

GÖREVE UYUMLU KANATLARA SAHİP BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI

Yavuz YAMAN*, Serkan ÖZGEN*, Melin ŞAHİN*, Güçlü SEBER*, Volkan NALBANTOĞLU*,
Evren SAKARYA*, Erdoğan Tolga İNSUYU* ve Levent ÜNLÜSOY*

(*) Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, 06531 ANKARA
yyaman@metu.edu.tr, sozgen@ae.metu.edu.tr, msahin@metu.edu.tr, gseber@ae.metu.edu.tr,
volkan@ae.metu.edu.tr, esakarya@ae.metu.edu.tr, tinsuyu@ae.metu.edu.tr,
lunlusoy@ae.metu.edu.tr

ÖZET

Bu bildiri ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde sürdürülmekte olan, göreve uyumlu kanatlara sahip, bir insansız hava aracının tasarım çalışmaları anlatılmaktadır. Kanatları kambur ve burulma açısından şekil değiştirebilen insansız hava aracı uçuş mekaniği özellikleri göz önünde tutularak boyutlandırılmış ve yapısal analizi yapılmıştır. Aracın göreve uyumlu kanatlarının aerodinamik performansı incelenmiş ve isterlere uygun davranabilmesi için gerekli kontrol yaklaşımları geliştirilip, değerlendirilmiştir. Çalışmanın daha sonraki bölümlerinde insansız hava aracı imal edilip, yer ve uçuş testleri yapılacaktır.

Bu çalışmanın temel amacı daha az yakıtla daha uzun süre havada kalabilecek; çevreye duyarlı hava taşıtlarının tasarımına katkı sağlamaktır.

Anahtar Sözcükler: İnsansız hava aracı, göreve uyumlu kanat, şekil değiştirebilir kontrol yüzeyi

DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH MISSION ADAPTIVE WINGS

ABSTRACT

This study details the design of an unmanned aerial vehicle (UAV) having mission adaptive wings. The UAV will be designed in METU, Department of Aerospace Engineering and the wings will have variable camber and twist properties. This study first gives the preliminary sizing of the vehicle by considering the flight mechanics and then outlines the structural design features. The aerodynamic performance of mission adaptive wings is also analyzed and the controlling methodologies are developed and evaluated for achieving the design requirements. The unmanned aerial vehicle will be produced and the ground vibration and flight tests will be conducted during the later phases of the project.

The main aim of this study is to develop methods for the contribution to the design of environmentally friendly air vehicles such that they will be airborne more with less amount of fuel.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, mission adaptive wing, morphing control surface

1. GİRİŞ

Göreve uyumlu olarak tanımlanabilecek kanatlar ilk olarak kambur değişikliklerinin uygulandığı çalışmalarla ortaya çıkmıştır [1]. ‘Aktif Esnek Kanat’ [2] ve ‘Aktif Aeroelastik Kanat’ [3] programlarıyla bu konudaki gelişmeler devam etmiştir. Şekil bellekli alaşımlar yardımıyla [4] ve kompozit malzemelerin içine gömülen piezoelektrik

malzemeler yardımıyla [5] yüzeylerin şekil kontrolü konusunda çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Kanat yüzeyindeki şekil değişiklikleri kambur [6] ve burulma [7] değişiklikleri olmak üzere iki ana grupta incelenmiştir.

ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde sürdürülmekte olan bir TÜBİTAK projesinde, ‘TÜBİTAK 107M103, Taktik

İnsansız Hava Araçlarının Göreve Uyumlu Kanatlarında Kambur ve Burulma Etkisinin Çırpma ve Kontrol Yönünden Analizi, Ekim 2007-Nisan 2010', bir insansız hava aracında kanatların kambur ve burulma özelliklerinin kontrolü hedeflenmektedir. Projede şu ana kadar göreve uyumlu kanada sahip hava aracının boyutlandırılması ve uçuş görev profilinin belirlenmesi çalışmaları tamamlanmıştır. Kanadın katı modelinin oluşturulması ve sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak modellenmesi, kanadın statik analizleri, dinamik analizler sonucunda kanadın doğal frekanslarının ve titreşim biçimlerinin saptanması; taşıyıcı yüzeylere etki eden aerodinamik yüklerin dağılımını hesaplamak için etkin aerodinamik modellerin geliştirilmesi, buna bağlı olarak belli bir uçuş durumunda, taşıma/sürüklenme oranını azamiye çıkaracak kanat şekil değişikliklerinin belirlenmesi ve bunları sağlayacak kontrol yaklaşımlarının geliştirilmesi çalışmaları sürmektedir. Üretilen kanadın statik ve yer titreşim testlerinin yapılması, kanadın performansını gösterecek hava aracının sanal ortamda uçuşurması ve elde edilecek veriler doğrultusunda tasarımı geliştirilip tekrar üretilen göreve uyumlu kanatlarla donatılmış insansız hava aracının uçuş testlerinin yapılması projenin planlanan diğer etkinlikleridir.

TÜBİTAK 107M103 projesinin ana hedefi daha az yakıtla daha uzun süre havada kalabilecek ya da başka bir deyişle aynı mesafeyi daha az yakıtla kat edebilecek, dolayısıyla çevreye duyarlı hava taşıtlarının tasarım kurallarının belirlenmesine etkin katkı sağlamaktır. Klasik kontrol yüzeyi kumanda mekanizmalarının yerine aktif kontrol mekanizmaları kullanılarak uçak tasarımlarının basitleştirilmesi; sonuçta ağırlığın azaltılması yanında üretim ve bakım maliyetlerini düşürebilecek olumlu sonuçlar da doğurabilecektir. Çalışmanın getireceği bilgi birikimiyle disiplinler arası çalışmaların da başlatılması hedeflenmektedir. Tasarımın hava ile etkileşen araçlar dışında, insansız su altı araçlarında da kullanılması düşünülmektedir. Ekim 2007 tarihinden beri sürmekte olan proje çerçevesinde bugüne kadar yapılan çalışmalarda elde edilen bazı sonuçlar bildirinin diğer bölümlerinde sunulmaktadır.

2. UÇAK ÖN TASARIMI

Tasarlanacak insansız hava aracının görev profili 5000 ft yükseklikte 3 saat turlama uçuşu yapacak şekilde seçilmiştir. Bu görev profiline göre yapılan çalışmaların sonunda [8] belirlenen insansız hava aracının tahmini ağırlıkları ile kanat boyut ve özellikleri Tablolar 1 ve 2'de gösterilmiştir. Tablodaki faydalı yük uçağın taşınması olası olan kamera ve/ veya uçuş testleri için kullanılacak ek algılayıcı sistemler için ayrılan ağırlığı temsil etmektedir.

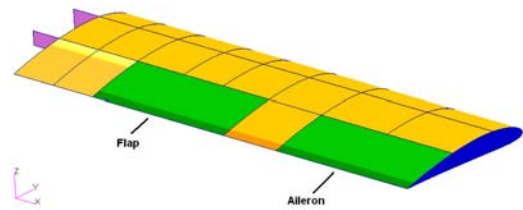
Tablo 1: Uçağın Tahmini Ağırlık Verileri

Azami Kalkış Ağırlığı, W_0	32 kg
Boş Ağırlık, W_e	24 kg
Faydalı Yük, W_p	5 kg
Yakıt Ağırlığı, W_f	3 kg

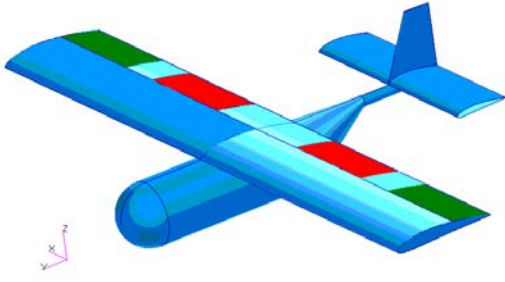
Tablo 2: Kanat Geometrik Özellikleri

Kanat Açıklığı (b)	3.0 m
Veter Uzunluğu (c)	0.5 m
Toplam Yüzey Alan (S)	1.5 m ²
Açıklık Oranı (Aspect Ratio, AR)	6.0
Kanat Yükleme (W/S)	163.53 N/m ²

Kanat kontrol yüzeylerinin bir flap ve bir kanatçık (aileron) görevini yerine getirmesi planlanmıştır. Şekil 1'de sağ kanat katı modeli üzerinde flap ve kanatçık görevi görecektir kontrol yüzeyleri gösterilmiştir. Şekil 2 insansız hava aracının üç boyutlu katı modelini göstermektedir.



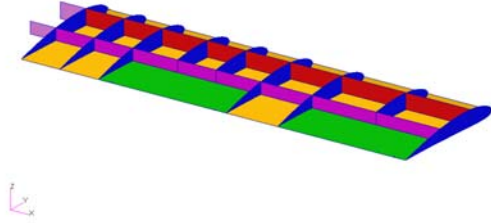
Şekil 1: Sağ Kanat Katı Modeli



Şekil 2: Uçağın Üç Boyutlu Katı Modeli

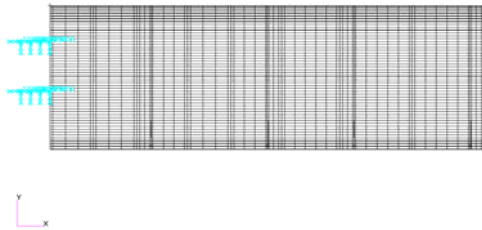
3. KANAT YAPISAL TASARIMLARI

Tasarlanan göreve uyumlu kanadın kiriş (spar) ve sinirlerini (rib) gösteren, üst kabuğu (upper skin) kaldırılmış görüntüsü Şekil 3'de verilmiştir. Kanatlarda iki kiriş ve dokuz sinir bulunmakta ve kontrol yüzeylerini sınırlayan dört sinir kanat genişliği olan veter boyunca uzanmaktadır. Kanadı gövdeye yakın olarak sınırlayan beşinci sinir de veter boyunca kullanılmıştır.



Şekil 3: Sağ Kanadın İç Görünümü

Kanadın sonlu elemanlar modeli ve sınır koşullarının üstten görünüşü Şekil 4'de verilmiştir. Kanat sonlu elemanlar modelinde 9866 Quad4 eleman, 17660 düğüm noktası bulunmaktadır.



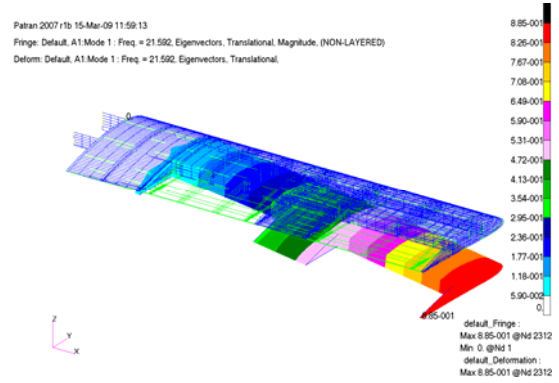
Şekil 4: Sonlu Elemanlar Modeli ve Sınır Koşulları

Kanat taşıyıcı kısmının kabuğu (torque-box skin) ıslak serme cam yünü kompozit, taşıyıcı kısmın içindeki kirişler ve sinirler 2024-T3 alüminyumdan imal edilecektir. Kontrol yüzeyleri ise açık kesitli olacak ve 0.635 mm kalınlığındaki 2024-T3 alüminyumdan yapılacaktır. Kanat taşıyıcı kısmının ve tüm kanadın boşluk ortamındaki (in-vacuo) doğal frekansları MSC®/PATRAN/NASTRAN paket programları yardımıyla belirlenip Tablo 3'de verilmiştir.

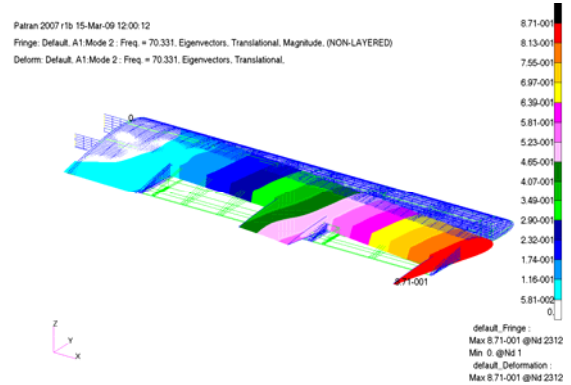
Tablo 3: Kanada Ait Doğal Frekans Değerleri [Hz]

Titreşim Biçimi	Sadece Taşıyıcı Kısım	Tüm Kanat
Düzleme Dik 1. Eğilme	21.59	21.81
Düzlemsel 1. Eğilme	70.33	66.77
1. Burulma	100.71	84.08

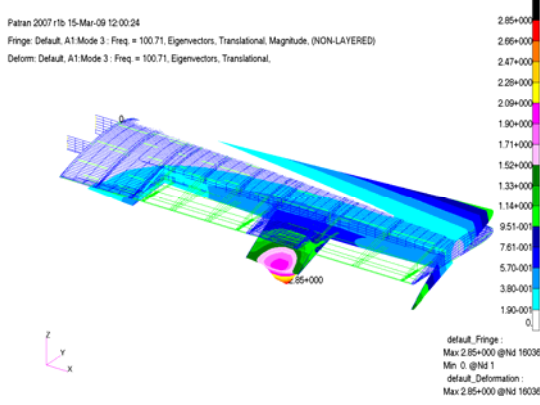
Kanadın taşıyıcı kısmına ait düzleme dik birinci titreşim biçimi (first flexural mode shape) Şekil 5'de gösterilmiştir.



Şekil 5: Taşıyıcı Kısma Ait Düzleme Dik 1. Eğilme Titreşim Biçimi

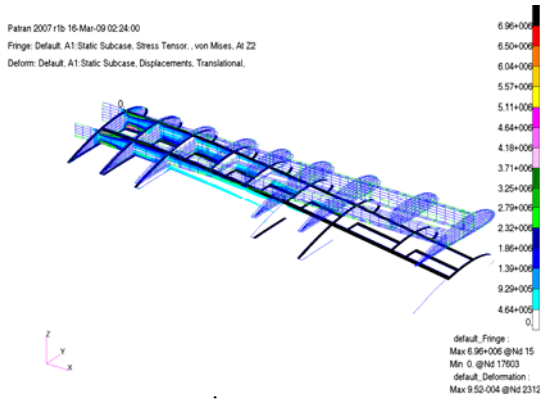


Şekil 6: Taşıyıcı Kısma Ait Düzlemsel 1. Eğilme Titreşim Biçimi

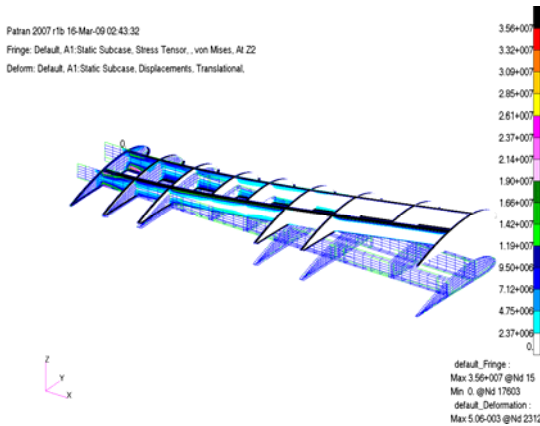


Şekil 7: Taşıyıcı Kısma Ait 1. Burulma Titreşim Biçimi

Kanadın kendi ağırlığı altındaki statik gerilim sonuçları Şekil 8’de, uçağın azami manevra durumu olarak tanımlanan dikey 5g yük altındaki statik gerilim sonuçları Şekil 9’da gösterilmiştir.



Şekil 8: Kanat İçyapısının Kendi Ağırlığı Altındaki Gerilim Değerleri [Pa]

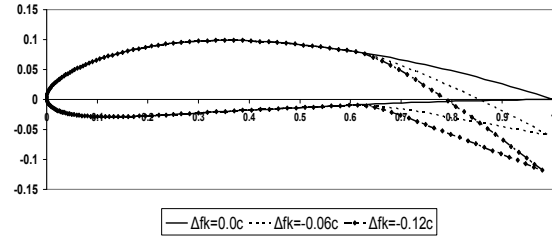


Şekil 9: Kanat İçyapısının Dikey 5g Manevra Anındaki Gerilim Değerleri [Pa]

Kanadın kendi ağırlığı altındaki en yüksek gerilim değeri 6.96 MPa, manevra yükü altındaki en yüksek gerilim değeri ise 35.60 MPa olarak bulunmuştur. İki durum için de gerilim dağılımı benzerlik göstermektedir ve azami gerilim kanat kökünde oluşmaktadır. 2024-T3 tipi alüminyumun akma sınırı olan 345 MPa ile kıyaslandığında azami gerilim değerleri çok düşük kalmaktadır ve kanat için tehlike yaratmamaktadır.

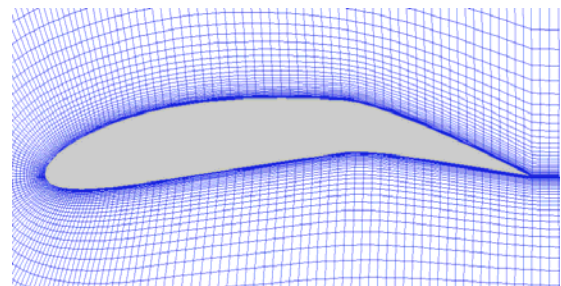
4. KANAT AERODİNAMİK HESAPLAMALARI

Göreve uyumlu kanatla ilgili aerodinamik hesaplamalar öncelikle kambur değişimleri göz önünde tutularak ve iki boyutlu olarak yapılmıştır. Hesaplamalarda, NACA4412 kanat kesitine şekil değişimi uygulanmış, ANSYS/FLUENT® paket programı ve yay örnekesmesi (spring analogy) yaklaşımı kullanılmıştır [9, 10]. Kanat kesitinin firar kenarı veterin (chord) %60’ından itibaren bükülerek; firar kenarını simgeleyen (1,0) noktası aşağıya doğru indirilmiştir. Bu süreçte firar kenarının veterin özgün durumuna göre dik yer değiştirmesi Δk olarak tanımlanmış ve c değeriyle de veter simgelenmiştir. Şekil 10 kanat profilinin farklı Δk değerleri için şekil değişimini göstermektedir.



Şekil 10: Değişik Δk Değerleri İçin Kanat Profili

Şekil 11 çözümde kullanılan yay örnekesmesi yaklaşımının son safhasındaki çözüm ağını göstermektedir [10].



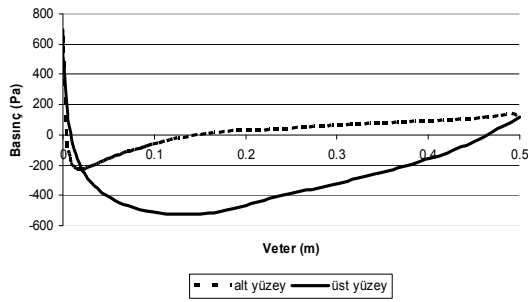
Şekil 11: Yay Örnekesmesi Çözüm Ağı

Aerodinamik çözümler sonucunda farklı firar kenarı şekil değişikliklerine ait aerodinamik katsayılar bulunmuş ve Tablo 4'de gösterilmiştir.

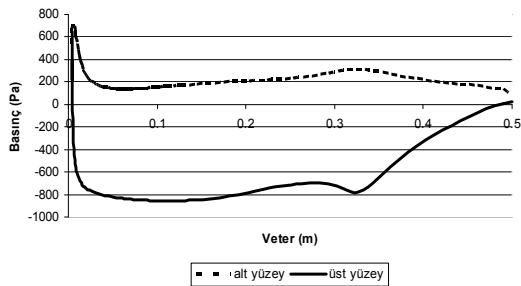
Tablo 4: Firar Kenarı Şekil Değişiklikleri ve Hesaplanan Aerodinamik Katsayılar

	NACA4412 ($\Delta f_k=0.0c$)	$\Delta f_k=-0.02c$	$\Delta f_k=-0.06c$	$\Delta f_k=-0.12c$
C_l	0.4560	0.7036	1.1517	1.4950
C_d	0.0116	0.0131	0.0176	0.0424
C_l/C_d	39.310	53.709	65.437	35.259

Tablo 4 firar kenarı yerdeğiştirmesi arttığında kaldırma kuvveti, sürükleme kuvveti ve bu kuvvetlerin birbirlerine oranlarının arttığını göstermektedir. C_l/C_d oranının artması olumlu bir sonuçtur. Bu çalışmada ayrıca kanat boyunca kanadın alt ve üst yüzeyine etkiyen basınç dağılımları hesaplanmış ve Şekiller 12 ve 13'de gösterilmiştir.



Şekil 12: Veter Boyunca Basınç Dağılımı
($\Delta f_k=0.0c$)

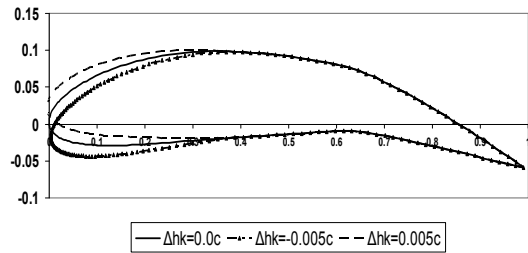


Şekil 13: Veter Boyunca Basınç Dağılımı
($\Delta f_k=-0.06c$)

Alt yüzeyde hava akışı daha yavaş olduğu için basınç değerleri daha yüksek olmalıdır. Hücum kenarında basınç değerinin en yüksek olmasının nedeni hava akışının o kısımda üst

ve alt yüzeye ayrılması ve hızın o noktada çok düşmesidir. Kambur artışı sonucu üst yüzeyde hava akışı hızlanmış ve basınç azalmıştır. Alt yüzeyde ise tam tersi olarak akış yavaşlamış ve basınç artmıştır. Basınçtaki bu artış da kaldırma kuvvetinde artışa neden olur.

Daha sonra Şekil 14'de gösterildiği gibi, NACA4412 kesitinin firar kenarı kesit genişliğinin %60'ından itibaren $\Delta f_k=-0.08c$ olacak şekilde bükülerek sabit tutulmuş ve hücum kenarının %40'undan, $\Delta h_k=0.005c$ ve $\Delta h_k=-0.005c$ değerlerine bükülmüş durumlar için analizler yapılmıştır. Bu süreçte hücum kenarının veterin özgün durumuna göre dik yer değiştirmesi Δh_k olarak tanımlanmıştır. Bu modellemede amaç; firar kenarının bükülmüş bir pozisyonunda, hücum kenarındaki bükülmelerin aerodinamik katsayıları nasıl değiştirdiğini gözlemlemektir. Hesaplanan aerodinamik katsayılar Tablo 5'de gösterilmiştir.



Şekil 14: Değişik Δh_k Değerleri İçin Kanat Profili

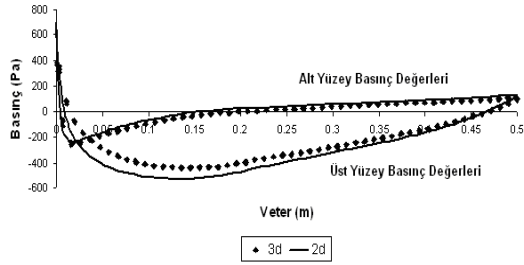
Tablo 5: Hücum Kenarı Şekil Değişiklikleri ve Hesaplanan Aerodinamik Katsayılar

	$\Delta h_k=0.0c$	$\Delta h_k=0.005c$	$\Delta h_k=-0.005c$
C_l	1.3462	1.3718	1.5844
C_d	0.0214	0.0233	0.0284
C_l/C_d	62.907	58.876	55.789

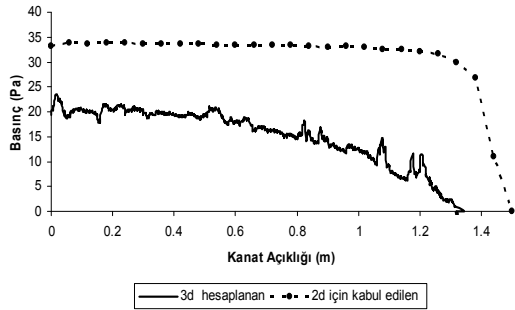
Tablo 5'den de görüldüğü gibi hücum kenarı değişiklikleri sonucu kaldırma kuvvetlerindeki artışla beraber sürükleme kuvveti değerleri de artmış ancak kaldırma/sürükleme oranları azalmıştır. Bu performans açısından olumsuz bir sonuca yol açtığından tercih edilmeyen bir durumdur ve bu olumsuzluk hücum kenarının aşağıya indiği durumlarda daha belirgin olmuştur. Bu

sonuçlar doğrultusunda göreve uyumlu kanat için hücum kenarı değişiklikleri düşünülmemiş; projenin daha sonraki aşamalarında gerekebilecek kambur değişikliklerinin sadece firar kenarı değişiklikleriyle sağlanması yoluna gidilmiştir.

İki boyutlu olarak yapılan bu çalışmalar bütün kanadın kambur değişiklikleri için, üç boyutlu olacak şekilde, tekrarlanmıştır. Şekiller 15 ve 16 iki boyutlu çözüm ile üç boyutlu çözümün sonucunda elde edilen basınç dağılımlarını sırasıyla veter boyunca ve kanat açıklığı boyunca karşılaştırmalı olarak göstermektedir.

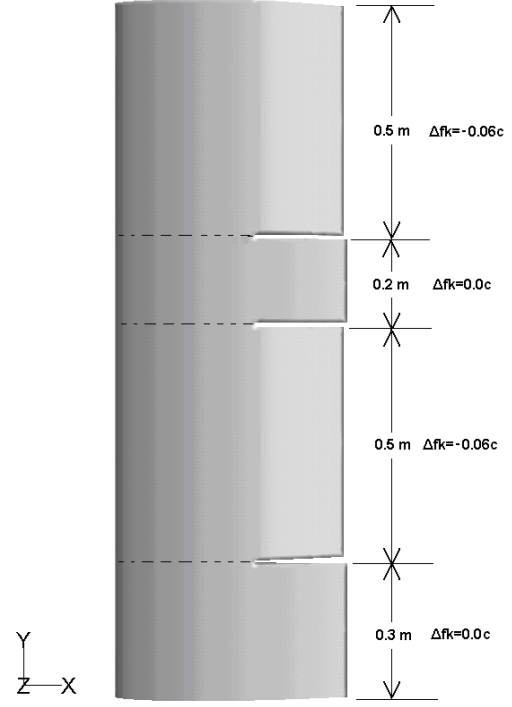


Şekil 15: Veter Boyunca Basınç Dağılımı



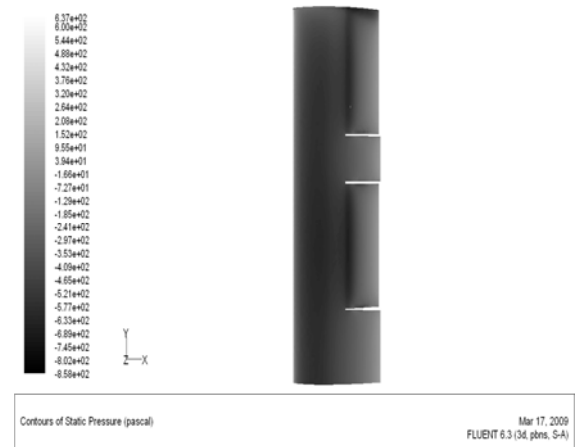
Şekil 16: Kanat Açıklığı Boyunca Basınç Dağılımı

Ayrıca kanat üzerindeki kontrol yüzeylerinin hareketleri de üç boyutlu olarak modellenmiştir. Şekil 17 çözümde kullanılan kanat ve kontrol yüzeylerini göstermektedir.

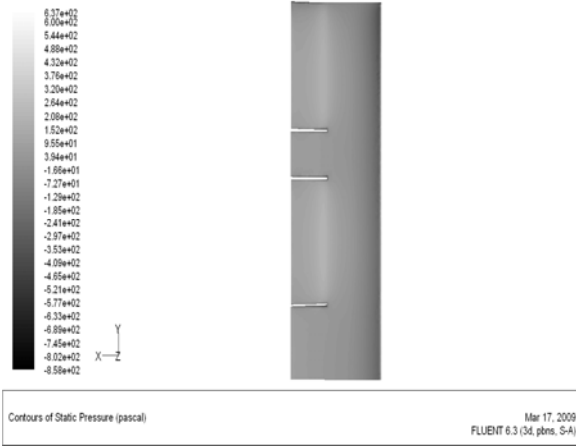


Şekil 17: Kontrol Yüzeylerinin Hareketleri

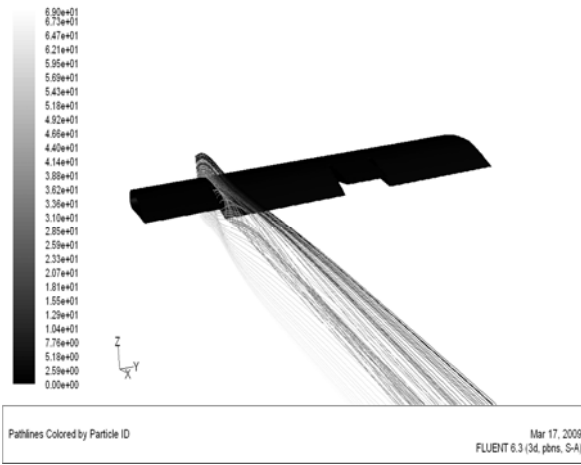
Kanat üst ve alt yüzeyine etkiyen basınç dağılımları sırasıyla Şekiller 18 ve 19'de gösterilmiştir. Şekil 20'de flap görevi gören kontrol yüzeyinin başlangıcı üzerindeki akış çizgisi gösterilmektedir ve ayrılma yerinde oluşan burgaçlar şekilde kolayca görülmektedir.



Şekil 18: Kanat Üst Yüzeyine Etkiyen Basınç Dağılımları



Şekil 19: Kanat Alt Yüzeyine Etkiyen Basınç Dağılımları



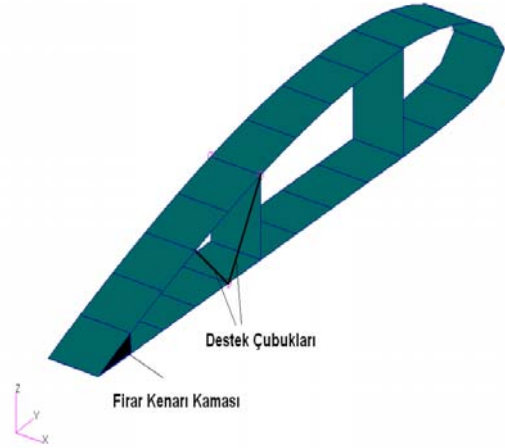
Şekil 20: Flap Kontrol Yüzeyi Akış Çizgisi

5. KONTROL YÖNTEMİ GELİŞTİRME ÇALIŞMALARI

Göreve uyumlu kanat kavramının geliştirilmesinde MSC®/PATRAN/NASTRAN yazılımları kullanılmıştır. Geliştirilecek olan tasarımın, beklenen aerodinamik etkileri eksiksiz olarak yerine getirmesi, yapısal olarak güvenilir olması, kontrol açısından çabuk tepki vermesi, az güç gerektiren ve tekrar edilebilirlik nitelikler taşıması ayrıca kolay üretilebilir olması amaçlanmıştır.

Kontrol kavramı geliştirme için kanat üzerinden küçük bir kesit alınmış ve analizler bu kesit üzerinde yapılmıştır. Şekil 21 örnek sonlu elemanlar modelini ve kavram

geliştirme modelindeki firar kenarı kaması ve destek çubuklarını göstermektedir. Firar kenarı panelleri birbirinden ayrı durumdadır ve kontrol yüzeyi hareketi bu panellerin birbirine göre göreceli olarak kaymasıyla sağlanmaktadır.

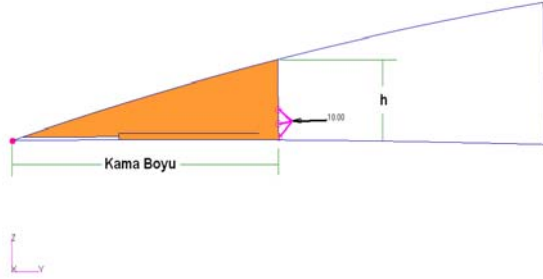


Şekil 21: Açık Bölme Fırar Kenarı Kavramı

Bu tasarımın etkin çalışmasında büyük önemi olan bileşenlerden biri de kontrol yüzeyleri bölgelerinde kullanılmayan sınırların görevini üstlenen ve alt-üst yüzeyleri birbirine bağlayıp onların aerodinamik yükler altında birbirlerinden ayrılmasını ya da çökmesini engelleyen destek çubuklarıdır. Bu çubukların dönmeye izin verecek şekilde pimlerle iç yüzeylere bağlanması çok önemlidir. Bu serbestlik, kambur değişikliği esnasında panellerin burkulmaya uğramadan hareket etmesini ve dolayısıyla gerilmelerin ortadan kalkmasını sağlar.

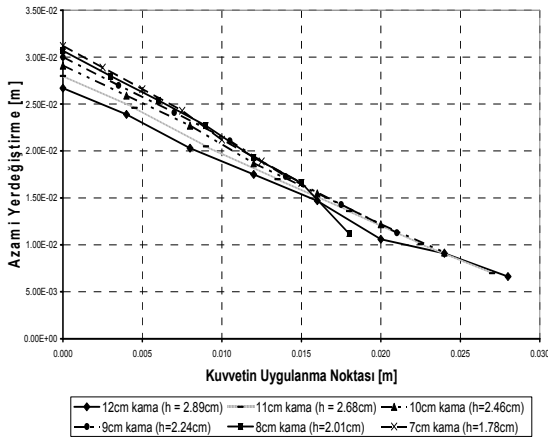
Sonlu elemanlar modelinin çözüm ağı oluşturulurken, firar kenarı yüzeyleri arasındaki göreceli kayma hareketini sağlayabilmek amacıyla yüzeyler için temas tanımlamaları yapılmıştır. MSC® NASTRAN 600 kodlu (SOL600 implicit non-linear) doğrusal olmayan çözümde kullanılan temas algoritması yüzeylerin normal yönlerindeki hareketi sınırlayarak yüzeylerin birbiri içine geçmesini önlemektedir. Yüzeyler birbirine teğet olarak hareket edebildiğinden sürtünme kuvveti oluşabilmektedir. Çalışma sürecinde gerekli olduğu yerlerde sürtünme kuvveti tanımlanırken, sürtünme kuvveti katsayısı olarak 0.2 değeri kullanılmıştır.

Şekil 22, 10N değerindeki bir örnek kuvvetin kamaya uygulanışını göstermektedir ve şekilde basitleştirme amacıyla sadece kontrol yüzeylerini simgeleyen ikincil yapı gösterilmektedir. Gerçeğe yakın olabilmek amacıyla kuvvet tek bir noktaya uygulanmaktansa çoklu nokta sınırlama elemanı (MPC, multi point constraint) yardımıyla kamanın üzerindeki birkaç noktadan oluşan bir bölgeye uygulanmaktadır.



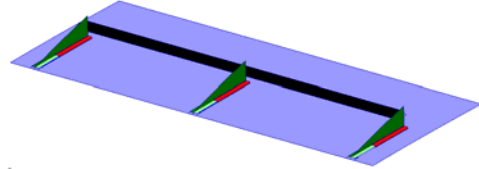
Şekil 22: Kontrol Kuvvetinin Uygulanma Yaklaşımı

Çalışmalar sürecinde kama boyu firar kenarına doğru -y yönünde kısaltılarak değiştirilmiştir. Kama boyu değiştirildikçe kamanın yüksekliği (h) de değişmektedir. Kontrol kuvvetinin uygulanma noktası da z yönünde değiştirilmiş ve böylece kuvvetin moment kolu değiştirilmiştir. Değişen kama boyu ve kuvvet uygulama noktası için aynı miktar kontrol kuvveti (10N) ile elde edilen azami yer değiştirmelerin karşılaştırması Şekil 23'de verilmiştir.



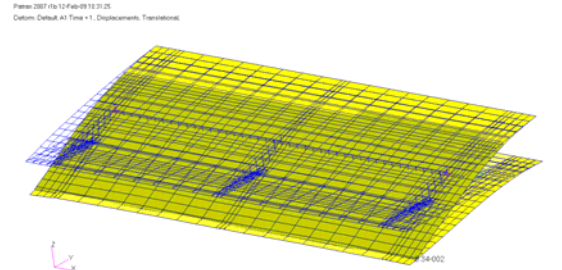
Şekil 23: Kontrol Kuvvetinin Uygulanma Yaklaşımı

Şekil 24 flap görevi görecek olan kanadın iç bölgesindeki kontrol yüzeyinin iç yapısını göstermektedir. Bu kontrol yüzeyinde firar kenarı kamaları bir kiriş ile birbirlerine bağlanmıştır.



Şekil 24: Kanadın İç Bölgesindeki Flap Kontrol Yüzeyinin İç Yapısı

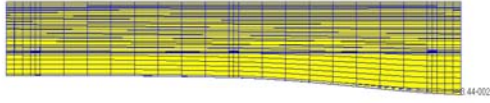
Flap kontrol yüzeyinin aşağıya doğru hareketi Şekil 25'de gösterilmektedir. Şekilden de görülebileceği gibi firar kenarı noktalarının eşdeğer yer değiştirmeye sahip oldukları bir hareket sağlanmaktadır.



Şekil 25: Kanadın İç Bölgesindeki Flap Kontrol Yüzeyinin Aşağı Hareketi

Kanatçık görevi görecek olan dış kontrol yüzeyinde, firar kenarı kamalarını birbirine bağlayan kiriş kullanılmamaktadır. Böylece dış kontrol yüzeyinde farklı kontrol kuvvetleri kullanarak burulma etkisi de oluşturulabilmektedir. Şekil 26 farklı kontrol kuvvetleri altında kontrol yüzeyinin hareketini ve burulma etkisini göstermektedir.

Paltan:2007 r1b 14-Mar-09 17:44:07
Deform: Default, All Time + 1, Displacements, Translational



Şekil 26: Kanadın Dış Bölgesindeki Kontrol
Yüzeyinin Burulma Hareketi

6. SONUÇ

Bu bildiri ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde sürdürülen, kanatları kambur ve burulma açısından şekil değiştirebilen, bir insansız hava aracının tasarım çalışmaları anlatılmıştır. İnsansız hava aracı imal edilip, yer ve uçuş testleri de yapılacaktır.

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.

7. KAYNAKÇA

1. Gilbert, W. W., "Mission Adaptive Wing System for Tactical Aircraft", *Journal of Aircraft*, Cilt 18, 1981, 597-602.
2. Perry, B. III, Cole, S. R., Miller, G. D., "Summary of an Active Flexible Wing Program", *Journal of Aircraft*, Cilt 32, 1995, 10-31.

3. Pendelton, E., Bessette, D., Field, P. B., Miller, G. D., Griffin K. E., "The Active Aeroelastic Wing (AAW) Flight Research Program", Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 39th SDM Conference, AIAA Paper 98-1972, 20-23 Nisan 1998, Long Beach, California, ABD.

4. Maclean, B. J., Carpenter, B. F., Draper, J. L., Mirsa, M. S., "A Shape Memory Actuated Compliant Control Surface", Proceedings of SPIE, 1993, 809-818.

5. Koconis, D. B., Kollar, L. P., Springer, G. S., "Shape Control of Composite Plates and Shells with Embedded Actuators. I. Voltages Specified", *Journal of Composite Materials*, Cilt 28, 1994, 415-58.

6. Gern, F.H., Inman, D.J., Kapania, R.K., "Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils", *AIAA Journal*, Cilt 40, Sayı 4, 2002, 628-637.

7. Amprikidis, M., Cooper, J.E., "Development of Smart Spars for Active Aeroelastic Structures", AIAA Paper 2003-1799.

8. Raymer, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006

9. Seber, G., Şahin, M., Özgen, S., Nalbantoğlu, V., Yaman, Y., "Göreve Uyumlu Kanat Tasarım ve Geliştirme Çalışmaları", SAVTEK 2008, 4. Savunma Teknolojileri Kongresi, C. 1, 609-616, 26-27 Haziran 2008, ODTÜ, Ankara, Türkiye

10. Seber, G., İnsuyu, E.T., Özgen, S., Şahin, M., Yaman, Y., "Değişken Kambura Sahip NACA4412 Kanat Kesitinin 2- Boyutlu Aerodinamik Analizi", 2. UHUK, II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Konferans CD: UHUK-2008-012, 15-17 Ekim 2008, İTÜ, İstanbul, Türkiye