, iniş hızı da belli bir limitin altında olamayacağı için ve bu hızda dahi uçağın ağırlığını karşılayacak taşıma kuvveti meydana getirmek mümkün olamayacağı için tek çare taşıma katsayısını büyütme'dir. Sabit bir geometriye sahip olan herhangi bir kanat tasarımı bu gereksinimleri sağlamak için yeterli değildir. Bu nedenle havacılık tarihinde kamburu değiştirmek için birçok değişik yollar araştırılmıştır. Bunlar arasında kanat kesitinin kamburunu artırarak yüksek taşıma kuvveti yaratan ve flap olarak bilinen kumanda yüzeyleri en yaygın kullanılan yapılardır. Bu flapların aşağı doğru saptırılması ile kanadın izafi hücum açısı çok büyümüş olur ve

stola girmeden taşıma katsayısı iki, iki buçuk katına kadar artırılabilir. Şekil 2’de C_L ile α ’nın flaplı ve flapsız değişimi görülmektedir.

3. SAYISAL MODELLEME

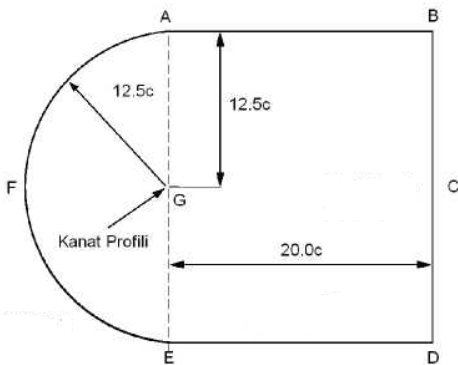
Sayısal modellemesi yapılan profilde Şekil 3’de görüldüğü gibi veter ekseninin firar kenarından başlayarak farklı flap uzunluklarında ($C_f = \%10, 15, 20, 25$ ve 30) ve Farklı flap sapma açısı beta (β)’nın $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ ve 25° ’lik değerleri için incelemeler yapılmıştır.



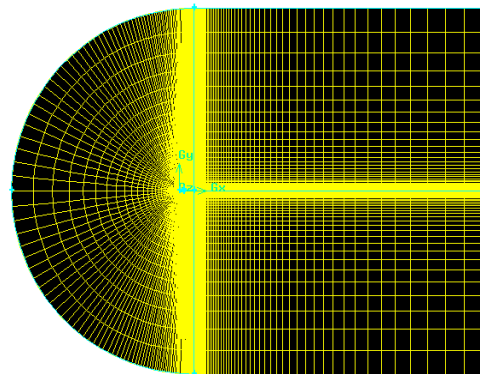
Şekil 3. Düz flaplı kanat profili

Bu çalışmada GAMBIT ile modellenen kanat profillerinin FLUENT paket programında aerodinamik analizleri yapılarak sayısal olarak incelenmiştir. Kanat profili etrafındaki akışın viskoz etkilerinin en aza indirgenmesi için şekil 4’deki sınır koşulları kullanılarak modelleme yapılmıştır.

Çözümde kullanılan NACA 4412 profilinde C-tipi ağ yapısı kullanılmıştır [4]. Ağ yapısında hassas çözüm elde etmek için akım alanında basınç alanının hızlı değiştiği bölgelerde Şekil 5’de görüldüğü gibi yoğunlaştırılmış mesh kullanılmıştır.



Şekil 4. NACA 4412 kanat profili çözümünün yapıldığı sınır koşulları



Şekil 5. Çözüm Ağı

FLUENT programı geniş bir aralıktaki sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz, laminar ve türbülanslı akış problemleri için oldukça kapsamlı modelleme imkanları sunar. Zamandan bağımsız veya geçişlilik analizleri yapılabilir. Taşınım olgusu için etraflı matematiksel modeller kompleks geometrileri modelleme imkanı ile birlikte mevcuttur. Programın uygulamalarının örnekleri laminar Newtonyan olmayan yöntemlerde, türbomakinaları ve otomotiv mühendisliği parçalarında konjuge ısı transferinde, pulverize edilmiş kömürlerin

yanmasında, dış aerodinamik metotlarda, kompresör içi akışlarında, pompalarda, fanlarda ve çok fazlı akışlardaki kullanımlardır [5].

Sıkıştırılabilir akımın modellenmesi ve dış akış aerodinamiği için sınır koşullarının belirlenmesinde, Kaynak [6]'da anlatılan yöntem uygulanmış ve aşağıda verilen kabuller yapılarak kullanılmıştır.

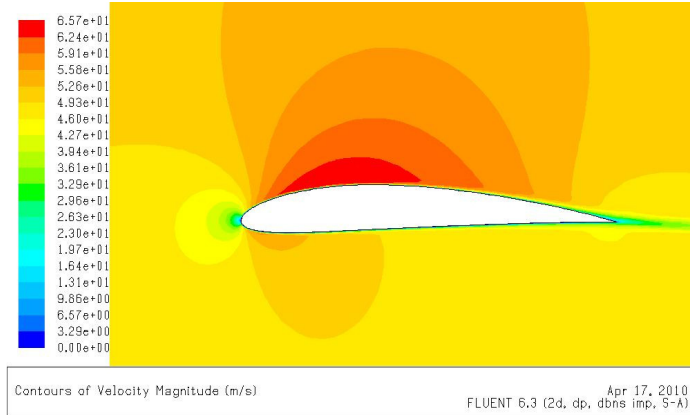
- Farklı açılardaki kanat profili yerine profile gelen akış yönü değiştirilmiştir.
- Modellenen kanat profilinin kanat açıklığı yönünde bir değişikliğin olmadığı düşünülerek çalışmalar 2 boyutlu olarak yapılmıştır.
- Analizlerde FLUENT'in iki kat sayısal hassaslık (double precision) durumu kullanılmıştır.
- Çözümde daha hassas sonuçlar elde etmek amacıyla, yoğunluğa bağlı çözüm yöntemi kullanılmıştır.
- Analizlerde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır.
- Akışkan olarak $C_p=1006.43$ J/kg.K, Termal iletkenlik=0.0242 W/m.K ve Referans viskozitesi= $1.716E-05$ kg/m-s değerlere sahip ideal hava kullanılmıştır.
- Sınır koşulları için tüm uzak alanlar 101325 Pa göreceli basınç değeri alınmıştır.
- Analizde, serbest ortamda "second order upwind discretization" çözümlemesi seçilmiş ve denklemler "SIMPLE coupled" çözüm algoritması kullanılmıştır.
- Yakınsama, her parametredeki kalıntıların 1×10^{-6} olması durumuna kadar çözüme devam edilmiştir

Spalart-Allmaras türbülans modeli oldukça basit tek denklemlilik bir model olup, kinematik eddy (türbülanslı) viskozitesi için modellenmiş taşınım denklemini çözer. Yerel kayma tabakasına bağlı olan bir uzunluk ölçeği hesabı gerektirmeyen yeni bir tek denklemlilik türbülans modelidir. Spalart ve Allmaras'ın 1994 yılında modeli geliştirirken amaçları matematiksel ve k'ya bağlı tek denklemlilik modellerdeki eksikliği gidermek ve yine de iki denklemlilik modellerden hesaplama açısından daha basit bir model ortaya çıkarmaktır. Model; örneğin profiller üzerindeki sınır tabaka ayrımını da kapsayan transonik akışlar gibi aerodinamik akışlar ve duvar sınırlı akışları içeren uzay uygulamaları için tasarlanmıştır ve ters basınç gradyanına maruz kalan sınır tabakalar için oldukça iyi sonuçlar vermiştir. Amaçlandığı gibi, model aerodinamik akış uygulamalarında gayet başarılı olmuştur. Aynı zamanda türbomakina uygulamalarında da popülerlik kazanmaktadır. Orijinal formunda Spalart-Allmaras modeli düşük Reynolds sayılı etkin bir model olup, sınır tabakanın viskoz etkili bölgesinin uygun bir şekilde çözümünü gerektirir. Ancak FLUENT programı ağ yapısı kalitesinin yeteri kadar iyi olmadığı durumlarda bu model için duvar fonksiyonlarını kullanır. Bu da, türbülanslı akış hesaplamalarının kritik bir rol oynamadığı kaba ağ yapısına sahip simülasyonlar için en iyi seçim olarak karşımıza çıkmasını sağlar. Ayrıca modeldeki taşınan değişkenlerin duvar yakınındaki gradyanları, k-ε ve k-ω modellerindeki taşınan değişkenlerin gradyanlarından daha küçüktür. Bu ise duvar kenarında tabakalı yapıda olmayan mesh kullanıldığında, modelin, sayısal hatalara karşı daha az hassas olmasını sağlar [7].

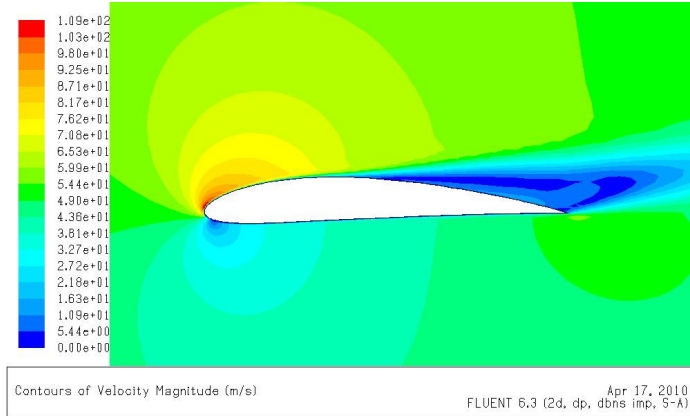
4. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

$3,5 \times 10^6$ Re sayısında ve 50 m/s serbest akım hızındaki sıfır derecelik hücum açısındaki analizlerde elde edilen değerlerin literatür ile uyumlu olduğu görülmüştür. [8-11]

Hücum açısındaki artışa paralel olarak profil hücum kenarındaki durma noktasının profil alt yüzeyine doğru kaydığı Şekil 6 ve 7’de görülmüştür.

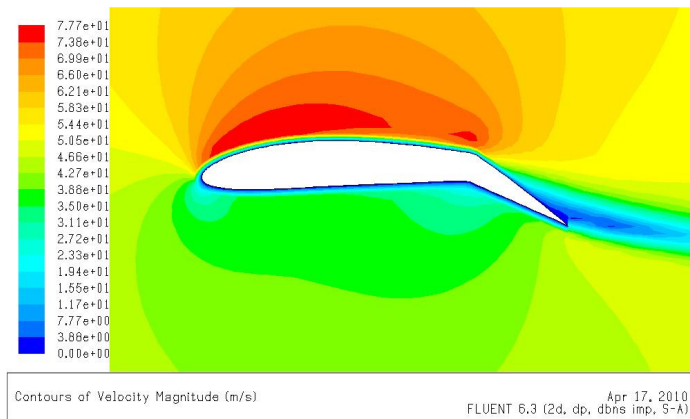


Şekil 6. 0° hücum açısında profil etrafındaki hız dağılımı



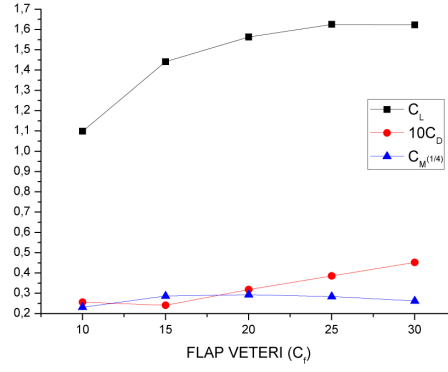
Şekil 7. 14° hücum açısında profil etrafındaki hız dağılımı

Flap açık durumda olduğunda profil etrafındaki basınç dağılımının değişimi Şekil 6, 7 ve 8’de görülmektedir.



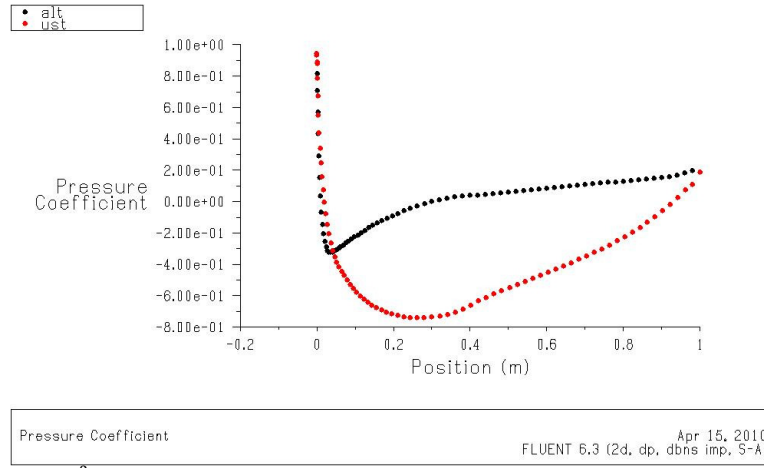
Şekil 8. $C_f = \%30$, $\beta = 25^\circ$ olan profil etrafındaki hız dağılımı

Flap veter boyundaki artışa paralel olarak taşıma katsayısında artışın olduğu Şekil 9’da görülmektedir.

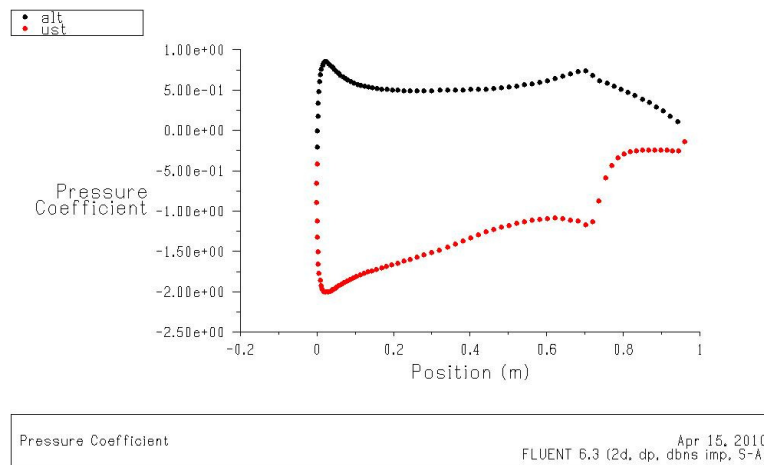


Şekil 9. $\beta = 25^\circ$ için farklı flap veterlerinde aerodinamik katsayıların değişimi

Flap açık olduğunda profil etrafındaki basınç dağılımının flap kapalı konumdaki basınç dağılımıyla birlikte değerlendirildiğinde hücum kenarından firar kenarına kadar değiştiği Şekil 10 ve Şekil 11'de görülmektedir.

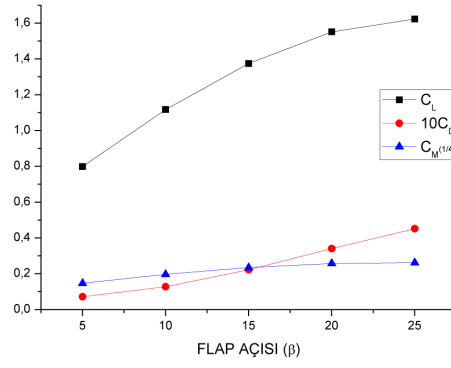


Şekil 10. 0° hücum açısında profil etrafındaki basınç katsayısı dağılımı



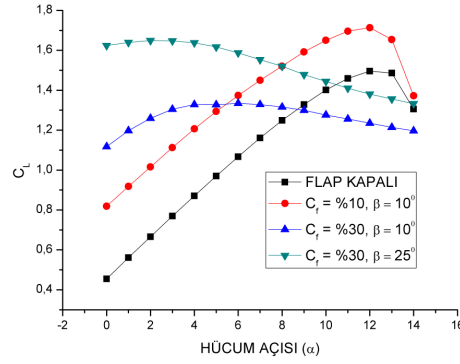
Şekil 11. $C_f = \% 30$, $\beta = 25^\circ$ de profil etrafındaki basınç katsayısı dağılımı

Flap sapma açısındaki artışa paralel olarak C_L , C_D ve C_M de artışın meydana geldiği, C_L 'deki artış oranı C_D ve C_M 'deki artış oranından çok daha fazla olduğu Şekil 12'de görülmektedir.



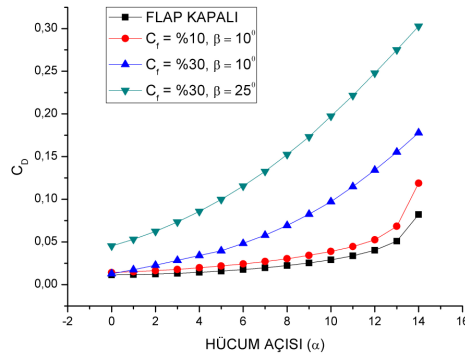
Şekil 12. $C_f = \% 30$ için farklı flap açılarında aerodinamik katsayıların değişimi

Düşük flap açılarında, flap boyu büyük profillerin fazla taşıma ürettiği, flap açısındaki büyümeye düşük flap boyuna sahip profillerin fazla taşıma ürettiği Şekil 13'de görülmektedir.



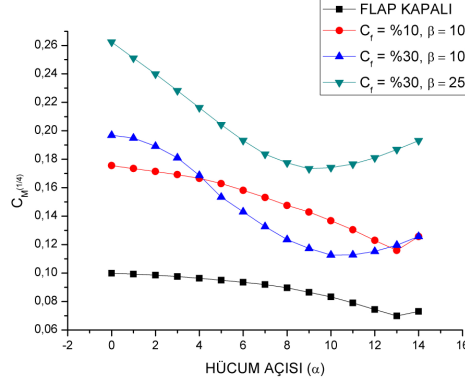
Şekil 13. C_L 'nin β ve C_f göre değişimi

Flap boyu ve flap açısındaki artış sürüklemeye artışa neden olduğu Şekil 14'de görülmektedir.



Şekil 14. C_D 'nin β ve C_f göre değişimi

Şekil 15'de farklı flap veterleri ve farklı flap açılarındaki aerodinamik merkezdeki moment katsayısının değişimi karşılaştırılmıştır. Bu grafikte görüldüğü gibi küçük hücum açılarında C_f ve β arttıkça C_M 'nin arttığı görülmektedir.



Şekil 15. C_M 'nin β ve C_f göre değişimi

Yapılan çalışmada, flaplı kanatların aerodinamik performansı arttırdığı görülmüştür. Ayrıca flaplı kanada hücum açısı verildiğinde, profile flap sapma açısı β ve flap uzunluğu C_f arttıkça taşıma katsayısı C_L nin maksimum değerinin düşük hücum açılara doğru kaydığı görülmüştür. Sonuç olarak fazladan taşıma kuvvetinin gerekli olduğu uçaklarda flaplı kanatların düşük hücum açısıyla kullanılabileceği görülmüştür.

5. KAYNAKÇA

- [1] DOĞAN, Z., Ses Altı Hızlarda Kanat Profili Etrafında Akışın İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri, (2008).
- [2] GREGORY, J., SCHWABACHER, C., 2000. Computational Fluid Dynamics Testing For Drag Reduction of An Aircraft Laser Turret USAF.
- [3] YÜKSELEN, A., Aerodinamik Ders Notları, İTÜ, 2006-2007
http://www3.itu.edu.tr/~yuksele/Uck351/UCK351_Index.htm (Erişim tarihi: 10.03.2010)
- [4] BHASKARAN, R., Flow over an Airfoil, Cornell University.
<http://courses.cit.cornell.edu/fluent/airfoil/index.htm>, 2002, (Erişim tarihi: 15.01.2010)
- [5] Fluent Incorporated. 2006. FLUENT 6.3 User's Guide
- [6] Fluent Inc., Tutorial 3: Modeling External Compressible Flow, 2006
- [7] SPALART, P., ALLMARAS, S.R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flow, AIAA, 92-0439, 1990
- [8] NACA mirror site.
www.NACA.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html, NACA Report No: 563, 646, 824 (Erişim tarihi: 10.04.2010)
- [9] ÖZDEMİR, M. A., ONBAŞIOĞLU, S., 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, (Temmuz 2004).

[10] SEBER, G., İNSUYU, E.T., ÖZGEN, S., ŞAHİN, M.,YAMAN, Y., Değişken Kambura Sahip NACA 4412 Kanat Kesitinin 2-Boyutlu Aerodinamik Analizi, **II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK-2008-012**, İTÜ, İSTANBUL, (15-17 Ekim 2008).

[11] GENÇ, M. S..ÖZİŞİK, G.,KAHRAMAN, N., Düz Flaplı NACA 0012 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının İncelenmesi, **Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi**, 28, 1, 1-8, (2008).