



## DÜZ FLAPLI NACA0012 KANAT PROFİLİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSININ İNCELENMESİ

M. Serdar GENÇ<sup>1</sup>, Gülşah ÖZİŞİK<sup>2</sup> ve Nafiz KAHRAMAN<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık YO., Uçak Gövde-Motor Bölümü, 38039, KAYSERİ, musgenc@erciyes.edu.tr

<sup>2</sup>Erciyes Üniversitesi, Müh. Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 38039, KAYSERİ, gulsah@erciyes.edu.tr

<sup>3</sup>Erciyes Üniversitesi, Mustafa Çıkrıkçıoğlu MYO, 38039, KAYSERİ, nafiz@erciyes.edu.tr

(Geliş Tarihi: 04. 01. 2008, Kabul Tarihi: 08. 02. 2008)

**Özet :** Bu çalışmada, simetrik flaplı NACA0012 kanat profili üzerindeki aerodinamik kuvvet ve basınç dağılımları hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı FLUENT™ ile analiz edilmiştir. Hesaplamalar, farklı uzunluk ( $\delta_f$ ) ve farklı açılara sahip ( $\beta$ ) flaplar için gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar sonucunda, flaplı kanatların kullanımı ile aerodinamik performansın arttığı, fakat bu artışın  $\beta=15^\circ$ 'ye kadar daha verimli olduğu  $15^\circ$ 'den büyük açılarda sürüklenme katsayısının artması ile L/D oranının düştüğü görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Aerodinamik performans, Kanat profili, Flap, Hücüm açısı.

## INVESTIGATION OF AERODYNAMICS PERFORMANCE OF NACA0012 AEROFOIL WITH PLAIN

**Abstract :** In this study, the aerodynamic forces and pressure distribution on the symmetric NACA0012 with flap have been analyzed with the help of the FLUENT™ CFD computer code. The calculations are performed individually for different lengths ( $\delta_f$ ) and angles ( $\beta$ ) of the flap. The calculations bring out that the aerodynamic performance can be increased by using airfoil with flap. However, this increment is efficient until  $\beta$  is equal to  $15^\circ$ , and in the case of  $\beta>15^\circ$ , the L/D ratio decreases due to the fact that drag coefficient increases.

**Keywords:** Aerodynamic performance, Airfoil, Flap, Angle of attack.

### SEMBOLLER

c	Veter uzunluğu [m]
S	Kanat alanı [ $m^2$ ]
$\delta_f$	Flap uzunluğu [%c]
$\beta$	Flap açısı [ $^\circ$ ]
$\alpha$	Hücüm açısı [ $^\circ$ ]
$\rho$	Yoğunluk [ $kg/m^3$ ]
$\mu$	Viskozite [ $kg/m\ s$ ]
$V_\infty$	Serbest akım hızı [m/s]
Re	Reynolds sayısı [ $=V\rho c/\mu$ ]
$C_p$	Basınç katsayısı
$C_L$	Kaldırma katsayısı
$C_D$	Sürüklenme katsayısı
$C_M$	Moment katsayısı
L/D	Kaldırma oranı
$M_{cr}$	Kritik Mach sayısı

### GİRİŞ

Havacılık sektörü I. Dünya Savaşı döneminden başlayarak gelişen ileri teknoloji alanlarından biridir ve bu alanda yapılan çalışmalar önümüzdeki yıllarda da havacılık sektörünün öneminin giderek artacağını göstermektedir. Hamdani ve Sun (2000), NACA0012 kanat profilinin kararsız hareketi ve düşük Reynolds sayılarında aerodinamik kuvvetleri ve akış yapısını

Navier-Stokes denklemleriyle nümerik olarak çalışmıştır. Bu hareketler kanat profilinin serbest akım bölgesindeki hızının artması ve azalmasını incelemiştir. Bu çalışma gösteriyor ki düşük Reynolds sayılarında kanat profilinde ani hız değişimi büyük aerodinamik kuvvetler doğurur. E. Berton ve diğerleri (2000) salmım hareketi yapan kanat profili etrafındaki akışı incelemişlerdir. Atik ve diğerleri (2002) geliştirilen hava taşıtları tasarımında, aerodinamik analizlerin etkin ve doğru şekilde yapılabilmesi için sayısal analizlerde kullanılacak en uygun yazılımın seçilmesinin önemli olduğunu tespit etmişlerdir. Atik ve arkadaşlarının çalışmasının amacı TUBİTAK SAGE'de bulunan ve sayısal aerodinamik analizler için kullanılan, ticari ve kurum içinde geliştirilmiş yazılımların yeteneklerinin tespit edilerek yazılımlarının güçlü ve zayıf noktalarının belirlenip ilerde yapılacak aerodinamik analizler için en uygun yazılımın seçilebilmesi ve iş kayıplarının önlenmesidir.

Özdemir ve Onbaşıoğlu (2004), F-4 Phantom II uçağında kanat kök profili olarak kullanılan NACA 0006 profili Spalart-Allmaras ve k- $\epsilon$  türbülans modelleri ile sırayla 0.4, 0.6 ve 0.8 Mach sayılarında; 0, 2, 4, 6 ve  $8^\circ$  lik hücüm açılarında FLUENT™ ticari yazılımı kullanılarak analiz etti. Elde edilen sonuçların daha önce

NACA (2003) tarafından rüzgar tünelleri kullanılarak elde edilen deneysel verilerle karşılaştırılması yapıldı. Bak ve diğerleri (2000), NACA 63-415 kanat profili ile bunun modifiyeli halinin akış karakteristiklerini teorik ve deneysel olarak rüzgar tüneli sayesinde karşılaştırmışlardır. Rüzgar tüneline yapılan ölçümler sayesinde aerodinamik özellikleri elde etmişler ve geliştirilmiş kanat profili şeklinin kaldırma katsayısını daha çok artırdığı gözlemlenmiştir. Seifert ve diğerleri (2004) Reynolds ve Mach sayılarının akım ayrılmasına etkisini araştırdılar. Bu çalışmada ayrılmanın kontrolü için periyodik olarak değişik Reynolds sayılarında üfleme yapan sistem kullanıldı. Bu sistem hem önden üfleyen bir sistem olarak hem de arkadan flaplı kısmın önünden üfleyen sistem olarak ayrı ayrı ele aldılar. Bu sistemleri kullanarak akıştaki bozulmaları, girdap ve ayrılmaları azalttılar.

Dam ve diğerleri (1999) kanat profilinin *flap deflection* miktarının değişiminin etkisini incelediler. Hesaplama akışkanlar dinamiği (HAD) analizi ile yapılan çalışmalarla L/D oranının 2 boyutlu flap hareketleri ile değiştiğini bunun da zaman ve maliyet artışı önlediğini bulmuşlardır.

Cebeci ve diğerleri (1996) çok elemanlı kanat profili akışlarının hesaplanmasında uygun flapların kullanılması konusunda çalıştılar. Bu çalışmalarında tek parçalı kanat profili ile düşük ve orta ölçekli Reynolds sayılarında sürüklenmenin hesaplanması için Cebeci-Smith türbülans modellerini kullanarak maksimum taşıma katsayısının önceden belirlenmesi ile ilgili çalıştılar. Sıkıştırılabilirliğin ve türbülans modelinin stall üzerindeki etkisi ile ilgili sonuçlar elde etmişlerdir.

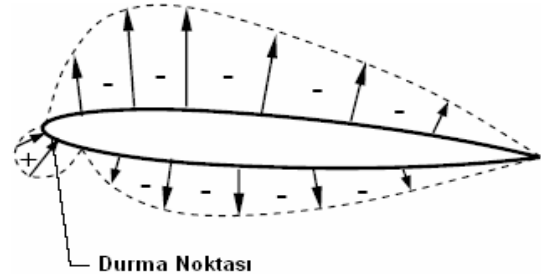
Shan ve diğerleri (2005) NACA0012 kanat profilinin etrafındaki akım ayrılmasını sayısal simülasyonla araştırdılar. Bu çalışmalarında 4° hücum açısında ve 100.000 Reynolds sayısında bir serbest akım bölgesinde bulunan NACA0012 profili etrafındaki akış ayrılması, girdaplar, türbülans ve sınır tabaka oluşumunu simülasyonla gösterdiler.

## AERODİNAMİK KUVVETLER

Havadan ağır bir cisim olan uçağın uçabilmesi için taşıma kuvvetine ihtiyaç vardır. Bu taşıma kuvvetinin esas kaynağı uçak motorundan üretilen itki kuvveti ile uçağın kazandığı hızdan dolayı uçağın yüzeyleri üzerindeki hava akımıdır. Uçak hava içerisinde hareket ederken, kanadın geometrisi sebebiyle üzerinde oluşacak basınç dağılımı uçağın havada tutunabilmesini sağlar. Bu basınç dağılımı ve kayma gerilmeleri ile cisim üzerinde aerodinamik kuvvetler meydana gelir. Kanat profilinin geometrisi nedeni ile bu aerodinamik kuvvetler değişmektedir. Bir uçak veya benzeri bir cisim etrafından geçen havanın yolu bu cisim tarafından değiştirilir. Bu durumda havanın yerel hızının değişmesine neden olur. Cisim etrafında çeşitli noktalardaki farklı hızlar, Bernoulli denklemine göre cisim etrafında her noktada değişen bir basınç dağılımına neden olur. Şekil 1'de verilen basınç

dağılımında eksi işaretler basınçtaki azalmayı ifade etmektedir. Kanat profilinin önündeki pozitif işaretli basınç dağılımı hücum kenarına çarpan havanın oluşturduğu statik basınçtan kaynaklanmaktadır. Durma noktasında havanın hızı sıfıra eşit olduğu için dinamik basınç sıfırdır ve toplam basınç statik basınca eşittir.

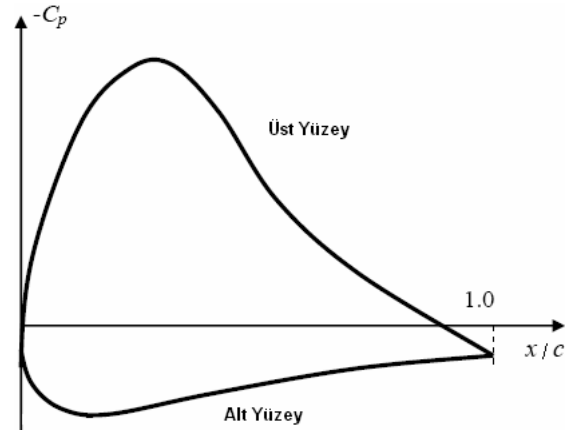
Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı genellikle, Eşitlik (1)'deki gibi boyutsuzlaştırılır ve bu boyutsuz sayıya basınç katsayısı denir. Bu denklemde P statik basınç, P<sub>ref</sub> referans basıncı ve v<sub>ref</sub> ise referans hızıdır.



Şekil 1. Küçük bir hücum açısına sahip kanat profili etrafındaki basınç dağılımı.

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{ref}^2} \quad (1)$$

Şekil 2'de basınç katsayısının kanat profilinin veter uzunluğu boyunca değişim grafiği verilmiştir. Veter uzunluğu kanat profili hücum (ön) kenarı ile firar (arka) kenarını birleştiren hattır.



Şekil 2. Basınç katsayısının veter uzunluğu boyunca değişimi.

Bu basınç kuvvetlerinin ve ilaveten hava ile cisim yüzeyi arasındaki sürtünme kuvvetlerinin bileşkeleri cisim üzerinde bir bileşke kuvvetle bir bileşke moment oluşturulur. Bu şekilde cisme etkiyen kuvvet ve moment aerodinamik kuvvet ve moment adı verilir. Bu kuvvetler;

a) Sürüklenme Kuvveti:

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

b) Kaldırma Kuvveti:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c \quad (3)$$

c) Yunuslama Momenti:

$$M = C_M \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S \quad (4)$$

## AERODİNAMİK PERFORMANSI ARTTIRMA YÖNTEMLERİ

Aerodinamik performans artırmak, kanat profili etrafında oluşan kaldırma kuvvetinin artırılması ve sürüklenme kuvvetini azaltılması ile sağlanır. Kaldırma kuvvetini arttırmak kanat profili etrafındaki basınç dağılımını arttırmakla sağlanabildiği gibi aynı zamanda profil etrafındaki sınır tabaka kalınlığının düşürülmesi veya türbülanslı sınır tabakanın firar kenarı civarına taşınması ile sağlanabilir. Aerodinamik performansı arttırmak için; hücum açısı artırılabilir, kanat profiline kamburluk verilebilir veya yüksek kaldırma aygıtları kullanılabilir.

a) *Hücum açısı*: Hücum açısı hava aracının hız vektörü ile kanat veter yönü arasında kalan açıdır (Şekil 3). Hücum açısı arttıkça kaldırma kuvveti de artar. Fakat bu açının belirli bir değeri geçmesi ile akım çizgileri kanat üzerinde tutunamayacaktır.  $0^\circ$ 'lik hücum açısına sahip bir kanat profili firar kenarında akım ayrılmaları başlar ve kanat arkasında iz bölgesi oluşur (Şekil 4). Hücum açısı arttırıldıkça ayrılma noktası hücum kenarına yaklaşır ve yaklaşık  $12-16^\circ$ 'lik hücum açısına ulaşıldığında akım ayrılması (*stall*) başlar. Türbülansın başladığı bu açıya *stall* açısı denir. Bu açıdan daha fazla hücum açısının arttırılması halinde kaldırma kuvveti azalır ve sürüklenme kuvveti hızla artar. Hücum açısının küçülmesi ile azalan kaldırma kuvveti uçak hızının arttırılması ile arttırılır.

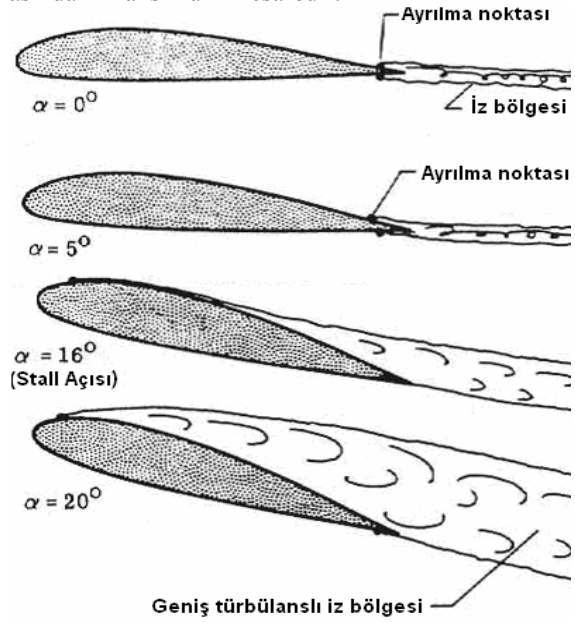


Şekil 3. Hücum açısı.

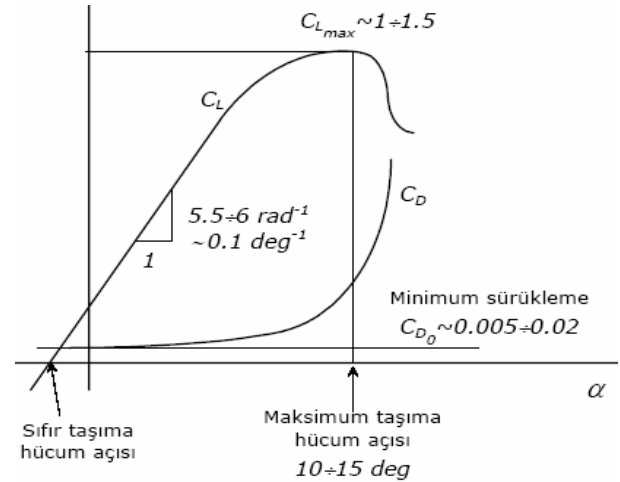
Şekil 5'de kaldırma katsayısının *stall* açısına kadar arttığı ve bu açı değerinden sonra düşmeye başladığı görülmektedir. Ayrıca hücum açısının artışı ile ayrılma noktasının hücum kenarına yaklaşması sonucu sürüklenme katsayısı artmakta olduğu görülmektedir.

b) *Kamburluk*: Uçak kanatlarında % 0-5 arasında kamburluklara rastlanır. Türbin ve kompresörlerde ise daha kambur profiller görmek mümkündür. Şekil 6'da; veter çizgisi, hücum kenarı ile firar kenarını birleştiren doğrudur. Kamburluk eğrisi, kanat üst yüzeyi ile alt yüzeyi arasındaki orta noktaları birleştiren eğridir.

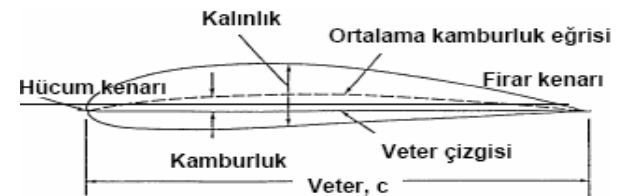
Kamburluk ise kamburluk eğrisi ile veter doğrusu arasındaki maksimum mesafedir.



Şekil 4. Hücum açısının değişimi ile kanat profili etrafındaki akış.



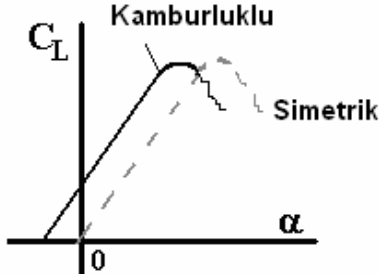
Şekil 5. Aerodinamik katsayıların hücum açısı ile değişimi.



Şekil 6. Kanat profili karakteristikleri.

Kanat profiline kamburluk verilerek üst yüzeydeki alan arttırılmakta ve bu alanın arttırılması ile profil üzerinden geçen havanın hızının arttırılması sağlanmaktadır. Hava hızının arttırılması ile Bernoulli denkleminde basınç daha fazla düşürülmektedir. Böylece alt yüzey ile üst yüzey arasında oluşan basınç farkı artmakta ve sonuç olarak kaldırma kuvveti arttırılmaktadır. Şekil 7'de

kamburluklu ve simetrik kanat profillerinden elde edilen kaldırma katsayısının değişimi verilmiştir.



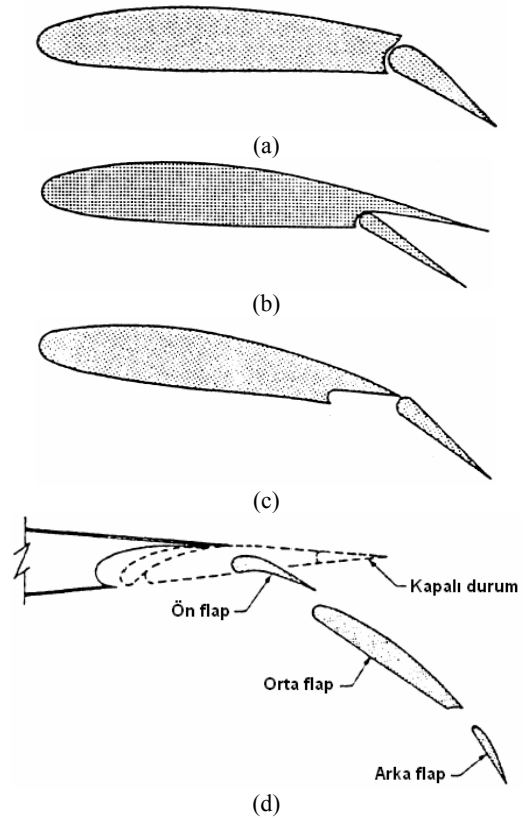
Şekil 7. Kamburluklu ve simetrik kanat profillerinden elde edilen kaldırma katsayısı.

c) *Yüksek Kaldırma Aygıtları:* Kanat profili tasarımlarında yüksek kaldırma, düşük sürüklenme ve sağlam bir yapı olmasına çalışılır. 40–50 yıldır kullanılan klasik kanat profillerinde maksimum  $C_L$  1,4 ile 1,5 ve  $C_D$  0.01'dir. Bu kanat profillerinin hepsi üretim kusurlarından dolayı pürüzlülük açısından oldukça az hassastır. Bunların  $C_M$  leri oldukça düşüktür öyle ki kanat yüksek hızda çok büyük bükmeye dayanamaz.

**Flaplar:** Maksimum kaldırmaı arttırmak için, geleneksel olarak kamburluğu uygun bir şekilde arttırmanın gerektiğini bir önceki başlıkta bahsedilmişti. Pratikte bu durum, kanat profilinin üst yüzeyini kambur yapmakla olduğu gibi kanat profilinin arkasını eğmek ile de yapılır ve bu eğilen parçaya *flap* denir. Kanat firar kenarına monte edilmiş bu flap sadece kanat profilin şeklinin değişmesini sağlar, kanat alanını arttırmaz (Şekil 8a,b).  $15^\circ$  hücum açısı ile bu flaplar kullanıldığında kaldırmadaki artış orta seviyededir yani  $C_L=2,2$  olur. Bu değer bütün kanat genişliği boyunca düşünüldüğünde 1,9 dur.  $15^\circ$  hücum açısından sonraki açılarda üst yüzeyde bu flapda *stall* olur. Çünkü hava akımı, sınır tabaka nedeniyle meydana gelen doğrultudaki ani değişikliklerin üstesinden gelecek kadar yeterli momentuma sahip değildir. Sürüklenme artışı  $15^\circ$ 'den daha büyük hücum açılarında çok önemli olur ve kaldırma katsayısında artık artış olmaz. Düz ve yarıkli flapın bu sorunu daha gelişmiş olan kayan flap ile aşılır (Şekil 8c). Kanat profilinin hücum kenarında bir boşluk oluşturan yarıkli flap huni şeklindeki bu boşluktan havanın hızlanmasını sağlar ve hızlanan bu hava üst yüzeyde oluşan sınır tabakaya doğru hareket ederek sınır tabakanın oluşmasını geciktirir. Böylece kanat profilinde flapların kullanılışı yaklaşık  $25^\circ$  lik hücum açısına kadar verimli hala gelir. Genellikle kayan flaplar döndürülmekle birlikte (dayanak noktası ile kanat profilinin altına yerleştirilmiş sistemler veya Cessna 152 ve 172 gibi uçaklardaki gibi karmaşık sistemler ile) ileri doğru ötelenir ve veter uzunluğunun artışı ile kanat alanı arttırılır.

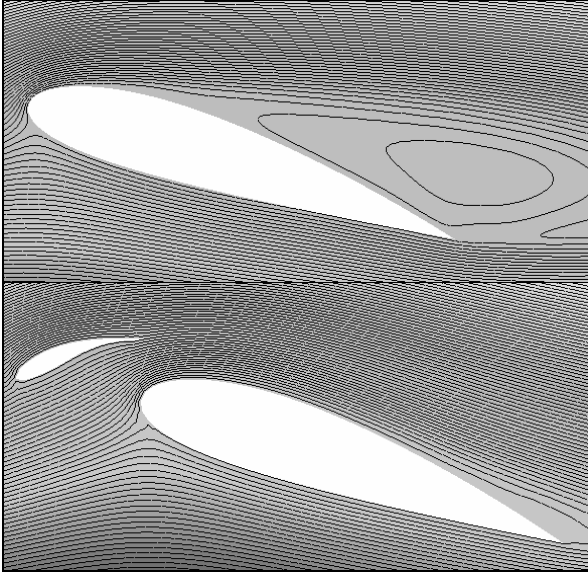
Bir diğer flap türü kayan yarıkli flapdır (Şekil 8d). Kanadın kuyruk kısmının altında ayrı küçük bir veya birkaç kanat profilidir ve her zaman üst yüzey sınır tabaka etkisini azaltan huni etkisi ortaya çıkaracak şekilde mesnetlenir. Kayan yarıkli flap özellikle *aileron*

olarak kullanılabilirler. Aileronlar kanadın arkasındaki flap kısmıdır ve bunlarla pilotlar birini aşağı indirirken diğerini yukarı kaldırarak roll kontrolunu yani uçağın sağa-sola hareketini sağlarlar. Genel sınır tabaka kanat profilinin arka kısmı üzerinde çok incedir ve aileronlar etkili olmak için belirli minimum dönmeye ihtiyaç duyar. Bu genellikle normal pozisyonunda küçük etkisiz *roll* kontrol dönmesidir. Kayan yarıkli tipi *aileron*, dikkatli konstrüksiyon ve menteşe noktasının dikkatli tasarımı ile oluşturulan huni etkisinin bütün avantajları başarıldığı bir durum değildir. Bu flapın dezavantajı yüksek hızda huni sürüklenme katsayısı klasik flap için olandan biraz daha yüksek olması için daima biraz enerji tüketir.



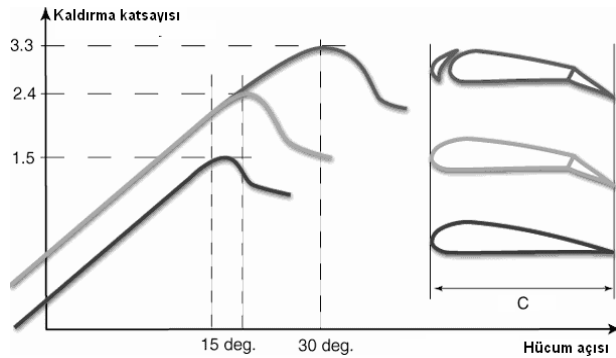
Şekil 8. Flap çeşitleri; a- Düz flap, b- Yarıkli flap, c- Kayan flap, d- Kayan yarıkli flap.

**Slot ve slatlar:** Kanat profilinin hücum kenarında sabit olan açıklık kısma *slot* hareketli olan açık kısma da *slat* denir (Şekil 9). Bazı uçakların hücum kenarlarında sadece slat, bazılarında ise hem slat hemde flap kullanılmaktadır. Slatlar firar kenarı flapları ile kullanılarak kanat profili şeklini değiştirir ve uçağın kaldırma kuvvetini arttırırlar. Aynı zamanda flapların açılmasıyla birlikte uzayan kanat genişliği nedeniyle kanat üzerindeki türbülansın kaybolması için kanat üzerinde hava akışını yönlendirir. Slatların bir görevi de, uçağın hücum açısının artışı ile meydana gelebilecek stall olayını önlemektir. Slat kullanılarak sınır tabaka kontrolü sağlanır ve sınır tabaka üzerine hızlandırılmış hava gönderilerek sınır tabakayı kanat arkasına doğru iter, böylece akımı kanat profiline yapıştırmak için ekstra lokal türbülans olmaksızın hava akışına izin verilir.



Şekil 9. Slat kullanımı ile kanat profili etrafındaki akışın kontrolü

Değişik kanat profilleri için kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi Şekil 10'de gösterilmiştir. Bu grafikten görüldüğü gibi yüksek kaldırma aygıtlarının kullanımı ile hem kaldırma katsayısı arttırılır hem de daha yüksek hücum açılarında uçulabilir.

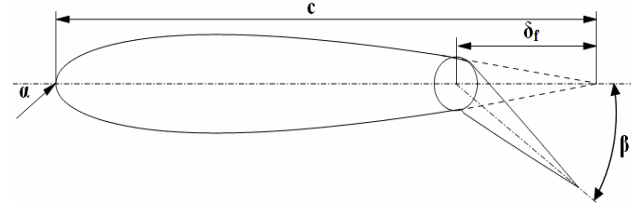


Şekil 10. Değişik kanat profilleri için kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi.

### SAYISAL MODELLEME

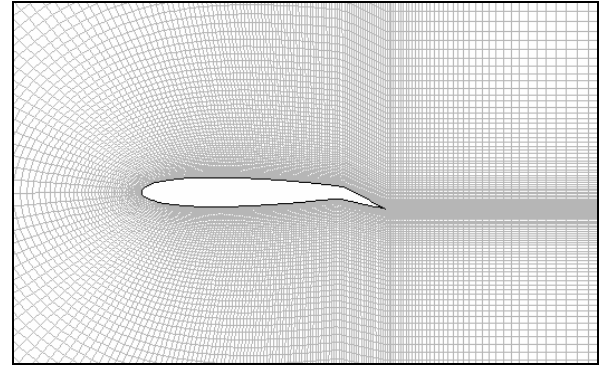
NACA0012 kanat profilinde Şekil 11'de görüldüğü gibi veter (c) ekseninin firar kenarından başlayarak farklı uzunluklarda ( $\delta_f = 10, 15, 20, 25, 30$ ) ve farklı açılarda ( $\beta = 5, 10, 15, 20, 25^\circ$ ) flap oluşturulmuş ve bu flapları farklı hücum açılarında ele alarak yaklaşık  $3 \times 10^6$  Re sayısında, 35 m/s serbest akım hızında aerodinamik karakteristiklerin değişimi FLUENT™ paket programı yardımıyla gözlenmiştir. FLUENT™ programı Reynolds ortalamalı Navier–Stokes denklemlerini sonlu hacim metodu ile çözmektedir. Analizlerde, serbest ortamda “second order upwind discretization” ve “first order implicit time integration” çözümleri seçilmiş ve denklemler “SIMPLE coupled” çözüm algoritması ile çözdürülmüştür. Yakınsama için her parametredeki kalıntıların  $1 \times 10^{-6}$  olması durumuna kadar çözüme devam edilmiştir. Ayrıca analizlerde Spalart-Allmaras

türbülans modeli kullanılmıştır ve bu modelde türbülans viskozite oranı kodun kendi seçtiği gibi 10 varsayılmıştır.



Şekil 11. NACA0012 düz flaplı kanat profili.

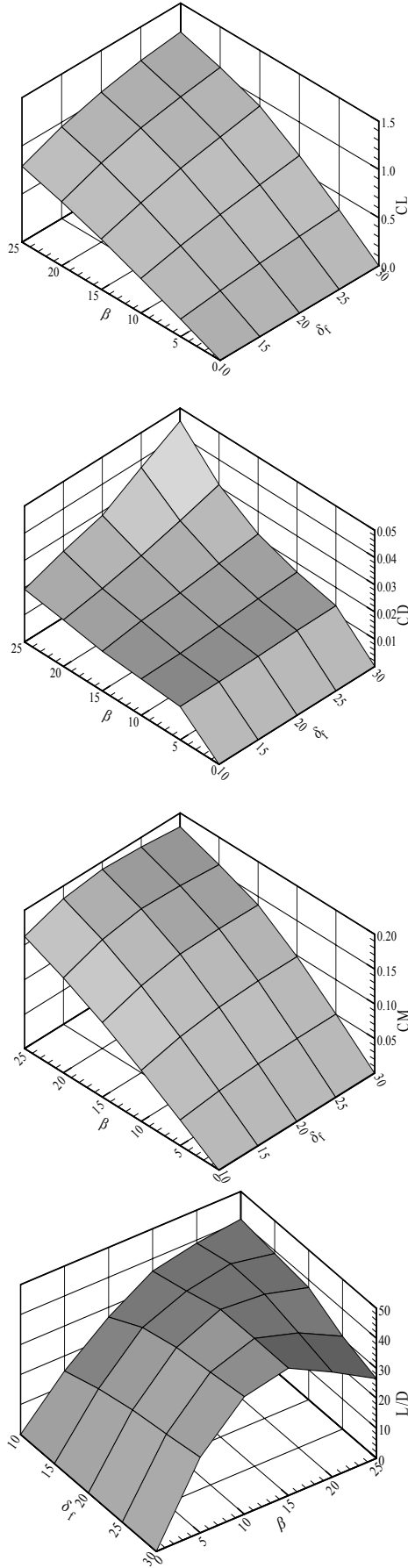
Modellemede, kanat profilini bir serbest akım bölgesi içerisine yerleştirerek akışın viskoz etkilerden etkilenmemesi için sonsuz büyüklükte bir akış ortamı hazırlanmıştır. Şekil 12'de serbest akım bölgesi ve bunun merkezinde bir kanat profili görülmektedir. Dörtgen hücre sistemi kullanılmıştır. Çözümün doğruluğunu artırmak ve sınır tabaka etkisini görebilmek için kanat profili sınırlarına doğru ve iz bölgesinde kontrol hacimleri artırılmıştır. Kanat profiline hücum açısı verirken kanat profilini çevirmek yerine kanat profiline gelen akışın yönü değiştirilmiş ve bu sayede modelleme işlemi daha kolay yapılmıştır.



Şekil 12. NACA0012 düz flaplı kanat profilinin ağ yapısı.

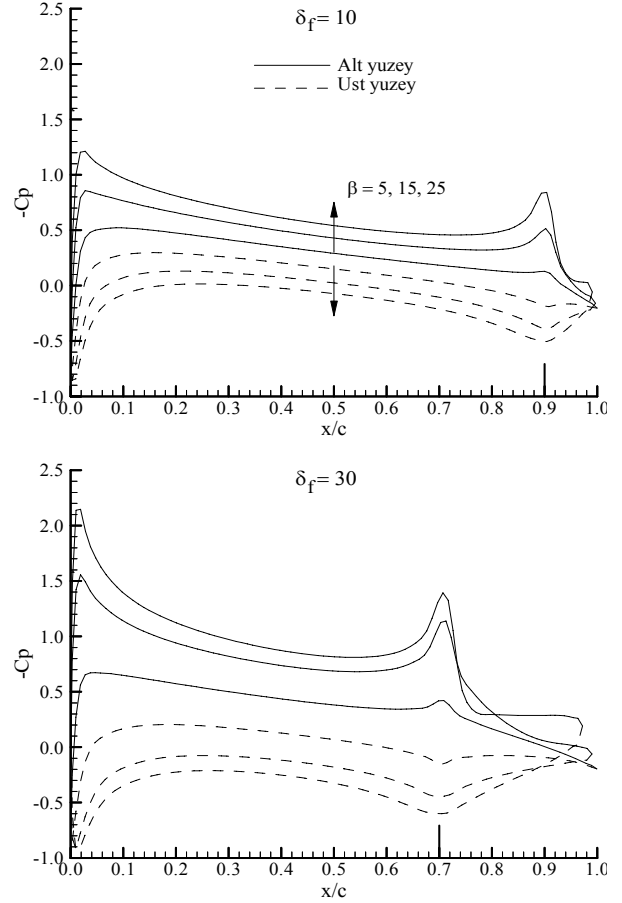
Yapılan analizler sonucunda, veter ekseninin firar kenarından başlayarak farklı uzunluklarda ( $\delta_f$ ) ve farklı açılarda ( $\beta$ ) düz flaplı kanat profilinin aerodinamik katsayıları ( $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$ ,  $L/D$ ) hesaplanmıştır. Bu hesaplanan katsayıların  $\delta_f$  ve  $\beta$ 'ya göre değişimleri Şekil 13'de üç boyutlu grafikler halinde verilmiştir. Bu grafiklerde görüldüğü gibi, taşıma katsayısı,  $C_L$ ,  $\delta_f$  ve  $\beta$  arttıkça artmaktadır.

$C_D$ , de  $\delta_f$  ve  $\beta$  arttıkça artmaktadır. Özellikle  $\delta_f = 30c$  ve  $\beta = 25^\circ$  için  $C_D$  katsayısı pik yapmaktadır.  $C_M$ , de  $C_L$  katsayısı gibi  $\delta_f$  ve  $\beta$  arttıkça artmaktadır. Aerodinamik katsayılarından  $L/D$  oranı değişim grafiğine baktığımızda,  $L/D$  oranı  $\delta_f = 10c$  için  $\beta$  arttıkça artmaktadır. Fakat  $\delta_f$  arttıkça özellikle  $\delta_f = 20c$ 'den sonra  $\beta$ 'nın artışı ile birlikte belirli bir artıştan sonra ( $\beta = 15^\circ$  den sonra)  $L/D$  oranı azalmaktadır. Bunun nedeni,  $15^\circ$ 'den sonra flap üzerinde akım ayrılmalarının başlaması ve türbülansın artmasıdır. Türbülansın artması ile de sürükleme katsayısı artmaktadır ve böylece  $L/D$  oranını düşmektedir.



Şekil 13. Aerodinamik katsayıların ( $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$ ,  $L/D$ )  $\delta_f$  ve  $\beta$  ile değişimi.

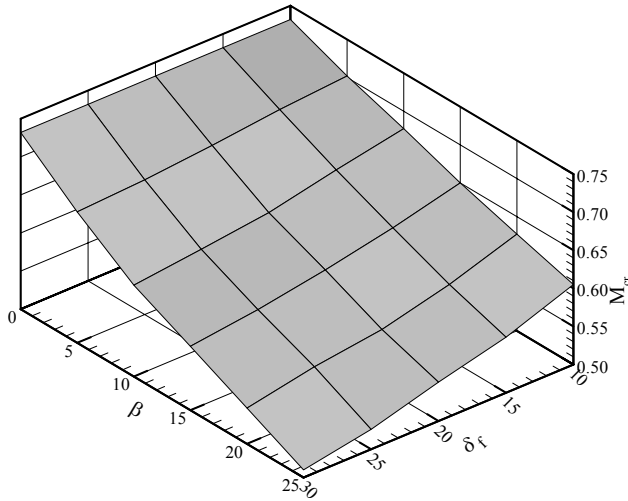
Şekil 14'de basınç katsayısı,  $C_p$ , nin alt ve üst yüzeylerde  $\delta_f$  %10c ve %30c için veter boyunca  $\beta$  ile değişim grafikleri verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde,  $\beta$ 'nin artışı ile birlikte alt ve üst yüzeylerdeki basınç katsayısı artmaktadır. Özellikle bu artış,  $\delta_f$ = %30c olması durumunda daha fazladır. Fakat  $\beta$  arttıkça flapın üst yüzeyinde basınç katsayısı düşmektedir.



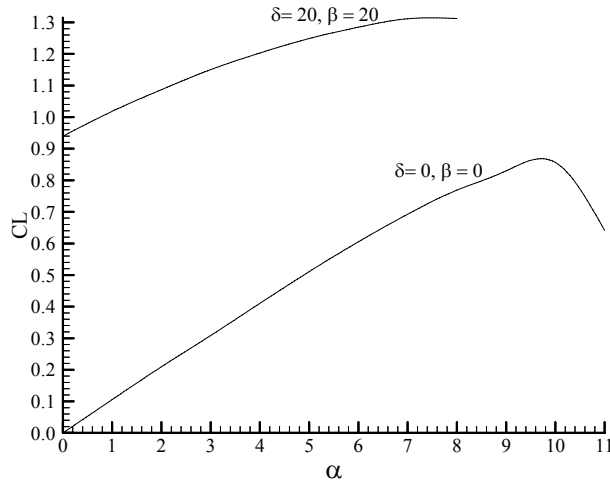
Şekil 14. Basınç katsayısı  $C_p$ 'nin alt ve üst yüzeylerde  $\delta_f$  %10 ve 30 için ve  $\beta$  ile değişimi.

Kritik Mach sayısı ( $M_{cr}$ ) kanat profilinin etrafındaki akışta şok dalgası oluşmaya başladığı hızdır. Şok dalgası kanat profili etrafındaki akışın herhangi bir yerinde hızın 1 Mach'ı bulması durumunda meydana gelmeye başlar ve hız arttıkça şok dalgası etkisini artırır. Şekil 15'de  $\delta_f$ ,  $\beta$  ve  $M_{cr}$ 'nin değişim grafiği verilmiştir. Grafiğe baktığımızda,  $\delta_f$  ve  $\beta$  arttıkça  $M_{cr}$  düşmektedir.  $M_{cr}$ 'nin düşmesi flap kullanılan uçağın erken şok dalgası oluşturmasına sebep olur. O nedenle bu tür flaplar yüksek hızlarda uçamayan uçaklarda kullanılır. Örneğin zirai amaçlı bir uçak, düşük hızda uçağı için yüksek kaldırma kuvvetine olan ihtiyacını flaplı kanatlar ile sağlar. Aynı zamanda bu tür uçaklar flaplarla birlikte bir de kanada hücum açısı vererek kaldırma kuvveti daha da artırılabilir. Şekil 16'yı incelediğimizde flaplı kanada hücum açısı verildiğinde  $C_L$  katsayısının arttığı görülmektedir. Fakat bu artış  $7^\circ$  hücum açısına kadar olmaktadır.





Şekil 15. Kritik Mach sayısının  $\delta_f$  ve  $\beta$  ile değişimi.



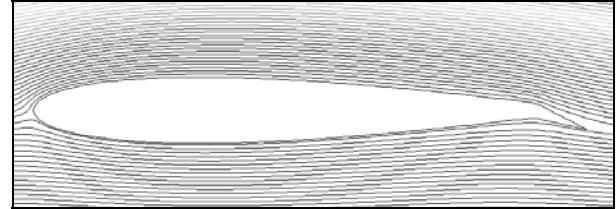
Şekil 16.  $C_L$  katsayısının  $\delta_f$  ve  $\beta$  ile değişimi.

Şekil 17’de düz flaplı NACA0012 kanat profilinin 20° flap açısında farklı iki flap uzunluğu ( $\delta_f = 10c$  ve  $30c$ ) için akım çizgileri görülmektedir. Flap uzunluğunun artması ile kanadın şekli daha belirgin bir şekilde değişmekte ve kamburluğu artmaktadır ve flap üzerinde akımda ayrılmalar görülmeye başlamaktadır. Akım ayrılmalarının başlaması da sürüklemeyi arttırmaktadır. Şekil 13 tekrar incelendiğinde flap uzunluğunun artışı ile sürüklemenin arttığı görülebilir. Sonuç olarak, tasarım yapılırken hesaplamalı akışkan dinamiği programları yardımıyla bu tür çalışmalar yapılarak sürükleme ve kaldırma katsayıları belirlenip L/D oranı hesaplanabilir ve bu oranın uygun olduğu flap pozisyonu seçilebilir.

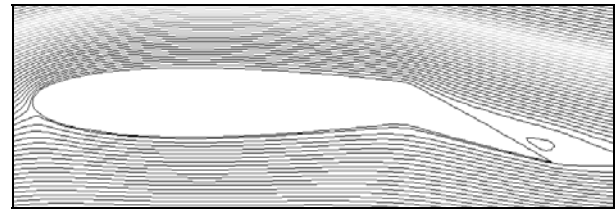
## SONUÇ

Bu çalışmada, flaplı kanatların aerodinamik performansının arttığı, fakat bu artışın  $\beta = 15^\circ$ ’ye kadar daha sağlıklı olduğu  $15^\circ$ ’den sonra özellikle sürükleme katsayısının artması ile L/D oranının düştüğü görülmüştür. Aynı zamanda  $\delta_f$  ve  $\beta$  arttıkça  $M_{cr}$  düşmekte ve bu da uçağın uçuş hızını düşürmektedir. Ayrıca flaplı kanada hücum açısı verildiğinde  $C_L$

katsayısının  $7^\circ$  hücum açısına kadar arttığı görülmüştür. Sonuç olarak; yüksek kaldırma kuvveti gerekli olduğu uçaklarda bu tür flaplı kanatlar düşük hücum açısı ile kullanılabilir. Ayrıca her türlü aerodinamik tasarım yapılırken hesaplamalı akışkan dinamiği programları yardımıyla L/D oranı hesaplanabilir ve bu oranın uygun olduğu aerodinamik tasarım diğer tasarım parametreleride göz önünde bulundurularak üretim için öngörülebilir.



(a)



(b)

Şekil 17. Düz flaplı kanat profillerinin akım çizgileri a)  $\delta_f = 10c$ ,  $\beta = 20^\circ$  b)  $\delta_f = 30c$ ,  $\beta = 20^\circ$ .

## KAYNAKLAR

Atik H., Başoğlu O., Ilgaz M., Mahmutyazıcıoğlu E., Yalçın L., *Hesaplamalı Akışkan Dinamiği Yazılımları*, TÜBİTAK Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü, ANKARA, 2002.

Bak C., Fuglsang P., Johansen J., Antoniou I., *Wind Tunnel Tests of the NACA63-415 and a Modified NACA63-415 Airfoil*, Risø National Laboratory, Roskilde, Technical University of Denmark, 2000.

Berton E., Favier D., Maresca C., Benyahia A., *Flow Field Visualizations Around Oscillating Airfoils* L.A.B.M. Laboratory, UMSR 2164 of CNRS, University of Méditerranée 163 Avenue de Luminy, case 918, 13009 Marseille, France, 2000.

Cebeci T., Besnard E., Chen H.H., *Calculation of Multielement Airfoil Flows, Including Flap Wells*, Aerospace Engineering Department California State University, Long Beach, AIAA, 96-0056, 1996.

Dam V.C., Shaw S., Rudolph P., Kam V., Kinney D., *Aero-mechanical Design of High-lift Systems, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 71, Number 5, pp. 436-443, 1999.

Fluent Incorporated, *FLUENT User's guide* version 6.2, 2003.

Hamdani H. and Sun M., Aerodynamic Forces And Flow Structures of an Airfoil in Some Unsteady Motions at Small Reynolds Number, *Acta Mechanica* 145, 173-187, 2000.

NACA mirrorsite,  
[www.naca.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html](http://www.naca.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html),  
2003.

Özdemir M.A., Onbaşıoğlu S., F-4 Phantom II Uçağının Etrafındaki Akışın Had Analizi Kısım 1: Kanat Kök Profili NACA0006, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi* 1, 4, 1-6, 2004.

Seifert A., Greenblatt D., Wagnanski I.J., Aerodynamic Flow Control Using Synthetic Jet Technology, *Aerospace Science and Technology* 8, 569-582, 2004.

Shan H., Jiang L., Liu C., Direct Numerical Simulation of Flow Separation Around a NACA0012 Airfoil, *Computers & Fluids* 34, 1096-1114, 2005.



**M.Serdar GENÇ**, 1979 yılında Ankara'da doğdu. 1998 yılında Ankara Anadolu Meteoroloji Meslek Lisesini bitirdi ve aynı yıl Devlet Meteoroloji İşleri Genel Müdürlüğü Trabzon Havaalanı Meteoroloji Müdürlüğü'nde İstidalcı olarak göreve başladı. 1998-2000 yılları arasında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'ne devam ettikten sonra Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'ne yatay geçiş yaptı. Aynı zamanda Kayseri Meteoroloji Bölge Müdürlüğü emrinde Erkilet Havaalanına tayin oldu. 2002 yılında Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde lisans ve 2005 yılında Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalı'nda yüksek lisans eğitimini tamamladı. Aynı yıl Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalında doktora eğitimine başladı ve halen devam etmektedir. 2005 yılında Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu'na öğretim görevlisi olarak atandı ve halen bu görevine devam etmektedir. Ayrıca, 2005 yılından itibaren Sivil Havacılık Yüksekokulu Pilotaj Bölüm Başkanlığı görevini yürütmektedir. Çalışma alanları; akışkanlar mekaniği, aerodinamik, meteoroloji, kompozit malzemeler ve hesaplamalı akışkanlar dinamiğidir.



**Gülşah ÖZİŞİK**, 1979 yılında Kayseri'de doğdu. 2003 yılında Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde lisans eğitimini tamamladı. 2006 yılında Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'na araştırma görevlisi olarak atandı. Halen bu görevini sürdürmekle birlikte Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda 2006 yılında başladığı yüksek lisans eğitimine devam etmektedir. Çalışma alanları; akışkanlar mekaniği, ısı transferi, ısıl gerilmeler ve hesaplamalı akışkanlar dinamiğidir.



**Nafiz KAHRAMAN**, 1963 yılında Kayseri'de doğdu. Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde 1983 yılında lisans, 1987 yılında yüksek lisans, 1992 yılında doktora eğitimini tamamladı. Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde 1984-1993 yılları arasında araştırma görevlisi, 1993-2006 yılları arasında yardımcı doçent olarak çalışmıştır. 2005 yılında doçent ünvanını aldı. 2006 yılından itibaren Erciyes Üniversitesi Mustafa Çıkrıkçıoğlu Meslek Yüksekokulu'nda doçent olarak çalışmakta ve aynı zamanda Yüksekokul müdürlüğü görevini yürütmektedir. Çalışma alanları; Konvansiyonel enerji sistemleri, enerji dönüşüm sistemleri, içten yanmalı motorlar, akışkanlar mekaniği, alternatif yakıtlar, yenilenebilir enerji kaynakları ve türbomakinelerdir.