

GÖREVE UYUMLU KANATLARA SAHİP BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ, UÇUŞ TESTLERİ VE YAPISAL GELİŞTİRİLMESİ

Levent ÜNLÜSOY*, Yavuz YAMAN*, Melin ŞAHİN*, Serkan ÖZGEN*, Güçlü SEBER*,
E. Tolga İNSUYU*, Evren SAKARYA*

(*) Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, 06531 ANKARA
ulunusoy@ae.metu.edu.tr, yaman@metu.edu.tr, melin@ae.metu.edu.tr, sozgen@ae.metu.edu.tr,
gseber@ae.metu.edu.tr, tinsuyu@ae.metu.edu.tr, esakarya@ae.metu.edu.tr

ÖZET

Bu bildiri ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde tasarımı, TUSAŞ tesislerinde de üretimi yapılan ve başarıyla ilk uçuşunu tamamlayan göreve uyumlu kanatlara sahip bir insansız hava aracının; ilk uçuş testleri sonuçları ve pilot talepleri doğrultusunda, göreve uyumlu kanatları üzerinde yapılan iyileştirme çalışmaları anlatılmaktadır. Kanadın taşıyıcı kısmında, bağlantı yöntemlerinde ve malzeme et kalınlıklarında değişiklikler yapılmış; böylece insansız hava aracının toplam kalkış ağırlığı aynı faydalı yük konfigürasyonu ile birlikte, 3 [kg] azaltılarak; 34 [kg] değerine düşürülmüştür. Bu çalışmanın amaçları göreve uyumlu kanatlara sahip insansız hava aracının kalkış ve uçuş performansını artırmanın yanı sıra, yakıt tasarrufu yönünden de yarar sağlamaktır.

Anahtar Sözcükler: İnsansız hava aracı, göreve uyumlu kanat, uçuş testi, tasarım yenileme

FLIGHT TESTING AND STRUCTURAL IMPROVEMENTS OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE HAVING MISSION ADAPTIVE WINGS

ABSTRACT

This study details the modifications made on the wings of an unmanned aerial vehicle having mission adaptive wings. The vehicle was designed in METU, Department of Aerospace Engineering, manufactured at TAI and successfully accomplished its first flight tests. The structural improvements were based on the results of the first flight test and pilot observations. The structural modifications were those conducted on the connectors and the modified material thicknesses of the load carrying members of the wings. These improvements resulted in a reduction in the take-off gross weight (TOGW) of the unmanned aerial vehicle by 3 [kg]. Hence the final TOGW was measured as 34 [kg] having the same original payload configuration. The aims of this study were to increase the take-off and flight performances of the unmanned aerial vehicle, and to decrease the fuel consumption rate of the vehicle as well.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, mission adaptive wing, flight testing, design updating

1. GİRİŞ

Günümüz hava araçlarında kalkış ve uçuş performansı, yakıt tüketiminin azaltılması ve kontrol edilebilirlik önemli etkenler olarak öne çıkmaktadır. Göreve uyumlu kanatların bu konularda bir çözüm olabileceği düşünülmektedir.

ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde Ekim 2007 tarihinden bu yana sürdürülmekte olan bir TÜBİTAK projesi kapsamında tasarımı yapılan [1-12] bir insansız hava aracı TUSAŞ tesislerinde üretilmiştir. Göreve uyumlu kanada ait yer titreşim testleri ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde yapıldıktan sonra

İnsansız hava aracı ilk uçuşunu 26 Mayıs 2010 tarihinde Sivrihisar Hava Meydanında başarıyla gerçekleştirilmiştir.

İlk uçuş testlerinde elde edilen sonuçlar ve pilot değerlendirmeleri sonucunda göreve uyumlu kanatların taşıyıcı kısmı üzerinde, kalkış ve uçuş performanslarını artırmaya ve yakıt tüketimini azaltmaya yönelik bir çalışma yapılmıştır.

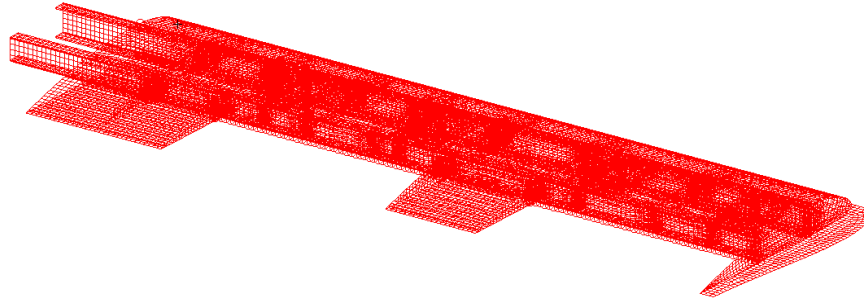
Bu çalışmada insansız hava aracının ilk uçuş testlerinin sonuçları anlatılacak; daha sonra kanatların taşıyıcı kısmı üzerinde yapılan geliştirme çalışmaları ve bunların etkileri belirtilecektir.

2. GÖREVE UYUMLU KANATLARA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI

Kanat taşıyıcı kısmının iskeleti iki farklı tür alüminyum malzemenin kullanımıyla

tamamlanmıştır. Taşıyıcı kısma ait ve ana ve arka kiriş olarak nitelendirilen kirişlerle beraber bağlantı parçalarında yüksek akma dayancına sahip alüminyum 7075-T651, sinirlerde ise alüminyum 2024-T3 malzeme kullanılmıştır. Taşıyıcı kısmın kabuğunda 7781 cam elyaf – Araldite LY5052 reçine – Aradur HY5052 sertleştirici karışımından oluşan kompozit malzeme kullanılmıştır. Kanatlar 1.5 [m] açıklığa ve 0.5 [m] vetere sahiptir.

Kanat taşıyıcı kısmı MSC®/PATRAN paket programı kullanılarak modellenmiş; MSC®/NASTRAN paket programı kullanılarak dinamik ve statik analizleri yapılmıştır. 18904 düğüm noktasında 85119 serbestlik derecesine sahip kanat taşıyıcı kısmının yapısal modeli Şekil 1’de verilmiştir.

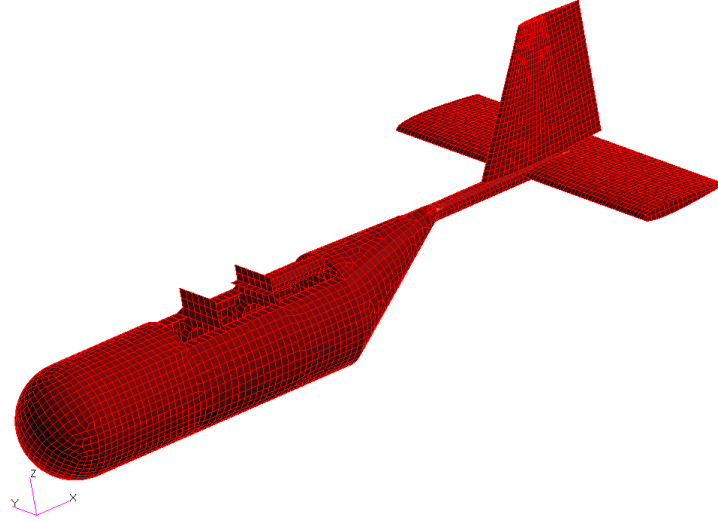


Şekil 1: İnsansız Hava Aracının Göreve Uyumlu Kanat Taşıyıcı Kısımının Yapısal Modeli

Göreve uyumlu kanatların kontrol yüzeyleri taşıyıcı kısımdaki sinirlerden destek alarak çalışan servo motorlar ile kontrol edilmektedir. Kontrol yüzeyleri alüminyum 2024-T3 malzeme kullanılarak üretilmiştir.

Kontrol yüzeylerinin uyarılmasında kullanılan servo motorlar eşit veya farklı güçlerde kullanılarak kambur ve burulma değişiklikleri yapılabilmektedir.

İnsansız hava aracının gövde iskeleti 7075-T651 malzeme, kabuğu da kanat taşıyıcı kısmında olduğu gibi kompozit malzeme kullanılarak tasarlanmıştır. Kuyrukta ise balsa ahşap, köpük ve kanat taşıyıcı kısmında kullanılan kompozit malzeme kullanılmıştır. Şekil 2’de gövdenin, yapısal modeli gösterilmiştir.



Şekil 2: İnsansız Hava Aracının Gövdesinin Yapısal Modeli

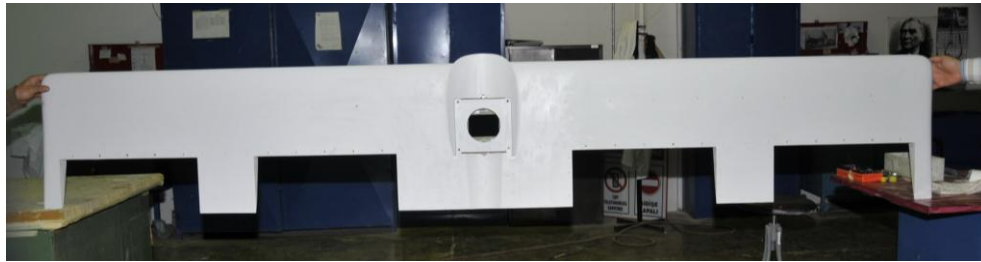
3. İNSANSIZ HAVA ARACININ ÜRETİMİ

Tasarımı ve analizleri tamamlanan göreve uyumlu kanatlara sahip insansız hava aracı TUSAŞ tesislerinde üretilmiştir.

Kanat taşıyıcı kısmında, kirişlerin üretiminde prefabrike C-kesitli kirişler kullanılmıştır. Sinirlerin 2-eksenli tezgahlarda alüminyum plakalardan kesilmiştir. Kirişler ve sinirler köşebent ve perçinlerle birleştirilmiştir. Kompozit kabuk balsa ağacından üretilen bir kalıp kullanılarak, ıslak serme yöntemiyle,

oda sıcaklığında üretilmiştir. Gövdedeki lonjeronlar prefabrike L-kesit kirişlerden üretilirken; çerçeveler kanat sinirlerinde olduğu gibi 2-eksenli tezgahta üretilmiştir. Gövdedeki lonjeron ve çerçevelerin bağlantısı yine köşebent ve perçinler ile sağlanmıştır. Gövde kabuğu üretilen kalıp üzerinde ıslak serme yöntemiyle üretilmiştir. Şekiller 3-5 üretim sürecine ait bazı fotoğrafları göstermektedir.

Göreve uyumlu kanatlara sahip insansız hava aracının ilk uçuş testleri öncesi, pistteki görünümü Şekil 6'da verilmiştir.



Şekil 3: Göreve Uyumlu Kanadın Taşıyıcı Kısmı



Şekil 4: İnsansız Hava Aracında Kullanılan Kanat-Gövde Bağlantısı



Şekil 5: İnsansız Hava Aracının İskeleti



Şekil 6: Göreve Uyumlu Kanatlara Sahip İnsansız Hava Aracı

4. İNSANSIZ HAVA ARACININ TAKSİ VE SİÇRAMA TESTLERİ

Üretimi tamamlanan insansız hava aracının uçuş testleri 17 Mart 2010 tarihinde TUSAŞ Akıncı tesislerinde başlamış ve ilk olarak yavaş ve hızlı taksi testleri gerçekleştirilmiştir. Taksi testleri sırasında hava aracının toplam ağırlığı, ağırlık merkezinin konumunu ayarlamak amacıyla kullanılan 5.7 [kg] balast ağırlıkla beraber 40.85 [kg] olarak ölçülmüştür. %30 ve %100 motor güçleri kullanılarak başarıyla tamamlanan yavaş ve hızlı taksi testlerinin bir fotoğrafı Şekil 7’de verilmiştir.



Şekil 7: 17 Mart 2010 Tarihinde TUSAŞ Akıncı Tesislerinde Gerçekleştirilen İlk Taksi Testi

Yavaş ve hızlı taksi testlerinde sağlanan başarının ardından sıçrama testine geçilmiştir. Ancak hava aracının motor gücü yetersiz kalmıştır. Pilot görüşleri göz önünde tutularak yapılan geliştirmeler sonrasında, hava aracının toplam ağırlığı 2.4 [kg] balast

ile birlikte 37.865 [kg] değerine düşürülmüştür. TUSAŞ Akıncı tesislerinde 5 Mayıs 2010 tarihinde tekrarlanan yavaş ve hızlı taksi testlerinin yine başarıyla sonuçlanmasının ardından sıçrama testi yapılmış ve insansız hava aracı rahatlıkla yerden teker kesmiştir. Sıçrama testi anının bir fotoğrafı Şekil 8’de gösterilmiştir.



Şekil 8: 5 Mayıs 2010 Tarihinde TUSAŞ Akıncı Tesislerinde Gerçekleştirilen Sıçrama Testi

5. İNSANSIZ HAVA ARACININ İLK UÇUŞ TESTLERİ

Sıçrama testinde pilot tarafından başarılı bulunan göreve uyumlu kanatlara sahip insansız hava aracı 26 Mayıs 2010 tarihinde Sivrihisar Hava Meydanı’nda ilk uçuş testlerinden geçirilmiştir. Uçuş testi, 5 [knot] büyüklüğünde yan rüzgara rağmen başarıyla tamamlanmıştır. Şekil 9’da ilk uçuş testlerine ait bir fotoğraf verilmiştir.



Şekil 9: 26 Mayıs 2010 Tarihinde Sivrihisar Hava Meydanında Gerçekleştirilen ilk Uçuş Testi; İnsansız Hava Aracının Kalkışı

Uçuş testi sonrasında pilot değerlendirmesi geliştirilen insansız hava aracının kontrol edilebilirlik açısından Cooper-Harper kıstaslarına göre seviye 1 (level 1)

kapsamında olduğunu göstermiştir. TAI uçuş test ekibi tarafınca hazırlanan uçuş raporu Şekiller 10-12’de verilmiştir.

TAI

FTSP-8-50-07

TUSAŞ - TÜRK HAVACILIK VE UZAY SANAYİ A.Ş.

GÜNLÜK UÇUŞ TEST RAPORU

UÇAK TİPİ:	İHA	KUYRUK NO:	—	PROJE:	ODTÜ Kanat Geliştirme			
TEST ADI:	İLK UÇUŞ			TEST NO:	3			
				TARİH:	26.05.2010			
PILOTLAR:	Ö.VURAL							
UÇUŞ EKİBİ:	E.KOCAADAM (UTM), E.C.KAYA (UTM), D.SARIKAYA (TEKN.), O.ÇELİK (TEKN.)							
BOŞ AĞIRLIK:	37.2 kg	HAVA DURUMU:	SICAKLIK	RÜZGAR	BASINÇ	GÖRÜŞ	BULUT	TRBLNS
YAKIT AĞIRLIĞI:	1.2 kg		27°C	5 Knot	-	AÇIK	-	-
MOTOR ÇALIŞTIRMA:	08:38	KALKIŞ:	10:55	İNİŞ:	10:57	MOTOR SUSTURMA:	10:57	
TAKİP UÇAĞI:	UÇAK TİPİ	KUYRUK NO	PILOTLAR	MOTOR ÇALIŞTIRMA	KALKIŞ	İNİŞ	MOTOR SUSTURMA	
	-	-	-	☺	☺	☺	☺	
KONFIGÜRASYON:	DIŞ	İÇ	YAZILIM	FTI	DİĞER			
	2/3 Flaplı	-	-	-	-			
UÇUŞ BİLGİLERİ:	MAKS İRTİFA	MAKS SÜRAT	MAKS G	ROTA	ÇALIŞMA BÖLGESİ			
	-	-	-	-	Sivrisihar Meydanı			
TEST ÖZETİ:								
PLANLANAN				GERÇEKLEŞEN				
1) Orta Hızda Taksi Testi 2) Uçuş Testi				1) Test başarıyla gerçekleştirildi. 2) Karşılaşılan aksaklıklara rağmen başarılı bir meydan turu ile uçuş testi istenilen şekilde tamamlandı.				
<p>- 08:27__ Uçağa yakıt koyuldu, pervane takıldı ve pist başı yapıldı.</p> <p>- 08:45__ Starter ile motor çalıştırıldı. Motor testi yapıldı.</p> <p>-08:50__ Uçak taksi yaptırılarak pist başına getirildi. Orta hızda taksi testi başarıyla gerçekleştirildi.</p> <p>-08:52__ Uçuş testinin başlaması için pist başı yapılırken kumanda vericisi ile uçak üzerindeki alıcı arasındaki iletişim kesintisi (link kaybı) sebebiyle motor durdu.</p> <p>-08:57__ Motor tekrar çalıştırıldı fakat motor askısı civatalarından birinin koptuğu belirlendi.</p> <p>-09:55__ Bağlantı civatasının yenisiyle değiştirilmesiyle uçak tekrar uçuşa hazır hale getirildi.</p> <p>-10:05__ Pist başı yapılırken tekrar link kaybı sebebiyle motor sustu. Çevrede yayın yapan sistemi etkileyebilecek vericiler kapatıldı fakat yerde yapılan denemeler ile uçağın verici ile yaptığı farklı açılarda linkin tekrar koptuğu tespit edildi.</p>								

Bu form tamamlandıktan sonra yukarıda başlığı ve numarası belirtilen doküman ile birlikte arşivlenecektir.

© TAI 2010. Bu doküman TAI'nin maldır. Hiç bir kısmı veya tamamı TAI'nin yazılı izni olmadan çoğaltılamaz veya yayımlanamaz. İçerdiği bilgilerin tamamı gizlidir. Her hakkı saklıdır.

Şekil 10: 26 Mayıs 2010 Uçuş Testi Raporu Sayfa 1



TUSAŞ - TÜRK HAVACILIK VE UZAY SANAYİİ A.Ş.
Entegre Uçak Sistemleri Grup Başkanlığı

- 10:40__ Uçak üzerindeki antenlerin yerinin değiştirilmesine karar verildi ve antenler iniş takımlarının üzerine sabitlendi.
- 10:52__ Motor rölantide uzun süre çalışmasından dolayı tekrar durdu. Motor tekrar çalıştırıldı ve pist başı yapıldı.
- 10:55__ Uçuş testine başlandı.
- Uçağın kalkış koşusu kararlı bir şekilde orta hattı koruyarak flaplar 2/3 açık şekilde gerçekleştirildi.
 - 5 knot çapraz rüzgar olması sebebiyle uçak daha uzun süre koşturularak hız kazanması beklendi.
 - Uçağın yükseliş komutuyla teker kesmesi sağlandı ve uçak kararlı bir şekilde yükseldi.
 - Uçağın kanatçık komutlarına istenilen tepkileri verdiği gözlemlendi. Kanatçıkların kontrol testi için her iki yöne yatış ve düzeltmeler yapıldı. Yeterli kontrolün sağlanıldığı gözlemlendi.
 - Tüm uçuş flaplar açık olarak gerçekleştirildi. Rüzgar altına gelindiğinde uçağın alçalma eğilimi yükseliş trimi ayarlanarak giderildi ve uçağın irtifasını koruması sağlandı. Uçağın düz uçuşu %90 itki ile gerçekleştirildi.
 - Rüzgar altından esas bacağa geçilirken 1 kere, esas bacak ve son yaklaşma da ise 2 kere link kaybı oldu ve bağlantı yeniden sağlandı.
 - Link kaybı nedeniyle 3 defa motorda güç kaybı yaşandı.
 - Motor güç kaybı olmasına rağmen uçak pist üzerinde tutulabildi ve yumuşak bir şekilde başarılı bir iniş gerçekleştirildi.
 - Uçakta fren sistemi bulunmaması sebebiyle uçağın iniş koşusu uzun sürdü. Link kaybı nedeniyle dümen kontrolü kaybedildi ve uçak durmak üzere iken pist dışına çıktı. Uçakta herhangi bir hasar oluşmadı.
- 10:57__ Uçuş testi başarıyla sonlandırıldı.

GÖRÜŞLER:

- Uçağın komutlara itaatinin başarılı olduğu gözlemlendi.
- Ağırlık merkezinin, kanat ve kuyruk açılarının uçuş için en uygun şekilde olduğu değerlendirildi.
- Bu konfigürasyon için maksimum uçuş ağırlığı 38.5 kg olarak belirlendi.

TAVSİYELER:

- Kanatçıkların yukarı ve aşağıya olan hareketlerinin eşitlenmesi. Bunun için servo kontrol mekanizmasının yenilenmesi ve kanatçık yüzeylerinin daha kolay bükülebilen yumuşak malzemeden yapılması.
- Link kaybını engellemek için uçağın daha gelişmiş bir kontrol sistemi ile uçurulması.
- Daha kısa pistlerde uçuşu ihtimaline karşı, kısa mesafede durabilmesi için uçağa kanca sisteminin takılması.

Bu form tanımlandıktan sonra yukarıda başlığı ve numarası belirtilen doküman ile birlikte arşivlenecektir.

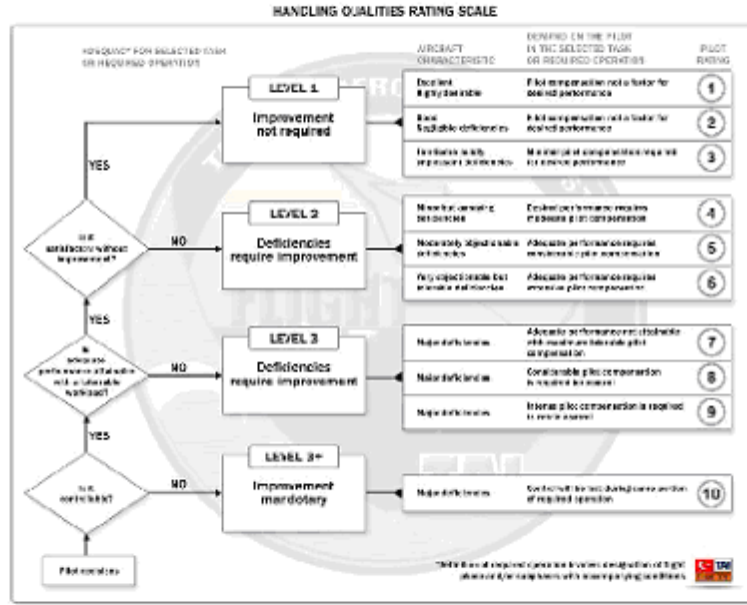
© TAI 2008. Bu doküman TAI'nin mülkiyetindedir. Hiç bir kısmı veya tamamı TAI'nin yazılı izni olmadan çoğaltılamaz veya yayımlanamaz. İçerdiği açıklanamaz. Her hakkı saklıdır.



TUSAŞ - TÜRK HAVACILIK VE UZAY SANAYİİ A.Ş.
Entegre Uçak Sistemleri Grup Başkanlığı

COOPER-HARPER DEĞERLENDİRMESİ:

Görev	Pilot Notu
Kalkış koşusunda orta hattın tutulması	3
Tırmanışın kararlı gerçekleştirilmesi	2
Düz uçuşun gerçekleştirilmesi	3
Süzülmenin kararlı gerçekleştirilmesi	2
İniş koşusunda orta hattın tutulması	4



HAZIRLAYAN: E.KOCAADAM, E.C.KAYA

Bu form tanımlandıktan sonra yukarıda başlığı ve numarası belirtilen doküman ile birlikte argülenecektir.
© TAI 2008. Bu doküman TAI'nin mülkiyetindedir. Hiç bir kısmı veya tamamı TAI'nin yazılı izni olmadan çoğaltılamaz veya yayımlanamaz. İçerdiği açıklanamaz. Her hakkı saklıdır.

Şekil 12: 26 Mayıs 2010 Uçuş Testi Raporu Sayfa 3

6. İNSANSIZ HAVA ARACININ GÖREVE UYUMLU KANATLARI ÜZERİNDE YAPILAN YENİLEME ÇALIŞMALARI

İlk uçuş testleri başarıyla tamamlanan, göreve uyumlu kanatlara sahip, insansız hava aracında uçuş test sonuçları ve pilot görüşleri doğrultusunda, toplam ağırlığın azaltılmasına ve servo motorların daha etkin kullanılmasına yönelik bir çalışma yapılmıştır. Bu çalışmada üzerinde durulan bölge kanadın taşıyıcı kısmı olmuştur.

Kanat kirişleri ilk uçuş testleri esnasında kullanılmış olan kanat için 2.54 [mm] olarak belirlenmiş ve bu doğrultuda üretilmiştir. Et kalınlığının 1.6 [mm] değerine indirilmesi neticesinde kanat başına yaklaşık 1 [kg] tasarruf sağlanmıştır. Servo motorlar kanat taşıyıcı kısmının iskeletinde bulunan sinirlerden destek alarak çalışmaktadır. Yaklaşık 30 [kg.cm] tork üretebilen bu

motorlar kalınlığı 1.25 [mm] olan sinirlerde çok küçük de olsa esnemeye sebep olmaktadır. Bu esnemenin önüne geçebilmek adına sinir et kalınlıkları 1.6 [mm] olarak değiştirilmiştir. Kiriş-sinir bağlantısında kullanılan köşebentler ve perçinler kanat başına yaklaşık 0.5 [kg] ek ağırlık getirmektedir. Bunu ortadan kaldırmak amacıyla kanat iç yapısında kullanılan malzeme alüminyum 6061-T3 olarak değiştirilmiş ve böylece bağlantıların kaynak yöntemiyle yapılabilmesine olanak sağlanmıştır.

Yapılan bu değişimlerin ardından kanat TUSAŞ tesislerinde tekrar üretilmiştir. Üretim yöntemlerinden bazılarında da değişiklik yapılmış ve kirişler et kalınlıkları azaldığı için 1.6 [mm] plaka malzemedan bükülerek üretilebilir duruma gelmiştir. Şekil 13'te yenilenen kirişlerin, sinirlerin ve bağlantı bölgelerinin de gösterildiği bir fotoğraf verilmiştir.



Şekil 13: Son Kanat Konfigurasyonunda Kaynaklama Yöntemiyle Birleştirilmiş Kiriş ve Sinirler

Üretim tamamlandıktan sonra göreve uyumlu kanatlara sahip insansız hava aracının kalkış ağırlığı, kullanılan 0.8 [kg] balast ağırlıkla birlikte, 34 [kg] olarak ölçülmüştür.

7. SONUÇ

Bu bildiriye, tasarımı ve üretim süreçlerinin ardından ilk uçuş testleri de başarıyla

tamamlanan; göreve uyumlu kanatlara sahip, bir insansız hava aracının kalkış ve uçuş performanslarıyla uçuş kontrol özelliklerinin iyileştirilmesine yönelik geliştirme çalışmaları anlatılmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda yaklaşık %8 daha hafif bir hava aracı elde edilmiştir. Başka bir deyişle yaklaşık 37 [kg] olan azami kalkış ağırlığı 34 [kg] değerine indirilmiştir.

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.

KAYNAKÇA

1. Seber G., Şahin M., Özgen S., Nalbantoğlu V., Yaman Y., 'Göreve Uyumlu Kanat Tasarım ve Geliştirme Çalışmaları', SAVTEK 2008, 4. Savunma Teknolojileri Kongresi, 26-27 Haziran 2008, ODTÜ, Ankara
2. 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, 15-17 Ekim 2008, İTÜ
3. Yaman Y., Özgen S., Şahin M., Seber G., Nalbantoğlu V., Sakarya E., İnsuyu E. T., Ünlüsoy L., Bayram G., Uludağ Y., Yılmaz A., 'ODTÜ'de Sürdürülen İnsansız Hava Aracı Çalışmaları', TMMOB Makina Mühendisleri Odası, V. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, Bildiriler Kitabı: 87-93, 22-23 Mayıs 2009, Eskişehir
4. Seber G., Sakarya E., İnsuyu E. T., Şahin M., Özgen S., Yaman Y., 'Evaluation of a Camber Morphing Concept Based on Controlled Flexibility', IFASD2009, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2009, 21-25 Haziran 2009, Seattle, Washington, ABD
5. Yaman Y., Özgen S., Şahin M., Seber G., Nalbantoğlu V., Sakarya E., İnsuyu E. T., Ünlüsoy L., 'Göreve Uyumlu Kanatlara Sahip Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı', UMTS 2009, 14. Ulusal Makine Teorisi Sempozyumu, 481-489, 2-4 Temmuz 2009, ODTÜ Kuzey Kıbrıs Kampüsü, Kuzey Kıbrıs Türk Cumhuriyeti
6. Seber G., Sakarya E., İnsuyu E. T., Özgen S., Şahin M., Yaman Y., 'Structural Modeling and Flutter Analysis of Adaptive Camber Wings', AIAC2009, 5. Ankara

- International Aerospace Conference, 17-19 Ağustos 2009, ODTÜ, Ankara
7. Ünlüsoy L., Structural Design and Analysis of the Mission Adaptive Wings of an Unmanned Aerial Vehicle, MSc. Thesis, METU, Institute of Natural and Applied Sciences, 2010
8. Sakarya E., Structural Design and Evaluation of an Adaptive Camber Wing, Msc. Thesis, METU, , Institute of Natural and Applied Sciences 2010
9. İnsuyu E. T., Aero-structural Design and Analysis of An Unmanned Aerial Vehicle and Its Mission Adaptive Wing, Msc. Thesis, METU, , Institute of Natural and Applied Sciences 2010
10. Şahin M., Sakarya E., Ünlüsoy L., İnsuyu E. T., Seber G., Özgen S., Yaman Y., 'Design, Analysis and Experimental Modal Testing of a Mission Adaptive Wing of an Unmanned Aerial Vehicle', UVW2010, International Unmanned Vehicle Workshop, Paper ID: 10, 10-12 Haziran 2010, HHO, İstanbul
11. Şahin M., Ünlüsoy L., Sakarya E., İnsuyu E. T., Seber G., Özgen S., Yaman Y., 'Göreve Uyumlu Bir İnsansız Hava Aracının Kanadının Yapısal Modellenmesi ve Deneysel Doğrulanması', SAVTEK 2010, 5. Savunma Teknolojileri Kongresi, C. 1, 663-670, 23-25 Haziran 2010, ODTÜ, Ankara
12. Şahin M., İnsuyu E. T., Sakarya E., Ünlüsoy L. Seber G., Özgen S., Yaman Y., 'Göreve Uyumlu Kanatları Olan Bir İnsansız Hava Aracının Gövdesinin Yapısal Tasarımı ve Analizi', SAVTEK 2010, 5. Savunma Teknolojileri Kongresi, C. 1, 671-678, 23-25 Haziran 2010, ODTÜ, Ankara