

DEĞİŞKEN KAMBURA SAHİP NACA 4412 KANAT KESİTİNİN 2-BOYUTLU AERODİNAMİK ANALİZİ

Güçlü Seber*, Erdoğan Tolga İnsuyu†, Serkan Özgen‡, Melin Şahin§ ve Yavuz Yaman**

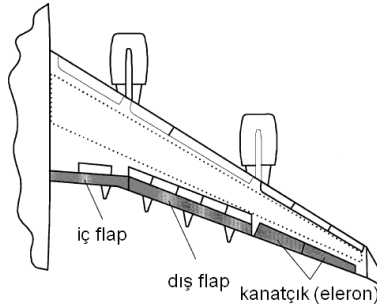
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, ANKARA

ÖZET

Hava araçlarının aerodinamik verimliliği için farklı uçuş koşullarında farklı kambur değerlerine ihtiyaç duyulur. Geleneksel olarak bir kanat profiline sahip olduğu kambur, flap denilen mekanizmalar tarafından kontrol edilir. Uçuş performansını arttırmak için günümüzde yapılan çalışmalarda, flap tipi kumanda yüzeylerini kullanmak yerine, kanat kesitinin şeklinin bir bütün olarak değiştirilmesinin getireceği avantajlar araştırılmaktadır. Bu çalışmanın amacı da, bir NACA 4412 kanat kesitinin belirli bir yüzdesinde yapılan şekil değişiklikleri ile oluşturulan farklı kamburlara sahip kesitlerin aerodinamik özelliklerini araştırmaktır. Bu kambur değerleri için hesaplamalı akışkanlar dinamiği modelleri yaratılmış, modellerde kullanılan çözüm ağları yay örnekesmesi kullanılarak oluşturulmuş ve şekil değiştirmiş NACA 4412 kanat kesiti için aerodinamik taşıma, sürükleme ve moment katsayıları hesaplanmıştır.

GİRİŞ

Hava araçlarının kanat tasarımında aerodinamik açıdan temel bir uyumsuzluk söz konusudur. Seyir verimliliği için kanatta daha az kambura ve daha yüksek kanat yüklemesine (taşıma kuvveti/kanat alanı) gereksinim duyulur. Kalkış ve inişlerde ise daha fazla kambura ihtiyaç duyulmaktadır. Bu da daha geniş bir etkin kanat alanına karşılık gelmektedir. 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. Şekil 1, bir yolcu uçağı kanadının firar kenarına yerleştirilen flap ve kanatçık tipi geleneksel kontrol yüzeylerini göstermektedir [4].



Şekil 1: Flap ve kanatçık tipi geleneksel kontrol yüzeyleri [4]

* Dr. Güçlü Seber, E-posta: gseber@ae.metu.edu.tr

† Erdoğan Tolga İnsuyu, E-posta: tinsuyu@ae.metu.edu.tr

‡ Assoc. Prof. Dr. Serkan Özgen, E-posta: sozgen@metu.edu.tr

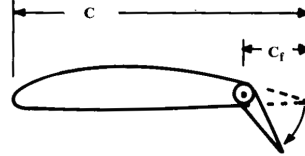
§ Assist. Prof. Dr. Melin Şahin, E-posta: melin@ae.metu.edu.tr

** Prof. Dr. Yavuz Yaman, E-posta: yyaman@metu.edu.tr

YÖNTEM

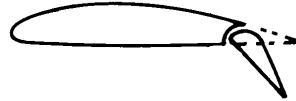
Bu çalışmada TÜBİTAK '107M103, *Taktik İnsansız Hava Araçlarının Göreve Uyumlu Kanatlarında Kambur ve Burulma Etkisinin Çırpma ve Kontrol Yönünden Analizi*' projesi kapsamında geliştirilmesi düşünülen bir kanat için aerodinamik incelemeler yapılmıştır. Şekil değiştirmesi düşünülen bu kanadın kambur arttırma becerisinin flap tipi bir yaklaşımla sağlanması öngörülmektedir.

Geleneksel flaplar, düz ve oluklu flaplar olarak iki ana gruba ayrılır. Düz flaplar kanadın firar kenarına mafsallar aracılığı ile bağlanır ve uçuş esnasında gereken maksimum taşıma kuvvetini genellikle veterin %30'luk kısmını, 40–45 derecelik bir aşağı doğru bükülme ile sağlarlar. Şekil 2'de düz bir flap aşağıya doğru bükülmüş konumda gösterilmiştir [3].



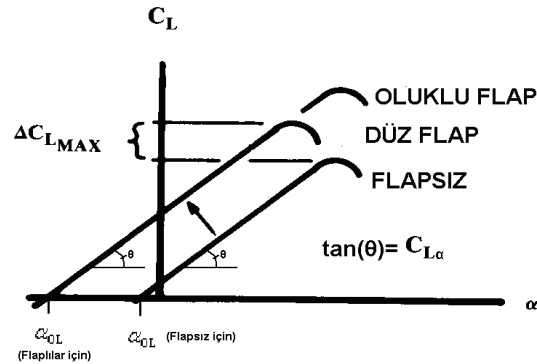
Şekil 2: Düz flap [3]

Oluklu flap ise kanat ve flap arasında bir boşluğun bulunduğu bir tür düz flaptır. Bu tasarım, kanadın alt yüzeyinden gelen yüksek basınçlı havayı flapın üst yüzeyine yönlendirir ve havanın kanadı firar kenarından terk etmesine olanak sağlar. Bu oluşum hava akımının yüzeyden ayrılmasını geciktirir. Bu akış düzeni daha yüksek bir taşıma kuvveti oluşturur ve akış kopmasına bağlı sürükleme kuvvetinin azalmasına sebep olur. Tipik bir oluklu flap Şekil 3'de gösterilmiştir [3].



Şekil 3: Oluklu flap [3]

Şekil 4, bahsedilen iki tip flapın kanat taşıma kuvveti katsayısının (C_L , çalışma boyunca tüm aerodinamik katsayılar büyük harfle ile gösterilen indis ile kanat, küçük harfle gösterilen indis ile kanat kesiti tanımlanmıştır.) hücum açısına (α) göre değişim eğrisine olan etkilerini göstermektedir [3]. Düz ve oluklu flaplar, kamburu arttırarak sıfır taşıma kuvveti yaratacak hücum açısını (α_{OL}) ve tüm taşıma kuvveti katsayısı (C_L) eğrisini yatay eksen boyunca sola kaydırırlar. Böylece sabit hücum açısında flap kullanılan kanatlarda taşıma kuvveti katsayısı artar. Oluklu flap kullanıldığında perdövites sürati düz flap kullanılan duruma göre daha belirgin bir şekilde azalır.



Şekil 4: Flap kullanımının, taşıma kuvveti katsayısının (C_L) hücum açısına (α) göre değişimini gösteren eğriye olan etkileri [3]

Perdövites hızı (V_s) ile maksimum taşıma kuvveti katsayısı ($C_{L,MAX}$) arasındaki ilişki aşağıdaki ifadede gösterilmiştir.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}} \quad (1)$$

Bu denklemde W ve S sırasıyla uçağın ağırlığını ve kanat alanını simgelemektedir. ρ ise havanın yoğunluğunu gösterir. Etkin bir flap, yüksek bir $C_{L,max}$ değeri verir ve bu sayede hava aracının perdövites hızı V_s daha düşük olur. Bu sayede uçak özellikle iniş esnasındaki düşük hızlarda havada tutunabilir.

Düz bir flap için taşıma kuvvetindeki artış, Kaynak [3]'de anlatılan yöntemle, aşağıdaki biçimde hesaplanabilir:

1. Belirli bir hücum açısına sahip olan bir kanat kesiti için taşıma kuvveti katsayısı şu şekildedir.

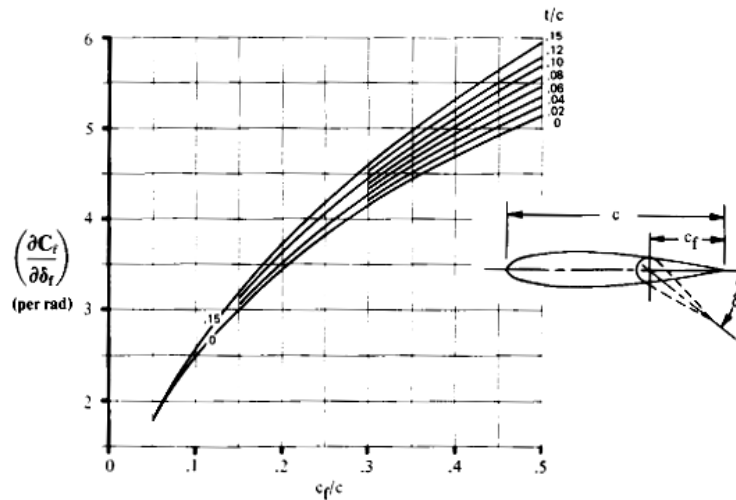
$$C_l = C_{l_\alpha} (\alpha - \alpha_{0l}) \quad (2)$$

Bu ifadede C_{l_α} kanat kesitinin, taşıma kuvveti katsayısı eğrisinin değişen hücum açısına göre olan eğimidir. α_{0l} ise kamburlu bir kanat kesitinin sıfır taşıma katsayısını yarattığı hücum açısıdır. Bu parametreler Şekil 4'de de gösterilmiştir.

2. Flapın aşağıya büküldüğü durumda, sıfır taşıma kuvveti hücum açısında (α_{0l}) bir azalma oluşur ancak düşük hücum açıları için belirlenen taşıma kuvveti katsayısı eğrisinin eğiminde bir değişiklik gözlemlenmez. α_{0l} deki azalma aşağıdaki ifade kullanılarak hesaplanabilir.

$$\Delta\alpha_{0l} = -\frac{1}{C_{l_\alpha}} \frac{\partial C_l}{\partial \delta_f} \delta_f \quad (3)$$

Yukarıdaki ifadede δ_f flapın açisal olarak aşağı bükülme miktarıdır. $\frac{\partial C_l}{\partial \delta_f}$ ise Şekil 5 yardımıyla bulunması gereken bir değerdir [3].



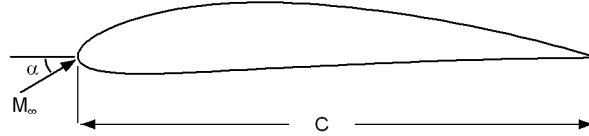
Şekil 5: Düz flaplar için teorik taşıma kuvveti artışı [3]

Bu yaklaşım, bize flap sayesinde kazanılabilecek olan yaklaşık taşıma kuvvetini verebilmektedir. Bu değerler çalışmanın daha sonraki bölümlerinde, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) kullanılarak hesaplanan daha hassas değerler ile karşılaştırılacaktır.

Çalışmanın bu kısmında, ANSYS®/FLUENT paket programı kullanılarak sıkıştırılabilir viskoz bir akımın iki boyutlu bir NACA4412 kanat kesitindeki kambur değişikliklerinden nasıl etkilendiği incelenmiş ve farklı durumlar için aerodinamik taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları hesaplanmıştır. Çalışmada aşağıdaki noktalar değerlendirilmiştir.

- Şekil değiştirme
- Çözüm ağı oluşturma
- Yay örnekesmesi yönteminin kambur değişikliklerinin incelenmesinde kullanımı
- 2-Boyutlu sıkıştırılabilir viskoz bir akımın NACA 4412 kanat profili etrafında modellenmesi ve sınır koşullarının uygulanması

Gerçekleştirilen çözümlerde, Şekil 6'da gösterildiği gibi hücum açısı $\alpha = 0$, Mach sayısı $M_\infty = 0.1$ ve veter uzunluğu $c = 1$ m değerleri kullanılmıştır.



Şekil 6: NACA4412 kanat kesiti ve çalışma parametreleri

Uygulanan hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlerinde sonlu hacim yöntemi uygulanmıştır ve türbülans modellemesi için Spalart-Allmaras [5] modeli kullanılmıştır. Hesaplamalar akımın yüzeyden ayrılma konumuna kadar devam ettirilmiştir. Hesaplanan taşıma ve sürüklenme katsayıları (C_l ve C_d) ve hücum kenarına göre hesaplanan moment katsayısı (C_m) değerleri incelenen durumlar için çizelgeler şeklinde sunulmuştur.

Şekil Değiştirme

NACA 4412'nin de içinde bulunduğu, dört basamaklı NACA serisi olarak tanımlanan kanat kesitleri için, ortalama kambur çizgisi, ve bu çizgiye dik olarak tanımlanan ve kesitin üst ve alt yüzeylerinin oluşturulmasında kullanılan kesit kalınlıkları; veter boyunca tanımlanan boyutsuz mesafe 'x' cinsinden aşağıdaki denklemlerde tanımlanmıştır.

$$y_{\text{kambur}} = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad 0 \leq x \leq p \quad (4a)$$

$$y_{\text{kambur}} = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] \quad p \leq x \leq 1 \quad (4b)$$

$$\pm y_t = \frac{t}{0.2} [0.2969\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4] \quad (5)$$

Yukarıdaki ifadelerde, 'm' değişkeni maksimum kambur oranını, 'p' değişkeni ise maksimum kamburun veter üzerindeki konumunu gösterir. 't' ise kesitin maksimum kalınlığının veter oranıdır. NACA 4412 profili için m, p ve t değerleri sırası ile 0.04, 0.4 ve 0.12'dir.

Denklemler (4a) ve (4b)'de tanımlanan kanat kesitinin ortalama kambur çizgisinin koordinatları, şekil değişikliğinin uygulanması planlanan bölümde, aşağıdaki denklemlerde gösterilen, 's' değişkenine göre sırasıyla kübik ve doğrusal olan, kendileri ve birinci türevleri devamlı polinom tipi fonksiyonlar kullanılarak değiştirilebilir. Bu fonksiyonlar, kanat kesitinin kambur değişikliğinin, firar kenarına yerleştirilen bir düz flapın kullanıldığı duruma benzer şekilde gerçekleştirilmesini sağlar.

$$\Delta y_{\text{kambur}} = \lambda s^2 (3L - s) \quad 0 \leq s \leq L \quad (6a)$$

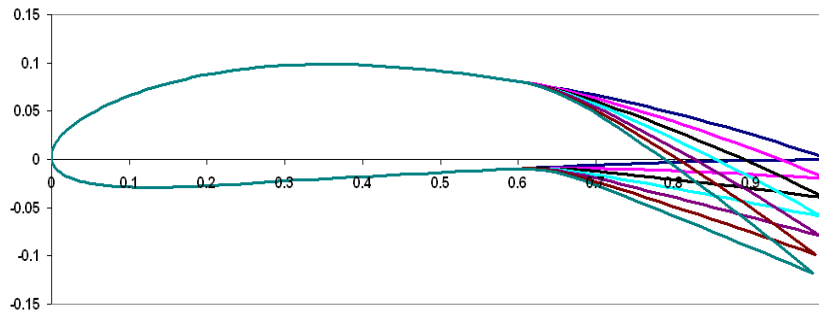
$$\Delta y_{\text{kambur}} = \lambda L^2 (3s - L) \quad L \leq s \leq 1 \quad (6b)$$

Denklemler (6a) ve (6b)'deki tanımlanan Δy_{kambur} ifadeleri, ortalama kambur çizgisinin, kendine dik olan yönde ne kadar öteleneceğini gösterir. Burada 's' kambur değişikliğinin başlamış olduğu noktadan itibaren firar kenarı yönünde tanımlanan, ortalama kambur çizgisi üzerinde ölçülen sıfır ve bir arasında değişen boyutsuz mesafedir. λ ise şekil değişikliğinin yönünü ve büyüklüğü belirleyen katsayıdır. 'L' ise Denklemler (6a) ve (6b)'de tanımlanan parçalı kambur değişikliği fonksiyonlarının tanımlı oldukları bölgeleri ifade eden, sıfır ve bir arasında değişen bir sayıdır. L'nin sıfıra eşit olduğu durum, düz flap kullanımına denk gelen şekil değişikliğini yaratır.

L'den büyük s değerleri için, ortalama kambur çizgisi, düz flap kullanılan bir uygulamada görülebileceği gibi bir bütün olarak döner. L'den küçük değerlerde ise ortalama kambur çizgisinin koordinatları s'ye bağlı kübik bir ifade kullanılarak yer değiştirir. Kambur değişikliğinin parçalı fonksiyonlar kullanılarak bu şekilde uygulanmasının nedeni, menteşeli bir düz flap mekanizması ile kıyaslandığında, kanat kesitinde oluşturulan ortalama kambur çizgisinin daha devamlı ve pürüzsüz olmasını sağlamaktır. Bu şekilde, hava akımının keskin dönüşlerinden kaynaklanan, sürüklenme kuvvetindeki ani bölgesel artışlar gibi olumsuz aerodinamik etkiler azaltılmış olur. Bu çalışmada L'nin değeri devamlı ve pürüzsüz bir kambur yaratmak ve aynı zamanda düz flapa da benzerlik sağlamak amacıyla 0.333 olarak seçilmiştir. Daha sonraki çalışmalarda L değerinin aerodinamik katsayılarla olan etkisinin de araştırılması planlanmaktadır.

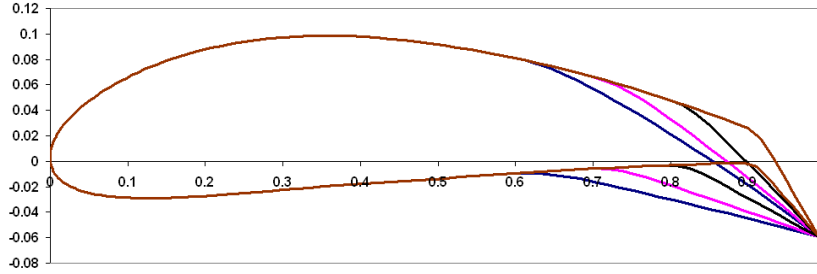
Çalışmada iki farklı şekil değiştirme modellemesi yapılmıştır.

1. Birinci modellemede, Şekil 7'de gösterildiği gibi, NACA 4412 kesitinin firar kenarı veter boyunun %60'ından itibaren bükülerek; firar kenarını simgeleyen (1,0) noktası özgün vetera dik olacak şekilde aşağıya doğru indirilmiştir. Bu süreçte firar kenarının veterin özgün durumuna göre dik yer değiştirmesi Δf_k olarak tanımlanmıştır. Çalışmada $\Delta f_k = -0.02c$, $\Delta f_k = -0.04c$, $\Delta f_k = -0.06c$, $\Delta f_k = -0.08c$, $\Delta f_k = -0.10c$, $\Delta f_k = -0.12c$ değerleri incelenmiştir. Bu modellemede amaç farklı bükülmeler sonucu oluşan farklı kanat kesitlerinin, aerodinamik katsayılar üzerindeki etkilerini gözlemlemektir. Bükülen kesitler ve ilintili vetera dik yer değiştirme değerleri Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 7: Birinci modellemede NACA4412 kanat profilinin şekil değişimi ($\Delta f_k = 0.0c$, $\Delta f_k = -0.02c$, $\Delta f_k = -0.04c$, $\Delta f_k = -0.06c$, $\Delta f_k = -0.08c$, $\Delta f_k = -0.10c$, $\Delta f_k = -0.12c$)

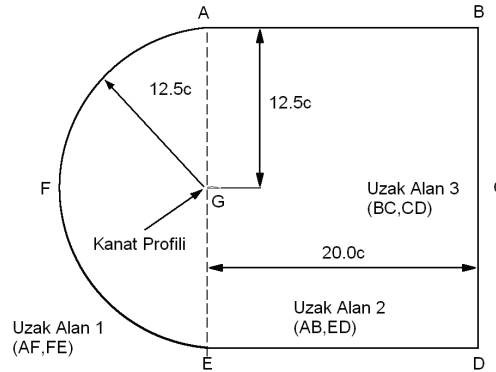
2. İkinci modellemede ise, Şekil 8'de gösterildiği gibi, NACA4412 kesitinin firar kenarını simgeleyen (1,0) noktası, veter genişliğin %60, %70, %80 ve %90 değerlerinden itibaren, $\Delta f_k = -0.06c$ (kesit genişliğin %6'sı) değeri kadar vetere dik bir yer değiştirme ile aşağıya doğru indirilmiştir. Bu modellemede amaç kambur değişikliğinin gerçekleştiği veter genişliğinin aerodinamik parametreler üzerindeki etkilerinin araştırılmasıdır.



Şekil 8: İkinci modellemede NACA4412 kanat profilinin genişliğin %60-%90 arası değerlerden bükülerek şekil değiştirmesi (Kesit genişliğine göre %60 , %70, %80, %90)

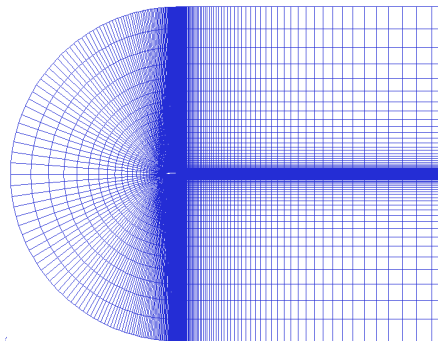
Çözüm Ağı Oluşturma

Çözüm ağının oluşturulmasında, Kaynak [1]'de anlatılan yöntem uygulanmıştır. NACA 4412 kanat kesitinin incelenmesinde kullanılan çözüm alanı ve uygulanan sınır koşulları Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 9: NACA 4412 kanat kesitinin şekil değiştirmesinin incelendiği sınır koşulları

NACA 4412 kanat kesiti üzerindeki ilk çözüm ağı GAMBIT paket programı kullanılarak dörtgenlerden oluşan 'düzenli C-tipi ağ' olarak tanımlanan şekilde oluşturulmuştur. Şekil değiştirmiş kanat profilleri ise 'yay örnekesmesi' yöntemi [6] ile bu çözüm ağından türetilmiştir. NACA 4412 kanat profili üzerindeki çözüm ağı Şekil 10'da gösterilmiştir.



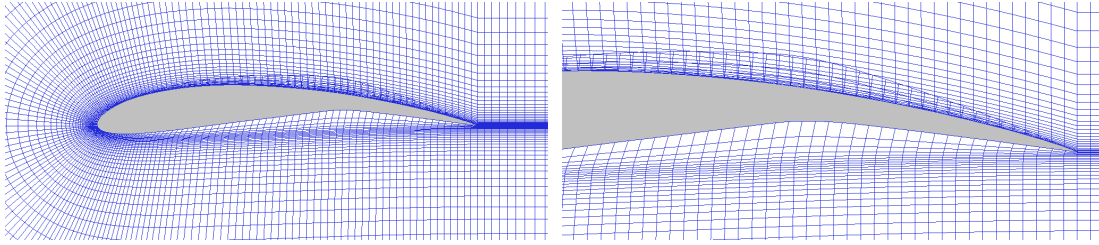
Şekil 10: Kanat profili ve çözüm ağı

Yay Örnekesmesi Yönteminin Kambur Değişikliklerinin İncelenmesinde Kullanımı

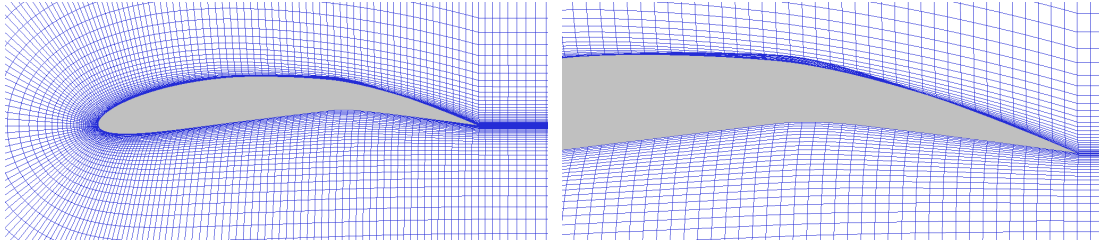
Yay örnekesme yöntemi [6], hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerinin uygulandığı aeroelastik benzetişimlerde kullanılan bir tekniktir. Bu tip benzetişimlerde, akışa maruz kalan yapı genellikle sonlu elemanlar ve onun etrafındaki akım ise sonlu hacim (veya elemanlar) kullanılarak modellenir. Bu iki bileşenin birbiri üzerine olan karşılıklı etkileri ise yapı-akışkan ara yüzündeki yükler ve yer değiştirmeler göz önünde bulundurularak ve zamana bağlı olarak adım adım ilerleyen bir yaklaşımla bulunur. Bu da yer değiştiren yapının etrafındaki çözüm ağının bir önceki zaman basamağına göre şekil değiştirmesini gerektirir. Çözüm ağının şekil değiştirmesi iki tip yaklaşımla gerçekleştirilebilir. Bunlardan birincisi sıfırdan çözüm ağını o anki duruma göre tekrar oluşturmaktır, diğeri ise yay örnekesmesi yöntemi ile ağın şeklini değiştirmektir. İlk yöntem hesaplama açısından çok zaman gerektirdiği için çok özel durumlar haricinde tercih edilmemektedir. İkinci yöntem ilkinin göre çok daha kısa zamanda uygulanabilir ve ilk kullanılan çözüm ağına dayandığı için aerodinamik hesaplamalar açısından da daha tutarlıdır.

Yay örnekesmesi yönteminde çözüm ağına ait olan tüm çözüm ağı kenarları, birbirine bağlı karmaşık bir yay sistemi olarak düşünülür. Bu yay sistemi uzak alanlara ve kanat yüzeyine tutturulmuştur. Kanat hareket ettiğinde yayların statik denge durumu bozulur. Bu nedenle bütün sistem tekrar denge durumuna gelene kadar çözüm ağı şekil değiştirir.

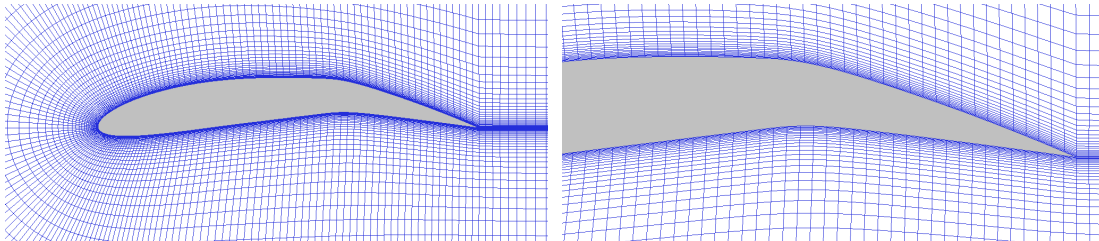
Şekiller 11 - 13 yay örnekesmesi yöntemi kullanılarak kanat etrafındaki çözüm ağının düzeltilmesi aşamalarının bazı örneklerini göstermektedir.



Şekil 11: Yay örnekesmesinin ilk aşaması ve üst üste binmiş olan hücreler



Şekil 12: Yay örnekesmesinin süreç içinde erken bir aşaması



Şekil 13: Yay örnekesmesinin son aşaması ve çözüm ağının son hali

2-Boyutlu Sıkıştırılabilir Viskoz Bir Akımın NACA 4412 Kanat Profili Etrafında Modellenmesi ve Sınır Koşullarının Uygulanması

Sıkıştırılabilir akımın modellenmesi ve dış akış aerodinamiği için sınır koşullarının belirlenmesinde, Kaynak [2]'de anlatılan yöntem uygulanmıştır ve aşağıdaki noktalar göz önünde tutulmuştur.

1. Analiz iki boyutlu olarak ve ANSYS®/FLUENT iki kat sayısal hassaslık (double precision) durumu kullanılarak yapılmıştır.
2. Çözüm için daha hassas sonuçlar elde etmek amacıyla, basınca bağlı değil yoğunluğa bağlı çözücü kullanılmıştır.
3. Viskoz durum için Spalart-Allmaras [5] türbülans modeli kullanılmıştır. Spalart-Allmaras kinematik (türbülanslı) viskozitesi için modellenmiş taşıma denklemini çözmeye yarayan tek denklemlerle bir modeldir. Duvar ile sınırlandırılmış akışlarla birlikte Havacılık Mühendisliği uygulamaları için tasarlanmış bu model, ters basınç gradyanları altındaki sınır tabakaları için iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir ve daha çok kanat profili analizlerinde kullanılmaktadır. Akışkan olarak belirtilen değerlere sahip ideal hava kullanılmıştır ($C_p=1006.43$ J/kg.K, Termal iletkenlik=0.0242 W/m.K ve Referans viskozitesi= $1.716E-05$ kg/m-s).
4. Sınır koşulları için tüm uzak alanlar 101325 Pa göreli basınç değeri ile basınç uzak alanı olarak tanımlanmıştır. Mach sayısı=0.1, türbülanslı viskozitenin laminar viskoziteye oranı 10 olarak sabit alınmıştır. Başlangıç koşulu olarak Şekil 9'da gösterildiği gibi, uzak alan, uzak alan 1 olarak tanımlanmıştır.
5. Yakınsama kontrolü için iki sonuç arasındaki fark $1.E-06$ olarak belirlenmiştir.

SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRME

Şekiller 7 ve 8'de gösterilen iki farklı şekil değiştirme modellemesiyle elde edilen aerodinamik katsayılar sırasıyla Çizelgeler 1 ve 2'de gösterilmiştir. Ayrıca bu çizelgelerde taşıma ve sürüklenme kuvveti katsayılarının birbirine oranı da gösterilmiştir. Bulunan aerodinamik katsayılar noktadan sonra dört basamak hassasiyetle gösterilmiştir. Bunun nedeni, çözüm ağının sıklaştırılmasına dayanan yakınsama çalışmalarında, noktadan sonraki ilk iki basamağın değişmemesi, değişimin ancak daha sonraki basamaklarda olduğunun gözlemlenmesidir.

Çizelge 1: Birinci şekil değiştirme modellemesiyle bulunan aerodinamik katsayılar

	NACA4412	$\Delta f_k=-0.02c$	$\Delta f_k=-0.04c$	$\Delta f_k=-0.06c$	$\Delta f_k=-0.08c$	$\Delta f_k=-0.10c$	$\Delta f_k=-0.12c$
C_l	0.4560	0.7036	0.9362	1.1517	1.3462	1.4797	1.4950
$C_l [3]$	0.4000	0.6652	0.920	1.1696	1.4244	1.6688	1.9184
C_d	0.0116	0.0131	0.0149	0.0176	0.0214	0.0278	0.0424
C_m	0.2133	0.3059	0.3948	0.4778	0.5538	0.6071	0.6176
C_l / C_d	39.3103	53.7099	62.8322	65.4375	62.9065	53.2266	35.2594

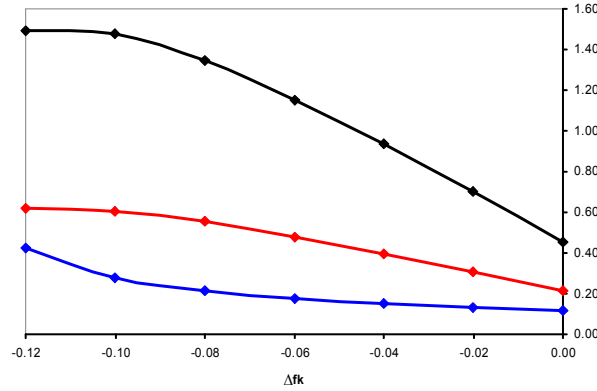
Çizelge 2: İkinci şekil değiştirme modellemesiyle bulunan aerodinamik katsayılar

	NACA4412	%60	%70	%80	%90
C_l	0.4560	1.1537	1.2353	1.2426	1.4055
$C_l [3]$	0.4000	1.1696	1.2963	1.4800	1.7525
C_d	0.0116	0.0175	0.0195	0.0267	0.0907
C_m	0.2133	0.4786	0.5305	0.5547	0.6758
C_l / C_d	39.3103	65.9257	63.3487	46.5393	15.4961

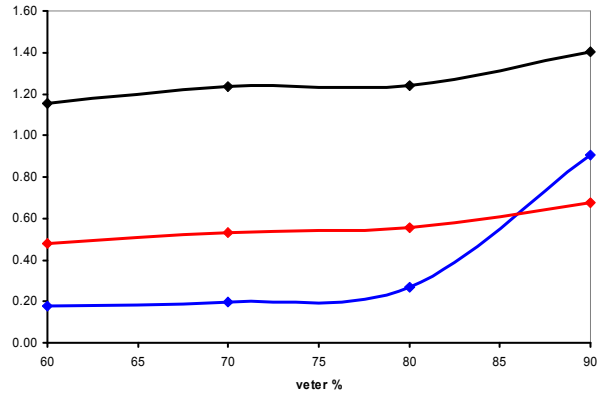
Çizelge 1'deki sonuçlar değerlendirildiğinde, teorik olarak beklenildiği gibi artan bükülme ile artış gösteren taşıma kuvveti ve moment katsayıları görülmektedir. Ayrıca artan bükülme değerleri için sürüklenme katsayısının da arttığı gözlemlenebilir. Buradaki önemli nokta bükülme değeri arttıkça, akımın yüzeyden ayrılma eğiliminin ortaya çıkmasıdır. Bu ayrılma Şekil 14'de gösterildiği gibi, artan bükme değerleri ile taşıma kuvvetindeki artışın azalmasına ve sürüklenme kuvveti artışının daha da fazlaşmasına yol açar. Şekil 14'de, bu tür sunumlardaki uygulamaya paralel olarak, C_l , C_m değerlerinin yanında C_d değerlerinin 10 katı gösterilmiştir.

Çizelge 2, aynı miktardaki fırlar kenarı yer değiştirmesi için, daha kısa veter uzunluğuna sahip kambur değişikliklerinin taşıma kuvvetinin artmasına neden olduklarını göstermektedir. Şekil 15'de bükülme yerine göre aerodinamik katsayılardaki değişim gösterilmektedir ve aynı zamanda buna eşlik eden oldukça yüksek sürüklenme kuvveti de sunulmaktadır. Şekil 14'deki sunum yaklaşımı Şekil 15'de de kullanılmıştır. Taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin oranı açısından bakıldığında, bu oranın yüksek olduğu değerlerin seyir gibi durumlar için ideal olduğu bilinmektedir. Bu nedenle çizelgede de görüldüğü gibi veterin %60 ya da %70'inden başlayan şekil değiştirmenin böyle bir durum için ideal oranı sunduğu söylenebilir.

Her iki çizelgede de kaynak [3] kullanılarak hesaplanan taşıma kuvvetlerinin, artan kambur değerleri için, hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak hesaplanan değerlerden farklılıklar gösterdiği görülmektedir. Bu farkların incelenen her iki modelde de akımın yüzeyden ayrılması ve türbülans etkileri nedeniyle oluştuğu düşünülmektedir. Daha sonraki çalışmalarda bu etkilerin değişik türbilans modelleri kullanılarak araştırılması da planlanmaktadır.

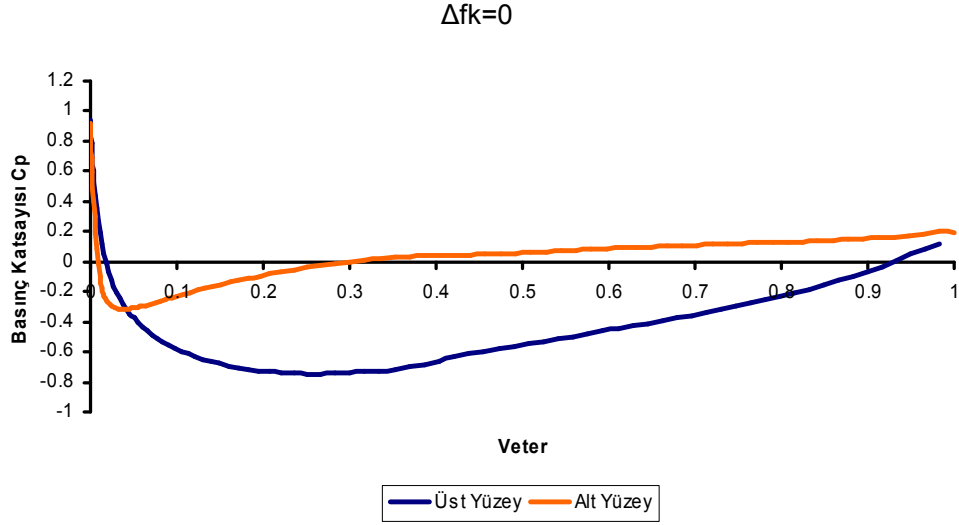


Şekil 14: Birinci şekil değiştirme modellemesinde aerodinamik katsayıların kambura göre değişimi (C_l , C_m , $10C_d$)

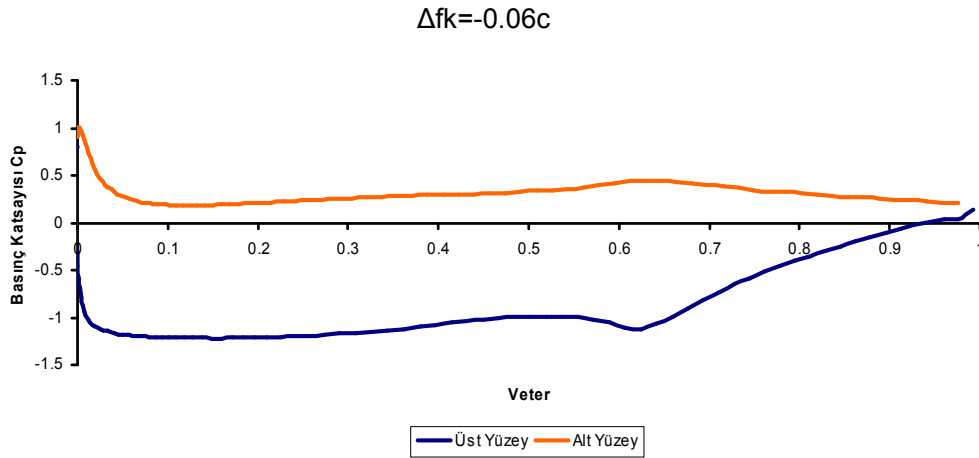


Şekil 15: İkinci şekil değiştirme modellemesinde aerodinamik katsayıların kambura göre değişimi (C_l , C_m , $10C_d$)

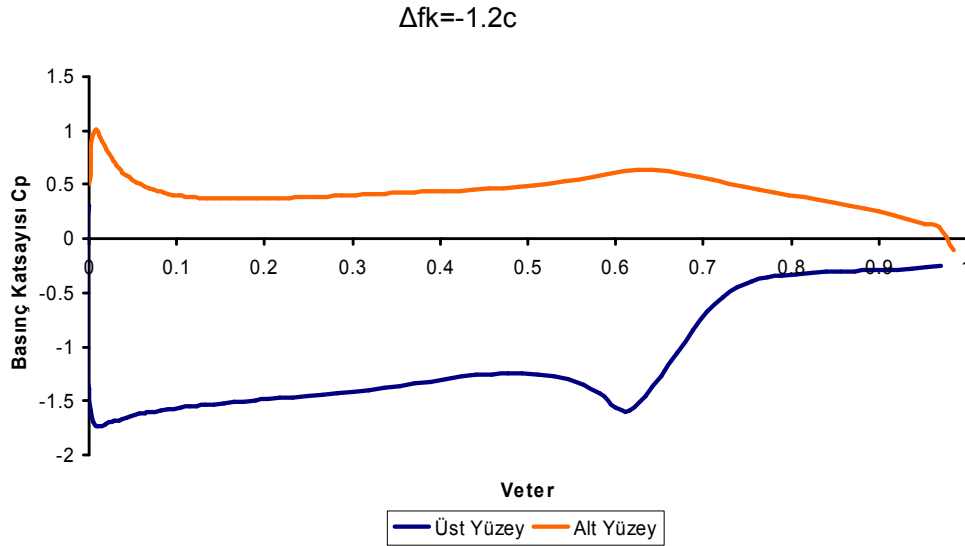
Bu çalışmada elde edilen önemli sonuçlardan biri de veter boyunca hesaplanan basınç katsayılarıdır. Birinci şekil değiştirme modellemesinde incelenen üç değişik durum için elde edilen sonuçlar Şekiller 16-18'de gösterilmiştir. Bu katsayıların daha sonraki çalışmalarda yük hesaplarında kullanılması planlanmaktadır.



Şekil 16: $\Delta f_k=0.0$ durumunda alt ve üst yüzeyler için veter boyunca basınç katsayısının dağılımı



Şekil 17: $\Delta f_k=-0.06c$ durumunda alt ve üst yüzeyler için veter boyunca basınç katsayısının dağılımı



Şekil 18: $\Delta f_k = -1.2c$ durumunda alt ve üst yüzeyler için veter boyunca basınç katsayısının dağılımı

Kaynaklar

- [1] Bhaskaran, R., 'Fluent Tutorials: Flow over an Airfoil', Cornell University, <http://courses.cit.cornell.edu/fluent/airfoil/index.htm>, 2002, son erişim tarihi 7 Mart 2008.
- [2] Fluent Inc. 'Tutorials : Modelling Compressible Flow over an Airfoil', 2007
- [3] Raymer, D. P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [4] Monner, H. S., 'Realization of an Optimized Wing Camber by Using Formvariable Flap Structures', Aerospace Science and Technology, 5, 445–455, 2001.
- [5] Spalart, P. R., Allmaras, S. R., 'A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows', AIAA Paper 92-0439, 1992.
- [6] Batina, J. T., 'Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes', AIAA Journal, 28 (8), 1381-1388, 1990.

Teşekkür

Bu çalışma, TÜBİTAK tarafından, '107M103, Taktik İnsansız Hava Araçlarının Göreve Uyumlu Kanatlarında Kambur ve Burulma Etkisinin Çırpma ve Kontrol Yönünden Analizi' projesi kapsamında desteklenmiştir.