

BÜYÜK ORANDA ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN KANATLARIN ÖN TASARIM SÜRECİNDE AERODİNAMİK VE YAPISAL ANALİZLERİNİN EŞLENMESİ

D. Sinan Körpe¹ ve Levent Ünlüsoy²
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara
ve Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Melin Şahin³, Serkan Özgen⁴
ve Yavuz Yaman⁵
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada büyük oranda şekil değiştirebilen kanatların ön tasarım süreci kapsamında yapılan aerodinamik ve yapısal analizlerin eşlenmesi anlatılmaktadır. Çalışma çerçevesinde geliştirilen panel metoduna dayalı akış çözücüsü ile kanat üzerindeki basınç dağılımları bulunmuş ve bu sonuçlar var olan bir başka panel metoduna dayalı akış çözücüsü ve sonlu hacimler yöntemini kullanan ticari bir çözücüyle karşılaştırılmış ve oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir. Karşılaştırma sonucunda doğruluğuna inanılan basınç dağılımı sonlu elemanlar metodu temelli bir paket program yardımıyla oluşturulan yapısal modele yük dağılımı olarak aktarılmıştır. Yapılan statik analizler sonucunda elde edilen bulgular, daha sonra kambur ve burulma açısından şekil değişimleri sırasında gerekecek olan uyarıcı kuvvetlerin hesaplanmasında kullanılacaktır.

GİRİŞ

Günümüz havacılık teknolojisinin en büyük hedeflerinden birisi hava araçlarının sebep olduğu çevre ve gürültü kirliliğini kayda değer oranda azaltmaktır. Bu hedef çerçevesinde şekil değiştirebilir kanat çalışmaları büyük önem arz etmektedir. Avrupa Komisyonu'nun da desteklediği Clean Sky organizasyonu da kısmen veya büyük oranda şekil değiştirebilen kanatlara sahip havacılık yapılarının daha temiz bir gökyüzü hedefine ulaşmada etkin olacağını vurgulamaktadır [1]. Bu hedef doğrultusunda ele alınan bu çalışmada, büyük oranda şekil değiştirebilen kanatların tasarım sürecinde ön hazırlık olarak sürdürülen aerodinamik ve yapısal analizlerin eşlenmesi konusu üzerinde durulmuştur.

Çalışma kapsamında ilk olarak deforme olmamış kanat üzerindeki yükler panel metodu kullanılarak geliştirilen bir akış çözücüsü ile hesaplanmış; elde edilen sonuçlar ücretsiz ama açık kaynaklı olmayan ve panel metot yöntemini kullanan başka bir çözücüyle (XFLR5) ve sonlu hacimler yöntemini kullanan ticari bir çözücüyle (Fluent) karşılaştırılmıştır. Karşılaştırılan parametreler taşıma kuvveti katsayısı (C_L) ve indüklenen sürükleme kuvveti katsayısı (C_{Di})'dir. Hesaplanan basınç dağılımları sonlu elemanlar metodu kullanılarak yapılacak olan yapısal analizlerde kullanılmak üzere düzenlenmiştir. Bu basınç dağılımları kullanılarak yapı üzerindeki deformasyon değerleri bulunmuştur.

¹ Öğr. Gör., Uzak Müh. Böl., E-posta: dskorpe@thk.edu.tr, Doktora öğrencisi, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü

² Öğr. Gör., Uçak Müh. Böl., E-posta: lunlusoy@thk.edu.tr, Doktora öğrencisi, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü

³ Yrd. Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: msahin@metu.edu.tr

⁴ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: sozgen@ae.metu.edu.tr

⁵ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yaman@metu.edu.tr

YÖNTEM

Aerodinamik Yöntem

Geometri üzerinde sabit şiddetli kaynak ve girdap halkası elemanlarının oluşturulmasına dayalı panel metot yönteminde Dirichlet sınır koşulları uygulandığında sabit şiddetli kaynak değerleri serbest akışa bağlı olarak hesaplanırken, girdap halkası değerleri bilinmeyen olarak bırakılır. Bu çalışmada panel metot yöntemi geliştirilirken klasik Kutta şartı yerine 3 boyutlu çözücüler için daha uygun olan yinelemeli basınç temelli Kutta şartı (iterative pressure Kutta condition) sağlanmaya çalışılmıştır.

Yinelemeli Basınç Temelli Kutta Şartı: Kutta şartına göre kanat firar kenarını alt ve üst yüzeyden terk eden akış bu bölgelerde sonlu hızlara sahip olmalıdır. Panel metotla ilgili eski çalışmalarda, Kutta şartı, Morino'nun klasik metodu kullanılarak, iki boyutlu olarak firar kenarının alt ve üst bölgesindeki teğet hızları eşitleyerek sağlanmaktadır [10]. Bu metoda göre Kutta şartının sağlanması için Denklem 1 kullanılmaktadır.

$$\Gamma_m = \phi_m^+ - \phi_m^- \quad 1$$

Yukarıdaki denklemde, m değeri kanat açıklığı boyunca dilim sayısını, Γ değeri iz bölgesinin girdap halkası değerini ve ϕ değeri ise kanadın m'inci dilimdeki firar kenarının sahip olduğu girdap halkası değerini gösterir. Aynı ifadede + ve - işaretleri firar kenarının sırasıyla üst ve alt yüzeylerini tanımlar. Yukarıda da belirtildiği üzere Denklem 1 sadece teğet hızların eşitliği kabulüyle elde edilmiştir. Fakat üç boyutlu akışlarda teğet hıza ek olarak kanat açıklığı boyunca hız bileşeni de oluşmaktadır. Bu sebepten dolayı, Denklem 1 üç boyutlu akışlarda Kutta şartının sağlanması için yetersizdir. Bu nedenle, panel metotla ilgili daha sonraki çalışmalarda yinelemeli basınç temelli Kutta şartı denklemi kullanılmaya başlanmıştır, Denklem 2 [9].

$$\Delta C_{p_m} = C_{p_m}^+ - C_{p_m}^- = 0 \quad 2$$

Bu denklemi kullanarak kanadın m'inci dilimindeki firar kenarının alt ve üst yüzeylerindeki basınç katsayısı (C_p) değerlerini arasındaki farkı (ΔC_p) sıfırlayarak bu bölgelerdeki teğet ve kanat açıklığı boyunca hız bileşen değerlerini eşitlemeye çalışmak yinelemeli basınç temelli Kutta şartının esasıdır. İz bölgesi girdap halkası değerleri ile C_p değerleri arasındaki bağ doğrusal olmadığından Newton yineleme yöntemi kullanılarak hız bileşenlerini eşitleyecek denklem bulunur, Denklem 3.

$$[\Gamma^{k+1}] = [\Gamma^k] + \left(\frac{[\Delta C_p^k] - [\Delta C_p^{k-1}]}{[\Gamma^k] - [\Gamma^{k-1}]} \right) [\Delta C_p^k] \quad 3$$

Yukarıdaki denklem, başlangıç değerlerini Denklem 1'i kullanarak elde ettikten sonra genel panel metot denklemi içinde, ΔC_p dizisinin normu $5 \cdot 10^{-3}$ değerinden küçük olana kadar, yinelemelere devam edilmesini sağlar [7].

Yapısal Yöntem

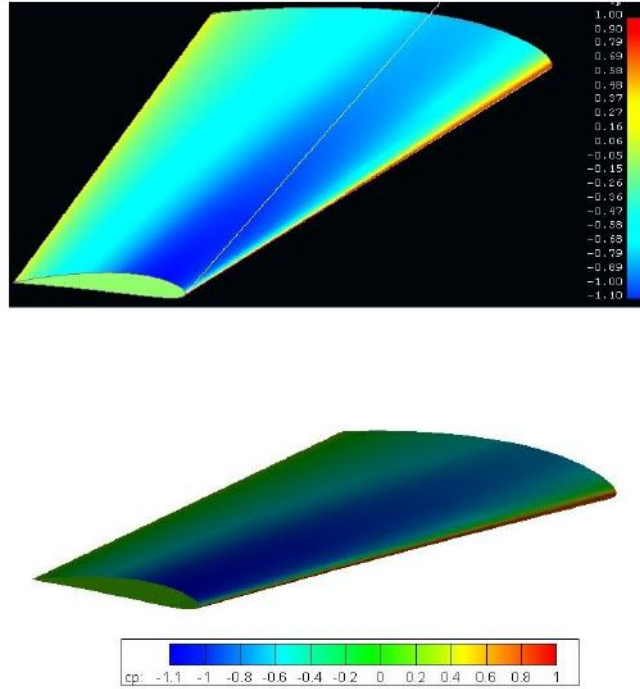
Bu çalışmada yapısal yöntem olarak sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Üzerinde sonlu elemanlar analizlerinin yapıldığı sonlu elemanlar modeli MSC/PATRAN paket programı kullanılarak oluşturulmuştur. Bu model daha önce tamamlanmış olan TÜBİTAK destekli bir çalışmada tasarlanmış olan kanadın geometrik modeli üzerinde bu çalışmaya uygun bir çözüm ağı oluşturularak geliştirilmiştir [2]. Aerodinamik analizlerde elde edilen C_p değerleri dinamik basınç ile çarpılarak elde edilen fark basınç değerleri eleman merkezlerine uygulanarak bir yük kartı oluşturulmuştur [3]. Bu işlemlerin ardından kanat kök noktasından sınır koşulları uygulanarak sabitlemiş; sonlu elemanlar temelli MSC/NASTRAN paket programı kullanılarak statik analizler yapılmıştır. Böylelikle sonlu elemanlar ağı dahilindeki tüm noktalarda yer değiştirme değerleri elde edilmiştir.

Çalışma kapsamında alüminyum ve kompozit malzemelerin karışımı kullanılarak tasarlanmış olan melez bir kanat yapısı kullanılmıştır. Bu kanat ilerleyen çalışmalar doğrultusunda büyük ölçüde şekil değiştirebilir bir kanat yapısına dönüştürülecektir.

UYGULAMALAR

Aerodinamik Uygulamalar

Katz ve Plotkin'in tarafından verilen girdap halkası elamanlarının etkisi denklemlerini kullanarak [8], Fortran programlama dilinde, kanadı farklı NACA kanatçık kesitleri, kanat açıklığı (b), kök (c_r) ve uç (c_t) veter boyu, burulma açısı (φ), hücum kenarı ok açısı (Λ), oturma açısı (θ) ve V açısı (Γ) değerlerine göre modelleyebilen bir çözücü geliştirilmiştir. Karşılaştırma için kullanılacak olan XFLR5 çözücüsünün farklı hücum açısı değerlerinde hesapladığı taşıma kuvveti sonuçlarının deneysel sonuçlarla oldukça uyumlu olduğu literatürde belirtilmiştir [4]. Bu durum göz önünde bulundurularak yapılan karşılaştırmada, her iki çözücüde de kanat, kanat açıklığı ve veter boyunca aynı sayıda ve oranda panellere bölünmüştür. Sonuçlar 30 m/s hızda deniz seviyesi şartları için elde edilmiştir. Modellenmiş kanatlar Şekil 1'de, elde edilen sonuçlar Tablo 1'dedir.



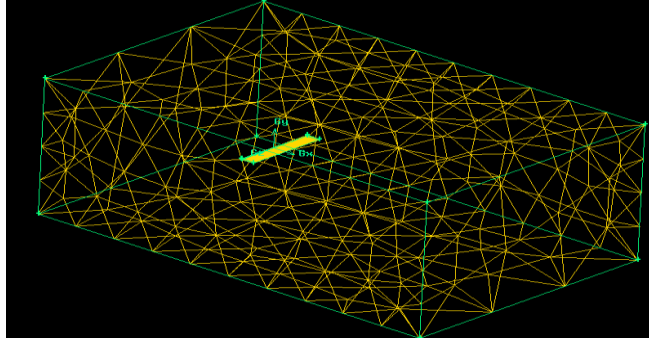
Şekil 1: XFLR5 çözücü (üstte) ve geliştirilen panel metot çözücüsüyle (altta) modellenen kanatlar (NACA 4412, $b/2 = 1.5$ m., $c_r = 0.4$ m., $c_t = 0.2$ m., $\Lambda = 5^\circ$, $\Gamma = 5^\circ$, $\theta = 0^\circ$, $\varphi = 5^\circ$)

Tablo 1: Farklı hücum açılarında geliştirilen panel metot çözücüsü (PM) ve XFLR5 çözücüsüyle elde edilen C_L and C_{Di} değerleri (NACA 4412, $b/2 = 1.5$ m., $c_r = 0.4$ m., $c_t = 0.2$ m., $\Lambda = 5^\circ$, $\Gamma = 5^\circ$, $\theta = 0^\circ$, $\varphi = 5^\circ$)

Hücum açısı (α)	PM		XFLR5	
	C_L	C_{Di}	C_L	C_{Di}
0	0,6049	0,00985	0,6098	0.00977
2	0,7886	0,01673	0,7913	0,01691
4	0,9791	0,02539	0,9812	0,02621
6	1,1591	0,03579	1,1611	0,03615
8	1,3776	0,04789	1,3844	0,04912

Tablo 1'deki sonuçlara göre geliştirilmiş olan panel metodun sonuçları XFLR5 çözücüsünün sonuçlarıyla oldukça uyumludur.

Çalışmanın bir sonraki adımında geliştirilen panel metot çözücüsünün sonuçları Fluent çözücüsünün verdiği sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bunun için belirtilen ticari yazılımda, NACA 4412 kanatçık profilli 0.5 m. veter boyunda, 3 m. kanat açıklığında dikdörtgen bir kanat modellenmiştir, Şekil 2. Bu kanat konfigürasyonu Yaman'ın görev uyumlu kanat konulu çalışmasından alınmıştır [2]. Sonuçlar 30 m/s hızda deniz seviyesi şartları için elde edilmiştir. Fluent çözücüsünde Euler çözüm metodu kullanılmıştır.



Şekil 2: Fluent çözücüsü için üretilen çözüm ağı (786584 üçgen şeklinde duvar yüzeyi, 3956733 dörtgen hücre)

Tablo 2: Fluent çözücüsü (F) ve geliştirilen panel metot çözücüsü (PM) ile farklı hücum açılarında elde edilen C_L ve C_{Di} değerleri

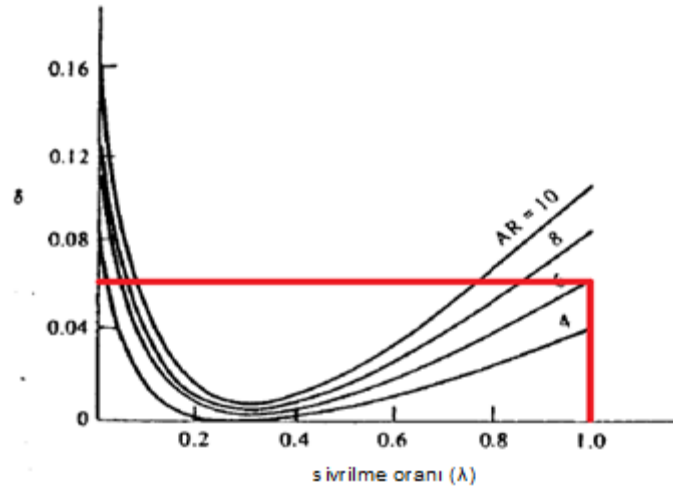
Hücum açısı (α)	C_L		C_{Di}	
	F	PM	F	PM
0	0,3488	0,3505	0,0125	0,0065
2	0,5091	0,5098	0,0201	0,0152
4	0,6748	0,6672	0,0314	0,0241
6	0,8309	0,8222	0,0462	0,0523

Tablo 2'deki sonuçlara göre Fluent ve geliştirilen panel metot çözücüsü ile elde edilen taşıma kuvveti katsayısı sonuçları farklı hücum açısı değerlerinde birbirine oldukça yakındır. Sonuçlara göre geliştirilen panel metot çözücüsü kavramsal tasarımda kullanılmaya uygundur. Bu duruma karşın elde edilen indüklenen sürükleme kuvveti katsayısı değerlerinde belirli bir fark vardır. Bu durumda kavramsal tasarımda sıkça kullanılan ve taşıma kuvveti ile indüklenen sürükleme kuvvetini ilişkilendiren Prandtl'in klasik taşıyıcı çizgi teorisini incelemekte fayda vardır, Denklem 4.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta)$$

4

Yukarıdaki denklemde δ indüklenen sürükleme kuvveti faktörüdür ve kanadın sivrime oranı (λ) ile açıklık oranı (AR) değerlerine göre değişmektedir, Şekil 3.



Şekil 3: İndüklenen sürüklenme kuvvetinin kanadın sivrilme ve açıklık oranıyla değişimi [5]

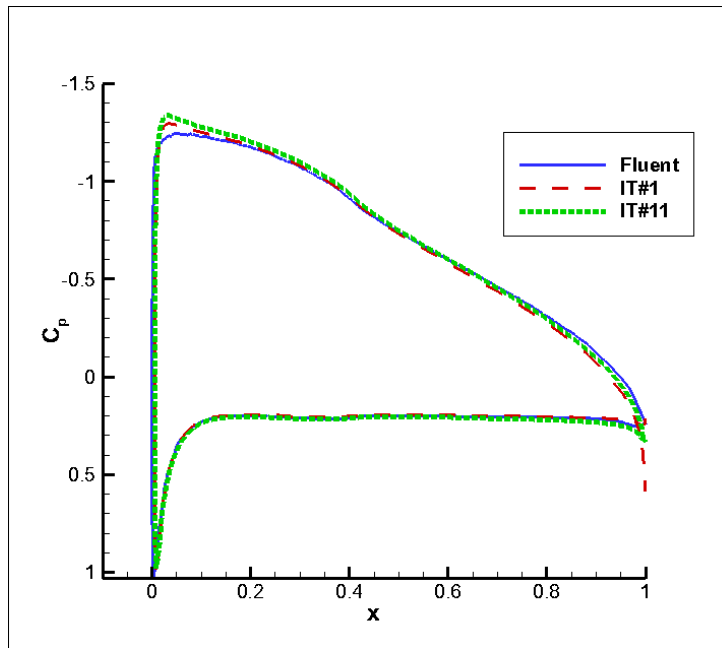
Şekil 3'e göre δ 'nın değeri 0.0633'tür. Elde edilen bu değer Prandtl denkleminde kullanıldığında hesaplanan indüklenen sürüklenme kuvveti katsayı değerlerinin, geliştirilen panel metot ve Fluent çözümü sonuçlarıyla karşılaştırılması Tablo 3'tedir.

Tablo 3: Fluent çözücüsü (F), geliştirilen panel metot çözücüsü (PM) ve Prandtl'in teorisi (PT) ile farklı hücum açılarında elde edilen C_{D_i} değerleri.

Hücum açısı (α)	C_{D_i}		
	F	PM	PT
0	0,0125	0,0065	0,0068
2	0,0201	0,0152	0,0146
4	0,0314	0,0241	0,0257
6	0,0462	0,0368	0,0389

Tablo 3'teki sonuçlara göre Prandtl'in teorisi ile geliştirilen panel metotta elde edilen indüklenen sürüklenme katsayısı değerleri birbirine yakındır. Fluent çözücüsüyle elde edilen taşıma kuvveti katsayısı değerlerinin geliştirilen panel metot çözücüsüyle uyum içinde olmasına rağmen, indüklenen sürüklenme kuvveti katsayısı değerlerinin fazla hesaplanması, çözüm ağının kalitesi ve dağılımındaki hatalardan dolayı olabilir [6].

Yinelemeli Basınç Temelli Kutta Şartının Etkisi: Yinelemeli basınç temelli Kutta şartının etkisini daha rahat görebilmek için 6 derece hücum açısında geliştirilen panel metot çözücüsüyle Fluent çözücüsünü karşılaştırmak için kullanılan kanat profili kullanılmıştır. Şekil 4'te kanadın ortasında oluşan basınç katsayısı sonuçları yineleme sürecinin ilk değerleri, son değerleri ve Fluent çözücüsüyle elde edilen değerleriyle gösterilmiştir.

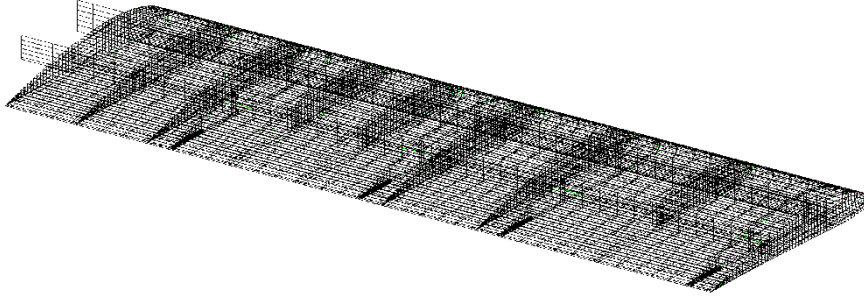


Şekil 4: 6 derecelik hücum açısında basınç katsayısı sonuçları

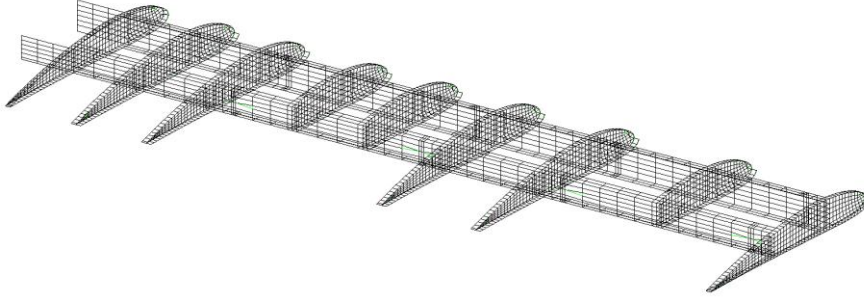
Şekil 4'e göre 1. yineleme sonunda, bu değerler Morino'nun klasik metodundan gelmektedir ve yineleme metodunun başlangıç değeridir, kanadın firar kenarının alt ve üst noktaları arasındaki basınç katsayısı değeri farkı açıkça gözlenmektedir. 11. yineleme sonunda kanadın firar kenarının alt ve üst tarafındaki basınç katsayısı değerleri arasındaki fark yineleme prosedürünün durma kriterine ulaşmıştır. Diğer bir deyişle, firar kenarının alt ve üst kısmının basınç katsayısı değerlerinin 11. yinelemeyle birlikte birbirine, yineleme durma kriteri değerine göre, eşitlendiği görülmektedir. Elde edilen sonuçlara göre yinelemeli basınç temelli Kutta şartının, 3 boyutlu ideal akışlarda özellikle Kutta şartının sağlanmasında kullanılması gereken bir metot olduğu gösterilmiştir.

Yapısal Uygulamalar

Aerodinamik analizlerden elde edilen C_p değerlerinin yapısal analizlerde kullanılabilmesi için bu değerlerin fark basınç değerlerine dönüştürülmesi gerekmektedir. Bunun uygulanabilmesi için iki farklı yöntemle mümkündür. İlk yöntemde hücum ve firar kenarlarına doğru sıklaşan bir ağ yapısına sahip aerodinamik modelden alınan basınç dağılımı sonuçları ara değerlendirme yöntemi kullanılarak düzgün ağ yapısına sahip yapısal modele aktarılabilir. İkinci yöntemdeyse iki çözüm için aynı ağ kullanmak ve dağılımı doğrudan yapısal modele aktarmaktır. Bu çalışma çerçevesinde ikinci yöntem kullanılmıştır. Tüm kanat için bulunan basınç değerleri, yapısal açıdan simetrik olan sağ ve sol yarım kanatlardan sadece sağ kanat için oluşturulan sonlu elemanlar modeli üzerine yük olarak aktarılmıştır. Bu uygulama için oluşturulan sonlu elemanlar modelinin dış ve iç ağ yapıları Şekil 5 ve Şekil 6'da sırasıyla gösterilmiştir.

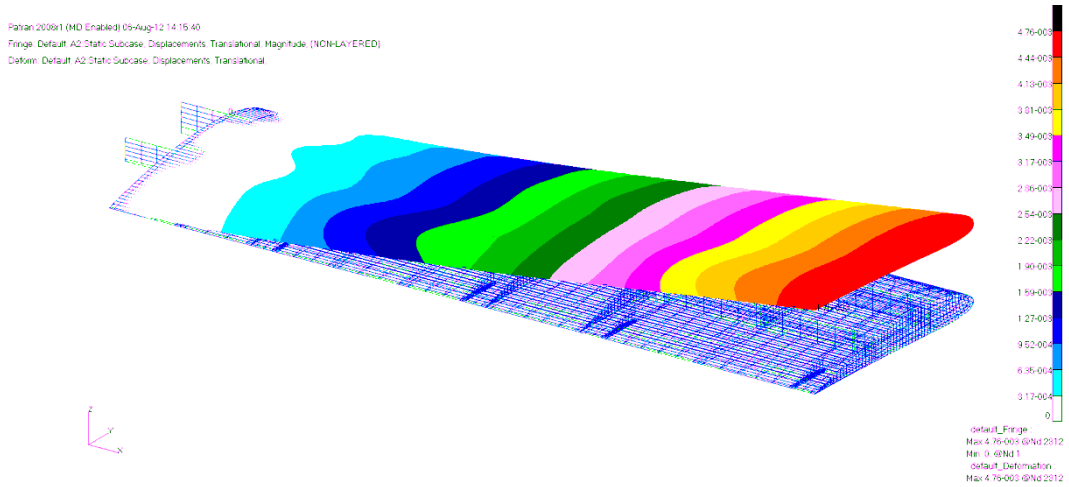


Şekil 5: Oluşturulan sonlu elemanlar modelinin dıştan görünümü



Şekil 6: Oluşturulan sonlu elemanlar modelinin içten görünümü

Oluşturulan sonlu elemanlar modeline uygulanan fark basınç değerleri 30 m/s uçuş koşullarına göre kullanılmıştır. Bu koşullar altında yapılan analizler sonucunda tüm ağ noktalarındaki yer değiştirme dağılımı elde edilmiştir. Bu sonuçlar incelendiğinde azami yer değiştirmenin kanat ucunda ve yaklaşık 5 mm. Büyüklüğünde olduğu görülmüştür. Yer değiştirme dağılımı Şekil 7’de gösterilmiştir.



Şekil 7: Seyir halinde kanat üzerinde oluşan yer değiştirme dağılımı

SONUÇ

Bu çalışmanın aerodinamik analiz bölümünde panel metoduna dayalı akış çözücüsü geliştirilmiş ve elde edilmiş sonuçlar farklı iki çözücüyle karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre geliştirilen çözücü, ön tasarım sürecinde kullanılabilecek yeterlik ve etkinliğe sahiptir. Çalışmanın yapısal analiz bölümünde, aerodinamik analizler sonucunda elde edilen basınç değerlerinin oluşturulan sonlu elemanlar modeline aktarılması üzerinde durulmuş ve bu yükleme altındaki yer değiştirme dağılımları başarılı bir şekilde tamamlanmıştır.

Yapılan çalışma büyük ölçüde şekil değiştirebilen kanatların tasarımı aşamasında aerodinamik yüklerin kanat üzerine aktarılması konusunda kabiliyet geliştirme amaçlı bir ön çalışmadır. Bu çalışmanın bulguları doğrultusunda bir kanadın belli görev tanımlarında aerodinamik en iyileştirme ve bu en iyileştirmelerde elde edilen aerodinamik şekillerin kambur ve burulma etkileri açısından yapısal analizleri konularında çalışmalar yapılacaktır.

Kaynaklar

- [1] www.cleansky.eu, Clean Sky Kuruluşu Resmi Web Sitesi, Mart 2012
- [2] Yaman, Y., *Taktik İnsansız Hava Araçlarının Göreve Uyumlu Kanatlarında Kambur ve Burulma Etkisinin Çarpma ve Kontrol Yönünden Analizi*, TÜBİTAK Proje Snouç Raporu, Proje No: 107M103, Mayıs 2011
- [3] Ünlüsoy, L., *Structural Design and Analysis of the Mission Adaptive Wings of an Unmanned Aerial Vehicle*, ODTÜ Yüksek Lisans Tezi, Şubat 2010
- [4] Deperrois, A., *Results vs. Prediction*, Temmuz 2008
- [5] Anderson jr., J. D., *Fundamentals of Aerodynamics*, Mcgraw Hill, 2001
- [6] Scheidegger, T., Stuckert, G. ve Wirogo, S., *Fluent Inc./AIAA CFD Drag Prediction Workshop/ Anaheim, California, A.B.D, 9-10 Haziran 2001*
- [7] Pyo, S., *Numerical Modeling of Propeller Tip Flows with Wake Sheet Roll-up in Three Dimensions*, Massachusetts Institute of Technology, Rapor No. 95-6, Temmuz 1995
- [8] Katz, J. ve Plotkin, A., *Low-speed Aerodynamics: from Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill, 1991
- [9] Hsin, C. Y., *Development and Analysis of Panel Methods for Propellers in Unsteady Flow*, Massachusetts Institute of Technology, Doktora Tezi, Ağustos1987
- [10] Morino, L. ve Kuo, C., *Subsonic Potential Aerodynamic for Complex Configurations: A General Theory.*, AIAA Journal, Cilt.12, s.191–197, 1974