



Taktik insansız hava aracı tasarımı ve üretimi

Program Kodu: 1001

Proje No: 108M104

Proje Yürütücüsü:
Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu

Araştırmacı(lar):

Prof. Dr. Altan Kayran (Rapor dönemleri:1-6)

Yrd.Doç.Dr.Güçlü Seber (Rapor dönemleri:1-4)

Bursiyer(ler):

Sedat Özöztürk (Rapor dönemleri 1-5)

Özge Başkan (Rapor dönemleri 1-2)

Özgür Demir (Rapor dönemleri 1-2)

Mete Buzkıran (Rapor dönemleri 3-4)

Mehmet Can Oran (Rapor dönemleri 4)

Alpay Demircan (Rapor dönemleri 6)

Meltem Çiftçi (Rapor dönemleri 4)

Eylül 2014
ANKARA

ÖNSÖZ

Proje kapsamında taktik bir insansız hava aracı tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Hava aracı bütünü ile kompozit malzemedен üretilmiştir. Hava aracı üretimi için gerekli olan bütün kalıplar da proje kapsamında Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü prototip atelyesinde üretilmiş ve proje sayesinde çok önemli bir üretim kabiliyeti sağlanmıştır. Hava aracının bütün mekanik ve elektromekanik sistem entegrasyonu başarı ile tamamlanmıştır. Hava aracına takılı bir kamera ve verici sistemi vasıtası ile gerçek zamanlı görüntü aktarımı yer testleri sırasında sağlanmıştır. Yer testleri başarı ile gerçekleştirilmiş ve hava aracı tasarımında iyileştirmesi gereken noktalar saptanmıştır. Bir sonraki adımda belirlenen tasarım iyileştirmeleri yapıldıktan sonra uçuş denemelerine geçilecektir.

İÇİNDEKİLER

1. GİRİŞ	1
2- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – KAVRAMSAL TASARIM, KARARLILIK KONTROL ANALİZ ÇALIŞMALARI	3
2.1 Kavramsal Tasarım Hesaplamalarının Genel Özeti	3
2.1.1 Başlangıç Tasarım Gereksinimleri	4
2.1.2 Güç gereksinimi ve motor seçimi	5
2.2 Taktik İnsansız Hava Aracı - Kararlılık ve Kontrol Analiz Çalışmaları Genel Özeti	6
2.2.1 Nötr Noktanın Hesaplanması	7
2.2.2 İniş takımlarının pozisyonlarının belirlenmesi	17
2.2.3 Yunuslama direncinin hesaplanması	18
2.2.4 Kanat veter çizgisi ile gövde merkez eksenini arasındaki açının hesaplanması	21
2.2.5 Kanat veter çizgisi ile yatay kuyruk veter çizgisi arasındaki açının hesaplanması	22
2.2.6 Elevatör etkinliği	24
2.2.7 Elevatör sapmasından kaynaklanan yunuslama momenti ve toplam yunuslama momenti	27
2.2.8 Elevatör kontrol menteşe momenti	30
3- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – HESAPLAMALI AERODİNAMİK ANALİZ ÇALIŞMALARI	35
3.1 Hava aracı ve kanat için Navier-Stokes ve Euler çözümü ile elde edilen yüklerin kıyaslanması	36
4- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – YAPISAL ANALİZ ÇALIŞMALARI	43
4.1 Sonlu elemanlar modeline esas olan kanat yapısal tasarımının detaylı açıklanması	43
4.2 Taktik insansız hava aracında kullanılan malzemeler ve özellikleri	51
4.3 3.8g ve dalma hızı durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri	52
4.4 3.8g ve perdövites hız durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri	69
4.5 Ön ve arka iniş takımının yere vurma benzetimleri	77

5- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – AEROELASTİK KARARLILIK ANALİZ ÇALIŞMALARI	85
6. ALTINCI DÖNEM ve EK DÖNEM İÇİNDE PROJE İLE İLGİLİ GERÇEKLEŞTİRİLEN BİLİMSEL VE TEKNİK GELİŞMELER – YAPISAL ve ELEKTROMEKANİK BÜTÜNLEŞTİRME ÇALIŞMALARI, GÖRÜNTÜ AKTARIM SİSTEMİ TANITIMI VE GÖRÜNTÜ AKTARIMI GÖSTERİMİ	91
6.1 Altıncı dönemde gerçekleştirilen çalışmalar	91
6.2 Tübitak tarafından onaylanan birinci uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalar	93
7- İKİNCİ UZATMA DÖNEMİNDE GERÇEKLEŞTİRİLEN ÇALIŞMALAR VE PROJENİN SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ	
7.1 Giriş	
7.2 İkinci uzatma döneminde yapılan çalışmalar ve karşılaşılan güçlükler	

EKLER

EK A- BÜTÜNLEŞİK GÜÇLENDİRİCİ / KABUK KOMPOZİT YAPISAL SİSTEM ÜRETİM ÇALIŞMALARI	
EK B- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – MOTOR TEST DÜZENEĞİ VE MOTOR TESTLERİ	
EK C- YAPISAL ve ELEKTROMEKANİK BÜTÜNLEŞTİRME ÇALIŞMALARI ve GÖRÜNTÜ AKTARIM SİSTEMİ TANITIMI VE GÖRÜNTÜ AKTARIMI GÖSTERİMİ	
EK D- YER TESTLERİ	
EK E- HAFİFLETME ÇALIŞMALARI KAPSAMINDA HAZIRLANAN ÜRETİM DOKÜMANI	
EK F- ELDE EDİLEN KAZANIMLAR	
EK G- TÜBİTAK PROJE ÖZET BİLGİ FORMU	

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1. Başlangıç Görev Parametreleri	4
Tablo 2.2. Başlangıç Geometrik Parametreleri	4
Tablo 2.3. Kritik tasarım parametreleri	5
Tablo 2.4 Güncellenmiş kritik tasarım parametreleri	7
Tablo 2.5 Elevatör kontrol menteşe moment katsayısının hücum açısı ile değişimi	33
Tablo 3.1 3.8 g durumu için Navier Stokes ve Euler çözümleri ile elde edilen toplam (yarım hava aracı) kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetleri	41
Tablo 3.2 3.8g ve dalma hızı durumunda bütün uçak için hesaplamalı aerodinamik analiz sonuçları	41
Tablo 3.3 Perdövites hızı ve 3.8 g durumu için interpolasyon sonrası alt yapı elemanlarındaki kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti değerleri	42
Tablo 4.1 Kanat iç yapısı- renk kodları ve karşılık gelen malzeme grupları	44
Tablo 4.2 Kanat sinirlerinin sandviç iç yapısı	46
Tablo 4.3 Hava aracı tasarımında kullanılan izotropik malzemelerin mekanik özellikleri	51
Tablo 4.4 Hava aracı tasarımında kullanılan kompozit malzemelerin mekanik özellikleri	52
Tablo 4.5 Kanat sinirlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	59
Tablo 4.6 Kanat kiriş şeritlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	61
Tablo 4.7 Kanat kiriş üst flanşları katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	62
Tablo 4.8 Kanat üst kabuğu katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	63
Tablo 4.9 Kanat kirişi alt flanşlar-1 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	64
Tablo 4.10 Kanat kirişi alt flanşlar-2 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	65
Tablo 4.11 Kanat alt kabuk katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü	66

Tablo 4.12 Kanat sinirlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	70
Tablo 4.13 Kanat kiriş şeritlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	71
Tablo 4.14 Kanat kiriş üst flanşları katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	72
Tablo 4.15 Kanat üst kabuğu katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	72
Tablo 4.16 Kanat kirişi alt flanşlar-1 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	73
Tablo 4.17 Kanat kirişi alt flanşlar-2 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	74
Tablo 4.18 Kanat alt kabuk katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları	75
Tablo 5.1 Aeroelastik kararlılık analiz sonuçlarının kıyaslanması	88

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Hava aracının kaldırma kuvveti katsayısını hücum açısı ile olan değişimi	19
Şekil 2.2 Yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi	24
Şekil 2.3 Toplam yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi (Ağırlık merkezi en önde)	28
Şekil 2.4 Toplam yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi (Ağırlık merkezi en arkada)	29
Şekil 2.5 Toplam kaldırma kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi	30
Şekil 3.1 Euler ve Navier-Stokes HA çözümlerinin karşılaştırıldığı kesitler	36
Şekil 3.2 Kesit AA'da <u>dalma hızı</u> durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, 0 m: Kanat kökü, -2.25 m: Kanat ucu	37
Şekil 3.3 Kesit AA'da <u>perdövites</u> durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, 0 m: Kanat kökü, -2.25 m: Kanat ucu	37
Şekil 3.4 Kesit BB'de dalma hızı durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın	38

alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı	
Şekil 3.5 Kesit BB'de perdövites durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı	39
Şekil 3.6 Kesit CC'de dalma hızı durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı	39
Şekil 3.7 Kesit CC'de perdövites durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı	40
Şekil 4.1 Taktik insansız hava aracı kanat iç yapısı CATIA modeli	44
Şekil 4.2 Taktik insansız hava aracı kanadının ön ve arka giriş yapısı	45
Şekil 4.3 Taktik insansız hava aracı kanadının ön giriş ve çevresinde kullanılan malzemeler	46
Şekil 4.4 Kanat kuyruk bağlantı bölgesindeki bağlantı noktalarının sonlu elemanlar modeli	48
Şekil 4.5 Kanat kuyruk bağlantı bölgesindeki bağlantı noktalarının iç yapısı	48
Şekil 4.6 Kanat yapısal analizleri sırasında kanat üzerinde uygulanan sınır şartları	49
Şekil 4.7 Yatay kuyruk üzerinde uygulanan sınır şartları	50
Şekil 4.8 Dalma hızı durumunda kanat-gövde-kuyruk birleşimi üzerindeki statik basınç dağılımını (Pa)	53
Şekil 4.9 Perdövites hızı durumunda kanat-gövde-kuyruk birleşimi üzerindeki statik basınç dağılımını (Pa)	53
Şekil 4.10 Yapısal analizlerde kullanılan sonlu elemanlar modeli	54
Şekil 4.11 Maksimum gerilme ve Tsai-Wu hasar ölçütleri	57
Şekil 4.12 0.43 derece hücum açısı, 3.8 g ve dalma hızı durumundaki yer değiştirme şekilleri	58
Şekil 4.13 Giriş şeritleri üzerindeki 1. katmandaki Von-Misses gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)	60
Şekil 4.14 Giriş üst kabuğu üzerindeki 1. katmandaki Von-Misses gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)	63

Şekil 4.15 Kanat alt kabuğu en dış 5. katmandaki Von-Mises gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)	66
Şekil 4.16 Kanat ön kiriş kökü blok gürgen üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)	67
Şekil 4.17 Kanat arka kiriş kökü blok alüminyum üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)	68
Şekil 4.18 İniş takımlarının yapısal analizinde kullanılan hava aracı modeli	77
Şekil 4.19 Ana iniş takımı sonlu elemanlar modeli	78
Şekil 4.20 Ön iniş takımı sonlu elemanlar modeli	79
Şekil 4.21 Ana iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlleme oranı=0; $t=0.03$ sn	80
Şekil 4.22 Ana iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlleme oranı=0.3; $t=0.03$ sn	80
Şekil 4.23 Şekil 4.21 ve Şekil 4.22'deki işaretli noktadaki Von-Misses gerilme dağılımının zamana göre değişimi	81
Şekil 4.24 Ön iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlleme oranı=0.3.; $t=0.07$ sn	82
Şekil 4.25 Ön iniş takımı alt parçası üzerindeki kritik noktada alınan Von-Misses gerilme-zaman eğrileri	82
Şekil 4.26 Ön iniş takımı üst parçası üzerindeki kritik noktada alınan Von-Misses gerilme-zaman eğrileri	83
Şekil 5.1 Bütün hava aracının yapısal sonlu elemanlar modeli	86
Şekil 5.2 Gövde aerodinamik modelinde kullanılan dar gövde ve girişim elemanları	87
Şekil 5.3 Gövdenin yapısal ve aerodinamik modelinde aerodinamik-yapısal bağ oluşturan “kiriş ağ” düğüm noktaları [5.0, 5.5]	87
Şekil 5.4 Bütün hava aracının 1.-6. modları için sönümlleme oranı/frekans hız değişim grafikleri	88
Şekil 5.5 Bütün hava aracının 7.-12. modları için sönümlleme oranı/frekans hız değişim grafikleri	89
Şekil 5.6 Bütün hava aracı modeli için kritik çarpınma modu	95
Şekil 6.1 Hava aracı üzerindeki gövde bölmeleri ve kesikleri	95
Şekil 6.2 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/ön görüntü	96
Şekil 6.3 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/arka görüntü	96

Şekil 6.4 Hava aracının yatay kuyruk düzlemine yerleştirilen kamera ve verici anteni	98
Şekil 6.5 Hava aracının yatay kuyruk düzlemine yerleştirilen kameradan alınan gerçek zamanlı video görüntüsü	98
Şekil 7.1 İkinci uzatma döneminde CES firması tarafından üretilen hafifletilmiş insansız hava aracı	103
Şekil 7.2 ODTÜ'de üretilen ve yer testleri yapılan hava aracı (solda), CES firmasında üretilen hafifletilmiş hava aracı (sağda)	103
Şekil 7.3 Güventürk mini insansız hava aracı	108
Şekil 7.4 Güventürk mini insansız hava aracının kalkışı – elle fırlatılarak	108
Şekil 7.5 Güventürk mini insansız hava aracının uçuşu -1	108
Şekil 7.6 Güventürk mini insansız hava aracının uçuşu -2	109
Şekil 7.6 Güventürk üzerinde takılı görüntü aktarma sistemi ile Mardin'de gerçekleştirilen uçuşlardan yer bilgisayarına aktarılan görüntü örnekleri	109

1. GİRİŞ

Proje kapsamında dönem raporları çok detaylı yazıldığı için revize edilmiş sonuç raporu dönem raporlarına atıfta bulunarak yazılmıştır. Proje kapsamında taktik bir insansız hava aracı başarı ile üretilip elektromekanik sistem entegrasyonu tamamlanmış ve 6-7 Ağustos tarihleri arasında Eskişehir Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu pistinde taksi testleri yapılmıştır. Hava ve pistteki eğitim uçuşu durumlarının elvermemesi nedeni ile uçuş gerçekleştirilememiştir. Hava aracının rahat bir şekilde uçmasını sağlayacak olan eksiklikleri de yüksek hızlı taksi testleri sırasında belirlenmiştir ve yapılmasında fayda olacak tasarım iyileştirmelerine karar verilmiştir. Kesin rapor kapsamında projenin son dönemi olan 6. ve uzatma dönemlerinde gerçekleştirilen çalışmalar 6. kısımda özetlenmiştir. Bu iki dönem hava aracını bütünleştirme çalışmalarının yapıldığı dönemler olduğu için kesin raporda da detaylı bir şekilde ele alınmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir.

Bu raporda şu kısımlar bulunmaktadır. İkinci kısımda hava aracının kavramsal tasarım ve kararlılık ve kontrol analiz çalışmaları ile ilgili öz bilgi vermektedir. Bu çalışmalar çok detaylı olarak birinci ve ikinci dönem raporlarında sunulmuştur. Bu nedenle kesin raporda projenin ilk safhalarında gerçekleştirilen çalışmalar ile ilgili öz bilgi verilmiştir.

Üçüncü kısım yapısal analizlerde kullanılan aerodinamik yüklerin çıkarılması ile ilgili çalışmaları özetlemektedir. Bu kısımda kısaca özet olarak sunulan bilgiler özellikle birinci, ikinci ve üçüncü dönem raporlarında çok detaylı olarak sunulmuştu.

Dördüncü kısım çok kısa olarak yapısal analiz çalışmalarını özetlemektedir. Yapısal analiz çalışmaları çok detaylı olarak birinci, ikinci, üçüncü, dördüncü ve beşinci dönem raporlarında sunulmuştu. Bu nedenle kesin raporun dördüncü kısmında detaylara girilmemiştir.

Beşinci kısım hava aracının aeroelastik kararlılık analiz çalışmalarını özetlemektedir. Aeroelastik analiz çalışmaları 52. AIAA toplantısında çok uzun bir bildiri ile sunulmuştur. Bu nedenle, beşinci kısımda ana olarak bu çalışmaya atıfta bulunulmuştur.

Altıncı kısımda hava aracının yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları özetlenmiştir. Bu kısımda tamamlanmış yapısal bütünleştirme çalışmaları anlatıldığı için hava aracının kompozit üretim adımları ayrıca özetlenmemiştir. Hava aracının üretim çalışmaları bütün dönem raporlarında çok detaylı bir şekilde sunulmuştur. Bu kısımda aynı zamanda hava aracının faydalı yük sistemini oluşturan kamera ve görüntü aktarma sistemi ile ilgili

bilgiler ve yer test çalışmaları ile ilgili özet bilgide verilmiştir. Altıncı kısımda aynı zamanda uzatma süresi içinde gerçekleştirilen çalışmalar sunulmuştur. Uzatma süresinde yapılan çalışmalar neticesinde hava aracının bütün sistem entegrasyon çalışmaları son ermiş ve hava aracı uçuşa hazır hale getirilmiştir. Yer testleri çalışmalarında altıncı kısımda sunulmuştur. Altıncı kısımda Ek-C'ye atıfta bulunularak yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmalarının detayları Ek-C'de verilmiştir. Ayrıca, bu kısımda Ek-D'ye atıfta bulunularak yer testleri ve uçuş hazırlıkları detaylı bir şekilde Ek-D'de açıklanmıştır.

Yedinci kısımda ikinci uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalar verilmiş ve proje sonuçlarının değerlendirilmesi yapılmıştır. Revize sonuç raporunda proje ile ilgili ana değerlendirme bu kısımda yapılmıştır. Bu kısımda Ek-E'ye atıfta bulunulmuş ve ikinci uzatma döneminde hafifletme çalışmaları kapsamında hazırlanan hava aracı üretim dokümanı Ek-E'de verilmiştir.

Sonuç raporunun pdf formatındaki büyüklüğünün 3MB'ın altında olması gerektiğinden özellikle resim yoğun kısımlar için ayrı ekler hazırlanmıştır. Projenin ekleri aşağıda verilmiştir.

Ek-A'da bütünleşik güçlendirici / kabuk kompozit yapısal sistem üretilmesi çalışmaları kısaca özetlenmiştir.

Ek-B'de kısımda motor test düzeneği ve motor testleri öz olarak sunulmuştur.

Ek-C'de yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları sunulmuştur.

Ek-D'de yer testleri ve uçuş hazırlıkları detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Ek-E'de ikinci uzatma döneminde hafifletme çalışmaları kapsamında hazırlanan hava aracı üretim dokümanı sunulmuştur.

Ek-F'de proje ile elde edilen önemli kazanımlar ve sonuçlar maddeler halinde verilmiştir.

Ek-G'de proje özet bilgi formu verilmiştir.

Proje dönem raporları ve kesin rapor çok detaylı hazırlandığı için kaynaklar her kısım için ayrı ayrı olarak ilgili kısmın sonunda verilmiştir. Kaynak numaralandırması da [x.y] şeklinde yapılmıştır. Bu numaralandırmada "x" ilgili kısım numarasını "y" ise kaynak numarasını göstermektedir. Bu şekilde, raporda bir kısım okunurken o kısımda hangi kaynakların kullanıldığını öğrenmek için proje raporunun sonuna gitmek yerine ilgili kısmın sonuna giderek o kısma özel kaynaklara ulaşılabilir. Bu nedenle, kesin raporun sonunda genel bir kaynak sıralaması verilmemiştir.

2- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – KAVRAMSAL TASARIM , KARARLILIK KONTROL ANALİZ ÇALIŞMALARI

Bu kısımda 1. ve 2. proje dönem raporlarında çok detaylı olarak verilmiş kavramsal tasarım ve kararlılık kontrol analiz sonuçlarının bir özeti verilecektir. Önemli sonuçlar vurgulanacaktır. Daha detaylı hesaplamalar 1. ve 2. proje dönem raporlarında verilmiştir.

2.1 Kavramsal Tasarım Hesaplamalarının Genel Özeti

Taktik insansız hava aracı ön tasarım sürecinde hava aracının konfigürasyonunun belirlenmesini etkileyen en önemli faktör hava aracı gövdesinde taşınması planlanan faydalı yük olmuştur. Faydalı yükün hareketli bir mekanizmaya sahip (gimbal mekanizması) ve gövde dışına sarkacak şekilde konumlanabilecek bir konfigürasyona sahip olması doğal olarak hava aracının ön gövdesinde büyük bir hacmin faydalı yüke ayrılması zorunluluğunu doğurmuştur. Faydalı yük ile beraber ön iniş takımı gövde içi mekanik aksamının da ön gövde de yer alacağı düşünüldüğünde motorun gövde önüne konulması ve çekici düzenleme (tractor configuration) olasılığı son derece azalmıştır. Ön tasarım sürecinde bu konu iyice değerlendirilmiş ve daha sonra motorun öne konulması ve çekme kuvvetine dayalı bir hava aracı itki sisteminin kullanılması alternatifini ortadan kaldırmıştır. Bu seçim doğal olarak motor tahrik sisteminin gövde arkasına konulmasını ve itme kuvvetine dayalı bir tahrik gücü (pusher configuration) kullanılması seçeneğinin benimsenmesine yol açmıştır.

Alternatif olarak her iki kanatta senkronize bir şekilde çalışacak iki ayrı motor seçeneği de değerlendirilmiş ancak bu alternatifte itki sistemi entegrasyonunun daha karmaşık hale gelecek olması nedeni ile değerlendirilmemiştir.

Sonuç olarak gövde arkasından itme gücüne dayalı (pusher configuration) bir itki sistemi üzerinde karar kılınmıştır. Motorun gövde arkasına yerleştirilecek olması durumunda ise kuyruk sistemi gövde bağlantısının kanatlar vasıtası ile yapılması gündeme gelmiştir. Motor gövde arkasında olacağı için gövde kuyruk bölgesine doğru uzayamayacak, bu nedenle de kuyruk sisteminin hava aracı gövdesine olan bağlantısı kuyruk-kanat arasına konulacak kirişler vasıtası ile yapılacaktır. Bu değerlendirme ışığında yatay/dikey kuyruk sisteminin çift kiriş vasıtası ile sağ ve sol kanada bağlanmasına karar verilmiştir.

2.1.1 Başlangıç Tasarım Gereksinimleri

Proje kapsamında üretmeği istediğimiz taktik insansız hava aracının tasarımına Tablo 2.1'de verilen başlangıç görev parametreleri kullanılarak başlanmıştır. Bu parametreler kavramsal tasarıma zemin oluşturmak amacıyla piyasadaki mevcut taktik ihaların incelenmesi sonucunda oluşturulmuş olup çok katı ve bağlayıcı nitelikleri yoktur. Projenin ilerleyen aşamalarında yapılan değişiklikler sonucunda bu parametreler, üretimi yapılacak son tasarımın parametrelerini oluşturacaktır.

Tablo 2.1. Başlangıç Görev Parametreleri

Azami Kalkış Ağırlığı	120 kg
Azami Faydalı Yük Ağırlığı	20 kg
Azami Uçuş Süresi	5 saat
Menzil	600 km
Uçuş Tavanı	3000 m
Perdövites Hızı	65 km/h
Seyir Hızı	130 km/h
Azami Hız	200 km/h

Bu parametreler dışında hava aracının boyutlandırılmasında Tablo 2.2'deki başlangıç geometrik parametreleri kullanılmıştır.

Tablo 2.2 Başlangıç Geometrik Parametreleri

b (kanat açıklığı)	4m
c (kanat kord uzunluğu)	0.5m
S_{ref} (kanat alanı)	$2m^2$
AR (kanadın en-boy oranı)	8
S_{wet}/S_{ref} (hava aracı yüzey alanının kanat alanına oranı)	4

Birinci dönem raporunda detaylı bir şekilde açıklanmış olan kavramsal tasarım neticesinde belirlenen kritik parametreler Tablo 2.3'de özetlenmiştir.

Tablo 2.3 Kritik tasarım parametreleri

Toplam Ağırlık	110 kg
Faydalı Yük Ağırlığı	20 kg
Yakıt Ağırlığı	17 kg
Kanat Profili	NACA63412
Kanat Alanı	1.85m ²
Kanat En-Boy Oranı (AR)	8
Kuyruk Profili	NACA0009
Yatay Kuyruk Alanı	0.2m ²
Yatay Kuyruk En-Boy Oranı (AR)	4
Dikey Kuyruk Alanı	0.065m ²
Dikey Kuyruk En-Boy Oranı (AR)	1.2

Taktik insansız hava aracının tasarım sürecinde “USAR Working Group 2005. UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR) Version 3” standardı kullanılmıştır.

2.1.2 Güç gereksinimi ve motor seçimi

Kavramsal tasarımın en kritik adımlarından birisi de güç gereksinimi ve motor seçimidir. Birinci dönem raporunda detaylı bir şekilde özetlenmiş olmasına rağmen kesinde raporda tekrar özetlenmiştir.

Farklı uçuş şartları göz önünde bulundurulduğunda ve azami hız 200km/s olarak belirlendiğinde güç gereksinimi 10 bg seviyesindedir. 240km/s azami hıza çıkılması için gereken güç ise $P_R=18.990$ bg olarak belirlenmiştir. Ancak yapılan piyasa araştırmasında belirlenen aralıkta hafif, verimli ve güvenilir bir motor bulunamamıştır. Çift pistonlu ve çift karbüratörlü oluşuyla motorun bir silindirinin herhangi bir nedenle devre dışı kaldığı durumlarda uçuşu güvenilir şekilde devam ettirip sağlıklı bir iniş gerçekleştirebilmesi, rakiplerine göre hafif ve verimli oluşu Limbach marka L275 modelin tercih edilmesinde önemli bir faktör olmuştur. (Silindirlerin ayrı ayrı karbüratörlerle besleniyor olması her silindirin çalışmasını diğerinden bağımsız kılmaktadır. Böylece tek bir motor sanki çift motormuş gibi davranmaktadır) Bu motorun 21 beygir oluşu, dolayısıyla normal uçuş gereksinimlerinin üzerinde güç üretmesi özellikle uçuş testleri sırasında karşılaşılabilecek sorunlarda çok faydalı bir koz olacaktır. Fazladan sahip olunan bu güç çıkılabilecek azami yüksekliği ve azami hızı da olumlu yönde etkileyecektir. Uçuş testleri sonrasında tasarımın geliştirilmesi sırasında daha düşük güçlü alternatif motorlar tekrar dikkate alınacaktır.

Belirtilen özelliklerinden dolayı seçilen motor çift zamanlı, çift pistonlu Limbach L275 motorudur. Bu motor deniz seviyesinde 7000 devirde 21 beygir güç üretmekte ve 8kg kuru ağırlığa sahiptir.

Motor konfigürasyonun itme ve çekme olmak üzere iki farklı seçeneği bulunmaktadır. İki seçeneğin de kendine has avantajları ve dezavantajları vardır. Ancak iten konfigürasyonu seçmemizdeki başlıca etken hava aracının burun kısmını faydalı yük yerleştirilmek üzere boş bırakmak olmuştur. Gerekli güç çok yüksek olmadığından iki kanada yerleştirilecek iki motorlu bir konfigürasyon da çok verimli olmayacaktır. Bu yüzden bu tasarımda iten bir konfigürasyon tercih edilmiştir. Bu seçimin beraberinde getirdiği en büyük problem ise motorun soğutulma problemi olacaktır. Gövdenin arkasında kalan motor soğutma amaçlı sağlıklı bir hava akışı alamayacağından bu problemin çözülmesi için soğutma kanalları veya hava yönlendirici bir düzenek uygulanacaktır.

Diğer yandan motorun gövdenin arkasına yerleştirilecek olması, ağırlık merkezini önemli derecede etkileyecektir. Normal bir insanlı hava aracındaki gibi gövdenin ön bölgesinde pilot kabini bulunmayacağından motorun ağırlığını dengelemek problemli olabilecektir. Bu problemin üstesinden gelebilmek için büyük bir kuyruk alanı ve kuyruk için uzun bir moment kolu gerekmektedir. Gövdeye fazla ağırlık katmadan bunu gerçekleştirebilmek için de boru tipi kuyruk-kanat (gövde) bağlantısı tercih edilmiştir.

2.2 Taktik İnsansız Hava Aracı - Kararlılık ve Kontrol Analiz Çalışmaları Genel Özeti

Kararlılık ve kontrol analiz hesaplamaları hava aracının boyutlandırması açısından çok kritik olduğundan kesin raporda kararlılık ve kontrol analiz çalışmaları tekrar sunulmuştur. Kararlılık ve kontrol analiz hesaplamaları detaylı olarak 2. proje dönem raporunda verilmişti. Kararlılık ve kontrol analizlerine geçmeden hava aracının kritik tasarım parametrelerinde yapılan ufak değişiklikler neticesinde ortaya çıkan güncellenmiş kritik tasarım parametreleri Tablo 2.4'de özetlenmiştir. Birinci dönem raporundaki parametrelere göre değişen parametrelerin kavramsal tasarım ve performans analizlerine olan etkisi fazla değildir. Ancak güncel değerler ile bu hesaplamalar yeniden yapılmıştır. Ancak burada hatırlatılması gereken nokta uçak üretimi tamamlandıktan ve bütün elektro-mekanik sistemler hava aracının içine yerleştirildikten sonra özellikle hava aracının toplam ağırlığı, yakıt ağırlığı, ağırlık merkezi gibi kritik değerleri tekrar güncellenecektir. Tablo 2.4'den görüldüğü gibi ağırlık öngörülerinde yapılan ufak değişiklikler nedeni ile toplam ağırlık 105 kg olarak alınmış ve birinci rapora göre 5 kg'lık bir azalma söz konusu olmuştur. Bunun dışında kanat ve kuyruk alanlarında da bazı

değişiklikler söz konusudur. Bu kısımda sunulacak olan kararlılık ve kontrol analizi raporunda Tablo 2.4'de verilen değerler kullanılmıştır. Uçak üretimi de Tablo 2.4 ile uyumlu olarak gerçekleştirilmiştir.

Tablo 2.4 Güncellenmiş kritik tasarım parametreleri

Toplam Ağırlık	105 kg
Faydalı Yük Ağırlığı	20 kg
Yakıt Ağırlığı	15 kg
Kanat Profili	NACA63412
Kanat Alanı	2.2m ²
Kanat En-Boy Oranı (AR)	8.39
Kanat açıklığı	4.3 m
Kanat kökü kord uzunluğu	71 cm
Kanat ucu kord uzunluğu	32 cm
Kanat eğim oranı (taper ratio)	0.45
Kuyruk Profili	NACA0009
Yatay Kuyruk Alanı	0.25 m ²
Yatay Kuyruk En-Boy Oranı (AR)	4
Dikey Kuyruk Alanı (yarım kuyruk)	0.086m ²
Dikey Kuyruk En-Boy Oranı (AR)	1.2

2.2.1 Nötr Noktanın Hesaplanması

Bir hava aracının boylamasına kararlı olması hava aracının nötr noktasının ağırlık merkezinin arkasında olması ile mümkündür. Genellikle ağırlık merkezi ve nötr nokta arasında belli bir emniyet aralığı bırakılmaktadır. Ağırlık merkezi her uçuşta uçak içindeki ağırlık dağılımının değişmesi ile farklılıklar gösterebilir. Ancak nötr nokta tasarım ile sabitlenmiş bir noktadır. Nötr noktanın belirlenmesi için gerekli olan parametrelerin hesaplanması ve kısa açıklamaları bu kısımda özetlenmiştir. Parametrelerin hesaplanmasında kullanılan kaynaklara da gerekli yerlerde atıflarda bulunulmuştur. Bu değerlerden bazıları kritik tasarım parametreleri olup Tablo 2.4'de verilmiş ve bu kısımda tekrarlanmıştır. Parametrelerin tanımı yapılmış, hesaplanan değerler sunulmuş ve Mathcad [2.0] ortamındaki formülasyon sunularak ara hesaplama adımları gösterilmiştir. Mathcad ortamında kullanılan bazı parametrelerin adları kararlılık analizinde kullanılan kaynaklarda tanımlanmış olan İngilizce terimler olarak seçilmişlerdir. Bu sayede hesaplamaların anlaşılması daha kolay olmuştur.

Nört noktanın hesaplanabilmesi için öncelikle aerodinamik merkezin ve kanadın kaldırma eğrisi eğiminin hesaplanması gerekmektedir. Bu parametrelerin hesaplanmasında ESDU 70011 dokümanı kullanılmıştır [2.1].

Kanat açıklığı: $b = 4.3\pi$

$$\text{Kanatın kökü veteri} : c_{r, \text{MAC}} := \frac{S_{\text{ref}} \cdot 2}{(1 + \lambda) \cdot b}$$

$$c_r = 0.71\pi$$

Kanat ucu veteri : $c_{t, \text{MAC}} := c_r \cdot \lambda$

$$c_t = 0.32\pi$$

λ : Kanat eğim oranı =0.45

$$\text{Kanat boy-en oranı (aspect ratio): } AR := \frac{b^2}{S_{\text{ref}}}$$

$$AR = 8.39$$

$$\text{Ortalama aerodinamik veter (MAC) : } c_{\text{bar}, \text{MAC}} := \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

$$c_{\text{bar}} = 0.5366\pi$$

Ortalama aerodinamik merkezinin kanat eksenine yünündeki pozisyonu (kanat kökünden olan mesafe)

$$y_{\text{bar}, \text{MAC}} := \frac{b}{6} \cdot \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right)$$

$$y_{\text{bar}} = 0.938\pi$$

Kanat kökü, veter ortasındaki kanat geri eğim açısı: $\Lambda_{c,2} := -2.597\text{deg}$

$$\text{Sıkıştırılabilirlik parametresi} : \beta := (1 - M^2)^{\frac{1}{2}} \quad \text{M: Mach sayısı}$$

$$\beta = 0.991$$

Gerçek kaldırma kuvveti hücum açısı eğiminin 2π 'ye olan oranı: $\kappa := \frac{C_{L\alpha}}{2\pi}$

$$C_{L\alpha} := 0.117 \frac{1}{\text{deg}} \quad \text{için hesaplanan oran} \quad \kappa = 1.067 \quad AR = 8.39$$

Kaldırma kuvveti katsayısı eğrisinin eğimi ise aşağıdaki ifade ile hesaplanmaktadır [2.1].

$$C_{L\alpha} := AR \cdot \frac{2 \cdot \pi}{2 + \sqrt{\frac{AR^2 \cdot \beta^2}{\kappa^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan(\Lambda_{c2})^2}{\beta^2}\right) + 4}}$$

Bu ifadedeki bütün parametreler bilindiği için kaldırma kuvveti katsayısı eğrisininin eğimi:

$$C_{L\alpha} = a = 5.245 \text{ (1/rad)} = 0.09254 \text{ (1/deg)} \text{ olarak hesaplanmıştır.}$$

Nötr noktanın hesaplanması için gerekli olan parameterelerin hesaplanmasına aşağıda devam edilmektedir. Hesaplamalar sırasında kullanılan ara parametre değerleri ve ilgili Mathcad satırları da bu kısımda hesaplamalar arasındaki ilişkilerin daha iyi anlaşılabilmesi için verilmiştir.

Kanadın ortalama aerodinamik merkezi (mean aerodynamic center) ESDU 7001'deki Kaynak Şekil 2a kullanılarak hesaplanmıştır [2.1].

$$\text{meanac}_{\text{wing}} = 0.245$$

Burada kanadın ortalama aerodinamik merkezi boyutsuz hesaplanmış olup olup boyutlu hale getirmek için kanadın ortalama aerodinamik veteri ($c_{\text{bar}} = 0.537 \text{ m}$) ile çarpılmalıdır. Ortalama aerodinamik merkez kanadın simetri düzleminde kanadın hücum kenarı ucundan itibaren geriye doğru ölçülmektedir.

Kanat-Gövde birleşiminin aerodinamik merkezi ise kanat aerodinamik merkezi ve gövde etkisi nedeni ile hava aracının aerodinamik merkezindeki değişiklik kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\text{meanac} = \text{meanac}_{\text{wing}} - \Delta \text{meanac}$$

Gövde etkisi nedeni ile hava aracının aerodinamik merkezindeki değişiklik Δ_{meanac} ESDU 76015 (Kaynak [2.2]) dokümanı referans alınarak hesaplanmıştır.

$$\Delta_{meanac} = \frac{c_r \cdot d_{fus}^2 \cdot F_{esdu} \cdot G_{esdu}}{c_{bar} \cdot a \cdot S_{ref}} \left[1 + 0.15 \left(\frac{h_{fus}}{d_{fus}} - 1 \right) \right] - (K_{1esdu} + \lambda K_{2esdu})$$

Δ_{meanac} hesaplamasında gerekli olan parametrelerin tarifi ve bu parameterelerin hesaplanması:

F_{esdu} ESDU 76015 dokümanındaki Şekil 1 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$m_{fus} := 1.0125 \pi \quad \frac{m_{fus}}{c_r} = 1.434$$

$$n_{fus} := 1.0775 \pi \quad \frac{n_{fus}}{c_r} = 1.526 \quad F_{esdu} := 3$$

Bu ifadelerde:

m_{fus} : Eşdeğer kanadın kökündeki veterin hücum kenarının önünde kalan gövde uzunluğu

n_{fus} : Eşdeğer kanadın kökündeki veterin firar kenarının arkasında kalan gövde uzunluğu

h_{fus} : Eşdeğer kanadın kökündeki veterin hücum kenarındaki gövde yüksekliği

d_{fus} : Eşdeğer kanadın kökündeki veterin hücum kenarındaki gövde genişliği

K_{1esdu} ESDU 76015 dokümanındaki Şekil 2 kullanılarak bulunmuştur.

$$d_{fus} := 0.3 \cdot \pi$$

$$\frac{\beta \cdot d_{fus}}{c_r} = 0.421 \quad G_{esdu} := 1.17 \quad \frac{d_{fus}}{b} = 0.07$$

$$\lambda = 0.45 \quad AR \cdot \tan(\Lambda_{c2}) = -0.381$$

$$K_{1esdu} := 0.001$$

K_{2esdu} ESDU 76015 dokümanındaki Şekil 3a kullanılarak bulunmuştur.

$$K_{2esdu} := C$$

h_{fus} ESDU 76015 dokümanındaki Şekil 4 kullanılarak bulunmuştur.

$$h_{fus} := 0.3 \cdot r$$

Sonuç olarak yukarıda $\Delta meanac$ için verilmiş olan formül kullanılarak $\Delta meanac$ hesaplanmıştır.

$$\Delta meanac = 0.035$$

Kanat-Gövde birleşiminin ortalama aerodinamik merkezi ise ($meanac := meanac_{wing} - \Delta meanac$) formülü kullanılarak hesaplanmıştır.

$$meanac = 0.21$$

Burada kanat-gövde birleşiminin ortalama aerodinamik merkezi boyutsuz hesaplanmış olup olup boyutlu hale getirmek için kanadın ortalama aerodinamik veteri ($c_{bar} = 0.537$ m) ile çarpılmalıdır. Kanat-gövde birleşiminin ortalama aerodinamik merkezi kanadın simetri düzleminde, kanadın hücum kenarı ucundan geriye doğru ölçülmektedir.

Nötr noktanın hesaplanmasında Etkin'in kitabı ([2.3]) kaynak olarak kullanılmıştır. Etkin nötr nokta pozisyonunu h_N ile değişkeni ile göstermektedir. Aşağıda h_N 'nin karşılığı Mathcad'de kullanılan formülden alındığı için ifade içindeki parametrelerde İngilizce kelimeler yer almaktadır. Dönem raporun bu kısmında İngilizce kelimelerin değişken adı olarak algılanması daha doğru olacaktır.

$$h_N = meanac + \frac{a_T}{a_{wb}} V_{barprime} (1 - downwashfactor)$$

Burada nötr nokta konumu boyutsuz hesaplanmış olup olup boyutlu hale getirmek için kanadın ortalama aerodinamik veteri ($c_{bar} = 0.537$ m) ile çarpılmalıdır. Nötr nokta konumu kanadın simetri düzleminde, kanadın hücum kenarı ucundan geriye doğru ölçülmektedir.

Nötr noktanın pozisyonunu h_N ifadesinde daha öne tanımlanmamış olan değişkenler şunlardır:

a_T : Yatay kuyruğun kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi

a_{wb} : Kanat-gövde birleşiminin kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi

$V_{barprime}$: Yatay kuyruk hacim oranı

downwashfactor: aşağı doğru süpürme faktörü

Yatay kuyruk hacim oranının hesaplanması için gerekli olan parametrelerden birisi olan ağırlık merkezi ile yatay kuyruğun ortalama aerodinamik merkezi arasındaki uzaklığı ifade eden l_{tprime} aşağıdaki ilişki kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$l_{tprime} := (l_{uav} - 0.75 \cdot c_{barHT}) - [x_{wing} - (0.4 - m_{anac}) \cdot c_{bar}]$$

Bu ifadedeki parametreler:

l_{uav} : Hava aracının toplam boyu (güncelleştirilen performans analiz dokümanından)

$$= 3 \text{ m}$$

c_{barHT} : Yatay kuyruğun ortalama aerodinamik veteri (güncelleştirilen kavramsal tasarım dokümanından)

$$= 0.25 \text{ m}$$

x_{wing} : Sadece kanadın ağırlık merkezinin uçağın burnundan olan mesafesi pozisyonu (güncelleştirilen performans analiz dokümanından)

$$= 1.245 \text{ m}$$

Daha önce tanımlanmış olan ortalama aerodinamik veter $c_{bar}=0.537$ m değerinde l_{tprime} ilişkisinde konulduğunda ağırlık merkezi ile yatay kuyruğun ortalama aerodinamik merkezi arasındaki uzaklık 1.699 m olarak hesaplanmıştır.

$$l_{tprime} = 1.669 \text{ m}$$

Yatay kuyruk hacim oranı ise aşağıda tanımlanmış ilişki kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$V_{barprime} := \frac{l_{tprime} \cdot S_T}{c_{bar} \cdot S_{ref}}$$

$V_{barprime}$ ifadesindeki parametreler:

S_T: Yatay kuyruk alanı (güncelleştirilen performans analiz dokümanından)

$$S_{T} := c_{barHT} b_{HT} = 0.25 \text{ m}^2$$

S_{ref}: Kanat referans alanı (güncelleştirilen kavramsal tasarım dokümanından)

$$= 2.2 \text{ m}^2$$

Yatay kuyruk hacim oranı tanımlı parametreler formülde yerine konulduğunda 0.353 olarak bulunmuştur.

$$V_{barprime} = 0.353$$

Yatay kuyruk boy-en oranı:

$$AR_{HT} := \frac{b_{HT}}{c_{barHT}} \quad AR_{HT} = 4$$

Nötr noktanın hesaplandığı formüldeki downwashfactor parametresi ise Etkin'in kitabındaki Ek B5'de verilmiş olan formül kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\text{downwashfactor} = 4.44 \left(K_A \cdot K_\lambda \cdot K_H \cdot \cos(\Lambda_{c2}) \frac{1}{2} \right)^{1.9}$$

downwashfactor parametresindeki değişkenler Etkin [2.3] Ek B.5'te tanımlanmıştır.

K_A: Kanat en-boy oranı faktörü

$$K_A := \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}}$$

K_λ: Kanat eğim oranı faktörü

$$K_\lambda := \frac{10 - 3 \cdot \lambda}{7}$$

K_H : Yatay kuyruk konum faktörü
$$K_H := \frac{1 - \left| \frac{h_H}{b} \right|}{\sqrt[3]{\frac{2 \cdot l_H}{b}}}$$

Bu üç faktörde Etkin [2.3] Ek B.5'de yer alan Şekiller B.5.1, B.5.2 ve B.5.3'den elde edilebildikleri gibi ifadelerin eşitliğindeki formülleri kullanarak hesaplanabilmektedirler.

Yatay kuyruğun ortalama aerodinamik merkezi ile kanadın ortalama aerodinamik merkezi arasındaki yükseklik farkı:

$$h_H := h_{VT}$$

$$h_H = 0.32 \text{ m}$$

Yatay kuyruğun ortalama aerodinamik merkezi ile kanadın ortalama aerodinamik merkezi arasındaki gövde eksenini boyunca olan uzaklık:

$$l_H := (l_{uav} - 0.75 \cdot c_{barHT}) - (x_{wing} - 0.15 \cdot c_{bar})$$

$$l_H = 1.648 \text{ m}$$

Kanadın %25 veter çizgisinin geri eğim açısı 0 derecedir.

$$\Lambda_{c4} := 0 \cdot \text{deg}$$

Bütün bilinen parameter downwashfactor ilişkisinde yerine konulduğunda downwashfactor parametresi 0.343 olarak bulunmuştur.

$$\text{downwashfactor} := 4.44 \left(K_A \cdot K_\lambda \cdot K_H \cdot \cos(\Lambda_{c4})^{0.5} \right)^{1.19}$$

$$\text{downwashfactor} = 0.343$$

Nötr noktanın hesaplanabilmesi için gerekli olan son iki parametre kanat-gövde birleşiminin kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi (a_{wb}) ve yatay kuyruğun kaldırma kuvveti eğrisinin eğimidir (a_T).

Kanat-gövde birleşiminin kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi (a_{wb})

Kanat-gövde birleşiminin kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi Roskam tarafından verilmiş olan ilişki kullanılarak hesaplanmıştır [2.4].

$$a_{wb} = K_{WB} \cdot a_w$$

Kanat kaldırma kuvveti katsayısı eğrisinin eğimi ; $a_w = a = 5.245$ (1/rad)

$$K_{WB} := 1 - 0.25 \left(\frac{d_{fus}}{b} \right)^2 + 0.025 \left(\frac{d_{fus}}{b} \right)$$

$$K_{WB} = 1.0005$$

Bilinen parametreler a_{wb} ilişkisinde yerlerine konulduğunda kanat-gövde birleşiminin kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi 5.248 (1/rad) olarak hesaplanmıştır.

$$a_{wb} = 5.248 \frac{1}{\text{rad}} \quad a_{wb} = 0.092 \frac{1}{\text{deg}}$$

Yatay kuyruğun kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi (a_T)

Yatay kuyruğun kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi ESDU W01.01.01 dokümanı tarafından verilmiş olan ilişki kullanılarak hesaplanmıştır [2.5].

$$a_T = 6.28 \text{ (1/rad)}$$

Nötr nokta ifadesindeki bütün parametreler bilindiği için nötr nokta 0.488 olarak hesaplanmıştır. Bu sayı boyutsuz olup boyutlu hale getirmek için kanadın ortalama veter uzunluğu ($c_{bar} = 0.537$ m) ile çarpılmalıdır.

$$h_N := \text{meanac} + \frac{a_T}{a_{wb}} \text{Vbarprime}(1 - \text{downwashfactor})$$

$$h_N = 0.488$$

Kararlılık aralığı $(h_N - \bar{x}_1)$ ifadesi ile verilmektedir. Burada \bar{x}_1 ifadesi aşağıda tanımlanmıştır.

$$\bar{x}_1 := \frac{\bar{x}}{c_{\bar{a}}}$$

\bar{x} yakıtlı hava aracının ağırlık merkezinin kanadın simetri düzleminde, kanadın hücum kenarı ucundan geriye doğru olan mesafesi olup, güncellenmiş performans analiz hesaplamalarında 0.158 m bulunmuştur.

Bu durumda \bar{x}_1 0.295 olarak hesaplanmıştır.

$$\bar{x}_1 = 0.158 / 0.537 = 0.295$$

Kararlılık aralığı ise 0.193 bulunmuştur.

$$h_N - \bar{x}_1 = 0.488 - 0.295 = 0.193$$

Bu kısımda daha ince de ifade edildiği gibi bu sayılar boyutsuz olup boyutlu hale getirmek için bu sayılar kanadın ortalama veter uzunluğu ile çarpılmalıdır. Boyutlu olarak kararlılık aralığı 10 cm bulunmuştur.

Yakıtsız durumda ise hava aracının ağırlık merkezinin kanadın simetri düzleminde, kanadın hücum kenarı ucundan geriye doğru olan mesafesi güncellenmiş performans analiz hesaplamalarında 0.146 m bulunmuştur.

Bu durumda hava aracı ağırlık merkezinin boyutsuz konumu 0.273 bulunmuştur.

$$\bar{x}_2 = 0.146 / 0.537 = 0.273$$

Yakıtsız durumda kararlılık aralığı ise 0.215'dir. Bu ise yaklaşık olarak 11.5 cm'ye karşılık gelmektedir.

$$h_N - \bar{x}_2 = 0.488 - 0.273 = 0.215$$

Yani yakıtsız durumda hava aracının ağırlık merkezi öne kaymakta ve hava aracı beklenildiği gibi daha kararlı hale gelmektedir. Hesaplamalara göre yakıtlı ve yakıtsız durumlarda kararlılık aralığı 10-11.5 cm arasında oynamaktadır. 10 cm civarındaki bir aralığın yeterli olduğu değerlendirilmiştir. Bu noktada dikkat edilmesi gereken bir nokta ise yakıtlı ve yakıtsız durumlarda hava aracı üretildikten ve bütün sistemler hava aracının içine yerleştirildikten sonra hava aracının ağırlık merkezinin hassas bir şekilde ölçülmesi gerektiğidir. Uçuş öncesi belli bir kararlılık aralığı bırakacak şekilde ağırlık merkezinin konumu ayarlanmalıdır.

2.2.2 İniş takımlarının pozisyonlarının belirlenmesi

Dönem raporunun bu kısmında iniş takımlarının pozisyonlarının belirlenmesi hesaplamaları da sunulmuştur. İniş takımlarının pozisyonlarının belirlenmesinde Raymer'in kitabı ana kaynak olarak kullanılmıştır [2.6]. Raporun bu kısmında detaylara girilmeden kısa notlar şeklinde bilgilendirme yapılacaktır.

Ana iniş takımı konumu:

Raymer'e göre hava aracının kuyruk tarafına doğru geriye dönmesini engellemek için şu iki durumdan birisi sağlanmalıdır.

- Ana iniş takımından çizilen dikey eksen ile hava aracının ağırlık merkezine çizilen eksen arasındaki açı "geri düşme açısı"dan (tipback angle) büyük olmalıdır.
- Ana iniş takımından çizilen dikey eksen ile hava aracının ağırlık merkezine çizilen eksen arasındaki açı 15 dereceden büyük olmalıdır.

Hesaplamalarda bu iki durumdan hangisi büyük ise o kullanılmaktadır.

Pervanenin ve gövde altına konulacak olan faydalı yükün yerden yeterli açıklıkta olmasını sağlamak için ağırlık merkezinin yerden olan yükseliği 500 mm olarak alınmıştır.

Geri düşme açısı 17.25 derece olduğundan ana iniş takımından çizilen dikey eksen ile hava aracının ağırlık merkezine çizilen eksen arasındaki açı 18 derece olarak alınmıştır.

İniş takımlarının konularının belirlenmesinde "overturn" açısında göz önüne alınmalıdır. Stinton'a göre (Kaynak: Darrol Stinton, The Design of the Airplane) bu açı 60 dereceyi

geçmemelidir. 720 mm'lik bir ön-ana iniş takımı mesafesi durumunda "overturn" açısı 59 derece olarak hesaplanmıştır. Bu değer uygun olduğu değerlendirilmiştir.

Bu durumda ana iniş takımının hava aracının ağırlık merkezine olan mesafesi 162 mm olarak hesaplanmıştır.

Ön iniş takımı konumu:

Raymer'e göre ön iniş takımına düşen optimum ağırlık oranı %8-%15 arasındadır [1.6-s.232]. %8 hava aracının ağırlık merkezinin en geri olma durumu için verilmiş olan değer olup, % 15 ise hava aracı ağırlık merkezinin en önde olma durumu için geçerlidir. Bu durumda:

Toplam hava aracı ağırlığı: 105 kg

%14'lük bir ön iniş takımı ağırlık oranı için ön iniş takımına gelecek olan yük : 14.7 kg olacaktır. Bu durumda ana iniş takımı yükü 90.3 kg olacaktır. Ön ve ana iniş takımları yükleri için hava aracı ağırlık merkezi etrafındaki moment dengesi yazıldığında ön iniş takımının ağırlık merkezinden olan mesafesi belirlenebilir.

$$90.3 \text{ kg} * 162 \text{ mm} / 14.7 \text{ kg} = 995 \text{ mm}$$

Bu durumda ön iniş takımı hava aracının ağırlık merkezinden 995 mm önde olmalıdır.

2.2.3 Yunuslama direncinin hesaplanması

Yunuslama direncinin hesaplanmasında Roskam referans olarak kullanılmıştır [2.4]. Hava aracının kararlı olabilmesi için yunuslama direnci pozitif olmalıdır.

Yunuslama direncinin pozitif olması için C_{m_α} değişkeni ile ifade edilen yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişim eğrisinin eğimi negatif olmalıdır. C_{m_α} aşağıdaki eşitlikle verilmiştir.

$$C_{m_\alpha} = CL_\alpha(h - h_N)$$

Bu ifadede h ağırlık merkezinin konumunu vermekte olup yakıtlı ve yakıtsız durum için 2.1. numaralı kısımda değerleri verilmiştir.

Yakıtlı hava aracı için $h = \bar{x}1 = 0.295$ (en arka ağırlık merkezi durumu)

Yakıtsız hava aracı için $h = \bar{x}2 = 0.273$ (en ön ağırlık merkezi durumu)

Nötr noktanın konumu ise 0.488 olarak hesaplandığından yunuslama direnci her zaman pozitif olmaktadır. $C_{m\alpha}$ hesabı için gerekli olan son parametre CL_α dır. Bütün uçak için kaldırma kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişiminin eğimi olan CL_α için hesaplamalar aşağıda sunulmuştur.

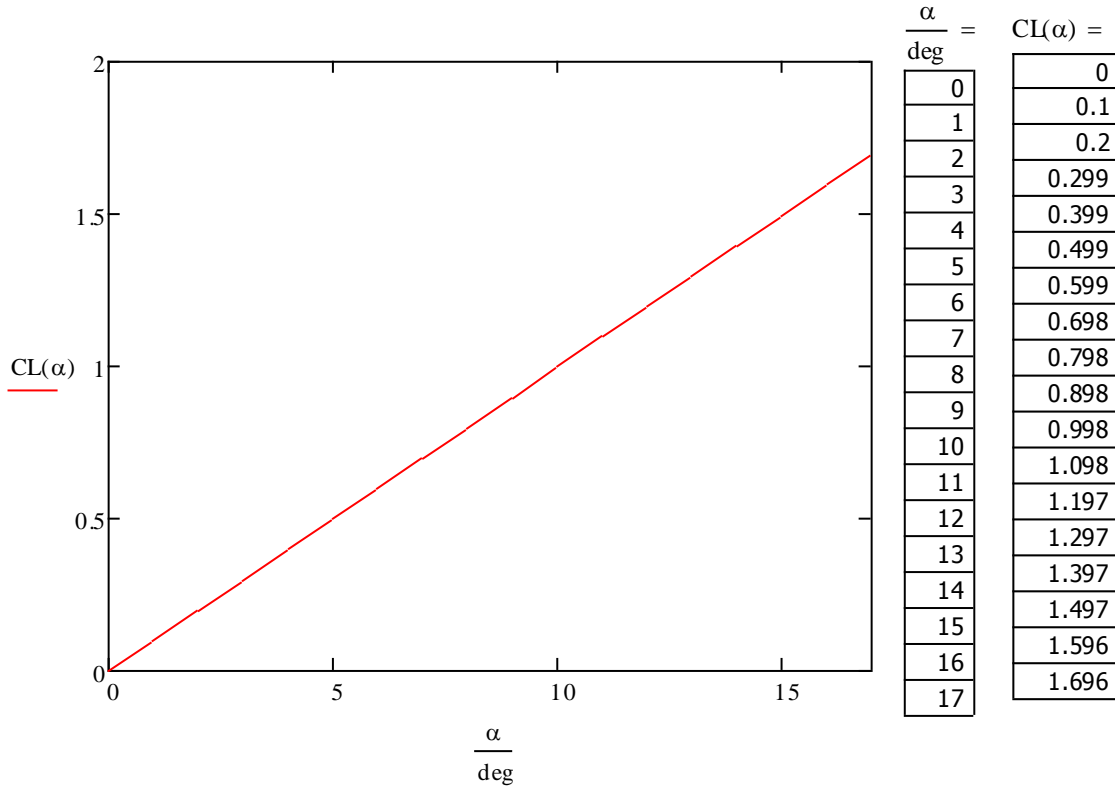
$$CL_\alpha = \frac{d}{d\alpha} CL_{wb} + \frac{d}{d\alpha} CL_t$$

$$CL_\alpha := a_{wb} + \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot a_T \cdot (1 - \text{downwashfactor})$$

$$CL_\alpha = 0.0998 \frac{1}{\text{deg}}$$

$$CL(\alpha) := CL_\alpha \cdot \alpha$$

0-17 derece arasında çizilen hava aracının kaldırma kuvvet katsayısının hücum açısı ile olan değişimi Şekil 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.1 Hava aracının kaldırma kuvveti katsayısını hücum açısı ile olan değişimi

Bu durumda ağırlık merkezinin en geride olduğu durum için yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişim eğrisinin eğimi:

$$C_{m_{\alpha}} = CL_{\alpha}(h - h_N)$$

$$C_{m_{\alpha}} = -0.019 \text{ (1/derece)}$$

Ağırlık merkezinin en önde olduğu durum için ise:

$$C_{m_{\alpha}} = -0.021 \text{ (1/derece) olarak hesaplanmıştır.}$$

Bu noktada hava aracının seyir hızı için gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı da hesaplanabilir.

$$\text{Seyir hızı için gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı } CL_{\text{cruise}} := \frac{W_{\text{cruise1}} \cdot g}{0.5 \rho_{\text{in}3000\text{m}} V_{\text{cruise}}^2 \cdot S_{\text{ref}}}$$

$$\text{Seyir hızı 90 knot olarak alındığında ; } V_{\text{cruise}} = 90 \text{ kts}$$

$$\text{Yer çekimi ivmesi; } g = 9.807 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$\text{Kanat referans alanı; } S_{\text{ref}} = 2.2 \text{ m}^2$$

$$\text{3000 m seyir irtifasındaki hava yoğunluğu; } \rho_{\text{in}3000\text{m}} = 0.91 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\text{Seyir hızı ağırlığı}_1: W_{\text{cruise1}} = 100.3 \text{ kg}$$

Bu değerler CL_{cruise} ilişkisinde yerine konulduğunda seyir hızı için gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı 0.458 olarak hesaplanmıştır.

$$CL_{\text{cruise}} = 0.458$$

Seyir durumundaki hücum açısı ise seyir durumunda gereken kaldırma kuvveti katsayısının kaldırma kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişiminin eğime bölünmesi ile bulunabilir.

$$\alpha_{\text{cruise}} := \frac{C_{L_{\text{cruise}}}}{a_{\text{aircraft}}}$$

$$\alpha_{\text{cruise}} = 4.524 \text{deg}$$

α_{cruise} : Seyir durumu hücum açısı

2.2.4 Kanat veter çizgisi ile gövde merkez eksenindeki açının hesaplanması

Kanat veter çizgisi ile gövde merkez eksenindeki açının hesaplanmasında ESDU 89042 dokümanı kullanılmıştır [2.7]. Bu açının olması gereken değeri aşağıdaki ilişkiden bulunmuştur.

$$i_w := \frac{-\frac{C_{L_{\text{cruise}}}}{a_{\text{aircraft}}} - \alpha_{0w} \cdot (K2 \text{ over } K1)}{-K2 \text{ over } K1}$$

Bu ilişkide:

i_w : Kanat veter çizgisi ile gövde merkez eksenindeki açı

$$a_{\text{aircraft}} \cdot C_{L_{\alpha}} = 0.0998 \frac{1}{\text{deg}}$$

α_{0w} : Kanadın sıfır kaldırma açısı = -2.8 derece (test verisidir)

$K2 \text{ over } K1 = K2/K1$: Geometrik faktörler (ESDU 89042'de tanımlanmıştır)

$$K2 \text{ over } K1 := \frac{1 + 0.7 \frac{d_{\text{fus}}}{b}}{1.03 + 2.15 \frac{d_{\text{fus}}}{b}}$$

$$K2 \text{ over } K1 = 0.889$$

Bu durumda kanat veter çizgisi ile gövde merkez ekseninde olması gereken açı 2.29 derece bulunmuştur. Ancak üretim sırasında kanadın gövdeye olan montajı göz önüne alındığında kanat-gövde açısının daha kolay ayarlanabilmesi için bu açının 2.5 derece olarak alınması yönünde karar verilmiştir. Bu açının hesaplanan değerden biraz yüksek alınması kaldırma kuvveti açısından olumlu etki olacak ancak sürüklenme açısından ise çok az olumsuz etkisi olacaktır.

2.2.5 Kanat veter çizgisi ile yatay kuyruk veter çizgisi arasındaki açının hesaplanması

Kanat veter çizgisi ile yatay kuyruk veter çizgisi arasındaki açı aşağıdaki formül ile hesaplanmıştır

$$i_t := \frac{-\frac{Cm_{\alpha mf} + Cm_{\alpha ma}}{2} \cdot \alpha_{cruise} - (Cm0_{acwb})}{a_T \cdot Vbarprime \left[1 - \frac{a_T}{a_{aircraft}} \cdot \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot (1 - \text{downwashfactor}) \right]}$$

Bu formüldeki parametreler:

i_t : Kanat veter çizgisi ile yatay kuyruk veter çizgisi arasındaki açı

$Cm0_{acwb}$: Kanat-gövde birleşiminin aerodinamik merkez etrafındaki yunuslama moment katsayısı

$Cm0_{acwb}$ değeri "Theory of Wing Sections" kitabından elde edilmiştir [1.8, s. 524]. Bu değer 0.4 kaldırma kuvveti katsayısı için hesaplanmıştır. 0.4 seyir sırasında gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısı için yaklaşık bir değerdir.

$$Cm0_{acwb} := -0.075$$

$Cm_{\alpha mf}$: yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişim eğrisinin eğimi-ağırlık merkezinin en önce olduğu durum

$$Cm_{\alpha mf} = -0.021 \text{ (1/derece)}$$

$Cm_{\alpha ma}$: yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişim eğrisinin eğimi-ağırlık merkezinin en arkada olduğu durum

$$Cm_{\alpha ma} = -0.019 \text{ (1/derece)}$$

Diğer parametreler bu raporda daha önce tanımlanmış parametrelerdir. Buna göre kanat veter çizgisi ile yatay kuyruk veter çizgisi arasındaki açı 4.698 derece olarak hesaplanmıştır.

$$i_t = 4.698 \text{deg}$$

Üretimde kolaylık sağlanması için bu açı 5 derece olarak alınmıştır.

$$i_w := 5 \text{ deg}$$

Yatay kuyruk veter çizgisi ile gövde merkez eksenini arasındaki açı ise 2.5 derece olarak bulunmuştur.

$$i_{tb} := i_t - i_w$$

$$i_{tb} = 2.5 \text{ deg}$$

Bu açı kanat-gövde merkez eksen açısının ters yönünde olup gövde merkez ekseninin sıfır hücum açısına sahip olduğu durumda kuyruğu aşağıya doğru bastıran kuvvet yaratacaktır. Sıfır mutlak hücum açısı durumundaki ağırlık merkezi etrafındaki yunuslama moment katsayısı ise aşağıdaki ifade ile verilmiştir.

$$C_{m0} := C_{m0_{acwb}} + a_T \cdot V_{barprime} i_t \cdot \left[1 - \frac{a_T}{a_{aircraft}} \cdot \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot (1 - \text{downwashfactor}) \right]$$

Eşitliğin sağ tarafındaki bütün parameterler bilindiği için C_{m0} 0.103 olarak hesaplanmıştır.

$$C_{m0} = 0.103$$

Bir hava aracının boylamasına kararlı olması için gerekli olan bir diğer şartı olan sıfır mutlak hücum açısı durumundaki ağırlık merkezi etrafındaki yunuslama moment katsayısının pozitif olma koşulunda sağlandığı bu şekilde gösterilmiştir.

Elevatör etkisinin olmadığı durumdaki ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama moment katsayısı, ağırlık merkezinin en ön ve en arkada olma durumları için aşağıda verilmiş olan ilişkiler vasıtası ile hesaplanabilir.

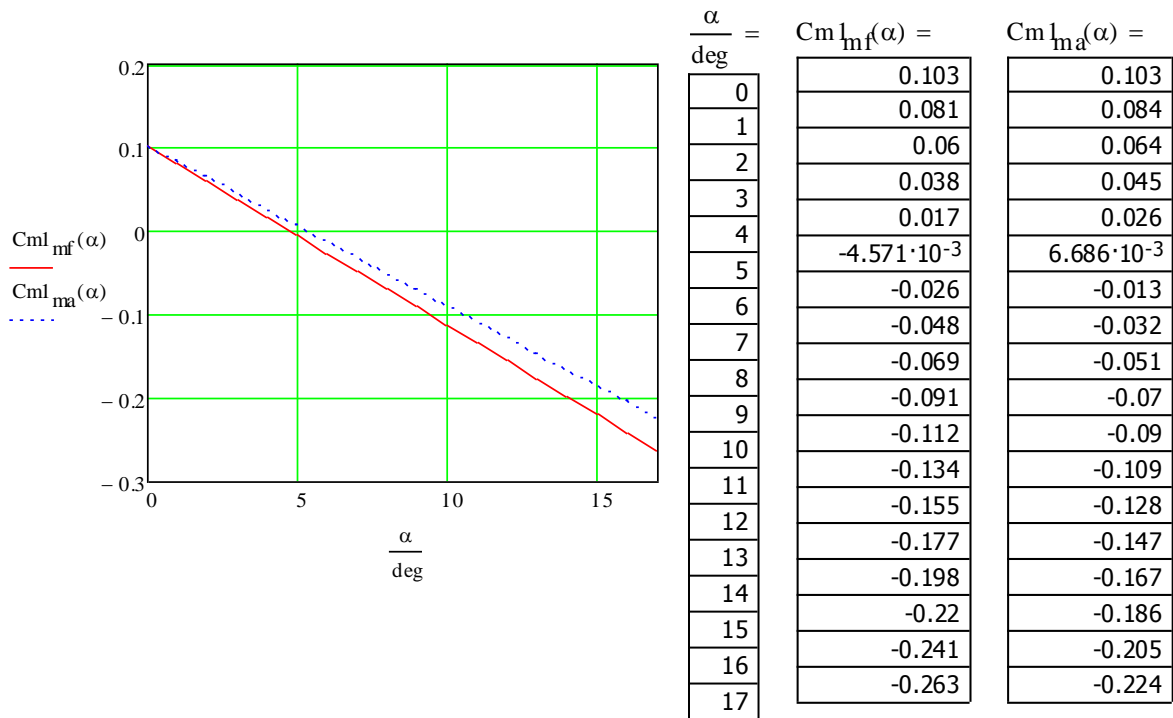
Ağırlık merkezinin en önde olma durumunda:

$$C_{m1_{mf}}(\alpha) := C_{m0} + C_{m_{\alpha mf}} \cdot \alpha$$

Ağırlık merkezinin en arkada olma durumunda:

$$Cm_{ma}(\alpha) := Cm_0 + Cm_{\alpha ma} \cdot \alpha$$

Şekil 4.2 toplam ağırlık merkezi etrafındaki toplam yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile olan değişimini en ön ve en arka ağırlık merkezi durumları için vermektedir. Moment katsayısının eğimden de görüldüğü gibi en ağırlık merkezi durumu daha karardır.



Şekil 2.2 Yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi

2.2.6 Elevatör etkinliği

Elevatör etkinliğinin hesaplanması için ESDU 74011 dokümanı ana kaynak olarak kullanılmıştır [2.9]. ESDU 74011'e göre herhangi bir kaldırma yüzeyi için kaldırma kuvveti katsayısının kontrol yüzeyi sapması ile olan değişimi aşağıdaki ifade ile verilmiştir.

$$\frac{d}{d\delta} C_L = \left(\frac{\frac{d}{d\delta} C_L}{\frac{d}{d\alpha} C_L} \right)_T \cdot \left(\frac{d}{d\alpha} C_L \right)_T \cdot (1 - k_1 \cdot k_2)$$

Bu ifadedeki parametereler yatak kuyruk için özelleştirildiğinde:

δ : elevatör sapması

C_L : Yatay kuyruk kaldırma kuvveti katsayısı

α : hücum açısı

k_1 : Yatay kuyruk kalınlığı düzeltme katsayısı

k_2 : Reynolds sayısı düzeltme katsayısı

T: Teorik değere işaret etmektedir

—
 $\left(\frac{\frac{d}{d\delta} C_L}{\frac{d}{d\alpha} C_L} \right)_T$ parametresi ESDU 74011'deki Şekil 1 kullanılarak bulunmuştur.

ESDU 74011 Şekil 1'i kullanabilmek için parametrenin daha bilinmesi gerekmektedir. Bu

parametresi kullanarak Şekil 1 üzerinden $\left(\frac{\frac{d}{d\delta} C_L}{\frac{d}{d\alpha} C_L} \right)_T = \frac{dC_L/d\delta}{dC_L/d\alpha}$ parametresi

okunmaktadır.

Gerekli olan ilave parametreler:

c_f/c : elevatör veterinin yatay kuyruk veterine olan oranı (elevatör veter oranı)

$c_f/c = 0.25$

$1/\beta \cdot AR_{HT}$

β : Sıkıştırılabilirlik parametresi $(1-M^2)^{1/2}$; M: Mach sayısı

$\beta = 0.991$

AR_{HT} : Yatay kuyruk en boy oranı

$AR_{HT} = 4$

$$\frac{1}{\beta \cdot AR_{HT}} = 0.252$$

Bu durumda $\left(\frac{\frac{d}{d\delta} C_L}{\frac{d}{d\alpha} C_L} \right)_T$ parametresi 0.65 olarak bulunmuştur.

$$\left(\frac{\frac{d}{d\delta} C_L}{\frac{d}{d\alpha} C_L} \right)_T = \frac{\Delta C_L / \Delta \delta}{\Delta C_L / \Delta \alpha} = 0.65$$

Yatay kuyruğun kaldırma kuvveti katsayısının hücum açısı ile olan değişiminin eğimi ise daha önce hesaplanmıştı.

$$\left(\frac{d}{d\alpha} C_L \right)_T = a_T \quad a_T = 6.283 \frac{1}{\text{rad}}$$

Yatay kuyruk kalınlığı düzeltme katsayısı k_1 ESDU 74011 dokümanındaki Şekil 2'den okunmaktadır. Şekil 2'yi kullanabilmek için bir parametre daha bilinmelidir. Bu parametre:

$$(t/c) \sec(\Lambda_{c2})$$

(t/c): yatay kuyruk kalınlığının yatay kuyruk veter uzunluğuna olan oranı

NACA 0009 profili (t/c)=0.09

$\Lambda_{c2} = -0.045$:Orta veter çizgisinin geri eğim açısı

$\Lambda_{c2} = 0$ derece

Bu durumda $(t/c) \sec(\Lambda_{c2})$ 0.09 olarak bulunmuştur.

ESDU 74011 Şekil 2'den $c_t/c = 0.25$ ve $(t/c) \sec(\Lambda_{c2}) = 0.09$ değerleri kullanılarak k_1 düzeltme Katsayısı 0.16 olarak okunmuştur.

$$k_1 := 0.16$$

k_2 düzeltme katsayısı ise ESDU 74011'den okunmuştur. $\text{Log}(\text{Re})=6.114$ ve $c_f / c = 0.25$ değerleri için

k_2 1 değerini almaktadır.

$$k_2 := 1$$

Sonuç olarak elevatör etkinliğinin göstergesi olan $dC_L/d\delta$, 3.431 (1/rad) olarak hesaplanmıştır.

$$dC_L/d\delta = a_e := \text{delCLOverdelta} \quad a_e = 3.431 \text{ rad}^{-1}$$

2.2.7 Elevatör sapmasından kaynaklanan yunuslama momenti ve toplam yunuslama momenti

Elevatör sapmasından kaynaklanan yunuslama momenti ve toplam yunuslama momenti ağırlık merkezinin en önde ve en arkada olma durumları için ayrı ayrı hesaplanmıştır. Bu hesaplamalarda elevatörün aşağı doğru sapması pozitif değer olarak kabul edilmiştir.

Ağırlık merkezinin en önde olma durumu:

Elevatör sapmasından kaynaklanan yunuslama momenti katsayısı:

$$C_{m_{\delta mf}} := -a_e \cdot V_{\text{barprime}} + a_e \cdot \frac{S_T}{S_{\text{ref}}} \cdot (h_{\text{mostforward}} - \text{meanac})$$

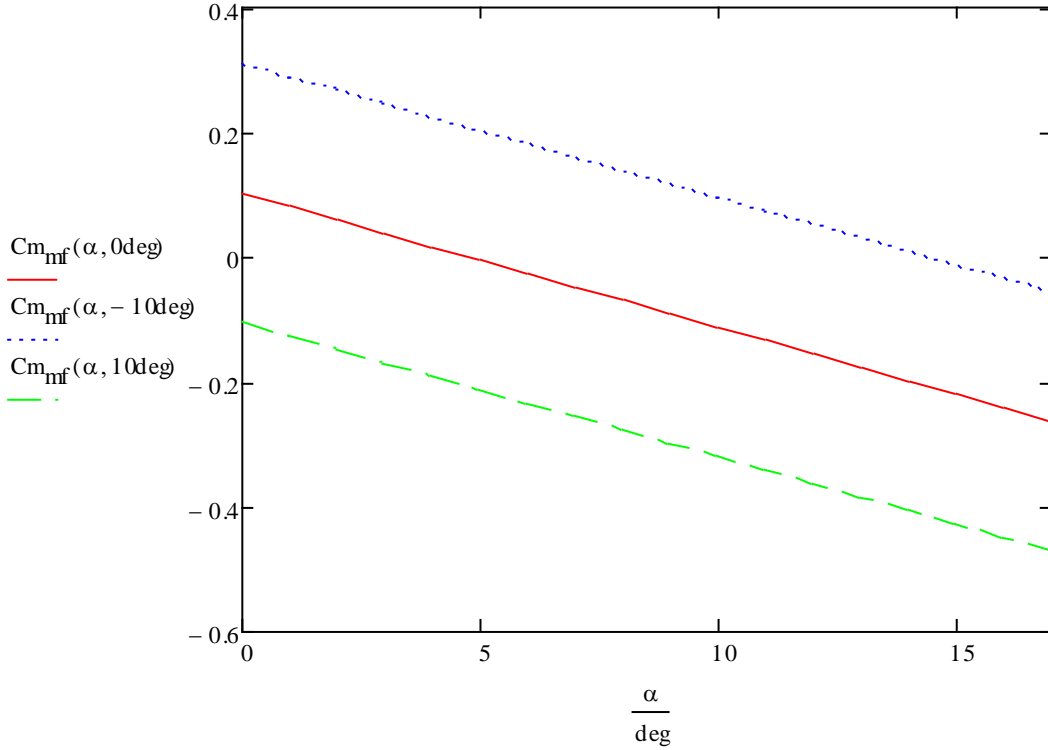
Bu ilişkideki parametrelerin hepsi yukarıda hesaplanmıştır. Buna göre:

$$C_{m_{\delta mf}} = -1.188 \frac{1}{\text{rad}} \quad C_{m_{\delta mf}} = -0.021 \frac{1}{\text{deg}}$$

Toplam yunuslama momenti katsayısı:

$$C_{m_{\text{mf}}}(\alpha, \delta_e) := C_{m0} + C_{m_{\alpha mf}} \cdot \alpha + C_{m_{\delta mf}} \cdot \delta_e$$

Ağırlık merkezinin en önde olma durumunda toplam yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi üç farklı elevatör açısı (-10,0 ve 10 derece) için hesaplanmış ve grafikleri Şekil 2.3'de verilmiştir.



Şekil 2.3 Toplam yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi (Ağırlık merkezi en önde)

Ağırlık merkezinin en arkada olma durumu:

Elevatör sapmasından kaynaklanan yunuslama momenti katsayısı:

$$Cm_{\delta e} := -a_e \cdot V_{\text{barprime}} + a_e \cdot \frac{S_T}{S_{\text{ref}}} \cdot (h_{\text{mostaft}} - \text{meanac})$$

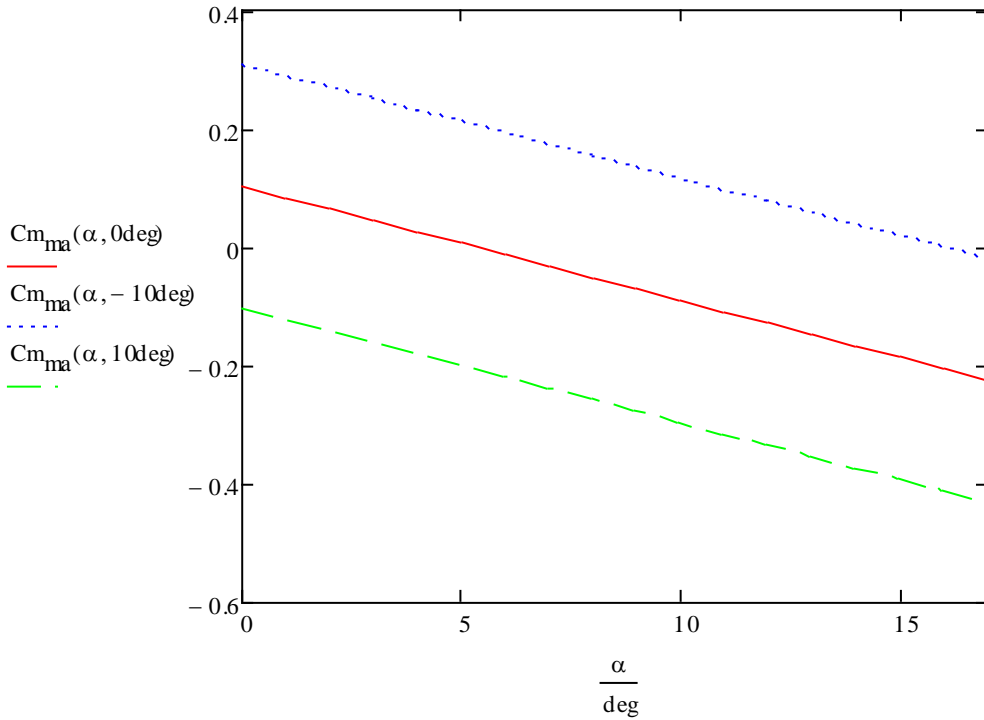
Bu ilişkideki parametrelerin hepsi yukarıda hesaplanmıştır. Buna göre:

$$Cm_{\delta e} = -1.179 \frac{1}{\text{rad}} \quad Cm_{\delta e} = -0.021 \frac{1}{\text{deg}}$$

Toplam yunuslama momenti katsayısı:

$$C_{m_{ma}}(\alpha, \delta e) := C_{m0} + C_{m_{\alpha ma}} \cdot \alpha + C_{m_{\delta e ma}} \cdot \delta e$$

Ağırlık merkezinin en arkada olma durumunda toplam yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi üç farklı elevatör açısı (-10,0 ve 10 derece) için hesaplanmış ve grafikleri Şekil 2.4'de verilmiştir.

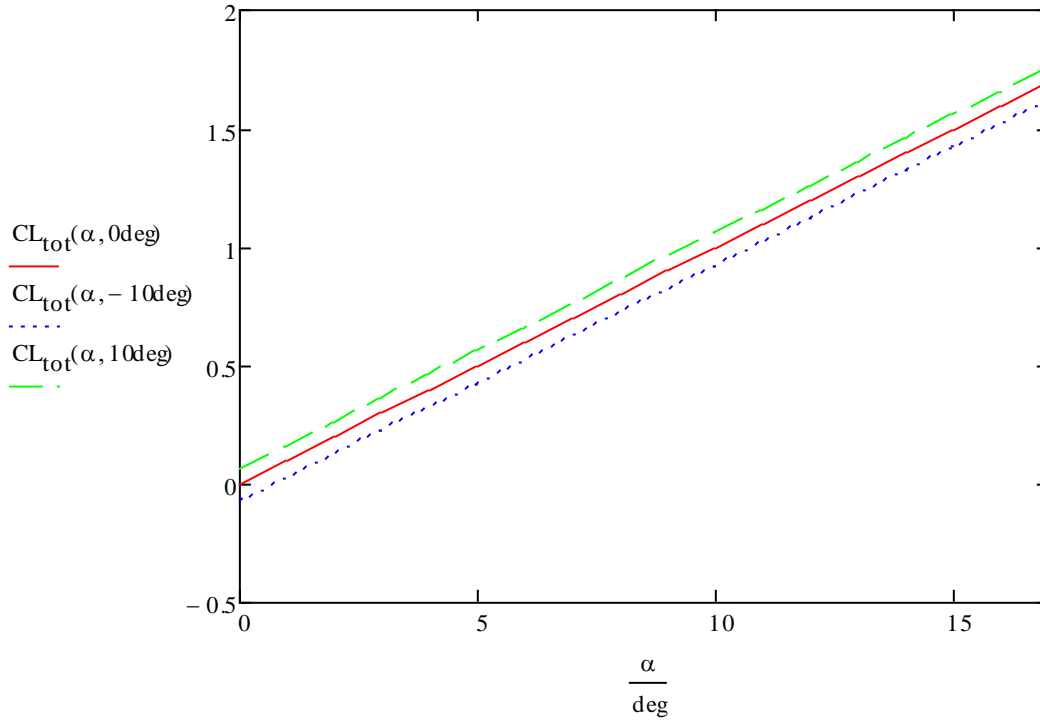


Şekil 2.4 Toplam yunuslama moment katsayısının hücum açısı ile değişimi (Ağırlık merkezi en arkada)

Elevatör sapmasının olduğu durumda kava aracını toplam kaldırma kuvveti katsayısı ise aşağıdaki ilişki ile verilmiştir.

$$C_{L_{tot}}(\alpha, \delta e) := C_L(\alpha) + a_e \cdot \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot \delta e$$

Toplam kaldırma kuvveti katsayısının üç farklı elevatör sapması (-10,0 ve 10 derece) için hücum açısı ile değişimi Şekil 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.5 Toplam kaldırma kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi

2.2.7. Elevatör kontrol menteşe momenti

Kontrol menteşe momentinin hücum açısı ve elevatör sapması ile değişimi Etkin'in kitabı kaynak kullanılarak hesaplanmıştır [2.3, 2. kısım ve Ek B3]. Kontrol sisteminin elevatörü istenen açıda tutabilmesi için uygulaması gereken kuvvet menteşe momenti ile birebir ilişkilidir. Menteşe moment katsayısı menteşe çizgisinin arkasında kalan elevatör alanı ve aynı alanın ortalama veterinin dinamik basınç ile çarpılması ile menteşe kuvveti elde edilir. Menteşe moment katsayısı aşağıdaki ilişki ile verilmiştir.

$$Che(\alpha, \delta_e) := Che_0 + Che_\alpha \cdot \alpha + b2 \cdot \delta_e$$

Bu ifadedeki katsayılar aşağıda tanımlanmıştır.

$$Che_\alpha := b1 \cdot (1 - \text{downwashfactor})$$

$$Che_0 := -b1 \cdot i_t \cdot \left[1 - \frac{a_T}{a} \cdot \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot (1 - \text{downwashfactor}) \right]$$

Burada:

a_T kuyruk kaldırma kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişim eğrisinin eğimi,
a kanat-gövde-kuyruk birleşiminin kaldırma kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişim
eğrisinin eğimidir.

Bunun dışında kalan parametrelerin tarifleri Etkin'in kitabının B3 ekinde detaylı bir şekilde
verilmiştir. Bu raporda menteşe moment katsayısı formülündeki parametrelerin tarifleri
yapılamayaca sadece hesaplama adımları gösterilecektir.

b1 parameteresinin hesaplanması:

$$c_{foverc} = 0.25$$

$$cl_{\alpha T theory} := 6.73 \frac{1}{rad} \quad (\text{Ek B3, Şekil B.1.1, [2.8]})$$

$$cl_{\alpha T} := \frac{1.175 - 0.325}{(8 - 0) \cdot \frac{\pi}{180}} \quad cl_{\alpha T} = 6.088 \frac{1}{rad} \quad [2.8]$$

$$teangle := 0.265 rad$$

Fırar kenarı açısı aerodinamik profile koordine bilgisinden elde edilmiştir.

$$toverc_{ht} := 0.05$$

$$b1prime_{0t} := -0.5 \frac{1}{rad} \quad (\text{Ek B3, Şekil B.3.1})$$

$$b1primeratio := 0.7$$

$$b1prime_0 := b1primeratio \cdot b1prime_{0t} \quad b1prime_0 = -0.375 \frac{1}{rad}$$

$$b1_0 := b1prime_0 + 2 \cdot (cl_{\alpha T theory} - cl_{\alpha T}) \cdot (\tan(0.5 \cdot teangle) - toverc_{ht})$$

$$b1_0 = -0.319 \frac{1}{rad}$$

$$F1 := 0.3 \quad (\text{Ek B3, Şekil B.3.4})$$

$$F2 := 0.011 \frac{1}{rad}$$

$$F3 := 1 \quad \text{Düz kontrol yüzeyleri için}$$

$$b1_0 := b1_{prime_0} + 2 \cdot (cl_{\alpha T_{theory}} - cl_{\alpha T}) \cdot (\tan(0.5 \cdot teangle) - toverc_{ht})$$

$$b1 := b1_0 \cdot (1 - F1) + F2 \cdot F3 \cdot cl_{\alpha T} \quad b1 = -0.137 \frac{1}{rad}$$

b2 parameteresinin hesaplanması:

$$cl_{\delta_{theory}} := 4.07 \frac{1}{rad} \quad (\text{Ek B3, Şekil B.2.1})$$

$$cl_{\delta_{ratio}} := 0.8$$

$$cl_{\delta} := cl_{\delta_{ratio}} \cdot cl_{\delta_{theory}} \quad cl_{\delta} = 3.46 \frac{1}{rad}$$

$$b2_{primeratio} := 0.8 \quad (\text{Ek B3, Şekil B.3.2})$$

$$b2_{prime_{0t}} := -0.87$$

$$b2_{prime_0} := b2_{primeratio} \cdot b2_{prime_{0t}} \quad b2_{prime_0} = -0.766 \frac{1}{rad}$$

$$b2_0 := b2_{prime_0} + 2 \cdot (cl_{\delta_{theory}} - cl_{\delta}) \cdot (\tan(0.5 \cdot teangle) - toverc_{ht}) \quad b2_0 = -0.713 \frac{1}{rad}$$

$$F3 := 1 \quad \text{Düz kontrol yüzeyleri için}$$

$$db2 := 0.017 \quad (\text{Ek B3, Şekil B.3.4})$$

$$b2 := b2_0 - 0.298 \frac{cl_{\delta}}{cl_{\alpha T}} \cdot b1_0 + db2 \cdot F3 \cdot cl_{\delta} \quad b2 = -0.597 \frac{1}{rad}$$

Hesaplanan parametreler kontrol menteşe moment katsayısı ilişkisinde yerine konularak katsayının üç farklı elevatör açısı konumu için (-30 ve 30 derece) hücum açısı ile değişimi ayrı ayrı hesaplanmış ve Tablo 2.5'de sunulmuştur.

$$Che_0 := -b1 \cdot i_t \cdot \left[1 - \frac{a_T}{a} \cdot \frac{S_T}{S_{ref}} \cdot (1 - downwashfactor) \right] \quad Che_0 = 0.011$$

$$Che_{\alpha} := b1 \cdot (1 - downwashfactor) \quad Che_{\alpha} = -0.09 \frac{1}{rad}$$

$$Che(\alpha, \delta e) := Che_0 + Che_\alpha \cdot \alpha + b_2 \cdot \delta e$$

Tablo 2.5 Elevatör kontrol menteşe moment katsayısının hücum açısı ile değişimi

Hücum açısı	Elevatör açısı (-30 derece)	Elevatör açısı (0 derece)	Elevatör açısı (30 derece)
$\frac{\alpha}{deg} =$	$Che(\alpha, -30\text{-deg})$	$Che(\alpha, 0\text{-deg}) =$	$Che(\alpha, 30\text{deg})$
0	0.324	0.011	-0.302
1	0.322	$9.345 \cdot 10^{-3}$	-0.303
2	0.32	$7.768 \cdot 10^{-3}$	-0.305
3	0.319	$6.191 \cdot 10^{-3}$	-0.306
4	0.317	$4.615 \cdot 10^{-3}$	-0.308
5	0.316	$3.038 \cdot 10^{-3}$	-0.31
6	0.314	$1.461 \cdot 10^{-3}$	-0.311
7	0.313	$-1.158 \cdot 10^{-4}$	-0.313
8	0.311	$-1.693 \cdot 10^{-3}$	-0.314
9	0.309	$-3.269 \cdot 10^{-3}$	-0.316
10	0.308	$-4.846 \cdot 10^{-3}$	-0.317
11	0.306	$-6.423 \cdot 10^{-3}$	-0.319
12	0.305	$-8 \cdot 10^{-3}$	-0.321
13	0.303	$-9.576 \cdot 10^{-3}$	-0.322
14	0.301	-0.011	-0.324
15	0.3	-0.013	-0.325
16	0.298	-0.014	-0.327
17	0.297	-0.016	-0.329

Kaynaklar

[2.0] Mathcad 14 Engineering Calculation Software, <http://www.ptc.com/products/mathcad/>, siteye son ulaşma tarihi : 16 Temmuz 2009.

[2.1] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) 70011, "Lift-curve slope and aerodynamic centre position of wings in inviscid subsonic flow", The Royal Aeronautical Society, 1996, www.esdu.com, siteye son ulaşma tarihi : 2 Temmuz 2009.

[2.2] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) 76015, "Aerodynamic centre of wing-fuselage combinations", The Royal Aeronautical Society, 1996, www.esdu.com, siteye son ulaşma tarihi : 2 Temmuz 2009.

[2.3] Bernard E. ve Lloyd D.R., "Dynamics of Flight: Stability and Control", John Wiley & Sons, 1996.

[2.4] Roskam, J., "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", Roskam Aviation And Engineering Corporation, 1979.

[2.5] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) AERO W.01.01.05, "Slope of lift curve for two-dimensional flow", The Royal Aeronautical Society, 1955, www.esdu.com, siteye son ulaşma tarihi : 2 Temmuz 2009.

[2.6] Raymer, D.P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach" , American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1992.

[2.7] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) 89042, "Body effect on wing angle of attack and pitching moment at zero lift at low speeds", The Royal Aeronautical Society, 1989, www.esdu.com, siteye son ulaşma tarihi : 2 Temmuz 2009.

[2.8] Ira, H.A., Albert, E.V.D., "Theory of Wing Sections", The Dover Edition, 1959.

[2.9] ESDU (Engineering Sciences Data Unit) 74011, "Rate of change of lift coefficient with control deflection for full-span plain controls", The Royal Aeronautical Society, 1997, www.esdu.com, siteye son ulaşma tarihi : 2 Temmuz 2009.

3- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – HESAPLAMALI AERODİNAMİK ANALİZ ÇALIŞMALARI

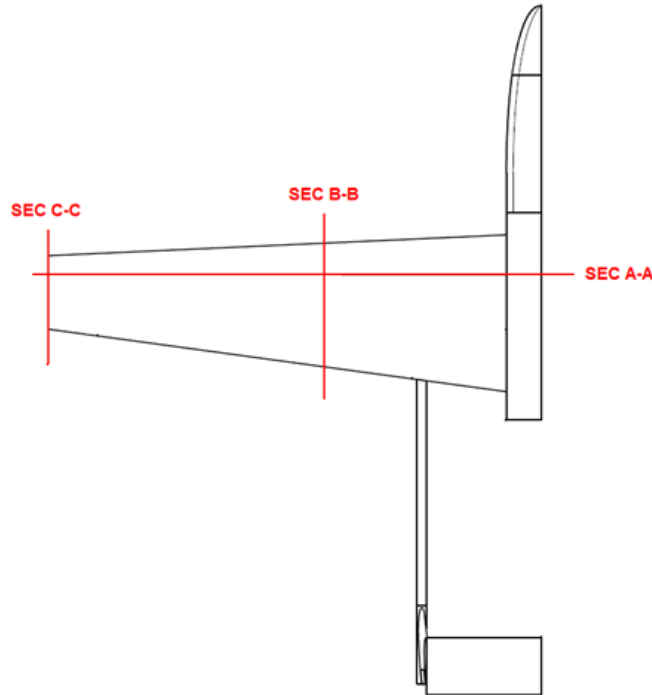
Bu kısımda proje kapsamında gerçekleştirilmiş olan hesaplamalı aerodinamik çalışmalarının ana kısımları özetlenmiştir. Hesaplamalı aerodinamik çalışmaları dönem raporlarında detaylı olarak verilmişti. Bu proje kapsamında hesaplamalı aerodinamik çalışmalarından ana beklenti yapısal analiz çalışmaları için gerekli olan aerodinamik yüklerin çıkarılması olmuştur. Dönem raporlarında kontrol yüzey hareketi verilerek gerçekleştirilen hesaplamalı aerodinamik analiz çalışmaları da olmuştur. Ancak, kontrol yüzey hareketli analizler, her kontrol yüzey hareketi için yeni bir çözüm ağı oluşturma işlemi gerektirdiğinden uzun zaman almaktadır. Ayrıca sınır tabaka çözümleri de çok uzun zaman almaktadır. Bu nedenle, proje kapsamında sınır tabaka çözümleri yerine kontrol yüzey hareketi verilmiş hava aracının hesaplamalı aerodinamik analizlerinin Euler çözücüsü ile yapılmasına karar verilmiştir. Euler çözümleri ile elde edilen neticelerin hava aracının aerodinamik katsayılarının belirlenmesi için yeterli olacağı değerlendirilmiştir. Ancak proje sona erdikten sonra da hesaplamalı aerodinamik analizleri yüksek lisans tez çalışması kapsamında devam edecektir. İlave aerodinamik analizler ile hava aracının kararlılık ve kontrol türevlerinin daha hassas çıkarılması amaçlanmış olup, bu türevler ileriki aşamalarda (projenin sonlandırılmasından sonraki aşamalar) uçuş kontrol yazılımında kullanılacak olan altı serbestlik dereceli uçuş denklemlerine girdi teşkil edeceklerdir. İlave aerodinamik analizler ile bulunacak olan hassas kararlılık ve kontrol türevleri özellikle özgün otopilot geliştirme çalışmalarına yönelik olarak gereken altı serbestlik dereceli uçuş denklemleri için gerekmektedir. Ancak özgün otopilot geliştirme çalışmaları bu proje dahilinde değildir.

Proje kapsamında projenin başarısı için gerekli olan aerodinamik analizler yapısal analizler için gerekli olan harici yüklerin hesaplanmasına yönelik olan analizlerdir. Yapısal tasarım amaçlı harici yüklerin hesaplanmasına yönelik olarak yapılan aerodinamik analiz çalışmaları birici, ikinci ve üçüncü dönem raporlarında detaylı bir şekilde raporlanmıştır. Yapısal tasarıma girdi olacak harici yükler Euler ve Navier Stokes çözümleri gerçekleştirilerek hesaplanmıştır. 3. dönem raporunda sunulmuş olan bu çalışmanın önemli yerleri bu kısımda tekrar hatırlatmak amacı ile sunulmuştur.

3.1 Hava aracı ve kanat için Navier-Stokes ve Euler çözümleri ile elde edilen yüklerin kıyaslanması

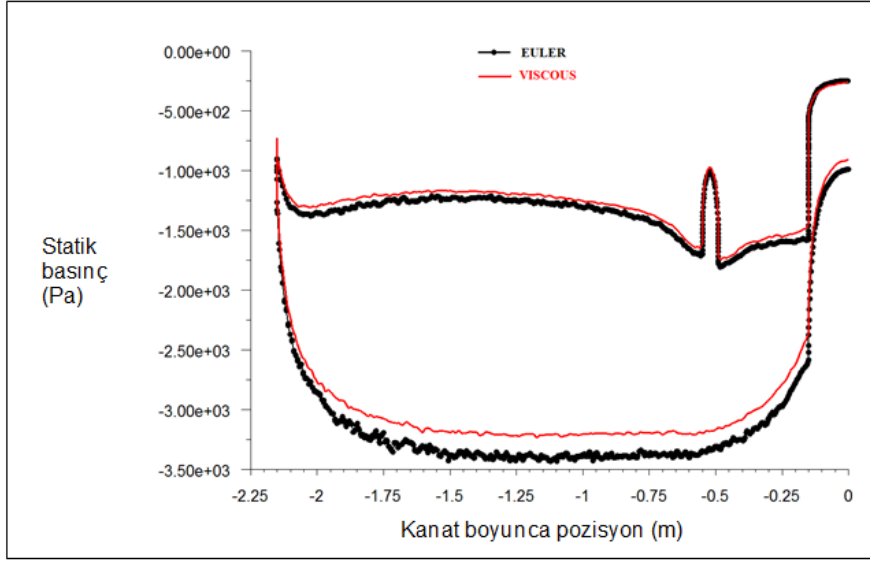
İnsansız hava aracının yapısal analizinde Euler çözümleri ile elde edilen yükler kullanılmıştır. Ancak bu kısımda Euler çözümleri ile Navier Stokes çözümleri çeşitli kanat kesitlerinde karşılaştırılarak Euler çözümleri ile elde edilen yüklerin güvenilirliği üzerinde bir fikir elde edilmeye çalışılmıştır:

Euler çözümleri ile Navier Stokes çözümleri hava aracının kanadı üzerinde 3 ayrı kesitte karşılaştırılmıştır. Euler çözümlerinin ve Navier Stokes çözümlerinin karşılaştırıldığı kesitler aşağıda Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Birinci kesit (AA kesiti) kanat boyunca çeyrek veter üzerindedir. İkinci kesit (BB kesiti) veter boyunca kanat kökünden 1 metre uzaklıkta kanat üzerindedir. Üçüncü kesit (CC kesiti) ise kanat ucunda veter boyuncadır.



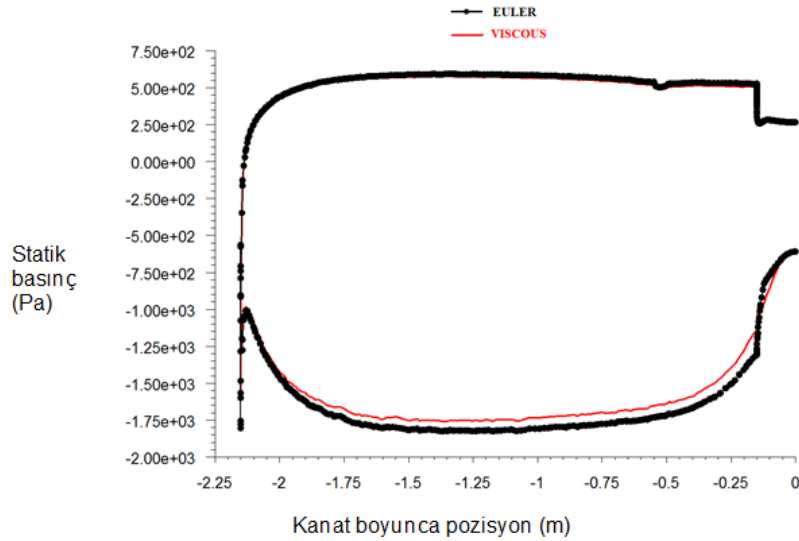
Şekil 3.1 Euler ve Navier-Stokes HA çözümlerinin karşılaştırıldığı kesitler

Birinci kesitte (AA kesiti) Euler ve Navier Stokes çözümleriyle bulunan basınç değerleri Şekil 3.2 ve 3.3'de gösterilmiştir. Kırmızı çizgi Navier stokes çözümleri ile elde edilen basınç dağılımını, siyah çizgi ise Euler çözümleri ile elde edilen basınç dağılımını göstermektedir. Basınç dağılımları deniz seviyesindeki statik basınç ile olan farkı vermektedir. Çözümler 3.8g dalma hızı ve perdövites durumu için yapılmıştır. Şekil 3.2 dalma hızı durumundaki, Şekil 3.3 ise perdövites durumundaki Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen karşılaştırmayı göstermektedir.



Şekil 3.2 Kesit AA'da dalma hızı durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, 0 m: Kanat kökü, -2.25 m: Kanat ucu

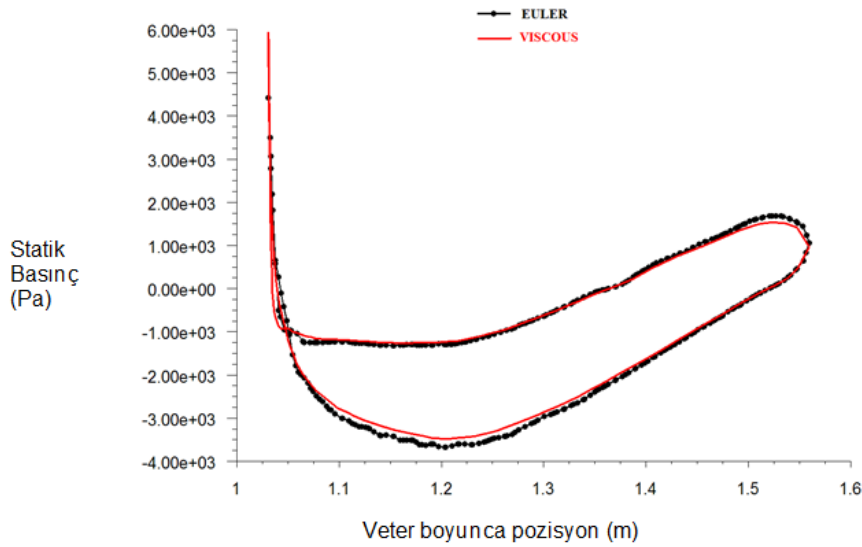
Görüldüğü gibi hem dalma hem perdövites durumu için hava aracı alt yüzeylerinde basınç değerleri neredeyse eşit bulunurken, üst yüzeylerde basınç değerlerinin iki çözüm arasında çok az değiştiği görülmektedir. Şekil 3.2'de alt yüzey basınç eğrisinde görülen sivri kısım kanat altındaki kanat-kuyruk bağlantı girişine denk gelmektedir.



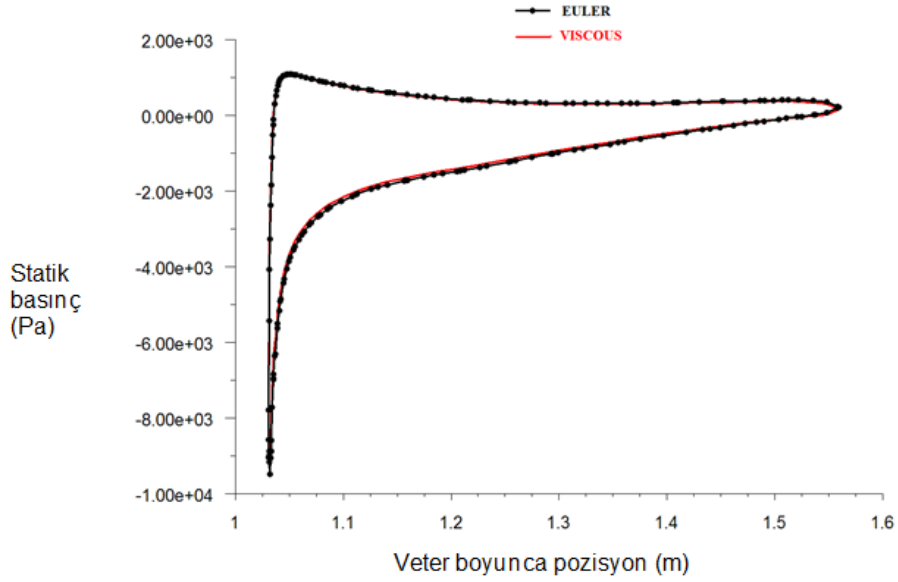
Şekil 3.3 Kesit AA'da perdövites durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, 0 m: Kanat kökü, -2.25 m: Kanat ucu

Şekil 3.2 ve 3.3’de verilmiş olan basınç grafiklerine göre alt ve üst yüzeyler arasındaki basınç farkı Navier-Stokes çözümünde Euler çözümüne göre biraz daha azdır. Bu nedenle yapısal analizlerde Euler çözümü neticesinde elde edilen basınç dağılımının kullanılması daha fazla kanat yükü yaratacağından Euler çözümü ile elde edilen yüklerin kullanılmasının etkisi ilave bir emniyet katsayısı gibi olacaktır. Ancak burada hatırlatılması gereken nokta çözüm yapılan dalma hızı hücum açısının Euler çözümü ile elde edilmiş olmasıdır. Navier Stokes çözümlerini kullanarak bir dalma hızı hücum açısı bulunmamıştır. Bu nedenle toplam kaldırma kuvveti kıyaslaması yapmak çok doğru değildir.

İkinci kesitte (BB kesiti) Euler ve Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç dağılımı 3.8g dalma hızı ve perdövites durumları için Şekil 3.4 ve 3.5’de verilmiştir. Bu kesitte basınç değerlerinin birbirine çok yakın olduğu görülmektedir.

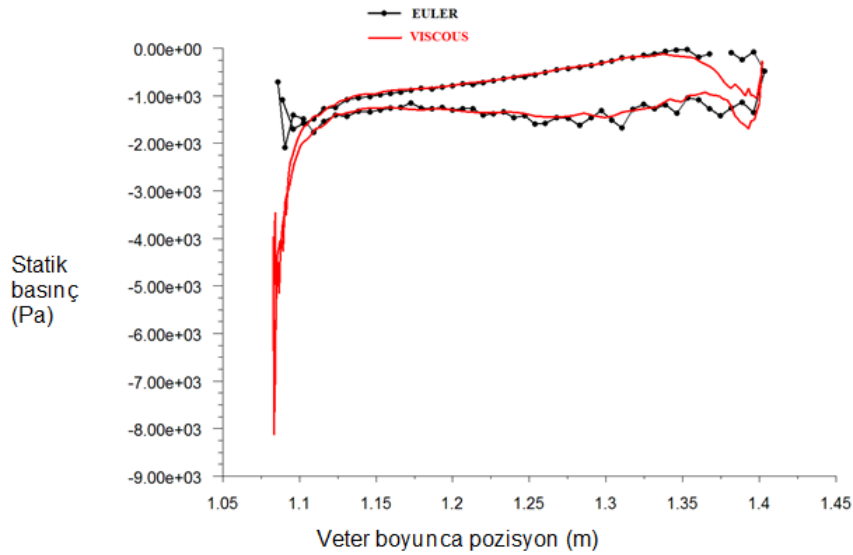


Şekil 3.4 Kesit BB’de dalma hızı durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üstteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı

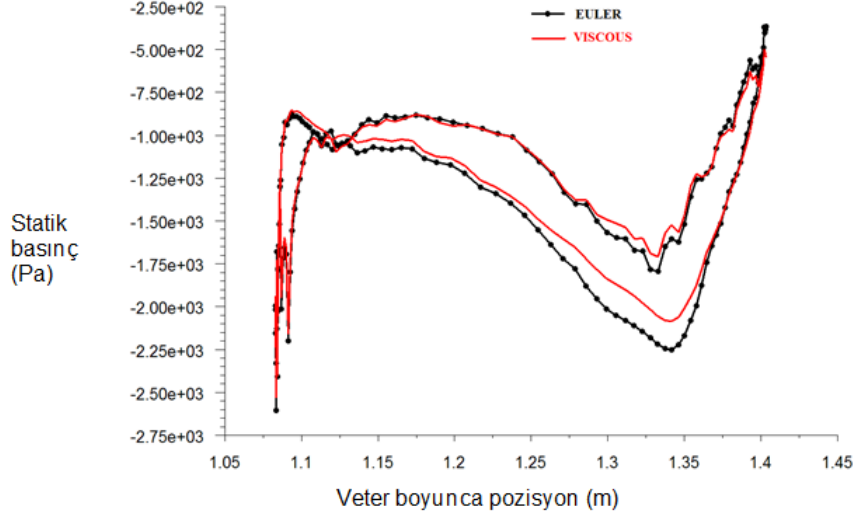


Şekil 3.5 Kesit BB'de perdövites durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı

Üçüncü kesitte (CC kesiti) Euler ve Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç dağılımı 3.8g dalma ve perdövites durumları için Şekil 3.6 ve 3.7'de verilmiştir. Kanat ucundaki kesitte Euler ve Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç dağılımları arasındaki farklar daha belirgin olmasına rağmen genel olarak yeterli sayılabilecek bir uyum söz konusudur.



Şekil 3.6 Kesit CC'de dalma hızı durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı



Şekil 3.7 Kesit CC'de perdövites durumunda Euler-Navier Stokes çözümleri ile elde edilen basınç değerlerinin karşılaştırılması - Üsteki eğriler kanadın alt yüzeyi, alttaki eğriler kanadın üst yüzeyi, Sol taraf: Kanat hücum kenarı, Sağ taraf: Kanat firar kenarı

Euler ve Navier-Stokes çözümleri sonucunda elde edilen toplam kaldırma kuvveti ve toplam sürükleme kuvvetleri dalma hızı ve perdövites durumları için Tablo 3.1 'de verilmiştir. Tabloda verilen değerler yarım uçak değerleridir. Tablo 3.1'den de görüldüğü gibi Euler çözümü Navier Stokes çözümüne göre daha fazla kaldırma kuvveti ve daha az sürükleme kuvveti vermiştir. Aynı hücum açılarında Navier Stokes çözümleri daha düşük kaldırma kuvveti verdiği için yapısal analiz çalışmalarında Euler çözümü ile elde edilen basınç dağılımı ölçeklendirilerek yarım hava aracı ağırlığı olan 1957 N seviyesine çekilmiştir. Aslında toplam kaldırma kuvveti 1957 N'luk seviyeye çekildiği için Navier Stokes veya Euler çözümü kullanmak arasında çok önemli bir fark yoktur. Ancak Euler çözümleri daha kısa sürede alındığı için projede yapısal analizlerde kullanılmak için Euler çözümleri sonucunda elde edilen yüklerin kullanılması tercih edilmiştir. Ancak Tablo 3.1'de verilmiş olan kaldırma ve sürükleme kuvvetleri yarım hava aracı değerleri olup kanat yapısal analizleri için kullanılması gereken kaldırma kuvveti, toplam kaldırma kuvveti dökümünden yola çıkılarak hesaplanmıştır.

Tablo 3.1 3.8 g durumu için Navier Stokes ve Euler çözümleri ile elde edilen toplam (yarım hava aracı) kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetleri

	Dalma hızı durumu		Perdövites durumu	
	Navier-Stokes	Euler	Navier-Stokes	Euler
Toplam kaldırma kuvveti (N)	1290.09	1409.78	1706.42	1789.82
Toplam sürüklenme kuvveti (N)	281.51	139.36	149.98	134.33

Tablo 3.2 dalma hızı durumu, 3.8g yük faktörü için Euler çözümleri ile hesaplanmış olan kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti dökümünü göstermektedir. Görüldüğü gibi kanat üzerindeki kaldırma kuvveti 1762 N civarındadır. Bu değer hava aracının 3.8g yük faktörü durumundaki ağırlığının yarısı olan 1957 N değerinden daha düşüktür. Ancak yapısal analizlerde aynı basınç dağılımı kullanılmış fakat basınç değeri 1957/1762 oranında artırılmıştır. Bütün hava aracı için gerçekleştirilen aerodinamik analizlerde dalma hızı ve 3.8g uçuş koşulunda kanat için hesaplanmış olan hücum açısı kullanıldığından, toplam hava aracı için hesaplanmış olan 1410 N'luk kaldırma kuvveti 1957 N olan yarım hava aracı ağırlığından daha düşük çıkmıştır. 1957N'luk yarım hava aracı ağırlığını karşılayacak kaldırma yükünü hesaplamak için bütün hava aracı (simetrik sınır şartlı yarım hava aracı) için aerodinamik analizler gerçekleştirilmeli ve dalma hızı ve 3.8g uçuş koşulunda bütün hava aracı için hücum açısı hesaplanmalıdır. Ancak, kanat yapısal analizlerinde kullanılmak amaçlı aerodinamik yük hesaplanması için bütün hava aracının birden çok hesaplamalı aerodinamik analizlerinin yapılmasına gerek görülmemiştir.

Tablo 3.2 3.8g ve dalma hızı durumunda bütün uçak için hesaplamalı aerodinamik analiz sonuçları

	Kanat	Gövde	Gövde-Kuyruk boruları	Yatay kuyruk
Kaldırma kuvveti (N)	1762.3	9	21.73	-25.97
Sürüklenme Kuvveti (N)	51.93	59.67	10.06	17.71

Tablo 3.3 perdövites hızı durumu, 3.8g yük faktörü için Euler çözümü ile hesaplanmış olan kaldırma kuvveti ve sürükleme kuvveti dökümünü göstermektedir. Görüldüğü gibi kanat üzerindeki kaldırma kuvveti 1586.55 N civarındadır. Bu değer hava aracının 3.8g yük faktörü durumundaki ağırlığının yarısı olan 1957 N değerinden daha düşüktür. Ancak yapısal analizlerde aynı basınç dağılımı kullanılmış fakat basınç değeri 1957/1586.55 oranında arttırılmıştır. Bütün hava aracı için gerçekleştirilen aerodinamik analizlerde perdövites hızı ve 3.8g uçuş koşulunda kanat için hesaplanmış olan hücum açısı kullanıldığından, toplam hava aracı için hesaplanmış olan 1789.82 N'luk kaldırma kuvveti 1957 N olan yarım hava aracı ağırlığından daha düşük çıkmıştır. Aslında perdövites hızı durumunda bütün hava aracı için gerçekleştirilen aerodinamik analizlerde kanat profili için perdövites hücum açısı kullanılmıştır. Bütün hava aracı için hesaplanmış olan toplam kaldırma kuvvetinin Tablo 3.1'de 1790 N civarında olduğu görülmektedir. Bu değer 1957N'luk yarım hava aracı için gerekli olan kaldırma kuvvetinden daha düşüktür. Ancak, dalma hızı durumuna göre perdövite hız durumu Euler çözümü ile elde edilen yarım hava aracı için hesaplanmış olan kaldırma kuvveti 1957 N'a daha yakın bulunmuştur. Bunun ana nedeni, perdövites hızı durumu için gerçekleştirilen aerodinamik analizlerde kanat perdövites hücum açısının kullanılmasıdır. Bütün hava aracı için ise perdövites hücum açısının kanat perdövites açısına göre daha yüksek olması beklenen bir durumdur. 1790 N ve 1957 N değerleri bütün hava aracı için olması gereken perdövites hücum açısının, kanat perdövites hücum açısından daha büyük olduğuna işaret etmektedir.1957N'luk yarım hava aracı ağırlığını karşılayacak kaldırma yükünü hesaplamak için bütün hava aracı (simetrik sınır şartlı yarım hava aracı) için aerodinamik analizler gerçekleştirilmeli ve perdövites hızı ve 3.8g uçuş koşulunda (asgari manevra hızına karşılık gelmektedir) bütün hava aracı için hücum açısı hesaplanmalıdır. Ancak, kanat yapısal analizlerinde kullanılmak amaçlı aerodinamik yük hesaplanması için bütün hava aracının birden çok hesaplamalı aerodinamik analizlerinin yapılmasına gerek görülmemiştir.

Tablo 3.3 Perdövites hızı ve 3.8 g durumu için interpolasyon sonrası alt yapı elemanlarındaki kaldırma kuvveti ve sürükleme kuvveti değerleri

	Kanat	Gövde	Kanat-kuyruk bağlantı boruları	Kuyruk
Kaldırma kuvveti(N)	1586.5	129.44	12.83	26.68
Sürükleme kuvveti (N)	109.71	30.65	6.81	3.03

4- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – YAPISAL ANALİZ ÇALIŞMALARI

Yapısal analiz çalışmaları kapsamında kesin raporda bütün gerçekleştirilen detay çalışmalar sunulmamış ancak kritik yapı elemanlarının yapısal analiz çalışmaları detaylı bir şekilde verilmiştir. Bu anlamda, kesin raporda şu çalışmalar sunulmuştur:

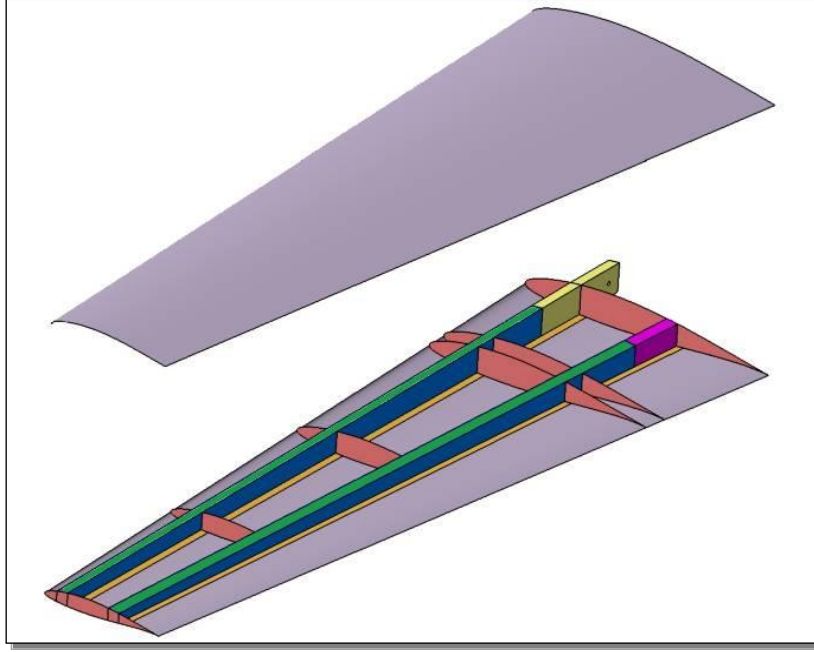
- Sonlu elemanlar modeline esas olan kanat yapısal tasarımının detaylı açıklanması
- Taktik insansız hava aracında kullanılan malzemeler ve özellikleri
- 3.8g ve dalma hızı durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri
- 3.8g ve perdövites hız durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri
- Ön ve arka iniş takımının yere vurma benzetimleri

İlk hazırlanan ve Tübitağa sunulan sonuç raporunda hava aracının yapısal elemanlarında kullanılan örgülü kompozit kumaşın mekanik özelliklerinin belirlenmesi kısımda yer almaktaydı. Sonuç raporunun pdf formatına çevrilmiş halinin 3MB'ın üzerinde olmaması gerektiğinden bu kısım düzeltilmiş sonuç raporundan çıkarılmıştır. Hava aracının yapısal elemanlarında kullanılan örgülü kompozit kumaşın mekanik özelliklerinin belirlenmesi kısmı detaylı bir şekilde dönem raporlarında verilmişti. Benzer şekilde, kuyruk yapısal sistemi analizleri ile mekanik bağlantıların el hesabı ile yapılan mukavemet analizleri ise dönem raporlarında detaylı bir şekilde sunulduğundan ve kesin raporun daha fazla uzun olmaması için kesin raporda ele alınmamıştır.

4.1 Sonlu elemanlar modeline esas olan kanat yapısal tasarımının detaylı açıklanması

Kesin raporda kanat yapısal analiz çalışmaları detaylı bir şekilde sunulmuştur. Kanat yapısı hava aracının en kritik alt yapı elemanı olduğu için proje kapsamında yapısal analiz çalışmaları kapsamında izlenen yol kanat yapısı üzerinden kesin raporda anlatılmıştır. Kanat yapısal analiz çalışmaları detaylı bir şekilde projenin 3. dönem raporunda verilmişti. Kesin raporda kanat yapısal analiz çalışmaları çalışmalar tekrar vurgulanmıştır. Yatay ve dikey kuyruk ve kuyruk borusu yapısal çalışmaları kanat yapısal analiz çalışmaları ile benzer yöntemleri içerdiği ve bu çalışmalar projenin 4. dönem raporunda detaylı bir şekilde sunulduğu için kesin raporun daha fazla uzun olmaması için kesin rapor kapsamından çıkarılmıştır.

Birinci dönem raporunda da vurgulandığı gibi bir hava aracının en kritik alt yapı elemanı kanattır. Kavramsal tasarım neticesinde kanat geometrisi 1. rapor döneminde belirlenmişti. Bu noktada 1. rapor döneminde verilmiş olan kanat içi yapısal tasarım resminin hatırlatma amacı ile verilmesinde fayda bulunmaktadır. Bu resim 2. dönem raporunda da sunulmuştur. Şekil 4.1 kanat tasarımı için 1. rapor döneminde düşünülerek çizilmiş olan iç yapıyı göstermektedir. Bu rapor döneminde de bu iç yapı tasarımına sadık kalınmıştır.



Şekil 4.1 Taktik insansız hava aracı kanat iç yapısı CATIA modeli

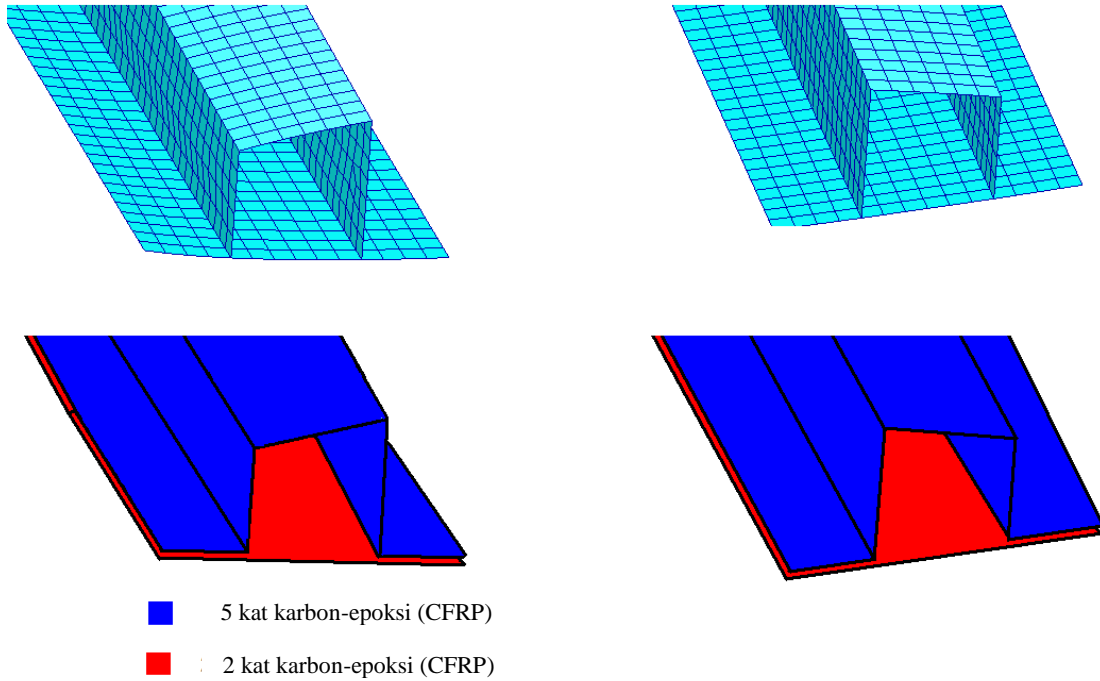
Tablo 4.1 renk kodlarını kullanarak kanat iç yapısını tarif etmektedir.

Tablo 4.1 Kanat iç yapısı- renk kodları ve karşılık gelen malzeme grupları

Renk	Grup	Malzeme
Yellow	Ön kiriş gövde bağlantısı	Karbon-epoksi ile kaplı gürgen
Pink	Arka kiriş gövde bağlantısı	Karbon-epoksi ile kaplı Al 7075-T6
Blue	Kiriş dik duvarları	Karbon-epoksi
Green	Kiriş üst flanşları	Karbon-epoksi+üst kabuk yüzey malzemesi
Purple	Alt ve üst kabuk yüzeyler	Cam elyaf-epoksi+Rohacell köpük sandviç yapı
Orange	Kiriş alt flanşları	Karbon epoksi+ alt kabuk yüzey malzemesi
Red	Kanat sınırları (kaburgalar)	Karbon-epoksi+gürgen ağacı+sert mavi köpük sandviç

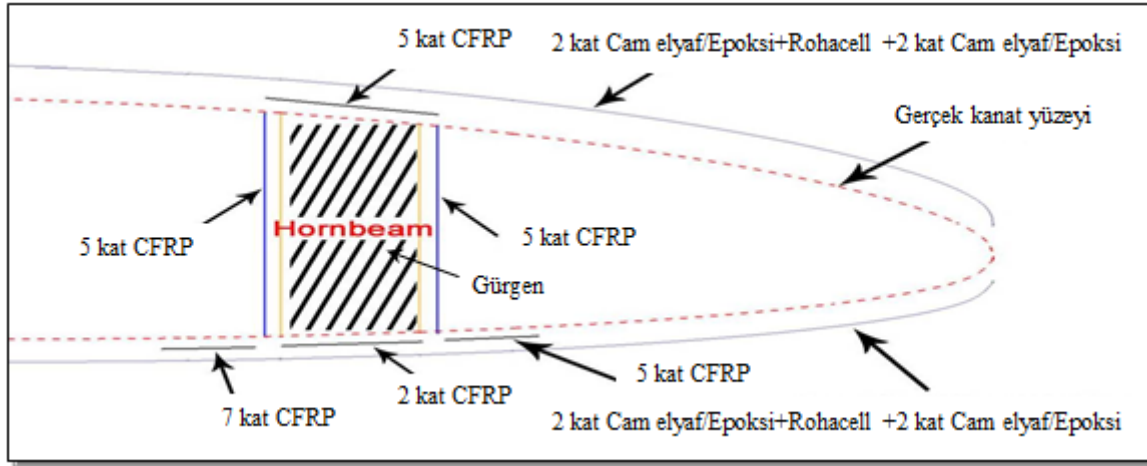
Kanat kabuk yüzeyleri: Kanat kabuk yüzeyleri cam elyaf-epoksi-Rohacell köpük [4.0] sandviç yapısında tasarlanmıştır. 1 kat Rohacell köpük altında ve üstünde ikişer kat cam elyaf-epoksi olacak şekilde sandviç yapı oluşturulmuştur. Her bir cam elyaf-epoksi katı yaklaşık olarak 0.3 mm kalınlığındadır. Rohacell köpük kalınlığı ise 2 mm'dir. Üretim sırasında Rohacell köpüğün çok fazla epoksi emmesinden dolayı bu kata yapısal analizler sırasında epoksi malzeme özelliği verilmiştir.

Kirişler: Kanat yapısında 2 kiriş bulunmaktadır. Kirişler için oluşturulan yapısal analiz ağı ve kullanılan malzemeler Şekil 4.2'de gösterilmiştir. 2 kat karbon-epoksi üzerine köpük kalıp konulmuş ve köpüğün üzeri 5 kat karbon-epoksi ile örülmüştür. Şekil 4.2'de görüldüğü gibi bu sayede şapka görüntüsünde bir kiriş-flanş yapısı meydana gelmiştir. Yapısal analiz sırasında köpük kalıp yok sayılarak kirişlerin sadece karbon-epoksi kompozit malzemeden oluştuğu varsayılmıştır. Her bir kat kalınlığı yaklaşık olarak 0.3 mm'dir. Kanat yapısının üretiminin tarifi kısmında detaylı açıklama yer almaktadır.



Şekil 4.2 Taktik insansız hava aracı kanadının ön ve arka kiriş yapısı

Şekil 4.3 kanadın ön kiriş ve çevresindeki yapıda kullanılan malzemeleri göstermektedir. Bu resim kanat üretim tarifi ve o tarifte yer alan üretim resimleri ile birlikte incelenmesi ile daha kolay anlaşılabilir.



Şekil 4.3 Taktik insansız hava aracı kanadının ön kiriş ve çevresinde kullanılan malzemeler

Kanat sınırları (kaburgalar): Kanat iç yapısında 6 adet sınır (kaburga) bulunmaktadır. Kanat sınırları karbon-epoksi, kompozit mavi sert köpük ve balsa ağacından sandviç yapı olacak şekilde tasarlanmıştır. Kanat sınırlarının yapısal konfigürasyonu Tablo 4.2’de verilmiştir.

Tablo 4.2 Kanat sınırlarının sandviç iç yapısı

Katlar	Malzeme
1	0.1 mm kalınlığında karbon-epoksi
2	4 mm kalınlığında gürgen kat
3	0.1 mm kalınlığında karbon-epoksi
4	20 mm kalınlığında sert mavi köpük
5	0.1 mm kalınlığında karbon-epoksi
6	4 mm kalınlığında gürgen kat
7	0.1 mm kalınlığında karbon-epoksi

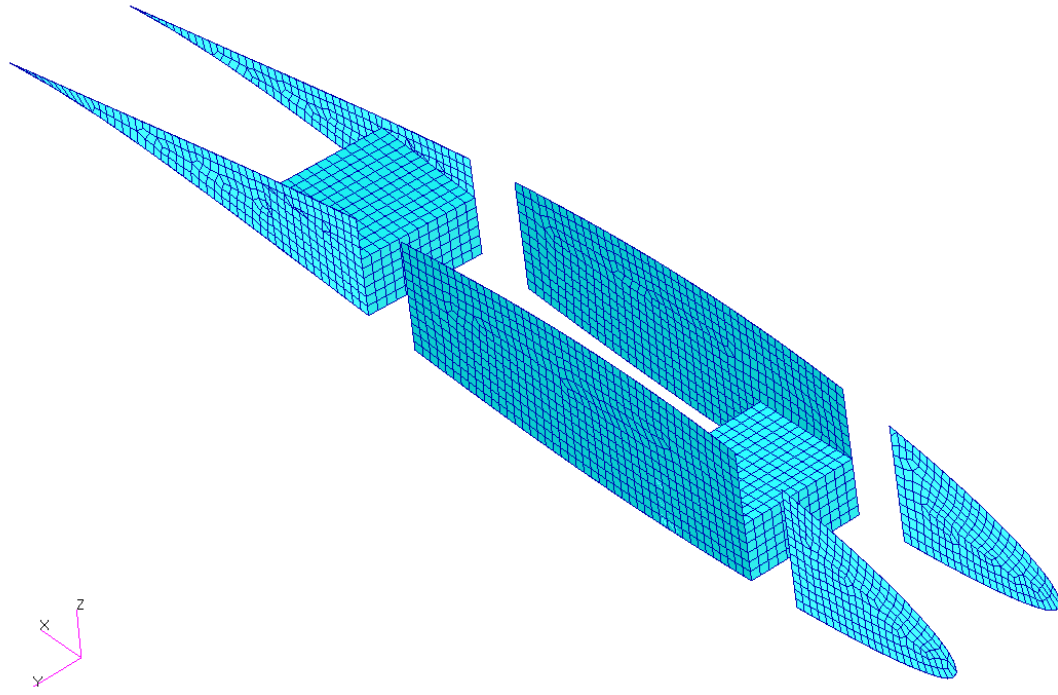
Ara katlarda kullanılan kalın gürgen ve mavi köpük sayesinde kiriş sınırının toplam et kalınlığı artırılıp burkulma probleminin oluşmasının önüne geçilmiştir. Kanat kirişlerinin et kalınlıklarının fazla olması aynı zamanda kanadın üst ve alt kabuk yüzeylerinin aerodinamik profil şekillerinin korunmasında sağlayacağı düşünülmüştür.

Sonlu elemanlar modelinde sandviç yapı katmanlı kompozit malzeme olarak modellenmiştir. Gürgen blok ve mavi köpük kalın olduklarından klasik katman teorisinin sınırlarda kullanılması çok uygun olmamakla beraber bütün kanat sonlu elemanlar modelinin fazla karmaşık hale gelmemesi için kanat sınırlarının katmanlı kompozit malzeme olarak modellenmesine karar verilmiştir. Daha gerçekçi modellemede kalın olan gürgen ve mavi köpük katlarının katı elemanlar ile modellenmesi gerekmektedir. Ancak bu modelleme kanat yüzeyinde ilave yüzey bölünmelerine neden olacağından kanadın sonlu elemanlar modelini çok fazla karmaşık hale getirecektir. Klasik katman teorisinin sınırların modellenmesinde kullanılması ile sınırların katılığı yaklaşık olarak temsil edilebilir ve bu sayede sadece kanat sınırları ile kanat alt/üst yüzeyleri ve kiriş yan yüzeylerinin kesiştiği yerlerde yüzey bölünmeleri ile sonlu elemanlar modeli daha basit bir hale getirilebilir.

Kanat kiriş-gövde bağlantıları: Gürgen ağacından üretilmesi öngörülen ön kiriş uzantısı gövde içindeki kutu şeklindeki yuvasına girecek şekilde tasarlanmıştır. Kanat kiriş-gövde bağlantısının daha sonra gövde ile bütünleşik kutu yuvasında kutunun yan duvarlarından iki adet 2 civata ile bağlanması öngörülmüştür. Arka kiriş bağlantısı ise alüminyumdan yapılmıştır ve gövdeye dışarıdan 2 civata ile bağlanacak şekilde tasarlanmıştır.

Kanat üzerindeki kuyruk bağlantı borularının bağlantı noktaları:

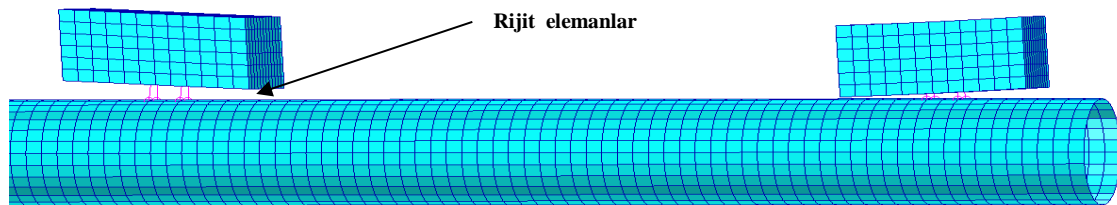
Şekil 3.1’de görüldüğü gibi kuyruk düzlemi kanada iki adet boru ile bağlanmaktadır. Kuyruk borusunu kanat bağlantısı için kanat içinde birbirlerine yakın olarak yerleştirilmiş olan iki adet sınır arasına ve kanat kirişlerin arkasına 2 adet “bağlantı noktası” yerleştirilmiştir. “Bağlantı noktaları” 2 adet gürgen blok arasında bir paslanmaz çelik bloktan oluşmaktadır. Alttaki gürgen bloğun kalınlığı 4 mm, üstteki gürgen bloğun kalınlığı ise 14 mm’dir. Aradaki paslanmaz çelik parça ise 10 mm kalınlığındadır. Şekil 4.4 kuyruk bağlantı borularının kanat üzerindeki bağlantı noktalarının sonlu elemanlar modelini göstermektedir.



Şekil 4.4 Kanat kuyruk bağlantı bölgesindeki bağlantı noktalarının sonlu elemanlar modeli

Kanat kuyruk bağlantı bölgesindeki bağlantı noktalarında paslanmaz çelik plaka 2 adet gürgen blok arasında sandviç edilmiştir. Paslanmaz çelik malzemenin içine M8 diş çekilmiş ve kanat-kuyruk borusu kanada iki yerden bağlanmıştır.

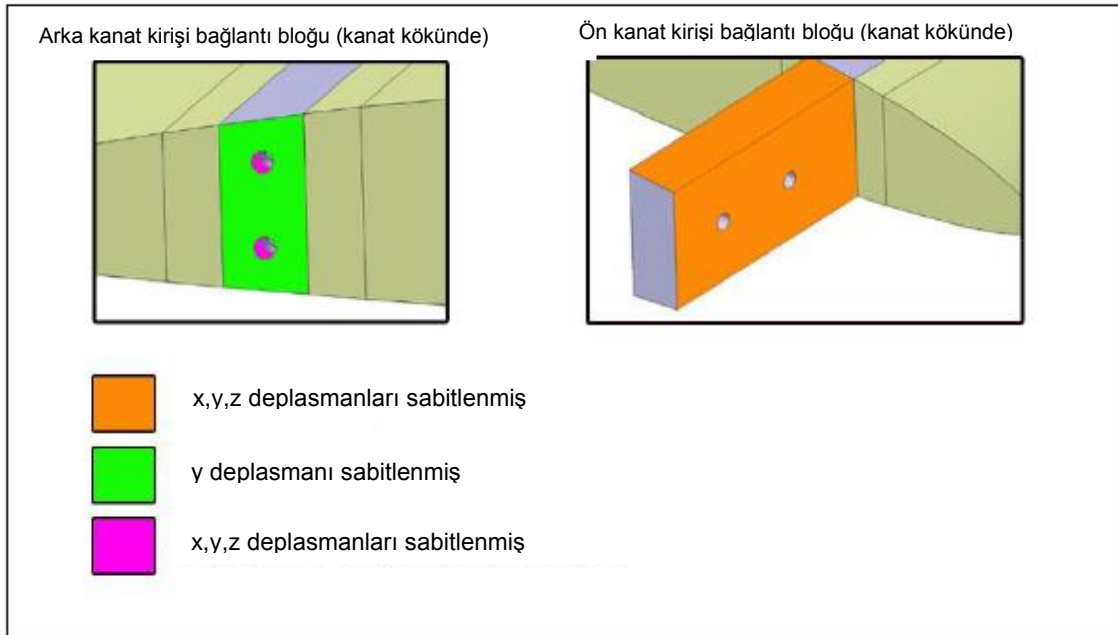
Yapısal analiz modelinde bağlantı civataları 4 adet rijit bağlayıcı ile Şekil 4.5'de gösterildiği gibi modellenmiştir. Civataların rijit elemanlar ile modellenmesi bütün kanat sonlu elemanlar modelinin davranışının incelenmesi açısından geçerli bir yaklaşımdır.



Şekil 4.5 Kanat-kuyruk borusu civata bağlantısında kullanılan rijit bağlantı elemanları

Sınır şartları:

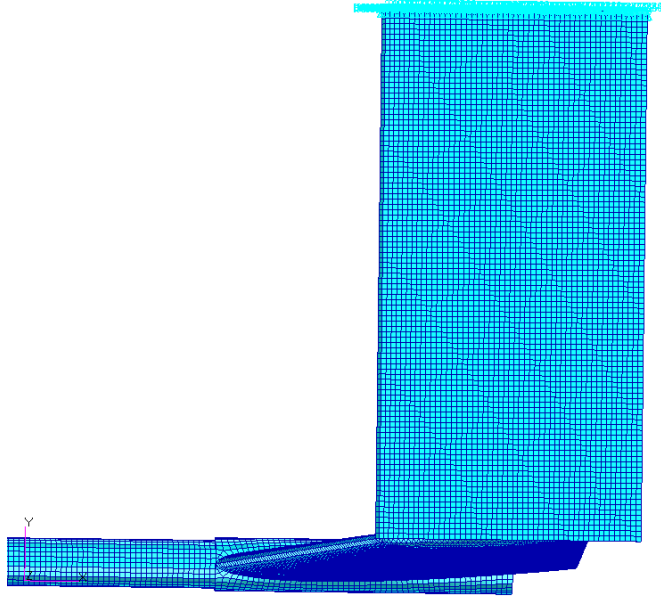
Taktik insansız hava aracının kanadının hava aracı gövdesine ön ve arka kirişte iki farklı bağlantı şekli kullanılarak bağlanması öngörülmüştür. Şekil 4.6 kanat yapısal analizleri sırasında kanat üzerinde uygulanan sınır şartlarını göstermektedir. Şekil 4.1’de de gösterildiği gibi arka kiriş gövde içine girmeyecek ve 2 adet M8 civata ile gövde ile bütünleşik hale getirilecek olan bir çevresel güçlendiriciye bağlanacaktır. Kanat üretiminde de detaylı olarak tarif edileceği gibi arka kirişin kök kısmına bir blok alüminyum yerleştirilmiş ve blok kanat kirişinin bütünleşik bir parçası olmuştur. Şekil 4.6’da gösterildiği gibi blok alüminyum üzerinde civataların vidalanacağı 2 adet M8 “helicoil” takılmıştır. Sonlu elemanlar modelinde bu delik içinde “helicoil” derinliğindeki bütün düğüm noktalarının x,y, ve z deplasmanları sabitlenmiştir. Bunun dışında alüminyum blok malzemenin gövde ile temas eden yüzeyindeki (Şekil 4.6’daki yeşil yüzey) y (kanat eksenı yönü) yönündeki deplasmanları sabitlenmiştir. Gövde bağlantısı sırasında bu iki civata skıldıklarında kanat gövde üzerine doğru çekileceğinden bu yüzeyler bir nevi kanat eksenı boyunca hareket edemeyeceklerdir. Alüminyum blok ve gövde arasındaki sürtünme ihmal edildiği için uçuş eksenı (x eksenı) ve kanat düzlemine dik eksen boyunca (z eksenı) deplasmanlar serbest bırakılmışlardır. Ayrıca kanat kök sinirinin hava aracının gövdesi ile temasının kompozit üretimden kaynaklanan toleranslar nedeni ile mükemmel olmayacağı varsayıldığı için kanat kök sinirinin yüzeyindeki bütün düğüm noktaları serbest bırakılmışlardır.



Şekil 4.6 Kanat yapısal analizleri sırasında kanat üzerinde uygulanan sınır şartları

Kanadın ön kirişinin ise gövde içine yerleştirilecek olan bir kutunun içine sokularak sabitleneceği öngörülmüştür. Şekil 4.6'da sağdaki resimde görülen ön kirişin kanat kök uzantısı üzerine aynı zamanda iki adet civata bağlama deliği açılmıştır. Ön kiriş uzantısının içine gireceği kutu kirişin kendisi kalıp olarak kullanılarak üretileceği için kiriş dış yüzeyi ile kutu içi yüzeyi arasında boşluk hemen hemen hiç kalmayacaktır. Ayrıca kutu ve kiriş iki adet civata-somun sistemi ile sıkıldıklarında kiriş dış yüzeyi ile kutu iç yüzeyinin birbirleri ile teması artacaktır. Bu nedenle sonlu elemanlar modelinde ön kirişin gövde içine giren kısmının dış yüzeyindeki düğüm noktalarının x,y,z deplasmanları sabitlenmiş dönme serbestlikleri ise serbest bırakılmışlardır. Ön kiriş uzantısının yüzey elemanları kabuk elemanlarıdır ve bu elemanlar kirişin karbon-epoksi katlarını modellemektedir. Kiriş uzantısının iç kısmında ise blok gürgen bulunduğu için bu kısım katı elemanlar ile modellenmiş ve katı elemanların dış yüzeylerine kabuk elemanlar yerleştirilerek karbon-epoksi olan en dış katın sonlu elemanlar modeli yaratılmıştır.

Yapısal analizler yarım hava aracı için gerçekleştirildiğinden kuyruk kısmında da sınır şartı uygulanmalıdır. Kuyrukta simetri sınır koşulu uygulanmıştır. Simetri eksenindeki tüm düğüm noktalarına y doğrultusunda (kuyruk ekseni) öteleme ve x (kuyruk veter ekseni), z (kuyruk dik düzlemi) doğrultularında dönmeler sabitlenmiştir. Kuyruktaki sınır koşulu Şekil 4.7'de gösterilmiştir. Şekil 4.7 kuyruk düzleminin üstten görünüşünü vermektedir. Koyu mavi renki yüzey dikey kuyruk olup yatay kuyruk dikey kuyruk üzerine yerleştirilmiştir.



Şekil 4.7 Yatay kuyruk üzerinde uygulanan sınır şartları

4.2 Taktik insansız hava aracında kullanılan malzemeler ve özellikleri

Taktik hava aracında kullanılan izotropik malzemeler gürgen ağacı, paslanmaz çelik, alüminyum ve epoksidir. Bu malzemeler için yapısal analizde kullanılan Esneklik katsayıları, Poisson oranları ve gerilim dayanımları Tablo 4.3'de belirtilmiştir.

Tablo 4.3 Hava aracı tasarımında kullanılan izotropik malzemelerin mekanik özellikleri

	E (MPa)	ν	Su (MPa)
Gürgen	15260	0.35	48.3
Paslanmaz çelik	200000	0.3	400
Alüminyum	70000	0.33	534
Epoksi	3450	0.35	82

Hava aracının kanat-kuyruk ve kanat-kuyruk bağlantı borularında kullanılan temel iki kompozit malzeme cam-elyafı-epoksi ve karbon-epoksidir. Örgülü düz kumaş yapıdaki cam-elyaf ve karbon-epoksi malzemelerin esneklik katsayıları ve çekme dayanımlarından bazıları proje döneminden önce yapılan deneyler ile belirlenmişti. Eksik olan özellikler ise diğer kaynaklardan ve diğer kaynaklar referans alınarak yapılan hesaplamalardan tamamlanmıştır [4.1-4.3]. Kullanılan cam-elyaf ve karbon kumaş malzemelerin örgülü/dengeli/düz olmasından dolayı her iki yöndeki esneklik katsayıları ve çekme dayanımları aynıdır. Ayrıca basma dayanımlarının çekme dayanımları ile aynı olduğu varsayılmıştır. Tablo 4.4 hava aracı tasarımında kullanılan cam-elyaf ve karbon-epoksi kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini vermektedir.

Tablo 4.4 Hava aracı tasarımında kullanılan kompozit malzemelerin mekanik özellikleri

	E1 (MPa)	E2 (MPa)	ν_{12}	G12 (MPa)	X [2.4] (MPa)	X' (MPa)	Y [2.4] (MPa)	Y' (MPa)	S (MPa)
Cam-Elyaf/Epoksi	26400 [4.4]	26400 [4.4]	0.125 [4.4]	4820 [4.4]	275	275	275	275	34 [4.3]
Karbon/Epoksi	47475 [4.1,4.2]	47475 [4.1,4.2]	0.0606 [4.1,4.2]	3393.8 [4.1,4.2]	403	403	403	403	65 [4.3]

X: 1 yönündeki çekme mukavemeti, X': 1 yönündeki basma mukavemeti

X: 2 yönündeki çekme mukavemeti, X': 2 yönündeki basma mukavemeti

S: kesme mukavemeti

Hava aracında kullanılan karbon-epoksi örgülü kumaş malzemesinin mekanik özelliklerinin belirlenmesine yönelik bir analitik modelleme çalışması da yürütülmüştür. Dönem raporlarında bu çalışma detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

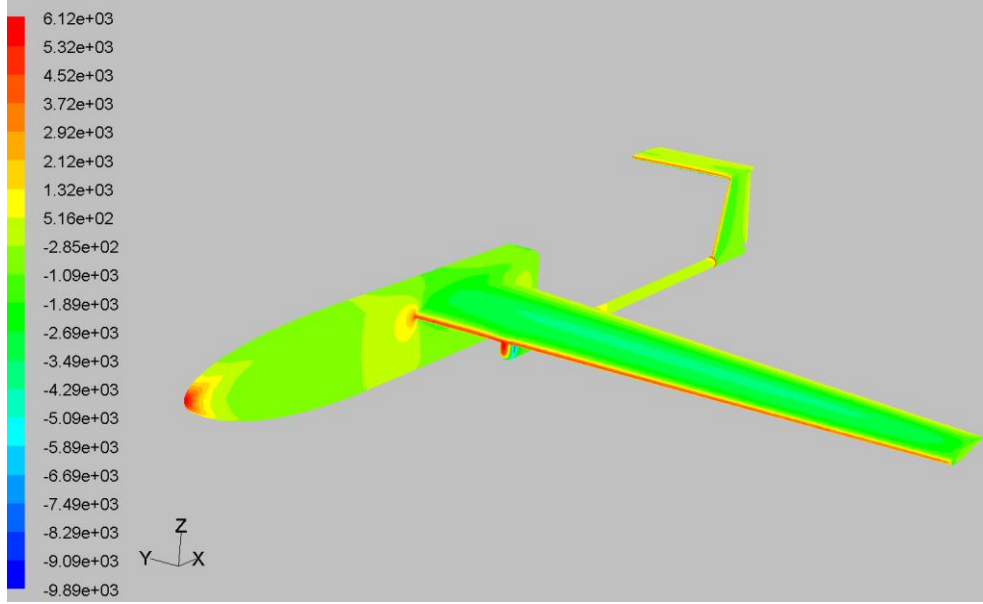
4.3 3.8g ve dalma hızı durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri

Hesaplamalı aerodinamik analiz çalışmaları dalma hızı ve asgari manevra hızı-perdövites hızı (VA) için yapılmış ve dalma hızı durumundaki çalışmalar neticesinde dalma hücum açısı sadece kanat için hesaplanmıştır. Minimum manevra hızındaki hücum açısı ise kanat profilinin kaldırma kuvvet katsayısı-hücum açısı grafiği kullanılarak bulunmuştur. Hesaplanan pike ve minimum manevra hücum açıları aşağıda verilmiştir:

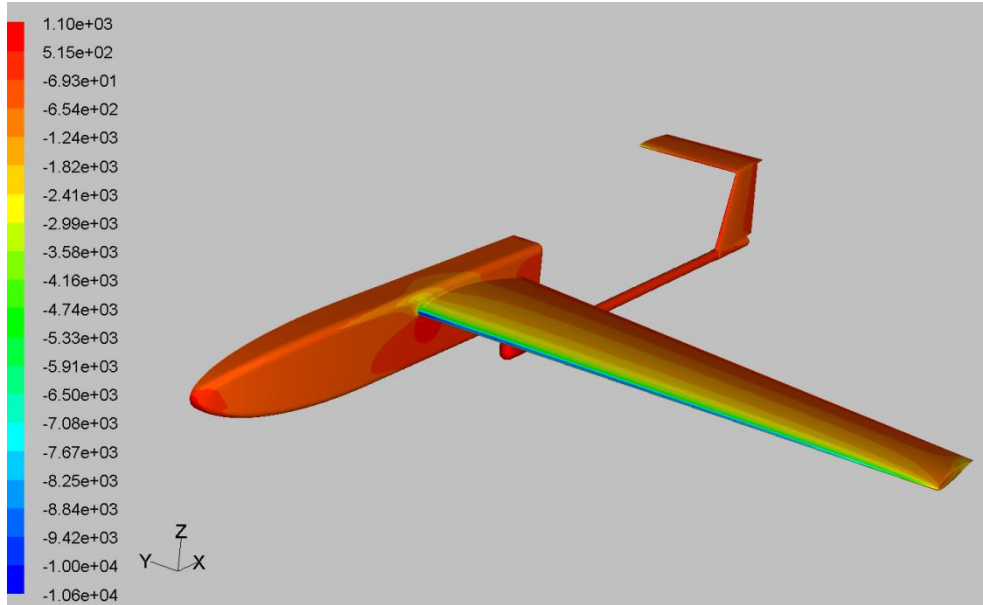
Dalma hücum açısı= 0.43 derece

Asgari manevra hızı hücum açısı=14 derece

Yapısal analiz çalışmalarında kaldırma kuvvetinin sadece kanatlar tarafından üretildiği varsayılarak tüm hava aracının hesaplamalı aerodinamik analizi bu açılarda yapılmıştır. Şekil 4.8 ve Şekil 4.9 sırasıyla dalma hızı ve minimum manevra hızı durumunda ve 3.8 g yük faktörü altında hava aracı üzerindeki basınç dağılımlarını göstermektedir.



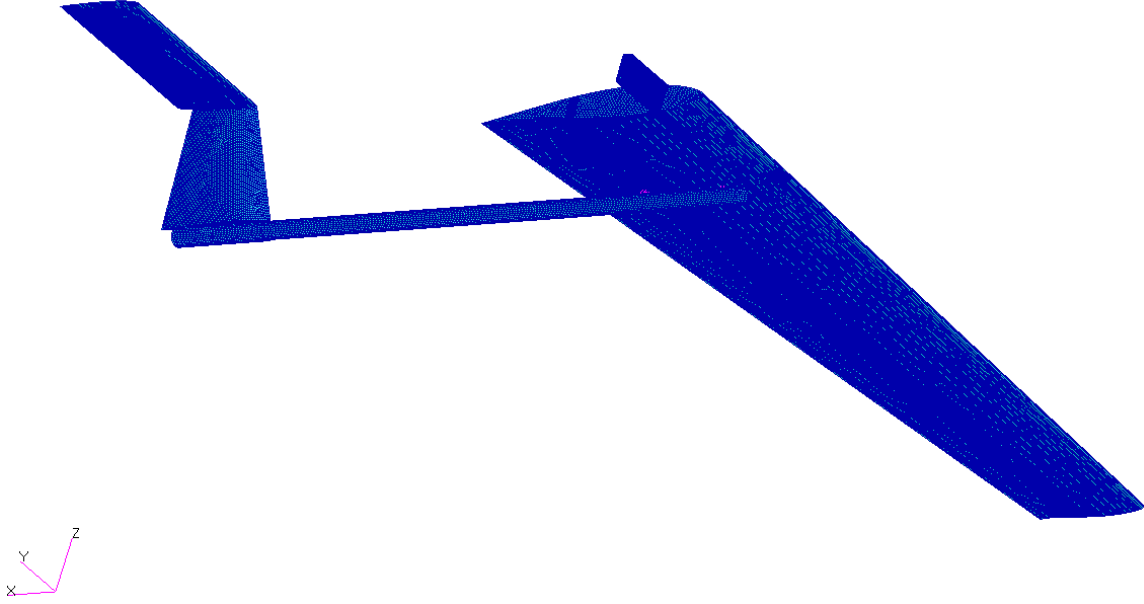
Şekil 4.8 Dalma hızı durumunda kanat-gövde-kuyruk birleşimi üzerindeki statik basınç dağılımını (Pa)



Şekil 4.9 Perdövites hızı durumunda kanat-gövde-kuyruk birleşimi üzerindeki statik basınç dağılımını (Pa)

Yapısal analiz çalışmasında kanat, kuyruk ve kuyruk borusu üzerindeki yükler esas alınmıştır. Hesaplamalı aerodinamik analizi ile hava aracı üzerinde üçgen elemanlardan oluşan bir çözüm ağı oluşturulmuş ve her düğüm noktasındaki aerodinamik kuvvet

belirlenmişti. Yapısal analizde ise çözüm ağı dörtgen elemanlardan oluşmaktadır. HA çözüm ağındaki kuvvetlerin yapısal analiz çözüm ağına aktarılması için Fluent yazılımının interpolasyon seçeneği kullanılmıştır. TAKTİK İHA'nın yapısal analizi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak MD Nastran çözücüsü ile yapılmıştır. Gövde modeli bu analize dahil edilmemiştir. Şekil 4.10 yapısal analiz için oluşturulan sonlu eleman modelini göstermektedir.



Şekil 4.10 Yapısal analizlerde kullanılan sonlu elemanlar modeli

Yarım hava aracı için gerçekleştirilen hesaplamalı aerodinamik analizi sonucunda elde edilen basınç dağılımı sonlu elemanlar modeline aktarıldıktan sonra kanat üzerindeki basınç dağılımının yarattığı kaldırma kuvveti yarım uçak için geçerli olan 1957 N'luk değer olacak şekilde ölçeklendirilmiştir. Daha önce de açıklandığı gibi bu sayede kanat üzerinde gerçekte var olan yükten daha fazla bir yük uygulanmış olup bu ilave yük bir nevi 3.8g'lik yük faktörü üzerine ilave bir yük faktörü etkisi yaratacaktır. Kanat dışındaki yüzeyler üzerine etki eden yükler de kanat yükünün ölçeklendirildiği oranda ölçeklendirilmiştir.

Kanat yapı elemanlarının dayanım kontrolü için şu kriterler kullanılmıştır:

İzotropik malzemeler için elde edilen Von mises gerilimleri malzemenin dayanımı ile karşılaştırılmıştır. Kompozit malzemeler için ise Tsai-Wu kırılma ölçütü [4.5] uygulanmıştır. Bu kısımda Tsai-Wu kırılma ölçütü kısaca tanıtılacaktır.

TSAI-WU Kırılma ölçütü

Tsai-Wu kırılma ölçütü aşağıdaki ifade ile tanımlanmıştır.

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{11}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1^2 + F_1\sigma_2^2 = FI$$

Bu ifadede FI terimi kırılma indisi olarak tanımlanmaktadır ve bu değer 1 olduğu takdirde malzemede kırılma muhtemeldir, yani kırılma veya hasar öngörülmektedir. Bu ifadedeki gerilme terimleri fiber yönündeki aksenal gerilme (σ_1), fiber yönüne dik yöndeki aksenal gerilme (σ_2) ve kesme gerilmesidir (τ_{12}). Bu ifade tek yönlü katmanlı kompozit malzemeler için tanımlanmış olmasına rağmen projemizde kullanılan örgülü kompozit katlarda da uygulanmıştır. Katmanlarda kullanılan örgülü kumaşlar düz ve her iki yönde de aynı miktarda iplik grubu içerdiği için birbirlerine dik olan her iki yöndeki mukavemet değerleri aynı alınmıştır. Hava aracında kullanılan kompozit malzemelerin özellikleri Tablo 4.4'de verilmiştir.

Tsai-Wu hasar kriterinde yer alan katsayılar aşağıda tanımlanmıştır

$$\begin{aligned} F1 &= \frac{1}{TX} - \frac{1}{CX} & F22 &= \frac{1}{TY \cdot CY} \\ F2 &= \frac{1}{TY} - \frac{1}{CY} & F12 &= \frac{IXY}{\sqrt{TX \cdot CX \cdot TY \cdot CY}} \\ F11 &= \frac{1}{TX \cdot CX} & F66 &= \frac{1}{SXY^2} \end{aligned}$$

IXY için tavsiye edilen değer = -0.5'dir.

TX : X doğrultusunda-fiber yönünde ortotoropik kompozit malzemenin çekme mukavemeti

CX : X doğrultusunda- fiber yönünde ortotoropik kompozit malzemenin basma mukavemeti

TY : Y doğrultusunda-fiber yönüne dik yönde ortotoropik kompozit malzemenin çekme mukavemeti

CY : Y doğrultusunda--fiber yönüne dik yönde ortotoropik kompozit malzemenin basma mukavemeti

SXY : XY düzleminde-düzlem içi kayma mukavemeti

SYZ : YZ düzleminde-düzlem dışı kayma mukavemeti
SXZ : XZ düzleminde-düzlem dışı kayma mukavemeti
F12 : Etkileşim terimi

Kırılma indisi (F_I) ortotropik bir malzemede hasar oluşumunun öngörülmesinde kullanılan bir sayısal değerdir. Farklı modellere göre hesaplanmaktadır. Bu çalışmada Tsai-Wu ölçütü kullanılmıştır. Ancak kompozit katmanların her iki yöndeki mukavemet değerleri aynı olduğundan Tsai-Wu hasar kriterinde F12 ile gösterilen etkileşim değerinin -0.5 olması durumunda Tsai-Wu ölçütü Tsai-Hill hasar kriteri ile aynı neticeyi vermektedir [4.5].

Hasar kriterine göre eğer kırılma indisi (F_I) >1 ise kırılma yaşanması veya hasar oluşumu muhtemeldir. Kırılma öngörülmektedir. Eğer kırılma indisi (F_I) <1 ise malzeme güvenli olduğu öngörülmektedir.

Mukavemet oranı (R): Mukavemet oranı kırılmanın gözlenmesi için uygulanan yükün kaç kat artırılması gerektiğini gösteren orandır.

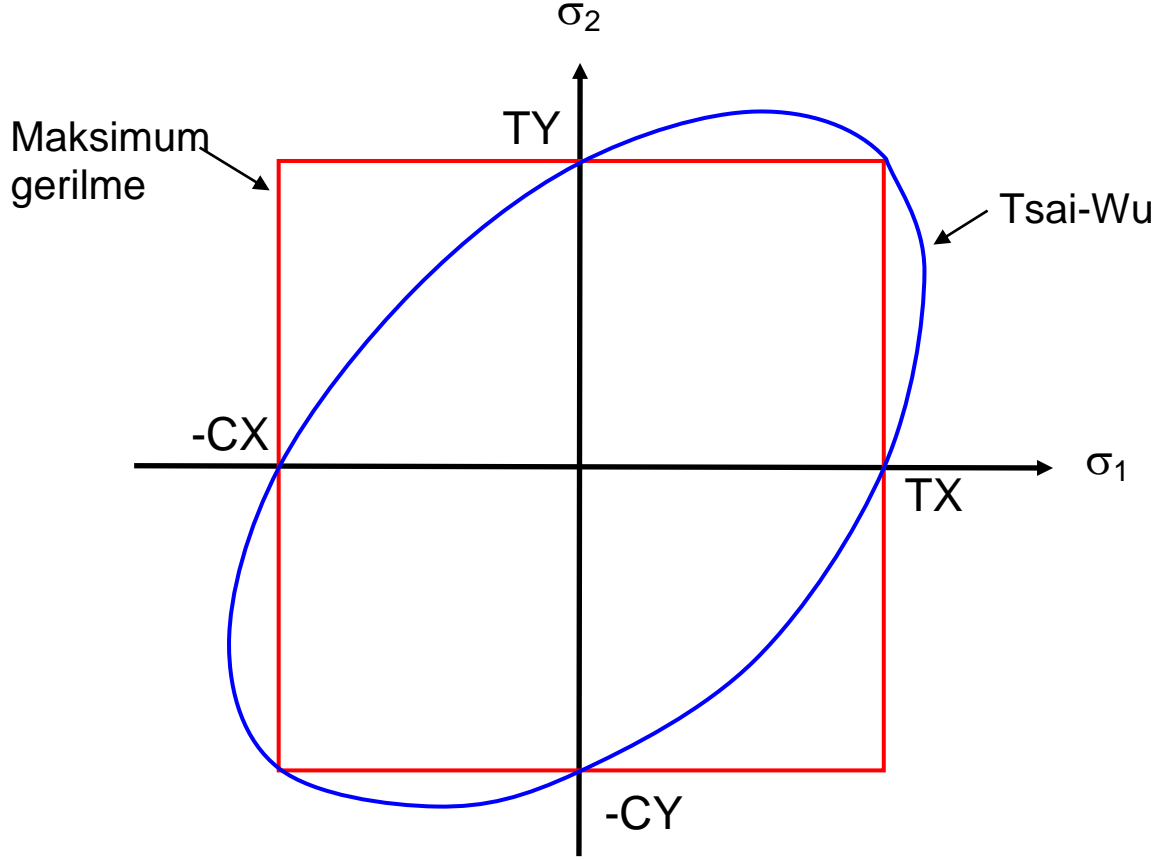
Eğer Mukavemet oranı (R) <1 ise kırılma görülür.

Eğer Mukavemet oranı (R) >1 ise malzeme güvenli bölgededir.

Projedeki uygulamada Tsai-Wu hasar kriteri Tsai-Hill kriteri ile aynı neticeyi verdiği için mukavemet oranı ile kırılma indisi F_I arasında şu şekilde bir ilişki mevcuttur.

$$\text{Mukavemet oranı } R = 1 / \sqrt{F_I}$$

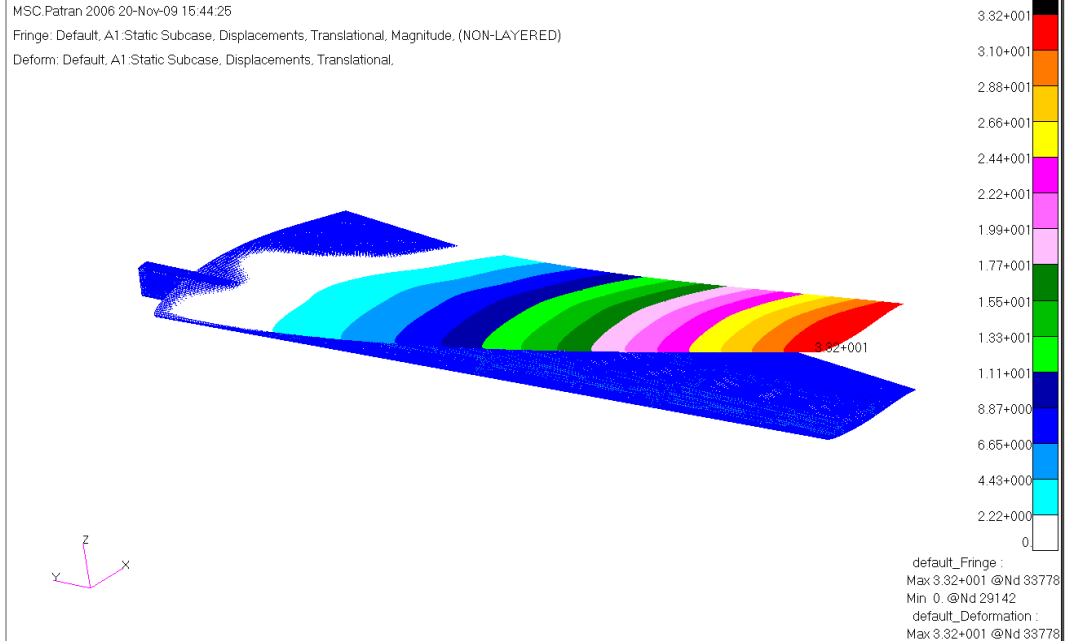
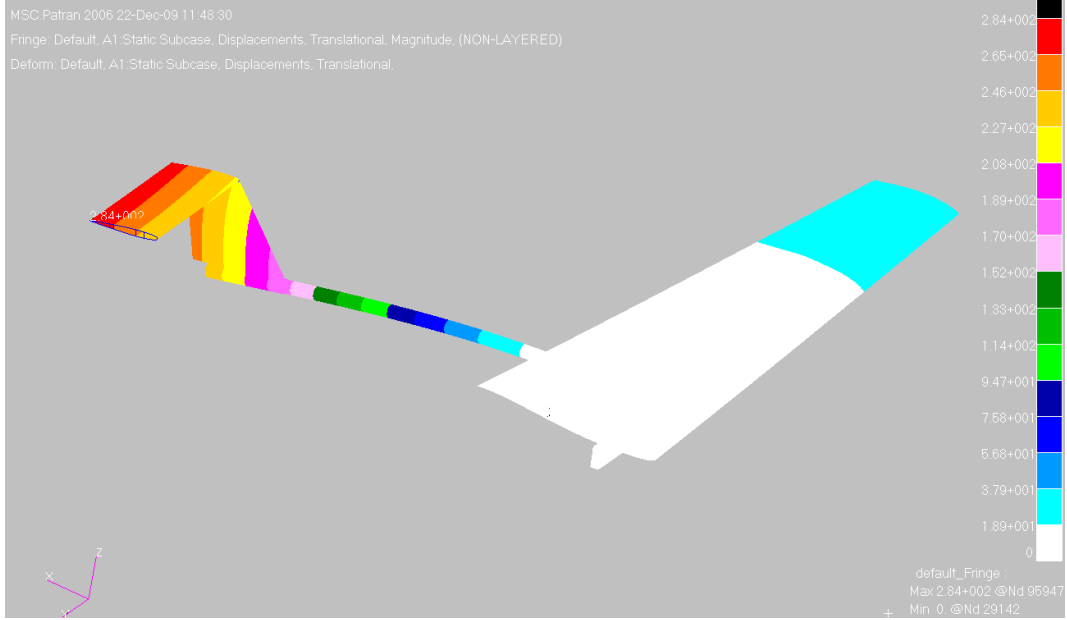
Maksimum gerilme kırılma ve Tsai-Wu hasar ölçütleri örnek bir $\sigma_1 - \sigma_2$ grafiği üzerinde Şekil 4.11'de karşılaştırılmıştır. Görüldüğü gibi Tsai-Wu ölçütü için güvenli bölge eliptik bir alanın içi iken Maksimum gerilme ölçütünde güvenli bölge dikdörtgen bir alanın içidir.



Şekil 4.11 Maksimum gerilme ve Tsai-Wu hasar ölçütleri

Bu kısımda kanadın alt yapı elemanları ayrı ayrı ele alınmış ve bu elemanlar dayanımları açısından değerlendirilmiştir.

0.43 derece hücum açısında ve 3.8g yük faktörü altında dalma hızı durumunda hesaplamalı aerodinamik analiz yapıldıktan sonra bulunan yükler kanattaki kaldırma kuvveti 1957N olacak şekilde ölçeklendirilmiş ve kanat-kuyruk yapısı için yapısal analiz gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucunda elde edilen yer değiştirme sonuçları Şekil 4.12'de verilmiştir. Sonlu elemanlar analizi hesaplarına göre en fazla yer değiştirme kuyrukta görülürken kanattaki en fazla yer değiştirme kanat ucunda 33 mm civarındadır.



Şekil 4.12 0.43 derece hücum açısı, 3.8 g ve dalma hızı durumundaki yer değıştirme şekilleri

Şekil 4.12'den de görüldüğü gibi azami yer değıştirme kuyruk düzleminde gerçekteşmiştir. Kuyruk düzlemi kanada ankastre bir kiriş şekilde bağlı olduğundan azami yük durumlarında 28 cm'ye varan yer değıştirme hesaplanmıştır. Gerçek uçuş durumunda testler sırasında kuyruk düzlemindeki yer değıştirmenin hava aracının kontrol edilmesine yönelik dezavantajı olup olmayacağı incelenecek ve gerekirse kuyruk borularının katılığı arttırılacaktır.

Kanat sınırları

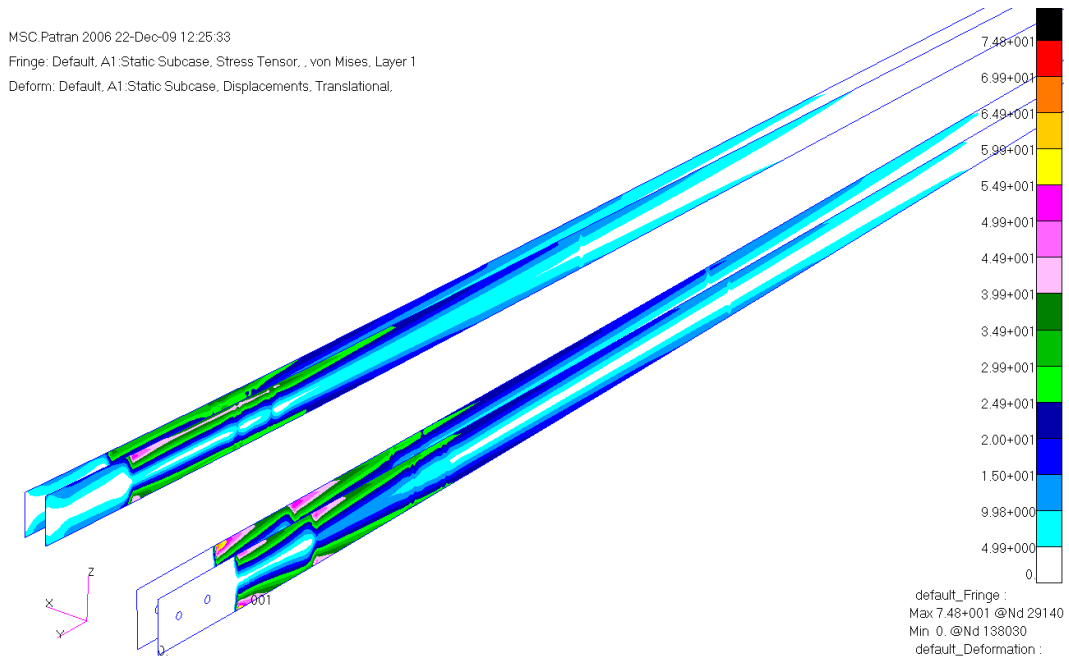
Kanat sınırları için mukavemet hesaplamaları dönem raporlarında detaylı bir şekilde verilmişti. Sonuç raporunda kanat sınırları için Tsai-Wu hasar ölçütü ile hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.5'te tekrar verilmiştir.

Tablo 4.5 Kanat sınırlarının katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Kaburga 1 (Kanat kökü)				Kaburga 4			
kat #	Malzeme	FI	SR	layer #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.080	3.540	1	Karbon/epoksi	0.000	168.448
2	Gürgen	MOS=% 15.274		2	Gürgen	MOS=% 280.315	
3	Karbon/epoksi	0.070	3.770	3	Karbon/epoksi	0.000	161.787
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.037	5.208	5	Karbon/epoksi	0.000	119.682
6	Gürgen	MOS=% 31.25		6	Gürgen	MOS=% 355.66	
7	Karbon/epoksi	0.033	5.470	7	Karbon/epoksi	0.000	111.394
Kaburga 2				Kaburga 5			
layer #	Malzeme	FI	SR	layer #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.045	4.688	1	Karbon/epoksi	0.000	259.192
2	Gürgen	MOS=% 36.441		2	Gürgen	MOS=% 1198.387	
3	Karbon/epoksi	0.045	4.708	3	Karbon/epoksi	0.000	284.790
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.044	4.755	5	Karbon/epoksi	0.000	371.009
6	Gürgen	MOS=%86.486		6	Gürgen	MOS=% 1448.077	
7	Karbon/epoksi	0.044	4.761	7	Karbon/epoksi	0.000	395.257
Kaburga 3				Kaburga 6 (Kanat ucu)			
layer #	Malzeme	FI	SR	layer #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.037	5.179	1	Karbon/epoksi	0.000	579.122
2	Gürgen	MOS=% 45.482		2	Gürgen	MOS=% 10220.51	
3	Karbon/epoksi	0.037	5.172	3	Karbon/epoksi	0.000	701.045
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.038	5.099	5	Karbon/epoksi	0.000	1549.087
6	Gürgen	MOS=% 95.547		6	Gürgen	MOS=% 43025	
7	Karbon/epoksi	0.039	5.069	7	Karbon/epoksi	0.000	1673.855

Kiriş şeritleri:

Kiriş şeritlerinin birinci katmanındaki Von Mises gerilmeleri Şekil 4.13'de gösterilmiştir. En fazla gerilimin ön kiriş şeridinde olduğu görülmektedir. Hesaplanan azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.6'da verilmiştir. En büyük kırılma indisi ön kiriş +x şeridinin birinci katmanındadır. En büyük kırılma indisi 0.068 olduğundan dolayı kiriş şeritlerinin güvende olduğu söylenebilir. Beklenildiği gibi ön kiriş şeritlerinde azami gerilme kirişin gövde içindeki kutuya girdiği kısımda meydana gelmektedir. Kirişin kutu içine giren kısmında ise gerilmeler azalmaktadır. Bunun nedeni sonlu elemanlar ile modelleme sırasında gövde içine giren yüzeydeki düğüm noktaları sabitlenmiş olmasıdır. Kutu ve kanat kökü arasındaki kontak nedeni ile meydana gelen bölgesel gerilmeler ihmal edilmiştir. Arka kiriş şeritlerinde ise karbon-epoksi şeritlerin alüminyum blok ile birleştiği kısımda azami gerilme görülmektedir. Bu durumda beklenen bir durumdur. Alüminyum blok üzerindeki kompozit kiriş şeritlerinde ani olarak gerilmelerde bir düşme meydana gelmektedir. Alüminyum bloğun sağladığı katılık nedeni ile bu yüzey ile temas eden kiriş şeritlerindeki gerinim azalmış ve dolayısı ile gerilmelerde düşmüştür



Şekil 4.13 Kiriş şeritleri üzerindeki 1. katmandaki Von-Misses gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)

Tablo 4.6 Kanat kiriş şeritlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş şeridi -x				Arka kiriş şeridi -x			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.046	4.662	1	Karbon/epoksi	0.024	6.409
2	Karbon/epoksi	0.046	4.658	2	Karbon/epoksi	0.025	6.348
3	Karbon/epoksi	0.046	4.654	3	Karbon/epoksi	0.025	6.286
4	Karbon/epoksi	0.046	4.65	4	Karbon/epoksi	0.026	6.223
5	Karbon/epoksi	0.046	4.646	5	Karbon/epoksi	0.026	6.159

Ön kiriş şeridi +x				Arka kiriş şeridi +x			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.068	3.823	1	Karbon/epoksi	0.019	7.3
2	Karbon/epoksi	0.065	3.918	2	Karbon/epoksi	0.019	7.344
3	Karbon/epoksi	0.062	4.018	3	Karbon/epoksi	0.018	7.364
4	Karbon/epoksi	0.059	4.123	4	Karbon/epoksi	0.03	5.793
5	Karbon/epoksi	0.056	4.233	5	Karbon/epoksi	0.049	4.58

Kiriş üst flanşları:

Kiriş üst flanşlarında için renkli gerilme şekilleri dönem raporlarında ayrıntılı bir şekilde verilmiştir. Kiriş üst flanşları için hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.7'de verilmiştir. Kanat kabuğunun flanşlarla birleşik olduğu kısımları da sonuçlara eklenmiştir. Tablo 4.7'de 6.-10. katmanlar kanat kabuğuna aittir. Epoksinin izotropik malzeme olmasından dolayı 8. katman için kırılma indisi hesaplanmamıştır. Bu kat için güvenlik payı (MOS) değerleri tabloda verilmiştir. Karbon-epoksi katmanlar için en büyük kırılma indisi ön kiriş flanşının 5. katındadır ve değeri 0.044'dir. Cam elyaf-epoksi katmanlar için ise azami kırılma indisi en fazla arka kirişte en üst katmandadır ve değeri 0.071'dir.

Tablo 6.7'den görüldüğü gibi alt katlardan (kanat içine yakın katlar) üst katlara (kanat dışına yakın katlar) doğru kırılma indisleri artmaktadır. Bu durumda beklenen bir sonuçtur. Eğilme etkisinin önemli olduğu kaldırma yüzeylerinde dış katmanlarda daha fazal gerilme meydana gelmektedir.

Tablo 4.7 Kanat kiriş üst flanşları katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş üst flanşı				Arka kiriş üst flanşı			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.038	5.134	1	Karbon/epoksi	0.02	7.01
2	Karbon/epoksi	0.039	5.034	2	Karbon/epoksi	0.021	6.861
3	Karbon/epoksi	0.041	4.939	3	Karbon/epoksi	0.022	6.72
4	Karbon/epoksi	0.043	4.846	4	Karbon/epoksi	0.023	6.585
5	Karbon/epoksi	0.044	4.758	5	Karbon/epoksi	0.024	6.454
6	Cam elyaf-epoksi	0.039	5.081	6	Cam elyaf-epoksi	0.05	4.491
7	Cam elyaf-epoksi	0.04	4.989	7	Cam elyaf-epoksi	0.052	4.4
8	Epoksi	MOS=% 14.8		8	Epoksi	MOS=%50	
9	Cam elyaf-epoksi	0.052	4.377	9	Cam elyaf-epoksi	0.069	3.809
10	Cam elyaf-epoksi	0.054	4.308	10	Cam elyaf-epoksi	0.071	3.743

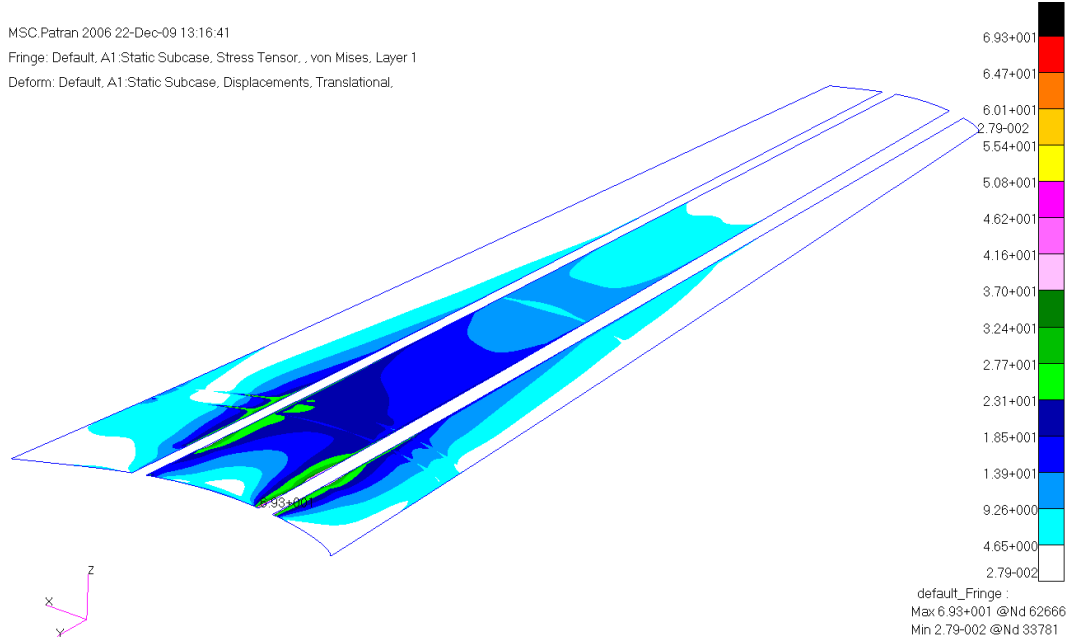
Üst kanat kabuğu:

Üst kanat kabuğunda yüzey normalleri +z yönünde dışa doğrudur. Kanat üst kabuğunun en içteki birinci katındaki Von-Mises gerilmeleri aşağıda Şekil 4.14'de verilmiştir. Kanat üst kabuk grubunda kanat kirişlerinin üst flanş bölgeleri dahil edilmemiştir. En fazla gerilme kanat kökünde ön kiriş yakınında olmaktadır. Cam elyaf-Epoksi katmanlar için azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.8'de verilmiştir. En büyük kırılma indisi beşinci katmandadır ve değeri 0.471'dir.

MSC.Patran 2006 22-Dec-09 13:16:41

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, Layer 1

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,



Şekil 4.14 Kiriş üst kabuğu üzerindeki 1. katmandaki Von-Mises gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)

Tablo 4.8 Kanat üst kabuğu katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Üst kabuk			
Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Cam elyaf-epoksi	0.464	1.469
2	Cam elyaf-epoksi	0.464	1.467
3	Epoksi	MOS=% 35.3	
4	Cam elyaf-epoksi	0.47	1.459
5	Cam elyaf-epoksi	0.471	1.457

Alt flanşlar-1 (kanat kirişi şeritleri arasında kalan bölge):

Kiriş alt flanşları için renkli gerilme şekilleri dönem raporlarında ayrıntılı bir şekilde verilmişti. Bu bölge kiriş kalıbı altına serilen 2 kat karbon kompozitten ve bu katlarla birleşik olan kanat kabuğundan oluşmaktadır. Tablo 4.9'da ise hesaplanan azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları verilmiştir. Karbon-epoksi kompozit katlar için en fazla kırılma indisi ön kiriş flanşının 2. katında ve cam-elyaf kompozit katlar için en fazla kırılma indisi arka kiriş flanşının en 7. katında görülmektedir. Tüm katlar için kırılma indisi 1'in altındadır. Ayrıca epoksi olarak modellenen Rohacel köpük katmanında da pozitif emniyet payı bulunmaktadır.

Tablo 4.9 Kanat kiriş alt flanşlar-1 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş flanşı (orta)				Arka kiriş Flanşı(orta)			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon-epoksi	0.056	4.225	1	Karbon-epoksi	0.143	2.646
2	Karbon-epoksi	0.057	4.183	2	Karbon-epoksi	0.142	2.653
3	Cam elyaf-epoksi	0.044	4.749	3	Cam elyaf-epoksi	0.225	2.109
4	Cam elyaf-epoksi	0.046	4.688	4	Cam elyaf-epoksi	0.229	2.088
5	Epoksi	MOS=% 76.3		5	Epoksi	MOS=% 162.8	
6	Cam elyaf-epoksi	0.059	4.128	6	Cam elyaf-epoksi	0.265	1.944
7	Cam elyaf-epoksi	0.06	4.095	7	Cam elyaf-epoksi	0.269	1.927

Alt flanşlar-2 (Kanat köpük kalıpları üzerine serilen karbon-epoksi kompozit katların kenar uzantıları):

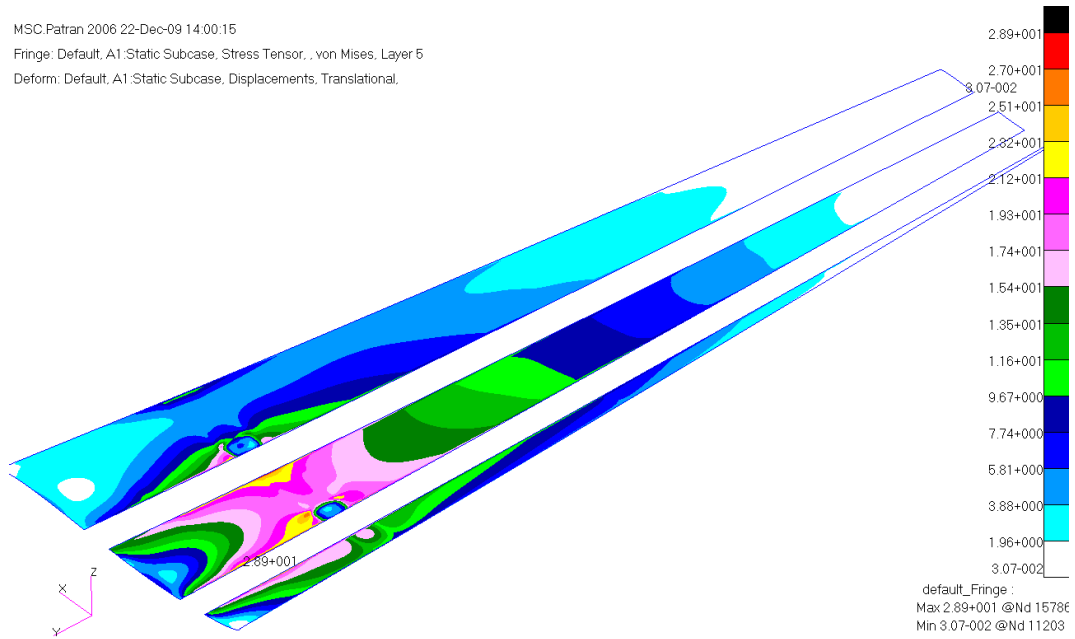
Bu bölge kiriş kalıplarının altına serilen 2 kat karbon-epoksi kompozit ve kalıpların üstünü örten 5 kat karbon-epoksi kompozitten oluşmaktadır. Kanat alt kabuğunun bu bölgeye denk gelen kısımlarında bu grup içinde ele alınmıştır. Bütün katlar için azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.10'da verilmiştir. Karbon-epoksi katlar için en fazla kırılma indisi ön kiriş flanşının birinci katındadır. Cam-elyaf katlar içinse ön kiriş flanşının 8. katında en fazla kırılma indisi görülmektedir.

Tablo 4.10 Kanat kirişli alt flanşlar-2 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş Flanşı (Yanlar)				Arka kiriş Flanşı (Yanlar)			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon-epoksi	0.101	3.146	1	Karbon-epoksi	0.02	6.994
2	Karbon-epoksi	0.099	3.174	2	Karbon-epoksi	0.021	6.886
3	Karbon-epoksi	0.098	3.202	3	Karbon-epoksi	0.022	6.782
4	Karbon-epoksi	0.096	3.231	4	Karbon-epoksi	0.022	6.68
5	Karbon-epoksi	0.094	3.259	5	Karbon-epoksi	0.023	6.581
6	Karbon-epoksi	0.092	3.288	6	Karbon-epoksi	0.024	6.484
7	Karbon-epoksi	0.091	3.317	7	Karbon-epoksi	0.024	6.39
8	Cam elyaf-epoksi	0.59	1.302	8	Cam elyaf-epoksi	0.13	2.769
9	Cam elyaf-epoksi	0.576	1.317	9	Cam elyaf-epoksi	0.134	2.736
10	epoksi	MOS=% 76.3		10	epoksi	MOS=% 145.5	
11	Cam elyaf-epoksi	0.478	1.446	11	Cam elyaf-epoksi	0.159	2.508
12	Cam elyaf-epoksi	0.466	1.465	12	Cam elyaf-epoksi	0.162	2.481

Alt kanat kabuğu:

Kanat alt kabuğunda yüzey normaleri $-z$ yönünde dışa doğrudur. Kanat alt kabuğu beşinci katındaki (en dış kat) Von Mises gerilmeleri aşağıda Şekil 4.15'te gösterilmiştir. Cam-elyaf-epoksi katmanlar için kırılma indisleri ve mukavemet oranları ise Tablo 4.11'de verilmiştir. En büyük kırılma indisi beşinci katmandadır ve değeri 0.071'dir.



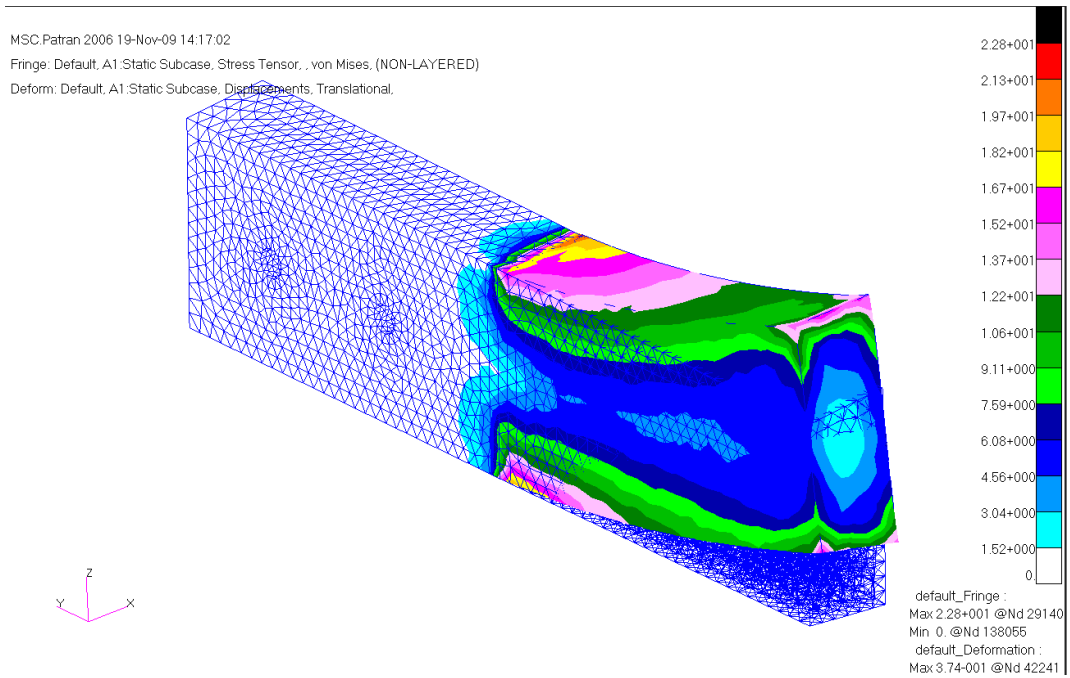
Şekil 4.15 Kanat alt kabuğu en dış 5. katmandaki Von-Mises gerilme dağılımı (Renk skalasındaki değerler: MPa)

Tablo 4.11 Kanat alt kabuk katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Alt kabuk			
Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Cam elyaf-epoksi	0.069	3.794
2	Cam elyaf-epoksi	0.069	3.795
3	epoksi	MOS=% 336.2	
4	Cam elyaf-epoksi	0.071	3.761
5	Cam elyaf-epoksi	0.071	3.741

Kanat ön kiriş kökü blok gürgen:

Ön kiriş malzemesinin dolu olan kısmı gürgenden yapılmış olduğu daha önce belirtilmişti. Kanat içindeki kutuya giren kısım olan bu blok malzeme sonlu elemanlar modelinde ayrı gruplanmış olup üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı Şekil 4.16'da verilmiştir. Görüldüğü gibi gövde içine giren kısımda dış yüzeydeki düğüm noktaları sabitlendiği için gürgen bloğun gövde içine giren kısmındaki gerilme hemen hemen yok gibidir. Blok malzemenin gövdeye girdiği kısımda ise gerilme yoğunlaşması görülmüştür. Gürgen bloğun üzerindeki azami gerilmeye bakıldığı vakit %212 civarında bir emniyet payı olduğu görülmektedir.

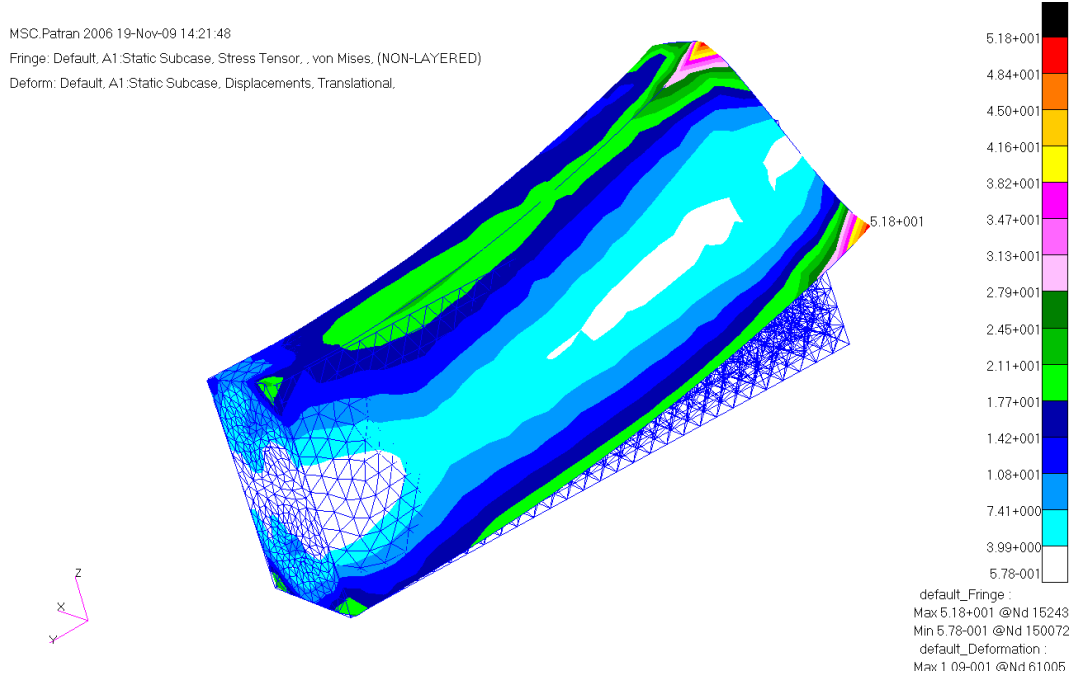


Şekil 4.16 Kanat ön kiriş kökü blok gürgen üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı
(Renk skalasındaki değerler: MPa)

Kanat arka kiriş kökü blok alüminyum:

Arka kiriş malzemesinin dolu olan kısmı alüminyumdan yapılmış olduğu daha önce belirtilmişti. Hava aracının gövdesine dayanan ve gövdeye iki civata ile bağlanan blok alüminyum sonlu elemanlar modelinde ayrı gruplanmış olup üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı Şekil 4.17'de verilmiştir. Blok alüminyum üzerindeki gerilme yoğunlaşmasının olduğu yer alüminyum bloğun bittiği yerdeki köşe noktalarıdır. Bu kesitten sonra sadece karbon-epoksi katlar devam etmektedir. Bu nedenle arka kiriş katılığı ani olarak bu kesitte değişmekte ve bu nedenle gerilme yoğunlaşması meydana gelmektedir. Ancak, alüminyum

bloğun üzerindeki azami gerilmeye bakıldığı vakit %1030 civarında bir emniyet payı olduğu görülmektedir.



Şekil 4.17 Kanat arka kiriş kökü blok alüminyum üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı
(Renk skalasındaki değerler: MPa)

Kanat-kuyruk borusu bağlantı noktaları:

Kanat kuyruk bağlantı noktalarında kullanılan bağlantı civataları 4 adet rijit bağlayıcı ile modellenmiş ve daha önce bu noktaya değinilmişti. Rijit elemanlar paslanmaz çelik bağlantı parçasına 4 noktada bağlanarak kuyruk yükünü ön ve arka kiriş bağlantı noktaları kanalı ile kanada aktarmaktadır. Rijit eleman-paslanmaz çelik parça bağlantı noktasında meydana gelen en yüksek gerilme durumunda bile emniyet payı yaklaşık olarak %240 civarındadır. Bu ilk hesaplar neticesinde paslanmaz çelik bağlantı parçasının emniyetli olduğunu söylemek mümkündür. Noktasal bağlantıların gerilmeler açısından tekillik yaratacağı düşünüldüğünde paslanmaz çelik parçada delik olması durumuna göre daha kritik bir durumun meydana gelmiş olma olasılığı da mevcuttur. Paslanmaz çelik kanat-kuyruk bağlatı ara parçası üzerindeki Von-Mises gerilme dağılımı dönem raporlarında detaylı bir şekilde verilmiştir.

4.4 3.8g ve perdövites hız durumu için elde edilen olan aerodinamik yükler altında kanat yapısal analizleri

Bu kısımda 3.8g ve perdövites hız durumunda edilen aerodinamik yükler altında gerçekleştirilen kanat yapısal analizleri özetlenmiştir. Bu kısım 4.3 numaralı kısımda dalma hızı durumu için elde edilen sonuçlar ile paralellik göstermektedir. Bu nedenle, bu kısımda detaylı açıklama yapılmayacak sadece ilgili hasar indis tabloları sunulacaktır. Bu yük durumu ile ilgili sonlu elemanlar çıktıları (renkli şekiller) detaylı bir şekilde dönem raporlarında verilmişti.

3.8g perdövites hız durumunda kanat kuyruk yapısı için yapısal analiz sonucunda elde edilen en fazla yer değiştirme kanat ucunda ve 36.9 mm'dir.

Kaburgalar (Kanat sınırları):

Kanat sınırları için Tsai-Wu hasar ölçütü ile hesaplanan kırılma indisleri (FI) ve mukavemet oranları (SR) Tablo 4.12'de verilmiştir. Tablo 4.12'den görüldüğü gibi kanat sınırları için hesaplanmış olan mukavemet oranları yüksek olup sınırlar açısından herhangi bir mukavemet probleminin olmadığı rahatlıkla söylenebilir.

Tablo 4.12 Kanat sinirlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Kaburga 1 (Kanat kökü)				Kaburga 4			
kat #	Malzeme	FI	SR	kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.006	12.63	1	Karbon/epoksi	0.000	149.468
2	Gürgen	MOS=% 19.259		2	Gürgen	MOS=% 237.762	
3	Karbon/epoksi	0.005	13.737	3	Karbon/epoksi	0.000	147.905
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.003	19.969	5	Karbon/epoksi	0.000	141.766
6	Gürgen	MOS=% 32.692		6	Gürgen	MOS=% 327.434	
7	Karbon/epoksi	0.002	22.576	7	Karbon/epoksi	0.000	136.663
Kaburga 2				Kaburga 5			
kat #	Malzeme	FI	SR	kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.000	106.312	1	Karbon/epoksi	0.000	322.062
2	Gürgen	MOS=% 67.128		2	Gürgen	MOS=% 978.125	
3	Karbon/epoksi	0.000	104.298	3	Karbon/epoksi	0.000	336.007
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.000	91.475	5	Karbon/epoksi	0.000	349.746
6	Gürgen	MOS=%124.651		6	Gürgen	MOS=% 1280	
7	Karbon/epoksi	0.000	87.359	7	Karbon/epoksi	0.000	353.194
Kaburga 3				Kaburga 6 (Kanat ucu)			
kat #	Malzeme	FI	SR	kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.000	85.424	1	Karbon/epoksi	0.000	376.203
2	Gürgen	MOS=% 73.118		2	Gürgen	MOS=% 15041	
3	Karbon/epoksi	0.000	86.498	3	Karbon/epoksi	0.000	434.129
4	Mavi Köpük			4	Mavi Köpük		
5	Karbon/epoksi	0.000	79.991	5	Karbon/epoksi	0.000	968.279
6	Gürgen	MOS=% 150.259		6	Gürgen	MOS=% 22365	
7	Karbon/epoksi	0.000	78.175	7	Karbon/epoksi	0.000	1291.652

Kiriş şeritleri:

Hesaplanan azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.13'te verilmiştir. En büyük kırılma indisi ön kiriş +x şeridinin birinci katmanındadır. En büyük kırılma indisi 0.059 olduğundan dolayı giriş şeritlerinin güvende olduğu söylenebilir.

Tablo 4.13 Kanat giriş şeritlerinin katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön giriş şeridi -x				Arka giriş şeridi -x			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.038	5.155	1	Karbon/epoksi	0.039	5.057
2	Karbon/epoksi	0.038	5.1	2	Karbon/epoksi	0.039	5.056
3	Karbon/epoksi	0.039	5.046	3	Karbon/epoksi	0.039	5.055
4	Karbon/epoksi	0.04	4.992	4	Karbon/epoksi	0.039	5.052
5	Karbon/epoksi	0.041	4.94	5	Karbon/epoksi	0.039	5.049

Ön giriş şeridi +x				Arka giriş şeridi +x			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.059	4.121	1	Karbon/epoksi	0.023	6.559
2	Karbon/epoksi	0.057	4.184	2	Karbon/epoksi	0.024	6.515
3	Karbon/epoksi	0.055	4.249	3	Karbon/epoksi	0.024	6.472
4	Karbon/epoksi	0.054	4.315	4	Karbon/epoksi	0.024	6.43
5	Karbon/epoksi	0.052	4.384	5	Karbon/epoksi	0.025	6.387

Kiriş üst flanşları:

Katmalar için hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları ise Tablo 4.14'de verilmiştir.

Tablo 4.14 Kanat kiriş üst flanşları katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş üst flanşı				Arka kiriş üst flanşı			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon/epoksi	0.03	5.766	1	Karbon/epoksi	0.027	6.05
2	Karbon/epoksi	0.032	5.635	2	Karbon/epoksi	0.029	5.921
3	Karbon/epoksi	0.033	5.511	3	Karbon/epoksi	0.03	5.73
4	Karbon/epoksi	0.034	5.392	4	Karbon/epoksi	0.033	5.493
5	Karbon/epoksi	0.036	5.278	5	Karbon/epoksi	0.036	5.274
6	Cam elyaf-epoksi	0.025	6.266	6	Cam elyaf-epoksi	0.043	4.849
7	Cam elyaf-epoksi	0.027	6.138	7	Cam elyaf-epoksi	0.044	4.755
8	Epoksi	MOS=% 26.739		8	Epoksi	MOS=%23.68	
9	Cam elyaf-epoksi	0.035	5.308	9	Cam elyaf-epoksi	0.07	3.79
10	Cam elyaf-epoksi	0.037	5.216	10	Cam elyaf-epoksi	0.073	3.689

Üst kanat kabuğu:

Kanat üst kabuk grubunda kanat kirişlerinin üst flanş bölgeleri dahil edilmemiştir. Cam elyaf-Epoksi katmanlar için azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları Tablo 4.15'te verilmiştir. En büyük kırılma indisi beşinci katmandadır ve değeri 0.547'dir.

Tablo 4.15 Kanat üst kabuğu katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Üst kabuk			
Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Cam elyaf-epoksi	0.512	1.398
2	Cam elyaf-epoksi	0.515	1.393
3	Epoksi	MOS=% 47.482	
4	Cam elyaf-epoksi	0.543	1.356
5	Cam elyaf-epoksi	0.547	1.352

Alt flanşlar-1 (kanat kirişi şeritleri arasında kalan bölge):

Bu bölge kiriş kalıbı altına serilen 2 kat karbon kompozitten ve bu katlarla birleşik olan kanat kabuğundan oluşmaktadır. Tablo 4.16'da hesaplanan azami kırılma indisleri ve mukavemet oranları verilmiştir.

Tablo 4.16 Kanat kirişi alt flanşlar-1 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş flanşı (orta)				Arka kiriş Flanşı(orta)			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon-epoksi	0.049	4.537	1	Karbon-epoksi	0.029	5.825
2	Karbon-epoksi	0.05	4.486	2	Karbon-epoksi	0.032	5.624
3	Cam elyaf-epoksi	0.034	5.427	3	Cam elyaf-epoksi	0.048	4.58
4	Cam elyaf-epoksi	0.035	5.356	4	Cam elyaf-epoksi	0.049	4.505
5	Epoksi	MOS=% 42.361		5	Epoksi	MOS=% 61.1	
6	Cam elyaf-epoksi	0.043	4.849	6	Cam elyaf-epoksi	0.072	3.727
7	Cam elyaf-epoksi	0.0436	4.788	7	Cam elyaf-epoksi	0.075	3.641

Alt flanşlar-2 (Kanat köpük kalıpları üzerine serilen karbon-epoksi kompozit katların kenar uzantıları):

Bu bölge kiriş kalıplarının altına serilen 2 kat karbon-epoksi kompozit ve kalıpların üstünü örten 5 kat karbon-epoksi kompozitten oluşmaktadır. Kanat alt kabuğunun bu bölgeye denk gelen kısımlarında bu grup içinde ele alınmıştır. Bütün katlar için azami kırılma indisleri ve

mukavemet oranları Tablo 4.17’de verilmiştir. Bütün katmanlardaki kırılma indislerinin 1’den küçük oldukları görülmektedir.

Tablo 4.17 Kanat kirişi alt flanşlar-2 katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Ön kiriş Flanşı (Yanlar)				Arka kiriş Flanşı (Yanlar)			
Kat #	Malzeme	FI	SR	Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Karbon-epoksi	0.099	3.173	1	Karbon-epoksi	0.025	6.323
2	Karbon-epoksi	0.098	3.196	2	Karbon-epoksi	0.026	6.172
3	Karbon-epoksi	0.097	3.219	3	Karbon-epoksi	0.028	6.026
4	Karbon-epoksi	0.095	3.242	4	Karbon-epoksi	0.029	5.885
5	Karbon-epoksi	0.094	3.265	5	Karbon-epoksi	0.03	5.748
6	Karbon-epoksi	0.093	3.288	6	Karbon-epoksi	0.032	5.616
7	Karbon-epoksi	0.091	3.31	7	Karbon-epoksi	0.033	5.488
8	Cam elyaf-epoksi	0.595	1.296	8	Cam elyaf-epoksi	0.155	2.542
9	Cam elyaf-epoksi	0.584	1.309	9	Cam elyaf-epoksi	0.158	2.515
10	epoksi	MOS=%	42.361	10	epoksi	MOS=%	61.1
11	Cam elyaf-epoksi	0.498	1.416	11	Cam elyaf-epoksi	0.184	2.33
12	Cam elyaf-epoksi	0.488	1.432	12	Cam elyaf-epoksi	0.188	2.308

Alt kanat kabuğu:

Cam-elyaf-epoksi katmanlar için kırılma indisleri ve mukavemet oranları ise Tablo 4.18'de verilmiştir. En büyük kırılma indisi 1.katmandadır ve değeri 0.081'dir.

Tablo 4.18 Kanat alt kabuk katmanları için Tsai-Wu hasar ölçütü kullanılarak hesaplanan kırılma indisleri ve mukavemet oranları

Alt kabuk			
Kat #	Malzeme	FI	SR
1	Cam elyaf-epoksi	0.081	3.507
2	Cam elyaf-epoksi	0.081	3.513
3	epoksi	MOS=% 307.96	
4	Cam elyaf-epoksi	0.079	3.56
5	Cam elyaf-epoksi	0.079	3.566

Kanat ön kiriş kökü blok gürgen:

Ön kiriş malzemesinin dolu olan kısmı gürgenden yapılmış olduğu daha önce belirtilmişti. Gürgen bloğun üzerindeki azami gerilme hesaba katıldığında vakit %227 civarında bir emniyet payı olduğu görülmektedir.

Arka kiriş bağlantısı:

Arka kiriş malzemesinin dolu olan kısmı alüminyumdan yapılmış olduğu daha önce belirtilmişti. Alüminyum bloğun üzerindeki azami gerilmeye bakıldığı vakit %761 civarında bir emniyet payı olduğu görülmektedir.

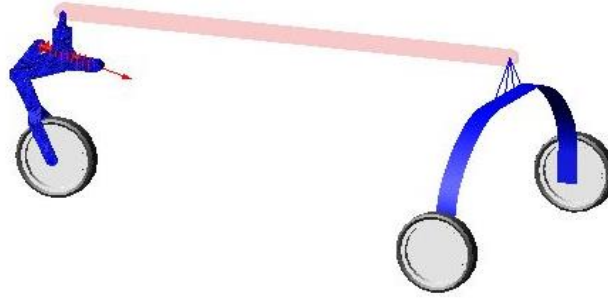
Kanat-kuyruk borusu bağlantı noktaları:

Rijit eleman-paslanmaz çelik parça bağlantıları için hesaplanan emniyet payı yaklaşık olarak %1050 civarındadır. 3.8g ve perdövites hızı durumunda düşük hücum açılı dalma hızı durumuna göre emniyet payı çok daha yüksek hesaplanmıştır. Kuyruk yükü hızın karesi ile orantılı olarak arttığı için dalma hızı-düşük hücum açısı durumunda kuyruk borusunun bağlantı noktasında daha fazla gerilmenin meydana gelmesi normaldir.

Paslanmaz çelik bloğu sıkıştırıcı 2 gürgen blok üzerinde meydana gelen Von-Misses gerilmeleri gürgen blok dayanımından daha düşüktür. Ancak üretim sırasında gürgen bloklar yapıştırıcı-tahta tozu karışımı ile paslanmaz çeliğe yapıştırılmışlardı. Sonlu elemanlar modelinde çelik ve gürgen bloğun birbirlerine tam yapıştıkları varsayılmıştır.

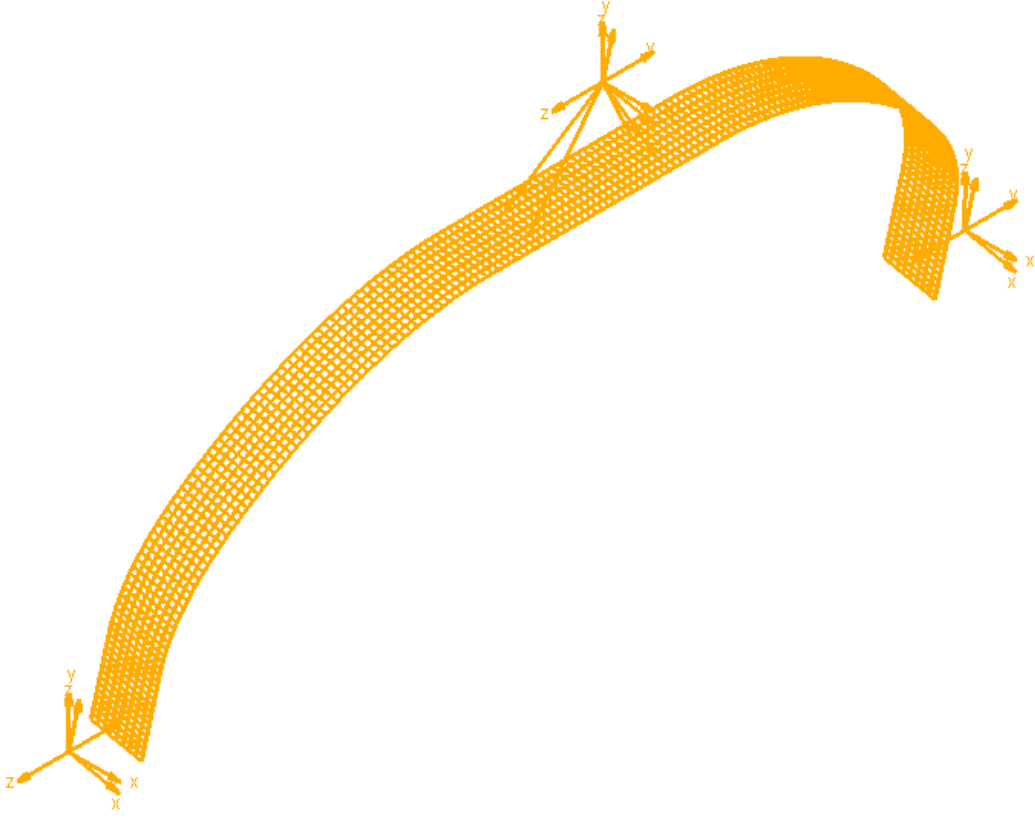
4.5 Ön ve arka iniş takımının yere vurma benzetimleri

İnsansız hava aracının ön ve arka iniş takımlarının hava aracının yere inmesi sırasındaki yapısal analizleri MSC Adams [4.6] çok kütleli dinamik analiz yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Hava aracının toplam ağırlığı olan 105 kg ön ve arka iniş takımları arasında bölüştürülmüş ve sadece iniş takımlarının esnek sonlu elemanlar modeli yaratılmıştır. Şekil 4.18 iniş takımları analizinde kullanılan hava aracı modelini göstermektedir. Şekil 4.18'den de görüldüğü gibi ön ve arka iniş takımı birbirlerine rijit bir eleman ile bağlanmışlardır. Bu sayede iniş sırasında hava aracının esnemesi nedeni ile meydana gelebilecek enerji kaybının önüne geçilmiş ve iniş sırasındaki enerjinin tamamı ile iniş takımlarına aktarılması sağlanmıştır.



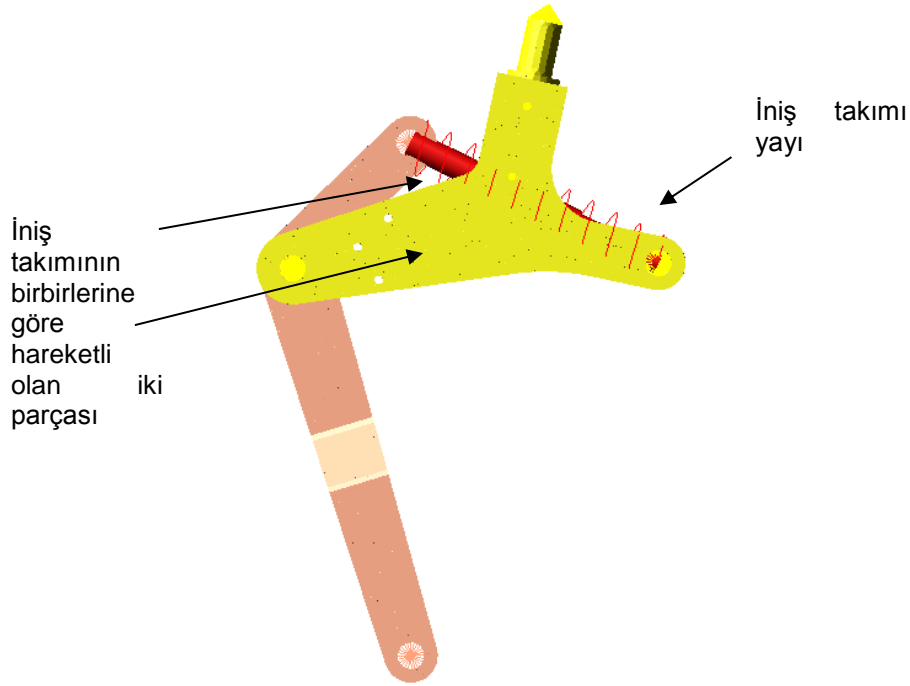
Şekil 4.18 İniş takımlarının yapısal analizinde kullanılan hava aracı modeli

Ana iniş takımının sonlu elemanlar modeli Şekil 4.19'da verilmiştir. Örgülü karbon epoksi kompozit malzemeden üretilmiş olan ana iniş takımı 2 boyutlu ortotropik malzeme olarak modellenmiştir. Üretimde kullanılan örgülü kumaşta her iki yöndeki lif oranı eşit olduğu için 2 boyutlu ortotropik malzeme modelinin kullanılmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir. Ana iniş takımında 1560 adet QUAD4 kabuk elemanı ve 1767 düğüm noktası kullanılmıştır.



Şekil 4.19 Ana iniş takımı sonlu elemanlar modeli

Ön iniş takımının sonlu elemanlar modeli Şekil 4.20’de gösterilmiştir. Alaşım alüminyumdan üretilmiş olan ön iniş takımı 3 boyutlu sonlu elemanlar ile modellenmiştir. İniş takımında yer alan çift paralel yay, eşdeğer yay sabitine sahip tek yay olarak modellenmiş ve iniş takımının birbirlerine göre hareketli iki parçası arasına Şekil 4.20’de görüldüğü gibi yerleştirilmiştir. Ön iniş takımı modelinde birbirlerine göre dönme hareketi olan parçalarda dönme noktalarındaki bağlantılar Adams yazılımının sunduğu sınır bağlantılar vasıtası ile sağlanmıştır. Ön iniş takımında 9668 adet Tet10 tipinde üçgen piramid elemanlar kullanılmıştır. Toplam düğüm sayısı ise 13718’dir.



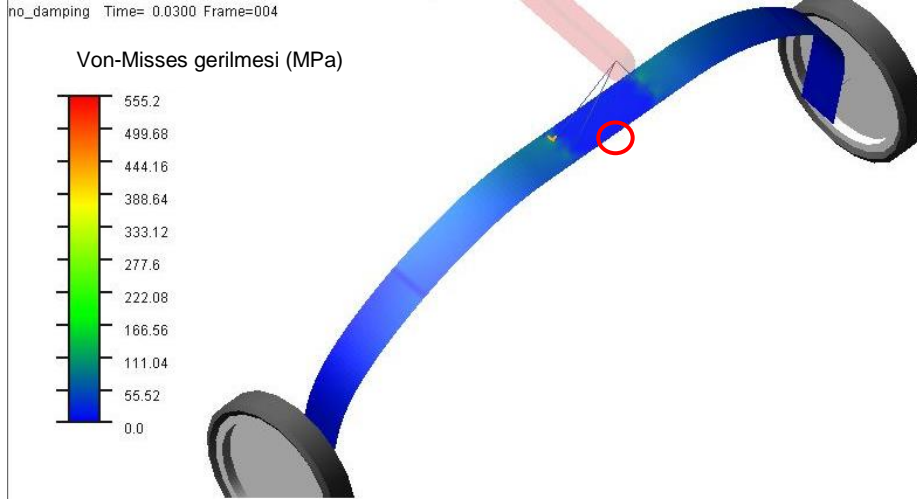
Şekil 4.20 Ön iniş takımı sonlu elemanlar modeli

İniş analizleri 25 m/s yaklaşma hızı ve 1 m/s dikey iniş hızı durumunda gerçekleştirilmiştir. Analizler sönümlenme oranı katılmadan ve 0.3 sönümlenme oranı durumları için gerçekleştirilmiştir. Ana iniş takımı ve ön iniş takımı aynı modelde olduklarından gerilme renk skalasında sınır değerler her iki iniş takımı içinde aynı görülmektedir. Kritik noktalardaki zaman bağlı gerilme eğrileri ise zamana bağlı gerilme değişimlerini göstermektedir.

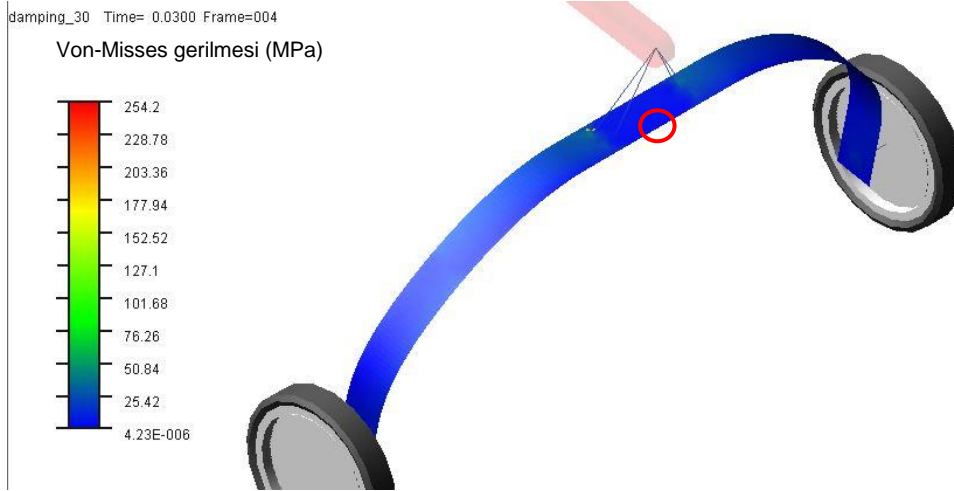
Şekil 4.21 ana iniş takımı üzerinde inişten 0.03 saniye sonraki Von-Misses gerilme dağılımını göstermektedir. Şekil 4.21'deki gerilme dağılımı sönümlenme oranının sıfır olduğu durumda hesaplanmıştır.

Şekil 4.22 ise sönümlenme oranının 0.3 olduğu durumda ana iniş takımı üzerinde inişten 0.03 saniye sonra Von-Misses gerilme dağılımını göstermektedir.

Şekil 4.21 ve 4.22'de kırmızı renkle görülen azami gerilmeler ön iniş takımına aittir.



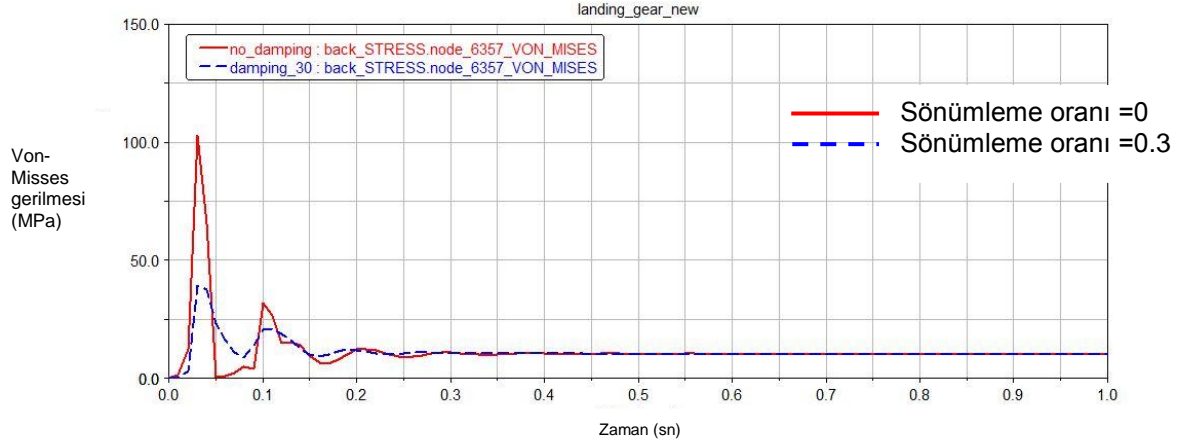
Şekil 4.21 Ana iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlenme oranı=0;
t=0.03 sn



Şekil 4.22 Ana iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlenme oranı=0.3;
t=0.03 sn

Şekil 4.23 ise ana iniş takımı üzerinde işaretli kritik noktadaki Von-Misses gerilme dağılımının zamana göre değişimini göstermektedir. Gerilme dağılımı sönümlenme oranının sıfır ve 0.3 olduğu durumlar için hesaplanmıştır. Görüldüğü gibi ana iniş takımı üzerindeki kritik Von-Misses gerilmesi sönümlenme oranının sıfır olduğu durumda 100 MPa seviyesinde olup bu değer 3. dönem raporunda örgülü karbon epoksi kompozit için test neticesi olan 400 MPa civarındaki çekme mukavemetinin %25'i kadardır. Ayrıca 0.3 sönümlenme oranı durumunda ise azami gerilme 50 MPa seviyesinin altında düşmektedir. Şekil 4.23'deki zamana bağlı

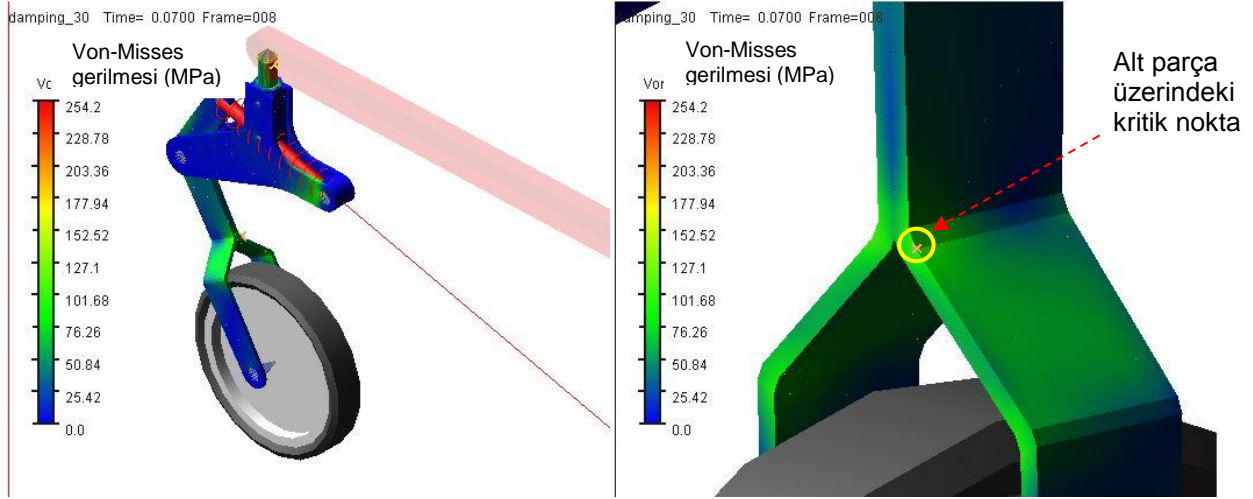
gerilme eğrileri incelendiğinde Şekil 4.21 ve 4.22'deki renk skalasında kırmızı ile gösterilmiş olan azami gerilmelerin ön iniş takımına ait olduğu anlaşılmaktadır.



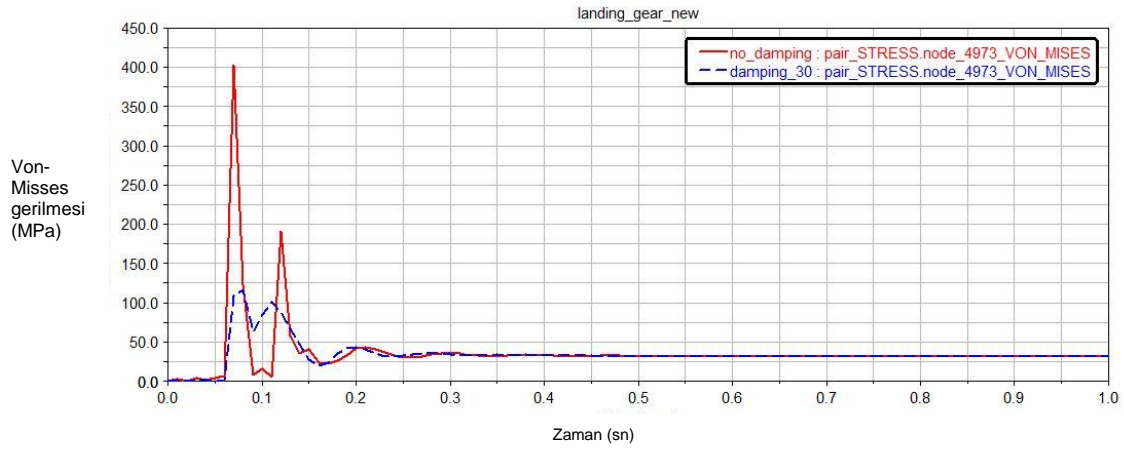
Şekil 4.23 Şekil 4.21 ve Şekil 4.22'deki işaretli noktadaki Von-Misses gerilme dağılımının zamana göre değişimi

Ön iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılım resimleri sönümlenme katsayısının 0.3 olduğu durum için 0.07 saniyede Şekil 4.24'de verilmiştir. Şekil 4.25 ve Şekil 4.26 ise ön iniş takımının alt ve üst parçalarındaki kritik noktalarda hesaplanan Von-Misses gerilmelerinin zamana göre değişim grafiklerini sönümlenme oranlarının 0 ve 0.3 olduğu durumlar için vermektedir. Şekil 4.25 ve 4.26'ya bakıldığı zaman ön iniş takımı üst parçasındaki gerilmelerin daha yüksek olduğu görülmektedir. Gerilme açısından en kritik bölge olarak iniş takımının gövdeye bağlandığı şaftın üzerinde olan bölgedir.

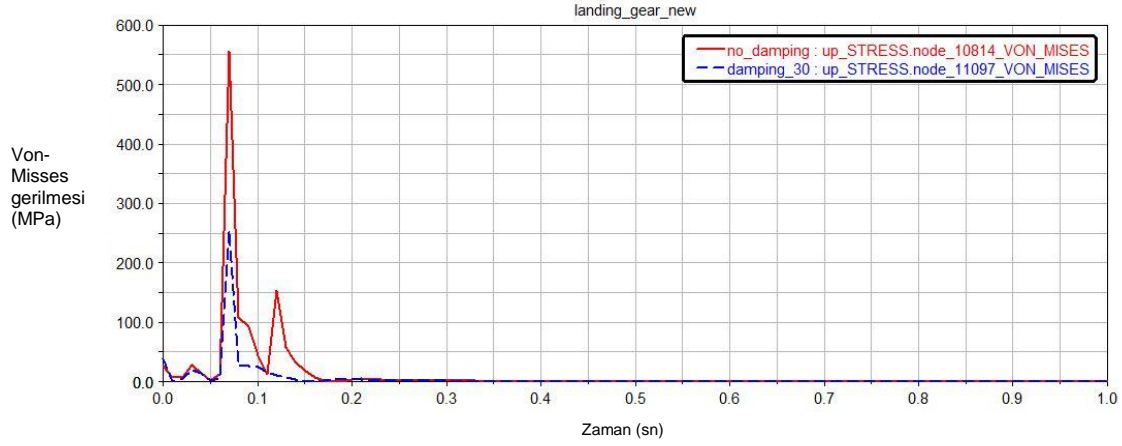
Sönümlenme olmadığı durumda ön iniş takımı üst parçasında meydana gelen 550 MPa seviyesindeki gerilme alaşım alüminyumlar için çekme mukavemetinin üst sınırını oluşturmaktadır. Ancak 0.3 sönümlenme oranı durumunda kritik gerilme 250 MPa seviyesine inmektedir. Bu değer alaşım alüminyum için makul bir değerdir. Ayrıca bu değer anlık azami değer olduğu unutulmamalıdır.



Şekil 4.24 Ön iniş takımı üzerindeki Von-Misses gerilme dağılımı – Sönümlenme oranı=0.3.;
t=0.07 sn



Şekil 4.25 Ön iniş takımı alt parçası üzerindeki kritik noktada alınan Von-Misses gerilme-
zaman eğrileri



Şekil 4.26 Ön iniş takımı üst parçası üzerindeki kritik noktada alınan Von-Misses gerilme-zaman eğrileri

Değerlendirme:

1 m/s'lik bir dikey vurma hızı ve 105 kg bir iniş ağırlığı hesaba katılarak gerçekleştirilmiş olan ön ve arka iniş takımı yapısal analizleri neticesinde ön iniş takımının daha kritik olduğu belirlenmiştir. Ancak sönümlenme oranı katılarak elde edilen Von-Misses gerilmelerin alaşım alüminyumdan üretilmiş olan ön iniş takımı için sorun teşkil etmeyeceği değerlendirilmiştir. İniş sırasında meydana gelen azami gerilmeler anlık olup iniş takımının bir anda dağılması sağlayacak büyüklükte değildir. Ayrıca iniş sırasında kanatlarda kaldırma kuvveti hala var olduğu için iniş takımlarının üzerine gelen toplam yük hava aracının azami ağırlığı olan 105 kg olmayacaktır. 4.8 numaralı kaynakta iniş sırasında kanatlardaki kaldırma kuvvetinin hava aracının iniş ağırlığının yaklaşık olarak %67'si olduğu ifade edilmiştir. Bu durumda iniş takımı üzerine etki edecek olan toplam ağırlığın %67 azalması söz konusudur.

1 m/s'lik dikey hız ise bu ağırlıktaki bir hava aracı için normal bir hızdır. FAR 25 [4.7] büyük yolcu uçak standardında taşıma amaçlı uçaklarda 1.8 m/s'lik bir dikey vurma hızı alınmaktadır. 105 kg'lık hava aracı min-taktik insansız hava aracı arası bir sınıfta olup yerleşmiş bu sınıftaki insansız hava araçları için ortak kabul edilmiş bir standart mevcut değildir. Ancak yolcu uçaklarındaki 1.8 m/s'lik dikey hızı referans alındığında 105 kg ağırlığındaki bir hava aracı için 1 m/s'lik dikey hızın normal olduğu değerlendirilmiştir.

Kaynaklar

[4.0] Evonik Röhm GmbH: Rohacell A

<http://www.rohacell.com/en/performanceplastics8344.html>, 25 Jan 2007 (2007)

[4.1] Naik, N. K. and Shembekar, P. S.: Elastic behavior of woven fabric composites: I-Lamina analysis. Journal of Composite Materials. 26(15), 2196-2225 (1992)

[4.2] Falzon, P.J., Herzberg, I., and Karbhari, V.M.: Effects of compaction on the stiffness and strength of plain weave fabric RTM composites. Journal of Composites Materials. 30, 1210-1247 (1996)

[4.3] N. K. Naik I and V. K. Ganesh "Failure Behavior of Plain Weave Fabric Laminates Under In-plane Shear Loading"

[4.4] Turgut, T., "Manufacturing and Structural Analysis of a Lightweight Sandwich Composite UAV Wing", Yüksek Lisans Tezi, 2007

[4.5] Hashin, Z.: Analysis of composite materials-A survey. J. Appl. Mech. 50, 481-505 (1983)

[4.6] MSC Software, Adams Multibody Dynamics,
<http://www.mscsoftware.com/Products/CAE-Tools/Adams.aspx>

[4.7] FAR 25 Airworthiness standards: transport category airplanes, 25.471-25.487 paragraflar

5- TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – AEROELASTİK KARARLILIK ANALİZ ÇALIŞMALARI

Proje kapsamında aeroelastik analiz çalışmaları çok detaylı olarak gerçekleştirilmiştir. Aeroelastik analiz çalışmaları kapsamında gerçekleştirilen analizler aşağıda listelenmiştir:

- Taktik İHA kanadının aeroelastik analizleri.
- Taktik İHA kanat-kuyruk bütününün aeroelastik analizleri
- Taktik İHA tüm model aeroelastik analizleri
- Kontrol yüzeyleri eklenmiş hava aracının aeroelastik analizleri

Proje kapsamında gerçekleştirilen aeroelastik analizlerde MSC Nastran aeroelastisite 1 modülü kullanılmıştır [5.0].

Kanat aeroelastisite çalışmalarında ayrılma (divergence) ve çarpınma (flutter) çözümleri gerçekleştirilerek hava aracının uçuş rejimi içinde aeroelastik bir kararsızlık durumu ile karşılaşp karşılaşmayacağı incelenmiştir.

Aeroelastik kararsızlık hesaplamalarında P-K metodu kullanılmıştır [5.0]. P-K metodunun tarifi için 5.0- 5.2 numaraları kaynaklara başvurulabilir.

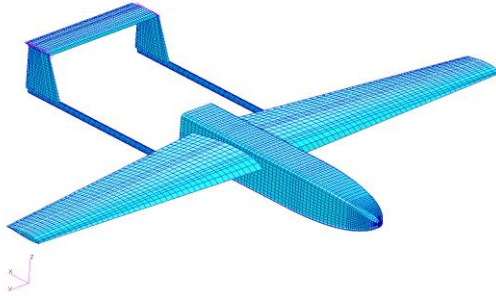
Dördüncü ve beşinci dönem raporlarında aeroelastik analiz çalışmaları çok detaylı olarak raporlanmıştır. Ayrıca, aeroelastik analiz çalışmaları 52. AIAA konferansında da çok uzun bir bildiri ile sunulmuştur. Bildiri hakkında bilgi aşağıda verilmiştir.

Özöztürk, S., Kayran, A, ve Alemdaroğlu, N., 'On the design and aeroelastic stabilit analysis of twin wing-tail boom configuration unmanned air vehicle,' 52. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, ABD, 4-7 Nisan 2011.

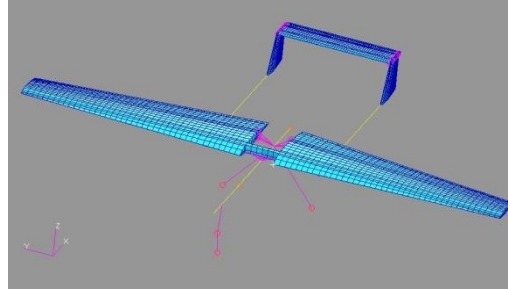
Dönem raporlarının çok detaylı olması nedeni ile, sonuç raporunda sadece bütün taktik insansız hava aracının aeroelastik analizleri özetlenmiştir.

Bütün hava aracının aeroelastik analizleri serbest durumdaki hava aracı için yapılmıştır. Şekil 5.1 bütün hava aracının yapısal sonlu elemanlar modellerini göstermektedir. Hava aracı gövde modeli için iki alternatif yaratılmıştır. Birinci alternatifte gövde 2 ve 3 boyutlu elemanlar ile modellenmiş ve bu model baz alınarak 2. alternatif olan giriş modeli yaratılmıştır. Hava

aracının gövdesinde bulunan motor, ön ve arka iniş takımları, güç kaynağı ve yakıt gibi önemli ağırlıklar konsantre kütle olarak modellenmiş ve gövde bağlantıları rijit elemanlar (RBE2 [5.4]) ile sağlanmıştır. Şekil 5.1(b) kiriş elemanlar ile modellenmiş olan gövdeye sahip hava aracının sonlu elemanlar modelini göstermektedir. Gövdenin değişik kesitlerinde kullanılan kiriş eleman özellikleri (eşdeğer malzeme ve kesit) 2 ve 3 boyutlu elemanlar ile modellenmiş gövde modelinden alınmıştır. Kiriş elemanlar ile modellenmiş olan gövde modeline sahip hava aracı sonlu elemanlar modelinde gövde kanatlara RBE2 elemanlar ile bağlanmıştır. Bağlantı noktaları kanat kirişlerinin köklerinde yer alan düğüm noktaları ile gövde üzerinde yer alan ana çevresel güçlendiricilerin ilgili düğüm noktaları olarak seçilmiştir.



(a) Gövde 2 ve 3 boyutlu sonlu elemanlar ile modellenmiş



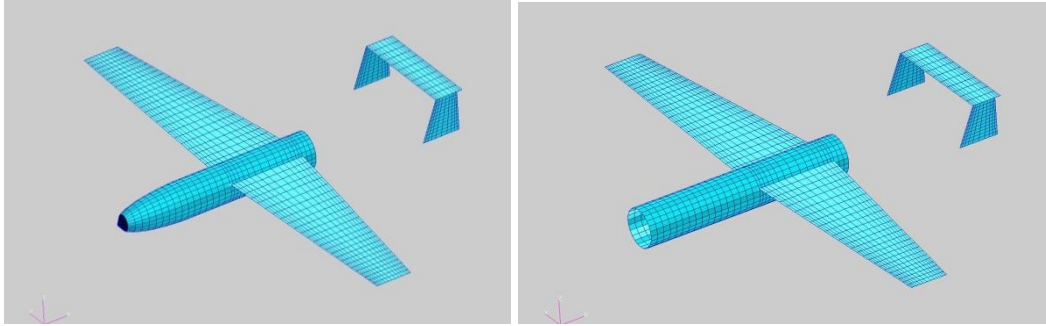
(b) Gövde kiriş elemanlar ile modellenmiş

Şekil 5.1 Bütün hava aracının yapısal sonlu elemanlar modeli

Bütün hava aracının aeroelastik analizleri hava aracının rijit modları katılarak gerçekleştirilmiştir. Yapısal sonlu elemanlar modelinde kanat ve kuyruklarda kullanılan Rohacell nüve malzemesine epoksi malzeme özelliği atanmış ve modal analiz yapılmıştır. Bütün hava aracının modal analiz sonuçları dönem raporlarında detaylı bir şekilde verildiği için öz olma açısından sonuç raporunda tekrarlanmamıştır.

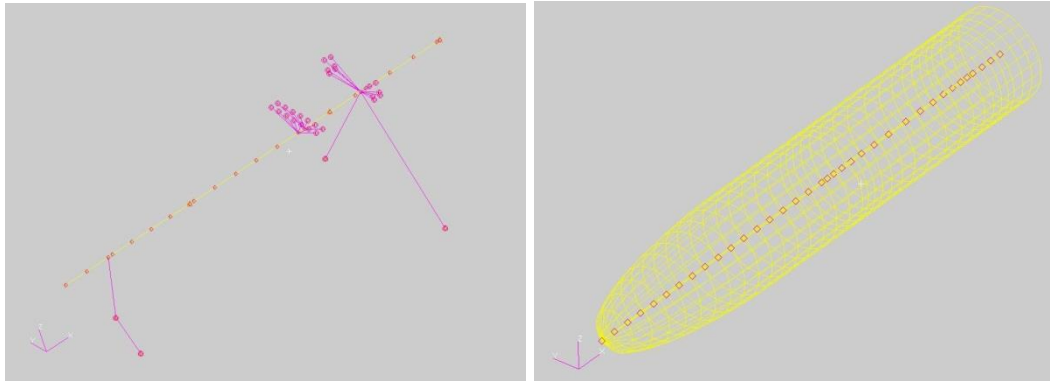
Bütün hava aracı aerodinamik modelinde gövde dar gövde ("slender body") ve girişim ("interference") elemanlarının birlikte kullanılması ile modellenmiş ve sesaltı kanat-gövde girişim teorisi kullanılmıştır [5.5]. Dar gövde elemanları gövde hareketinden dolayı meydana gelen kuvvetleri hesaba katmakta ve gövdenin kaldırma kuvveti etkisini yaratmaktadır. Girişim elemanları ise aerodinamik modelde yer alan paneller ve gövdeler arasında bir yüzey oluşturmak ve oluşturulan bu yüzeyden hava akımı geçişini önlemek için kullanılmaktadır.

Şekil 5.2 hava aracının dar gövde ve girişim elemanlarından ve aerodinamik panellerden meydana gelen aerodinamik modelini göstermektedir. Aerodinamik modelde gövde elemanları ve kanat panelleri aynı hizada olacak şekilde ayarlanmıştır. Kanat-kuyruk borularının çapı ufak olduğu için borular aerodinamik modele katılmamıştır.



(a) Dar gövde elemanları ve kanat panelleri (b) Girişim gövde elemanları ve kanat panelleri

Şekil 5.2 Gövde aerodinamik modelinde kullanılan dar gövde ve girişim elemanları



(a) Kiriş modelindeki yapısal düğüm noktaları (b) Dar gövde aerodinamik modeldeki düğüm noktaları

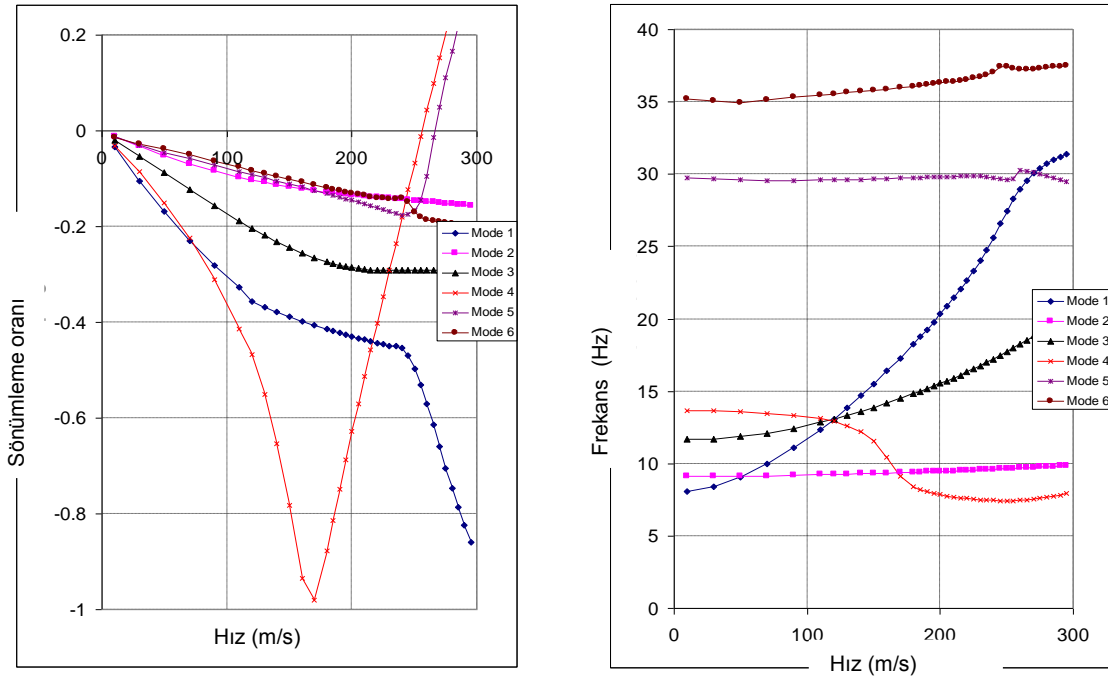
Şekil 7.3 Gövdenin yapısal ve aerodinamik modelinde aerodinamik-yapısal bağ oluşturan “kiriş ağı” düğüm noktaları [5.0, 5.5]

Gövde yapısal modeli ile aerodinamik modelinin hareketini birbirine bağlamak için “kiriş bağ” (“beam spline”) kullanılmıştır [5.0, 5.5]. Şekil 5.3 kiriş modelindeki yapısal düğüm noktalarını ve dar gövde aerodinamik modeldeki düğüm noktalarını göstermektedir.

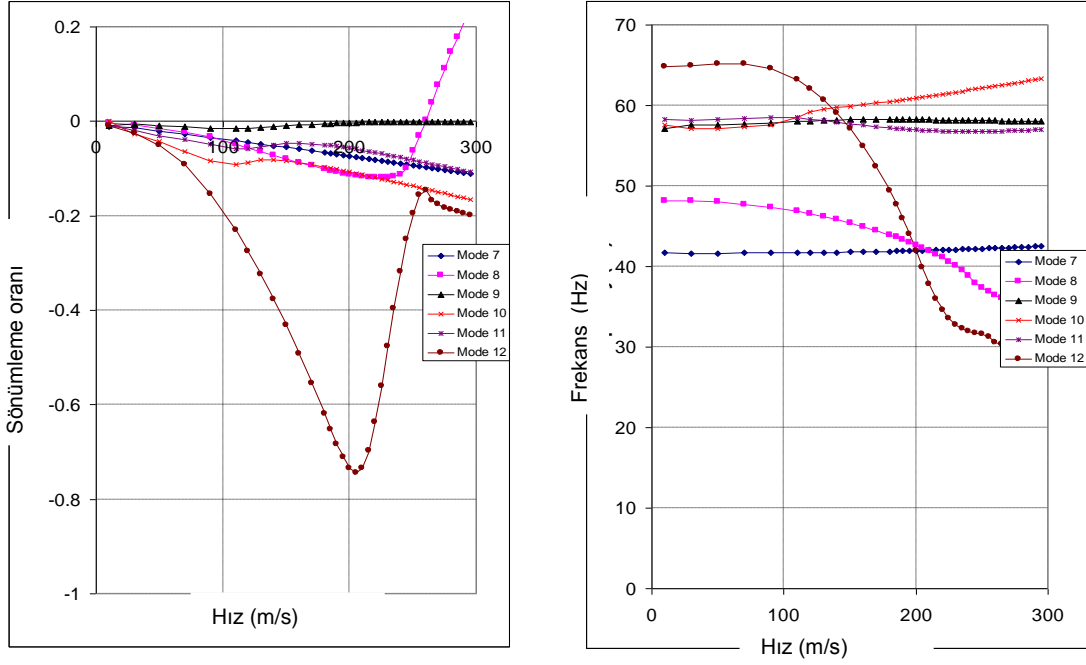
Aeroelastik analizlere 22 mod (rijit modlarda dahil) dahil edilmiş ve PK metodu kullanılmıştır. 300 m/s'den daha düşük hızlardaki kritik çirpınma modları ve çirpınma hızları Tablo 5.1'de özetlenmiştir. İlk 12 mod için Şekil 5.4 ve 5.5 sönümlleme oranı ve frekansın hızla olan değişim grafiklerini göstermektedir. En kritik modun simetrik kanat eğilme modu olan mod 4 olduğu tespit edilmiştir.

Tablo 5.1 Aeroelastik kararlılık analiz sonuçlarının kıyaslanması

Model	Kanatlarda ve kuyrukta kullanılan Rohacell ara nüve malzemesine köpük malzeme özelliği atanmıştır			
Çirpınma modu	Mod 4	Mod 5	Mod 8	Mod 13
Çirpınma hızı (m/s)	256	266.1	259.6	268.5
Çirpınma frekansı (Hz)	7.46	30.22	36.49	27.93

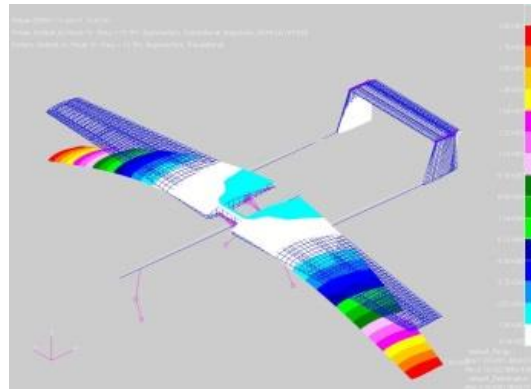


Şekil 5.4 Bütün hava aracının 1.-6. modları için sönümlleme oranı/frekans hız değişim grafikleri



Şekil 5.5 Bütün hava aracının 7.-12. modları için sönümlenme oranı/frekans hız değişim grafikleri

Şekil 5.6 bütün hava aracının aeroelastik modeli kullanılarak gerçekleştirilen aeroelastik analiz neticesinde tespit edilmiş olan kritik çarpınma modunu (kanadın simetrik eğilme modu (mod 4)) göstermektedir.



Mod 4

Çarpınma hızı: 256 m/s Frekansı: 7.46 Hz

Şekil 5.6 Bütün hava aracı modeli için kritik çarpınma modu

Değerlendirme:

Dördüncü ve beşinci dönem raporlarında detaylı olarak sunulmuş olan ve kesin rapordada bütün hava aracının aeroelastik model sonuçları verilerek özetlenmiş olan, değişik aeroelastik modeller ile gerçekleştirilen aeroelastik analizler neticesinde en düşük çarpınma kararsızlığı hızının hava aracının dalma hızı olan 100 m/s değerinden çok daha yüksek olduğu belirlenmiştir. Bu nedenle aeroelastik kararsızlık açısından insansız hava aracının uçuş rejimi içinde sıkıntı yaşamayacağı değerlendirilmiştir.

Kaynaklar

[5.0] MSC.Nastran Version 68 Aeroelastic Analysis User's Guide, 2004 MSC.Software Corporation.

[5.1] Hodges, D.H, Pierce, G.A, Introduction to structural dynamics and aeroelasticity, Cambridge University Press İngiltere, 2002.

[5.2] Zona Technology Inc., ZAERO User's Manual, Version 8.2, Zona Technology Inc., 2008.

[5.3] Evonik Röhm GmbH: Rohacell

A.<http://www.rohacell.com/en/performanceplastics8344.html> 25 Jan 2007 (2007)

[5.4] MSC. Software Corporation, MSC. Nastran Linear Static Analysis User's Guide, Version 2003, MSC.Software Corporation, 2003, p. 297.

[5.5] MSC. Software Corporation, MSC. Flightloads and Dynamics User's Guide, Version 2006, MSC.Software Corporation, 2006.

6. ALTINCI DÖNEM ve EK DÖNEM İÇİNDE PROJE İLE İLGİLİ GERÇEKLEŞTİRİLEN BİLİMSEL VE TEKNİK GELİŞMELER – YAPISAL ve ELEKTROMEKANİK BÜTÜNLEŞTİRME ÇALIŞMALARI

Hava aracının uçuşa hazır hale getirilmesi çalışmaları kapsamında yeni servo sistemlerinin satın alınmasına karar verilmesi nedeni ile hava aracı test uçuşuna projenin normal süresinde hazır hale getirilememiştir. Bu nedenle, projenin sonlandırılması için 6 aylık uzatma talebinde bulunulmuş ve bu uzatma talebi Tübitak tarafından kabul edilmiştir. Bu kısımda projenin altıncı döneminde ve uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalar ayrı ayrı olarak kısaca özetlenmiştir. Gerçekleştirilen çalışmalar ile ilgili daha detaylı bilgi ise Ek-C ve Ek-D'de sunulmuştur. Ek-C'de projenin altıncı ve birinci uzatma dönemlerinde yapılan yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmalarının detayları verilmiştir. Ek-D'de ise yer testleri ve uçuş hazırlıkları detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

6.1 Altıncı dönemde gerçekleştirilen çalışmalar

Hava aracının yapısal bütünleştirmesine yönelik çalışmalar:

Kanat – kuyruk - gövde montajının yapılması

Motor montajının yapılması

Ana iniş takımı-gövde montajının yapılması

Üretime yönelik çalışmalar neticesinde hava aracının alt yapısal elemanlarının üretimleri tamamlanmış ve hava aracı yapısının bütün alt yapı elemanları (kanat, gövde, kuyruk düzlemi, iniş takımları) bütünleşik hale getirilmiştir.

Elektromekanik sistem entegrasyon çalışmaları:

Otopilotlu uçuşlara hazırlık amacı ile ilk aşamada Yurt dışından hazır otopilot sistemi satın alınması planlanmış satın alın gerçekleştirilmiştir. Hazır otopilot sistemi ABD'de konuşlu Cloud Cap Technologies firmasından satın alınmıştır. Otopilot sistemlerinin kıyaslanması ve seçimi ile ilgili olarak yapılan çalışmalar kesin raporda ilgili kısımda detaylı olarak verilmiştir.

Kontrol yüzey servolarında yaşanan sorun nedeni ile servo sistemlerinin entegrasyonu 6. döneme kalmıştır. Yeterli tork üreten servolardan bir adet Tübitak'tan izin alındıktan temin edilmiş ve laboratuvar testleri yapılmıştır.

Motor yakıt kolu, ana iniş takımı fren ve ön iniş takımı dümen servo yerleşimleri konusunda ilerleme kaydedilmiştir. Motor yakıt servo yerleşimi ve yakıt kolunun motor üzerine olan entegrasyonu tamamlanmıştır. Ön iniş takımı servo yerleşimi için gerekli olan parça imaları dış bir firmaya verilmiştir. Ana iniş takımı fren sistemi için gerekli pistonlu hidrolik tank satın alınmıştır. Bu sistemin entegrasyon çalışmaları altıncı dönemde tamamlanmamıştır.

Proje önerisinde ayrıca hava aracına kamera sistemi takılıp görüntü aktarımı yapılacağı belirtilmişti. Ancak ilk testler sırasında görüntü sisteminin hava aracına takılmasının riski olacağı ve olması muhtemel kırımlarda görüntü sisteminin de zarar göreceği değerlendirilmiştir. Bu nedenle görüntü sisteminin çalışması kapalı laboratuvar ortamında ve dışarda açık ortamda gerçekleştirilmiştir. Yerde gerçekleştirilmiş olan testler kamera-verici-alıcı sisteminin video görüntüsünü sağlıklı bir şekilde aktarıp aktarmadığının kontrolü açısından daha kritik bir durumdur. Yerde çevredeki binaların veya kapalı laboratuvar ortamında yer alan duvarların elektromanyetik yayını bozması daha muhtemeldir. Oysa uçuş sırasında hava aracında yer alan vericiden yayılan elektromanyetik dalgalar engelsiz bir şekilde yerdeki alıcıya ulaşabilmektedir. Bu nedenle yerde sorunsuz çalışan bir kamera-verici-alıcı sistemi uçuş sırasında daha iyi çalışmaktadır. Ufak sistemler üzerindeki deneyimiz bu yöndedir. 6. dönemde proje önerisinden önce tedarik edilmiş olan kamera sistemi ve verici-alıcı sistemi yerde kurulmuş ve sistem tanıtılmıştır. Sistem ile elde edilen görüntülerden örnekler sunulmuştur. Ancak bu proje kapsamında kamera sistemi hava aracına monte edilmeyecektir. Yer testleri sırasında daha ucuz bir kamera hava aracına takılarak görüntü aktarımı gerçekleştirilecektir.

Bunun dışında uçuş sırasında her yönde kamera görüntüsü almak için hava aracına bir "gimbal" ile takılması gereklidir. "Gimbal" vasıtası ile kamera iki eksenle döndürülerek kamera istenen noktaya yönlendirilebilmektedir. Proje kapsamında gimbal satın alınması düşünülmüştü. Ancak yapılan piyasa araştırmalarından sonra gimbal sistemlerinin çok pahalı olduğu tespit edilmiştir. Kaynak israfı yapmamak amacı ile gimbal sistemine yönelik olarak yerli üretim araştırmalarının da yapılmasına başlanmıştır. Ayrıca gimbal sistemi entegrasyonu proje önerisi sırasında da öngörülmemiştir. Projenin ana amacı kompozit bir hava aracını kalıpları ile birlikte üretmek ve yer ve kısa uçuş testlerini gerçekleştirmektir. Bu nedenle, gimbal sisteminin bu projenin devamı niteliğinde başka bir projede hava aracına entegre edilmesinin daha uygun olacağı değerlendirilmiştir.

Elektromekanik sistem entegrasyonu kapsamında 6. dönemin sonuna doğru son hizmet alımı da gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda eksik kalan elektromekanik sistemlerin

entegrasyonu gerçekleştirilecektir. Hizmet alımı ile ilgili bilgi elektromekanik sistem entegrasyon çalışmaları kısmında özetlenmiştir.

Altıncı dönemde elektro-mekanik sistem entegrasyon çalışmalarında meydana gelen gecikmeler nedeni ile yer ve uçuş test fazlarına başlanamamıştır. Yeni uçuş kontrol yüzey servolarının satın alınmasının gerekliliği ve bu servo sistemlerin yeterliliğinden emin olmak için ilk aşamada bir adet servo sistemi satın alınması nedeni ile 6. dönem içinde bütün servo sistemler satın alınmamıştır. Servo sistemi ile ilgili detaylı bilgi ilgili kısımda verilmiştir.

6.2 Tübitak tarafından onaylanan birinci uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalar

Hava aracının yapısal bütünleşmesine yönelik çalışmalar:

Dikey kuyruk – kuyruk borusu bağlantı noktasının değişikliği : Kuyruk-kanat-gövde montajı çalışması 6. dönemde yapılmıştır. Ancak ek süre zarfında dikey ve yatay kuyruk servo kablajının konnektörlerinin kolaylıkla bağlanabilmesi için kuyruk düzlemi ve kanat arasındaki sağ taraftaki kuyruk-kanat borusunun dikey kuyruk ile olan bağlantı yeri değiştirilmiştir. Bu değişik ile ilgili yapılanlar Ek-C'de ilgili kısımda tarif edilmiştir.

Motor-gövde bağlantısının güçlendirilmesi: Motor montajı 6. dönemde yapılmıştır. Ancak ek sürenin birinci döneminde motor-gövde bağlantısı daha güvenilir hale getirilmiştir. Bu değişik ile ilgili yapılanlar Ek-C'de ilgili kısımda tarif edilmiştir. Aynı zamanda ek süre birinci dönemde motor hava filtreleri, filtre-motor arayüz parçaları ve egzost çıkışları da takılmıştır.

Yakıt deposu ve yakıt borularının hava aracına montajı: Hava aracına ilk uçuşlar için yeterli uçuş süresi imkanı sağlayacak 1 adet plastik yakıt deposu konulmuş ve göbde içinde sabitlenmişlerdir. Aynı zamanda yakıt deposu ve motor arasındaki boru bağlantısı da yapılmıştır. Bu yapılan çalışmalar Ek-C'de ilgili kısımda özetlenmiştir.

Ana iniş takımı-gövde montajının yapılması: Ana iniş takımı montajında 6. dönemde yapılmıştır. Ek sürenin birinci döneminde bağlantı vidaları ve pulları paslanmaz vida ve pullar ile değiştirilmiş ve iniş takımının gövde içindeki bağlantı yerinde alümyum bir plaka yerleştirilmiştir. Bu değişik ile ilgili yapılanlar Ek-C'de ilgili kısımda tarif edilmiştir.

Motor hava alığının tasarımı ve imalatı: Hava aracının motoru hava soğutmalıdır. Motorun çalışması sırasında soğutma işleminin verimli olması için kompozit bir hava alığı tasarımı ve imalatı yapılmıştır. Bu çalışma Ek-C'de ilgili kısımda özetlenmiştir.

Pitot-statik borusunun mekanik montajının yapılması: Proje kapsamında gerçekleştirilecek olan yer ve kısa süreli uçuş testlerinde pilota kararlarında yardımcı olması için hava hızının bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle, hava aracının gövdesinin burun kısmına pitot-statik borusunun montajı yapılmıştır. Bu çalışma Ek-C'de ilgili kısımda özetlenmiştir.

Ön iniş takımının yeniden üretilmesi ve güçlendirilmesi: Ön iniş takımı yeniden üretilmiş ve güçlendirilmiştir. Laboratuvar ortamındaki denemelerde ön iniş takımının yanal salınımlar yaptığı görülmüştür. Bu nedenle, ön iniş takımındaki yanal salınımın azaltılması için ön iniş takımı güçlendirilmiş ve tekrar üretilmiştir.

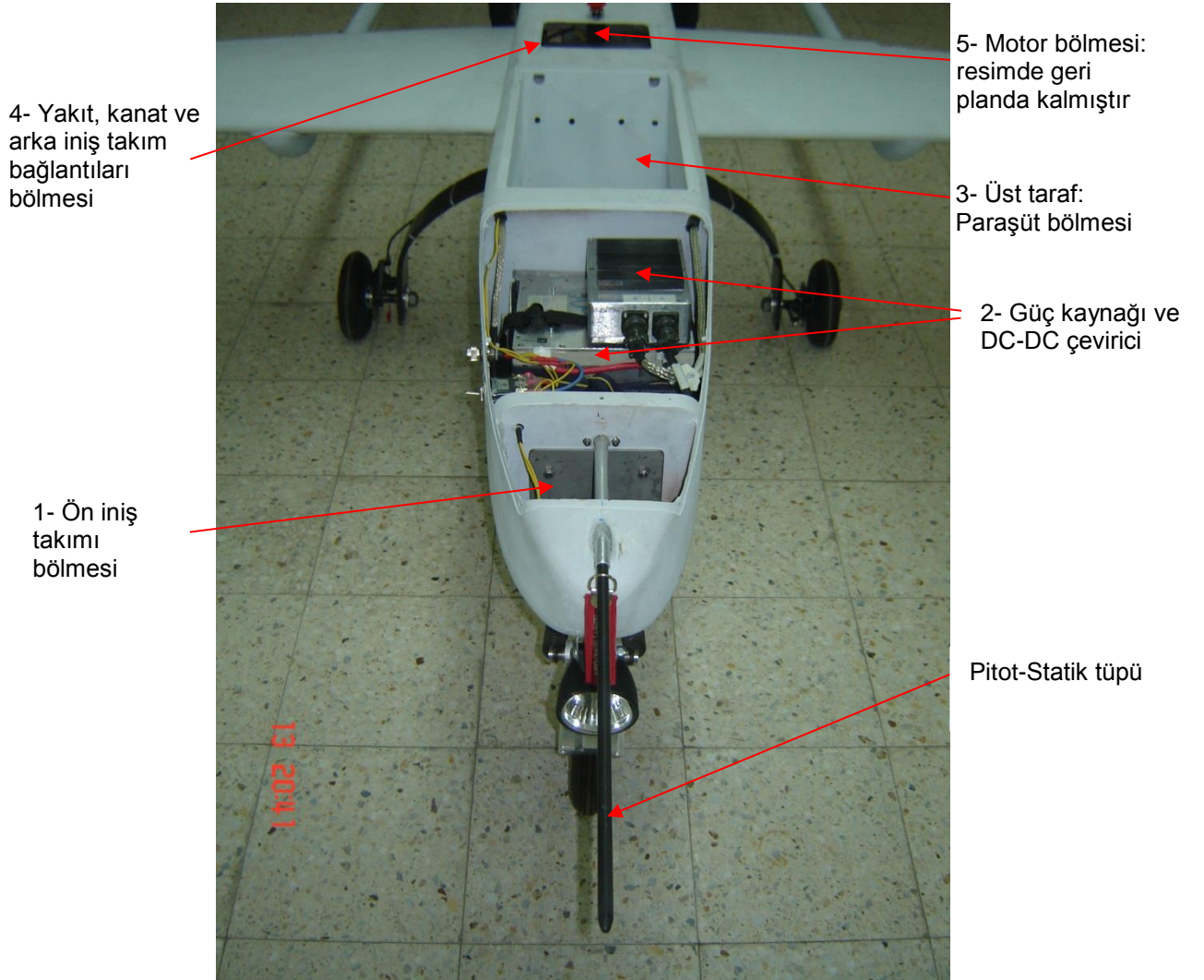
Elektromekanik sistem entegrasyon çalışmaları:

Ek süre zarfında zarfında 6. dönemde de yürütülmüş olan bazı çalışmalar tamamlanmış ve hava aracının bütün elektromekanik sistem entegrasyonu yapılmıştır. Tamamlanmış olan elektromekanik sistem entegrasyon çalışmaları şunlardır:

- Motor yakıt kolu servosu hava aracına monte edilmiş ve servo kolu motor gaz kolu bağlantıları 6. dönemde yapılmıştır. Bu çalışmalar Ek-C'de anlatılmıştır.
- Ana iniş takımı fren sistemi için düşünülen hidrolik fren sisteminden beklenen performans alınamadığı için telli fren sistemine geçilmiş ve fren servosu, balatası ve gerekli gövde bağlantıları tamamlanmıştır.
- Ön iniş takımı direksiyon servosunun yerleşimi yapılmış ve servo kolu-ön tekerlek bağlantısı yapılmıştır.
- Kontrol yüzeyleri ve fren sistemi için ek süre zarfında tedarik edilen 5 adet yüksek torklu Pegasus servo ve 6. dönemde proje bütçesinden tedarik edilen 1 adet yüksek torklu Pegasus servo hava aracı üzerindeki yerlerine yerleştirilmişlerdir. Servolardan iki tanesi kanatçık için, iki tanesi "flap" yüzeyleri için, bir tanesi yükseliş dümeni için ve bir tanesi de fren sistemi için kullanılmıştır. İstikamet dümeni için gerekli olan servolar ise yerli piyasadan temin edilmiş ve dikey kuyruk içindeki yerlerine monte edilmişlerdir.
- İstikamet dümenleri (2 adet) için Taiwan yapımı yüksek torklu servo satın alınmış ve montajları yapılmıştır.

- Hava aracının güç kaynağı ön gövde içindeki ara duvara takılmıştır.
- Hava aracının bütün kablağı metal örgülü kılıf içinden geçirilerek elektromanyetik açıdan korunma sağlanmış ve hava aracına yerleştirilmiştir. Bu amaçla, hava aracı üzerinde gerekli olan geçiş delikleri/yolları açılmıştır. Bütün kablo konnektörleri takılmış ve kontrolleri yapılmıştır.
- Kamera sistemi ile ilgili yapılan çalışmalar 6. dönem raporunda özetlenmişti. Ek-C'de kamera sistemi ile ilgili çalışmalar detaylı bir şekilde verilmiştir.

Şekil 6.1'de yapısal ve elektromekanik bütünleşmesi tamamlanmış hava aracı gövdesi üzerinde yer alan bölmeler ve kesikler gözükmemektedir. Gövde üzerinde 5 adet ana bölme ve kesik vardır. Birinci bölme ön iniş takımı bağlantısının yapıldığı bölmedir. Bu bölmeye aynı zamanda pitot-statik tüpüde yerleştirilmiştir.



Şekil 6.1 Hava aracı üzerindeki gövde bölmeleri ve kesikleri

Altıncı dönem ve birinci uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalar neticesinde hava aracının bütün temel yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları sonlandırılmıştır. Şekil 6.2 ve 6.3 kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracını iki farklı açıdan göstermektedir.



Şekil 6.2 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/ön görüntü



Şekil 6.3 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/arka görüntü

Altıncı dönem ve onu takip eden birinci uzatma döneminde görüntü sistemini oluşturan birimler bir araya getirilmiş ve laboratuvar ortamında görüntü aktarımı gerçekleştirilmiştir. Projenin başarı kriterlerinden birisi olarak gösterilen görüntü aktarımı gösterimi ilk olarak laboratuvar ortamında yapılmıştır. Görüntü aktarım sisteminin tanıtımı ve laboratuvar ortamındaki görüntü aktarım gösterimi Ek C'nin C2 kısmında sunulmuştur. Ek C'de de vurgulandığı gibi proje kapsamında görüntü aktarım sisteminin kamerası olan Sony FCB-EX980 hava aracına entegre edilmeyecektir. İlk yer ve uçuş testleri sırasında olası kırımları göz önüne alarak daha ucuz maliyette bir kameranın hava aracına takılmasına karar verilmiştir. Bu noktada vurgulanması gereken önemli bir noktada şudur. Laboratuvar ortamındaki görüntü aktarımı gösterimi dışında, görüntü aktarma sistemi ile yerde iken 10-20 km uzaklıktan görüntü aktarımı da daha önceki denemelerde başarı ile sağlanmıştı. Hava aracı üzerinden görüntü aktarımı ise sinyal kesintisi daha az olacağından çok daha net olmaktadır. Yerde gerçekleştirilecek olan testler kamera-verici-alıcı sisteminin video görüntüsünü sağlıklı bir şekilde aktarıp aktarmadığının kontrolü açısından daha kritik bir durumdur. Yerde çevredeki binaların veya kapalı laboratuvar ortamında yer alan duvarların elektromanyetik yayını bozması daha muhtemeldir. Oysa uçuş sırasında hava aracında yer alan vericiden yayılan elektromanyetik dalgalar engelsiz bir şekilde yerdeki alıcıya ulaşabilmektedir. Bu nedenle, yerde sorunsuz çalışan ve görüntü aktarımı sağlayan bir kamera verici-alıcı sistemi uçuş sırasında çok daha iyi çalışmakta ve daha kesintisiz görüntü aktarımı sağlanabilmektedir.

Birinci uzatma döneminin sonunda yer testleri 6-7 Ağustos 2012 tarihlerinde Eskişehir'de Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu pistinde yapılmıştır. Yer testleri ile ilgili detaylı bilgi Ek D'de verilmiştir. Yer testlerinden önce hava aracı üzerinden görüntü aktarabilmek için hava aracının yatay kuyruğu üzerine bir kamera takılmıştır. Şekil 6.4 hava aracının yatay kuyruğunun ortasına takılı olan kamerayı göstermektedir. Yer testlerinde hava aracının taksi yaptığı sırada görüntü aktarma sistemi ile bir dizüstü bilgisayara görüntü başarılı bir şekilde aktarılmıştır. Şekil 6.5 hava aracı hareket halinde iken hava aracının yatay kuyruk düzlemine yerleştirilen kameradan alınan gerçek zamanlı video görüntüsünü göstermektedir. Şekil 6.5'te hareket halindeki hava aracının arkadan görüntüsü çok rahat bir şekilde görülmektedir. Pervane döndüğü için kamera görüntüsünde pervane bükülü şekilde görülmektedir. Bunun nedeni kameranın birim zamanda aldığı poz sayısı ile ilgilidir. Kameranın birim zamandaki poz sayısı arttırılarak dönen pervanenin gerçek zamanlı hareketi görülebilir.



Şekil 6.4 Hava aracının yatay kuyruk düzlemine yerleştirilen kamera ve verici anteni



Şekil 6.5 Hava aracının yatay kuyruk düzlemine yerleştirilen kameradan alınan gerçek zamanlı video görüntüsü

7. İKİNCİ UZATMA DÖNEMİNDE GERÇEKLEŞTİRİLEN ÇALIŞMALAR VE PROJENİN SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ

7.1 Giriş

4 Ocak 2013 tarihli B.14.2.TBT.0.06.03.04/161.1.1/270 sayı numaralı yazı ile Tübitak tarafından 108M104 numaralı “Taktik İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi” başlıklı proje ile ilgili proje sonuç raporunun yeniden yazılması gerektiğine dair bilgilendirme yapılmıştır.

Bu talebe istinaden 25 Mart 2013 tarihli yazı ile 6-7 Ağustos 2012 tarihlerinde Eskişehir Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu havaalanı uçuş pistinde gerçekleştirilen yer testleri sırasında karşılaşılan sorunlardan bahsedilmiş ve hava aracının hafifletilmesi gerektiği vurgulanmış ve bir sene desteksiz uzatma süresi talep edilmiştir. Bir senelik uzatma talebimizin ana gerekçeleri aşağıda maddeler halinde açıklanmıştır.

- 6-7 Ağustos 2012 tarihlerinde Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu uçuş pistinde gerçekleştirilen yer testlerinde yerde hızlı koşturma sırasında uzaktan kumanda cihazının kapsama alanı dışına çıkması neticesinde yer kontrol istasyonu ile haberleşme bağına kesilmesi sonucunda hava aracı “Fail safe” yani “emniyetli düşüş” moduna girmiş ve motoru durdurmamıza rağmen bu mod içinde kendi kendine motora gaz vererek ön iniş takımını sağa kırarak hareket etmiş ve sonunda pistin dışına çıkararak pist yanındaki yağmur hendeğinin içine düşmüştür. Bu düşüş sırasında gövde, pervane ve kanat-kuyruk bağlantısını sağlayan arka kirişlerde hasarlar oluşmuş ve kırım yaşanmıştır. Hava aracının tamiri mümkün olmasına rağmen zaten gereğinden fazla ağır olan hava aracının tamir ile daha da ağırlaşacağı düşünüldükten sonra yeni bir hava aracının üretilmesinin daha uygun olacağı değerlendirilmiştir. Yeni üretim ise tamire göre çok daha uzun süre gerektirmektedir. Bu nedenle, ikinci uzatma süresinin en az bir sene olması gerektiği değerlendirilmiştir.
- Yeni üretilecek olan hava aracına elektromekanik entegrasyonun da yeniden yapılması gerektiği ve entegrasyon sürecinin de zaman alacağı göz önüne alınarak sürenin en az bir sene olması gerektiği değerlendirilmiştir.
- İkinci uzatma döneminde proje Tübitağın desteği olmadan sürdürüleceği için projemizi destekleyen Aselsan şirketinden taktik insansız hava aracının risklerinin asgariye indirildiği, emniyetli bir şekilde uçulabilir duruma gelebilmesi için gerekli olan harcamalara destek olacağına taahhütü alınmıştır. Ancak, Aselsan şirketinden destek sözü alınmış olmasına rağmen Aselsan'ın özel bir şirket olması ve özel bir şirkette para harcama işleminin belli prosedürlere göre ilerletilmesi gerekmektedir. Bu

nedenle, üretim için gerekli olan malzeme ve insan gücü ihtiyaçlarının karşılanmasının öngörülen süreden daha uzun süre alabileceği, bu nedenle de ikinci uzatma süresinin en az bir sene olması gerektiği değerlendirilmiştir.

- Yer ve uçuş testleri için uygun pist ayarlanması da zaman alıcı bir süreçtir. Proje kapsamında üretilen insansız hava aracı için yerleşim yerinden uzak bir pistin ayarlanması gerekmektedir. Ayrıca pistin test sırasında başka hava araçları tarafından kullanılmaması gerekmektedir. Uygun bir pistin ayarlanmasının da zaman alacağı öngörüldüğü için ikinci uzatma süresinin en az bir sene olması gerektiği değerlendirilmiştir.
- Yer ve uçuş testleri için uygun hava koşulları gerekmektedir. Özellikle, yeni denenecek hava araçları için test sırasında havanın sakin olması çok önemlidir. Kış aylarında hava koşullarının uygun olmayacağı göz önüne alınarak ikinci uzatma süresinin en az bir sene olması gerektiği değerlendirilmiştir.

Bir senelik uzatma talebimizi aynı zamanda Tübitak'ta MAG yürütme komitesi sekreteri Dr. İlknur Özçelik ile yapılan görüşmede de belirtmiştik. Bu talebimiz Tübitak tarafından 73873223/161.1.1/59984 sayılı 2 Nisan 2013 tarihli yazı ile cevaplanmış ve revize sonuç raporunun 6 aya kadar gönderilmesinin uygun olacağı belirtilmiştir. Ancak, Tübitak tarafından cevap yazısı proje yürütücüsü Prof.Dr. Nafiz Alemdaroğluna e-posta ile iletilmemiş ve bu yazı proje takip sistemine konulmuştur. Proje yürütücüsü Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu proje takip sistemini kontrol etmediği ve e-posta ile uyarı mesajı almadığı için karşı cevap hazırlanmamıştır. Tübitak karar yazısından 29 Ağustos 2014 tarihinde Tübitak MAG grubu ile yapılan telefon görüşmesi sonunda haberdar olunmuştur.

Yukarıda maddeler halinde belirtildiği yeni bir hava aracının üretilmesi, elektromekanik entegrasyonunun yapılması, ve testlerinin tamamlanmasının 6 aylık sürede yapılması mümkün değildir. Tübitak yazısı proje yürütücüsünün eline geçmediği ve daha sonraki süreçte Tübitak tarafından da herhangi bir uyarı yazısı veya e-postası iletilmediği için proje yürütücüsü tarafından 6 aylık sürenin yetersiz olduğuna dair karşı bir cevap hazırlanmamıştır.

7.2 İkinci uzatma döneminde yapılan çalışmalar ve karşılaşılan güçlükler

İkinci uzatma döneminde Aselsan tarafından destek sağlanacağı göz önüne alınarak taktik insansız hava aracının tekrar üretilmesi ve bu sayede hem hafifletilmesi hemde bazı tasarım değişiklikleri ile ilk yer testleri sırasında karşılaşılan sorunların giderilmesi amaçlanmıştır. İlk

yer testleri sırasında tespit edilen bir sorun kanat-kuyruk borularının (2 adet) fazla esnemesi olmuştur. Özellikle yükseliş dümeni sapması verildiği sırada meydana gelen aşağı doğru olan aerodinamik bastırma kuvvetinin etkisi ile kompozit malzemedен üretilmiş olan bu boruların fazla esnemesine neden olmakta ve bu esnemenin kuyruk düzleminde yarattığı dönme nedeni ile yükseliş dümeni etkisi azalmaktadır. Bu nedenle, ilk yer testlerinden sonra kuyruk borularının esnemelerinin önlenmesi için çalışma yapılması gerektiğine karar verilmiştir. Hafifletme çalışmaları ile beraber kanat-kuyruk borularının daha katı (rigid) yapılması da ikinci uzatma döneminde planlanan yeni hava aracının üretimi kapsamında planlanmıştır.

Aselsan ile yapılan görüşmelerde insansız hava aracının yeniden üretilmesinin ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünün atelyelerinde yapılmasının çok zor olacağına karar verilmiştir. Bunun ana nedenlerinden birisi de ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde söz konusu Taktik İHA projesi üretimde çalışacak sadece tek bir teknisyenin olması ve ilk hava aracı üretiminde destek alınan ODTÜ personeli haricinde diğer iki teknisyenin de kendi çalıştıkları şirketlerindeki işlerinin yoğunlukları nedeni ile ikinci hava aracının üretimine destek veremeyeceklerini belirtmeleri olmuştur. Bu nedenlerden dolayı hava aracının imalat işlerinin Aselsan firmasının mali desteği ile ve ODTÜ Havacılık Mühendisliği denetiminde bir kompozit üretim firmasına yaptırılmasına karar verilmiştir.

Bu gelişmelerin ışığında, Aselsan firması ile ODTÜ Havacılık Mühendisliğinin proje kapsamı dışında Aselsan için geliştirdikleri mini insansız hava araçlarının (MIUS 1 ve 2) üretimi için de anlaşmış olduğu CES İleri Kompozit ve Savunma Teknolojileri anonim şirketinde taktik insansız hava aracının üretilmesine karar verilmiştir.

Ancak bu arada proje takvimini olumsuz etkileyecek çok önemli iki gelişme yaşanmıştır.

1. Olumsuz gelişme:

Aselsan MGEO grubunda direktör olan ve insansız hava aracı projelerini idare eden Sn. Metin Sancar SSM'liğinin talimatıyla TAI özgün helikopter grubunun başına geçmiştir. Sn. Metin Sancar ile beraber Aselsan MGEO grubunda insansız hava aracı projelerinde çalışan bazı mühendisler de TAI özgün helikopter grubuna geçmişlerdir. Bu değişiklikler nedeni ile Aselsan MGEO grubunda insansız hava projelerinin idaresi konusunda meydana gelen belirsizlik ve boşluk projemizi olumsuz olarak etkilemiştir. Yaklaşık olarak 6 ay kadar bir süre üretim işlerine başlamak mümkün olmamıştır.

2. Olumsuz gelişme:

ODTÜ Havacılık ve Uzay mühendisliğinde teknisyen olarak çalışan ve aynı zamanda Tübitak projemizde insansız hava aracının gerek imalatı, gerekse elektromekanik entegrasyonu konularında kritik görevler üstlenen teknisyenimiz Murat Ceylan emekli olarak Türk Hava Kurumu üniversitesine geçmiştir. ODTÜ tarafında var olan tek teknisyenin emekli olması CES firmasında yürütülen imalat çalışmalarını olumsuz etkilemiştir. Bunun nedeni CES firmasının kompozit imalat konusunda tecrübesi olsa da hava aracı imalatı konusunda tecrübesiz oluşu ve deneyimli bir teknisyenin yönlendirmesine ihtiyaç duymasındır. CES firmasında yapılması planlanan üretim çalışmalarına ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği teknisyeni Murat Ceylan'ın destek vermesi ve firmada üretimde çalışan teknisyenleri yönlendirmesi düşünülmüştü. Bu sayede, CES firmasında yürütülecek olan imalat çalışmaları daha hızlı ve en az hata ile gerçekleştirilebilecekti.

ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü tarafından teknisyen desteği sağlanamadığı için taktik insansız hava aracının CES firmasında üretilebilmesi için Ek-E'de verilmiş olan **üretim dokümanı** hazırlanmış ve CES firmasına iletilmiştir. Bunun dışında, Tübitak projesi kapsamında üretilmiş olan ve ilk yer testleri sırasında kırım geçiren IHA daha sonra görsel bütünlüğü sağlayacak şekilde tamir edilmiştir. Tamir olan söz konusu bu hava aracında örnek olması için kullanılmak üzere yine CES firmasına iletilmiştir.

Yukarıda açıklanan olumsuzluklar ve CES firmasının hava aracı imalatı konusunda yeterince tecrübesi olmaması nedeni ile imalat işleri gereğinden çok daha uzun sürmüştür. Bu süreç sırasında Aselsan firması da kendi acil işleri olan "**mini insansız hava araçlarının**" imalatı konusunda CES firmasını kullandığı için, CES firması taktik insansız hava aracının imalatına/üretimine gerektiği kadar ve sürekli olarak zaman ayıramamıştır.

Proje yönetimi olarak bu tür olumsuzlukların olabileceği öngörüldüğü için 25 Mart 2013 tarihli yazımızda 1 senelik bir uzatma süresi istenmişti.

Bütün bu olumsuzluklara rağmen CES firması hava aracının imalatını gerçekleştirmiş ve ilk hava aracına göre toplam ağırlıkta en az 20 kg'lık bir azalma sağlanmıştır. Ancak, hava aracına elektromekanik sistem entegrasyonu henüz yapılmadığından hava aracının kesin olarak kalkış ağırlığı belli değildir. Yaklaşık 20 kg'lık ağırlık kazancı bütün sistemleri takılı olan ilk hava aracı için hazırlanmış olan ağırlık tablosu verileri kullanılarak hesaplanmıştır.

Yeni hava aracının kalkış hızı 24 m/s olarak hesaplanmıştır. 24 m/s kalkış hızında 35 kg (343 N) sabit bir itki kuvveti ile hava aracının 88 metrede havalanabileceği hesaplanmıştır. 88 metre kalkış mesafesi makul bir mesafedir. Ancak hava aracının bu mesafede kalkabilmesi için koşu sırasında ortalama 343 N'luk bir itki kuvvetinin motor-pervane sistemi tarafından sağlanması gerekmektedir. Aynı motor ile daha yüksek bir itki sağlayabilecek bir pervane tasarımının veya temin edilmesi yapılması ilave bir iş kalemi olarak ortaya çıkmıştır. Motor-pervane sisteminin hava aracı hareket halinde iken sağladığı dinamik itkinin ölçülmesinin gerekliliği yer testleri sırasında ortaya çıkmıştır. Ancak, bu tür bir ölçüm beraberinde çeşitli zorluklar da getirmektedir. Onun için statik itki değerleri ve analizler yardımı ile dinamik itkinin öğrenülmesi de gerekmektedir.

Şekil 7.1'de CES firması tarafından imal edilen hava aracı görülmektedir. Şekil 7.2'de ise ODTÜ'de üretilen hava aracı ile CES firmasının üretmiş olduğu hava aracı bir arada görülmektedir.



Şekil 7.1 İkinci uzatma döneminde CES firması tarafından üretilen hafifletilmiş insansız hava aracı



Şekil 7.2 ODTÜ'de üretilen ve yer testleri yapılan hava aracı (solda), CES firmasında üretilen hafifletilmiş hava aracı (sağda)

CES firması tarafından üretilmiş olan hava aracının bazı eksikliklerin de olduğu firmaya yapılan ziyaretler sırasında tespit edilmiştir. Bu eksiklikler aşağıda sıralanmıştır.

- Kanat-kuyruk bağlantısını sağlayan kirişlerin gerekli katılıkta olmasına rağmen kirişlerin boyları olması gereken tasarım ölçülerine göre daha kısa üretilmiştir. Kuyruk düzlemi ile kanat arasındaki mesafe hava aracının kararlılığı ve kontrol edilebilirliği üzerinde son derece önemlidir. CES firmasına yapılan son ziyarette kiriş boylarının uzatılması gerektiği firma yetkililerine iletilmiştir.
- Kanat-kuyruk bağlantısını sağlayan kirişler gerekli katılıktadır ama gereğinden fazla ağırdır. Bu nedenle, kirişlerin tekrar üretilmesinin uygun olacağı değerlendirilmiştir.
- Kanat-kuyruk kirişlerinin kanat bağlantı delikleri kaçık delinmiştir. (karşı karşıya gelmemiştir.) Bu kaçıklığın düzeltilmesi gerekmektedir.
- Gövde içindeki çevresel güçlendiriciler gereğinden fazla ağırdır. Hafifletilmeleri gerekmektedir. Bu sayede daha fazla ağırlık kazanılabilir ve uçuş tesleri daha rahat yapılabilir.
- Kanatlar ilk tasarıma göre oldukça hafifletilmiş olmalarına rağmen firmaya yapılan ziyarette kanatların daha hafifletilebileceği değerlendirilmesinde bulunulmuştur.

Bu eksikliklerin dışında hava aracının ön iniş takımının tekrar imal edilmesi gerekmektedir. Hava aracının ön iniş takımı ilk yer testleri sırasında kırığa uğramıştı. CES firmasının ürettiği hava aracının üzerinde takılı olan ön iniş takımı yedek iniş takımındır ancak yedek iniş takımının parçalarının et kalınlıklarının artırılarak daha katı hale getirilmesi gerekmektedir.

CES firmasının kompozit uçak imalatı konusunda tecrübesinin az olması nedeni ile ilk üretilen hava aracının yukarıda belirtilen eksiklikleri bulunmaktadır. Bir sonraki uçuş testlerini riske atmamak ve CES firmasının ilk hava aracı üretimi sayesinde elde ettiği deneyimi kullanarak daha hafif ve eksiklikleri giderilmiş bir hava aracının tekrar üretilmesinin uygun olacağı değerlendirilmiştir. Hava aracı ne kadar hafif olursa uçuş testi o derece daha az riskli olacaktır. Unutulmamalıdır ki, hava aracı bir şekilde kalkış yapsa ve havalanabilse de söz konusu hava aracının aynı şekilde sorunsuz bir şekilde iniş yapması da gerekmektedir. Uçuş testlerinde hava aracı uzaktan kumanda cihazı ile kontrol edileceğinden hava aracının ağırlığının hafif olmasının iniş sırasında çok büyük avantajı olmaktadır. Hafif hava aracının perdövites (perd de vitesse) (stall) hızı da düşük olacağı için iniş daha düşük hızda ve yerdeki pilot tarafından daha kolay kontrol edilebilir şekilde gerçekleşecektir.

Proje önerisinde belirtilmiş olan dört başarı kriteri ve başarı kriterlerin ne derece karşılandığı aşağıda açıklanmıştır.

1.Başarı kriteri:

Ana boyutları ve ağırlığı verilmiş olan taktik insansız hava aracının tasarım kriterlerine uygun olarak üretilmesidir.

Başarı kriterinin sağlanıp sağlanamadığı:

Hava aracı başarılı bir şekilde üretilmiş ve yapısal, elektromekanik bütünleştirme yapılmıştır. Tasarım değişikliği durumunda hava aracının tekrar üretilbileceği CES firmasında yapılan üretim ile gösterilmiştir. Birinci başarı kriteri sağlanmıştır.

2.Başarı kriteri:

Kanat, kuyruk, gövde, iniş takımları ve aerodinamik kontrol yüzeyleri gibi bazı yapısal elemanların, standartlara uygun olarak uygulanacak yükler altında yapısal analizleri gerçekleştirilecektir. Bazı kritik elemanlar içinde (kanat gibi) yapısal testler yapılacaktır. Yapısal analiz ve testler neticesinde öngörülen uçuş koşullarında kırımın meydana gelmemesi ana başarı kriteri olarak alınacaktır.

Başarı kriterinin sağlanıp sağlanamadığı:

Dönem raporlarında yapısal analizler ve aeroelastik analizler çok detaylı bir şekilde raporlanmış ve detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Yapısal analizler sonucunda ilk tasarımın gereğinden fazla dayanıklılığa sahip olduğu sonucuna varılmıştır. Bu anlamda, yapısal olarak hava aracı bu başarı kriterini sağlamıştır. Hava aracının en düşük çarpınma hızının da çarpınma analizleri sonucunda 250 m/s'nin üzerinde olduğu belirlenmiştir.

Bazı kritik elemanlar için dayanım testleri de yapılmıştır. Dayanıklılık testleri açısından en kapsamlı yapılan testler motor ve servo eyleyicilerin testleri olmuştur. Motor için özel bir motor test bremzesi tasarlanmış ve motorun güvenilir bir şekilde çalıştığı gösterilmesi için çok sayıda test yapılmıştır. Ek B'de motor testleri detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Eskişehir de yapılan yer testleri sırasında motorun çalışması ile ilgili herhangi bir sorunla karşılaşılmamıştır.

Servo eyleyiciler bir hava aracı için en kritik birimlerdendir. Proje boyunca motor dışında kanat servolarının tork testleri detaylı bir şekilde yapılmış ve bu çalışma dönem raporlarında ve sonuç raporunda açıklanmıştır. Pegasus Actuators firmasında satın alınmış olan servoların gerçekleştirilen tork testleri sonucunda yeterli oldukları görülmüştür.

Hava aracının yapısal olarak en kritik alt yapı elemanı olan kanatların analiz sonuçlarına göre gereğinden fazla sağlam olduğu görüldüğü için kanatlar test edilmemiştir. Ancak üretim sonrasında kritik kanat-gövde birleşim bölgelerinde lokal üretim hatalarının olup olmadığı gözle muayene edilmiştir. Yer testleri sırasında hava aracının kontrol çıkıp pistin yanındaki hendeğe düşmesinden sonra kanatlarda en ufak bir hasarın meydana gelmediği görülmüştür. Yer testleri sırasında hava aracının hendeğe düşmesi sonunda kanatların maruz kaldıkları yük altında hasar görmemesi kanatların sağlamlılığının bir nevi göstergesi olmuştur.

Hava aracının ön ve arka iniş takımları da yapısal analiz fazında çok detaylı incelenmiş ve gerek dönem raporunda gerekse sonuç raporunda iniş takımlarına ait çalışmalar detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Yapılan analizler neticesinde iniş takımlarının normal inişler için yeterli dayanıklılığa sahip olduğu görülmüştür. Ön ve arka iniş takımlarının hava aracına takılmasından sonra statik yükleme testleri laboratuvar ortamında yapılarak ön iniş takımındaki yayın esnekliğinin yeterli olup olmadığı kontrol edilmiştir. Ayrıca yükleme testleri sonunda karbon kompozit malzemedan yapılmış olan arka iniş takımlarının yeterli dayanımda olduklarını sonucuna varılmıştır.

İkinci başarı kriterinde sağlandığını söylemek mümkündür. Özellikle proje kapsamında yapısal ve aeroelastik analizler çok detaylı gerçekleştirilmiş ve sadece bu çalışmalar bir yüksek lisans tez çalışması olmuş ve çeşitli uluslararası konferans bildirileri hazırlanmıştır. Ek-G'de tez çalışmaları ve bildiriler detaylı olarak açıklanmıştır.

3.Başarı kriteri:

Üretilen Taktik İnsansız Hava Aracının (TİHA) bütün mekanik ve elektronik entegrasyonlar yapıldıktan sonra uzaktan kontrol cihazı ile bir meydan etrafında, görüş alanı içinde uçuş gösteriminin gerçekleştirilmesi ve hava aracının kararlı bir şekilde uçuşması ve uçarken yer istasyonuna gerçek zamanda kesintisiz görüntü aktarması.

Hava aracı üzerine elektromekanik sistemler proje kapsamında başarı ile takılmış ve yer testleri sırasında elektromekanik sistemler açısından herhangi bir sorun meydana gelmemiştir. Sadece hava aracının fazla ağır olması nedeni ile kalkış için uzun mesafe gerektiği için hava aracının uzaktan kumanda cihazının menziline çıkma riski olduğu görülmüş ve bu nedenle hava aracını kaldırmaya teşebbüs edilmemiştir. Nitekim yer testlerinden bir tanesinde hava aracı bir ara uzaktan kumanda cihazı ile kontrol edilemez olduğu için hava aracı pistin kenarındaki hendeğe düşmüştür. Yer testleri ve bu testler sırasında karşılaşılan sorunlar ve neden uçamadığı Ek-D'de yer testleri kısmında detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Üçüncü başarı kriteri maalesef sağlanamamıştır. İkinci uzatma döneminde ise sadece daha hafif hava aracı üretimi gerçekleştirilebilmiştir.

Ancak üçüncü başarı kriteri içinde yer alan hava aracına takılı görüntü aktarım sistemi vasıtası ile bir bilgisayara görüntü aktarımı başarı ile gerçekleştirilmiştir.

Sonuç raporunun altıncı kısmında ve Ek-D'deki yer testleri kısmında, yer testleri sırasında gerçekleştirilen görüntü aktarımı ile ilgili bilgi verilmiştir. Testler sırasında olası kırımlara karşı pahalı kamera sisteminin korunması için yer taksit testleri sırasında hava aracı üzerine yüksek çözünürlükteki kamera sistemi takılmamış ancak yatay kuyruk üzerine bir parmak kamera takılmıştır. Söz konusu parmak kamera bir gündüz görüş kamerasıdır. Hava aracı üzerine takılı olan parmak kameradan hava aracı hareket halinde iken görüntü başarılı bir şekilde aktarılmıştır. Hava aracının hareket halinde olması motor, uzaktan kumanda cihazı ve bütün servo sistemlerinin çalışıyor olması demektir. Böylece bütün gürültü kaynakları

açıkken görüntü aktarımı başarı ile gerçekleştirilmiştir. Görüntü aktarımı sırasında kullanılan verici laboratuvar testlerinde kullanılan Sony kameranın görüntü aktarma testlerinde kullanılan vericinin aynısıdır. Görüntü aktarım sisteminin yer tarafı da aynıdır. Bu durumda sadece uçak üzerinde Sony kamera yerine parmak kamera takılmıştır. Raportör görüş yazısında belirtilen görüntü aktarımı sağlanmalıdır yorumu aslında bu testler sırasında yerine getirilmiştir. Sadece bu görüntülerin aktarımı uçak uçarken yapılmamıştır çünkü İHA nın uçulması sağlanamamıştır. Ancak daha önce de belirtildiği gibi, havada uçuş sırasında yerdeki kesinti yaratan engeller olmadığı için uçan bir hava aracından görüntü aktarımı çok daha kaliteli olarak elde edilecektir. Uydular üzerinden yayının çok kaliteli olarak gerçekleşmesinin nedeni de elektromanyetik dalgaların yayılmasının daha az engellenmesidir. Havacılık Mühendisliği olarak mini insansız hava aracımız Güventürk üzerinde elde ettiğimiz deneyim de bu yöndedir. Şekil 7.3-7.8 taktik insansız hava aracı projesinden önce sadece ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü olarak tasarlayıp ürettiğimiz mini insansız hava aracı Güventürk'ü göstermektedir. Bu resimler Mardin Valiliğine Mardin-Diyarbakır yolu üzerinde yapılan gösterim sırasında çekilmiştir.



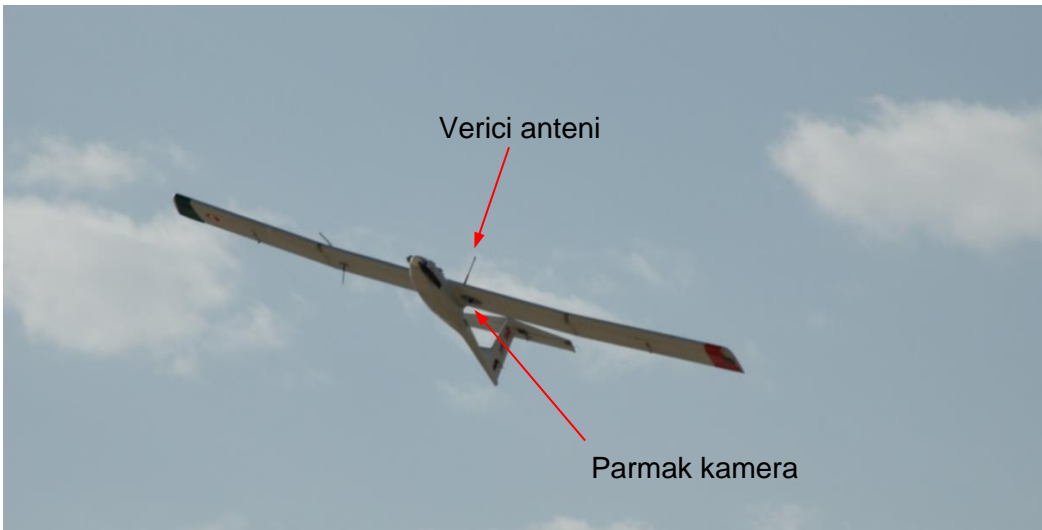
Şekil 7.3 Güventürk mini insansız hava aracı



Şekil 7.4 Güventürk mini insansız hava aracının kalkışı – elle fırlatılarak



Şekil 7.5 Güventürk mini insansız hava aracının uçuşu -1



Şekil 7.6 Güventürk mini insansız hava aracının uçuşu -2



Şekil 7.7 Güventürk mini insansız hava aracının inişi – gövde üzerine

Mini insansız hava üzerindeki görüntü aktarım sistemi (verici ve anten) kamera dışında taktik insansız hava aracı üzerindeki görüntü aktarım sistemi ile aynıdır. Şekil 7.8 Güventürk üzerindeki görüntü aktarım sistemi ile Mardin testleri sırasında yerdeki bilgisayara aktarılan görüntülerden örnekler göstermektedir.



Şekil 7.8 Güventürk üzerinde takılı görüntü aktarma sistemi ile Mardin’de gerçekleştirilen uçuşlardan yer bilgisayarına aktarılan görüntü örnekleri

Tübitak projesi kapsamında başarı kriteri olarak koyduğumuz görüntü aktarımı konusunda bir eksikliğimizin olmadığını düşünüyoruz. Bu başarı kriterindeki tek eksikliğimiz görüntünün Havadan aktarılması yani uçuşun eksik olmasıdır. Ancak projenin başlığından anlaşılacağı gibi (Taktik insansız hava aracı tasarımı ve üretimi) projemizin başarı kriterleri göz önüne alındığında, projemizin tek başarı kriterinin de uçmak olmadığı görülmektedir.

4.Başarı kriteri:

Uçuş performans parametrelerinden azami uçuş hızı ve azami havada kalış süresinin bir meydan etrafında gerçekleştirilecek olan uçuş testi ile sağlanmasıdır.

Hava aracının uçuşu gerçekleşmediği için bu başarı kriteri sağlanamamıştır. Azami uçuş hızı pist üzerinde görüş alanı içinde gerçekleştirilecek bir uçuş sırasında belirlenebilir. Ancak azami havada kalış süresinin prototip bir hava aracı sağlanması çok zordur. Proje önerisi sırasında azami havada kalış süresinin başarı kriterleri arasında gösterilmesinin çok iddialı bir hedef olduğunu ve projenin ilk başlangıç aşamasında, henüz uçağın prototipinin geliştirme safhasında, bir başarı kriteri olarak belirlenmesinin bir hata olduğunu proje ekibi olarak kabul etmemiz gerekmektedir. Projenin bu aşamasında hedef olarak alınması gereken başarı kriterleri sırasında İnsansız Hava Aracının deneme uçuşlarının yapılması ve kalkış, iniş ve sabit irtifada stabil uçuş aşamalarının gösterimlerinin yapılması gerekmektedir. İHA'nın azami uçuş süresinin ve menzilin belirlenmesi hedefi projenin bu aşamasında değil de projenin daha sonraki aşamalarında, özellikle İHA'nın geliştirme fazlarında gösterilmelidir. İnsansız hava araçlarının üretilmesinden sonra daha güvenilir bir platform haline gelmesi uzun bir süreç gerektirmektedir. Örneğin TAI firmasının ürettiği Anka insansız hava aracı bile ilk üretildiği hali ile havada azami kalış süresi kriterini sağlayamamıştır. TAI firmasının Anka insansız hava aracını hafifletme ve iyileştirme çalışmaları hala devam etmektedir. Benzer şekilde TAI tarafından tasarlanıp üretilen insanlı hava aracı Hürkuş eğitim uçağı ise gereğinden fazla ağır olduğu için hafifletilmesi gerekmektedir.

Son değerlendirme:

Proje ekibi olarak taktik insansız hava aracımızı (TİHA) uçan bir platform haline getirmek için Aselsan firmasının desteği sürdüğü sürece çalışmalarımız devam edecektir. Daha öncede belirtildiği gibi Aselsan MGEO grubunun geliştirdikleri faydalı yükleri (kamera vb.) denemek için rahat kontrol edebildiği bir hava aracına ihtiyacı vardır. Proje kapsamında geliştirilen taktik İHA'nın Aselsan'nın amacına çok uygun bir platform olduğu değerlendirilmiştir. Ancak taktik İHA üzerinde gerçekleştirmeyi planladığımız iyileştirme çalışmalarını Tübitak tarafından öngörülen sürelerde gerçekleştirmemiz mümkün gözükmemektedir. Bunun en büyük nedeni ise Aselsan'nın sürekli ve kesintisiz mali desteğine ihtiyacımızın olmasıdır. ASELSAN için şu an itibari ile Taktik konsept de bir İnsansız Hava Aracı'nın geliştirilmesi öncelikli bir geliştirme projesi değildir. ASELSAN bu konuda bir ihtiyacı olduğunu ve bir niyetinin olduğunu belirtmektedir. Ama bu, şu an itibari ile sadece bir niyettir ve henüz önceliklendirilmemiş ve bütçelendirilmemiştir. O nedenle taktik İnsansız Hava Aracı için kararlı olarak bir bütçe

yatırımına niyetli değildir. Aselsan özel bir firmadır. Proje kapsamında da olsa para harcama işlemi belli prosedürlere göre yapılmaktadır. Halen ASELSAN da TİHA projesi için yatırım programına alınmış ve bütçelenmiş bir proje yoktur. O nedenle ASELSAN için TİHA projesinin bir önceliği ve gerekliliği yoktur. Bu nedenle de TİHA projesinin ilerlemesi çok yavaş bir şekilde ilerlemektedir.

ASELSAN şu an itibari ile kendi öz kaynaklarından Mini İHA projesini (MİUS Mini İnsansız Uçan Sistemler projelerini) yürütmektedir. MİUS projesi kapsamında da MİUS I (küçük İHA sistemi) ve MİUS II (büyük İHA sistemi) projelerini yürütmektedir. ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü 2012 - 2014 yılları arasında, ASELSAN a MİUS sistemlerinin tasarımı ve protiplerinin üretimleri için proje çalışmalarını yürütmüştür. ODTÜ'nün ve proje ekibinin yürütmüş olduğu MİUS projeleri çok başarılı olmuş ve ASELSAN MİUS sistemlerini 2013 IDEF fuarında sergilemiştir. Hatta MİUS I İHA sistemlerini Ürdün devletine satılma başarısını sağlamıştır. Bu da TİHA projesini gerçekleştiren ekibimiz için çok önemli bir başarı ve gurur kaynağı olmuştur. Ürettiği İHA ürünü yurt dışına ihraç edilen ilk Üniversite ekibi olmuş durumdayız. ASELSAN daki MİUS çalışmaları halen bizim öğrencilerimizle kurulan ekip içinde tüm hızı ile devam edilmektedir.

TİHA projesinin söz konusu eksiklerinin tamamlanması süreci de MİUS projesi kapsamında ve ancak ondan arta kalan zamanlarda ve onun artık bütçe olanakları ile karşılanabilmiştir. O nedendir ki TİHA projesinin tamamlanma çalışmaları hem bütçe sıkıntıları, hem de personel desteği olmadığı için bir türlü istenilen hızda ilerleyememiştir. Bunun için bedeli ASELSAN tarafından ödenen ve CES şirketine sipariş edilen yeni ve hafifletilmiş TİHA uçağının üretimi oldukça sıkıntılı bir süreç içinde yapılabilmiş ve üretimi çok uzun bir süre almıştır.

Ayrıca 2015 yılının başlarında Aselsan şirketinde çok önemli bir re-organizasyon ve personel değişiklikleri yapılmış, bir çok proje çalışması bu değişiklikler içerisinde sahipsiz kalmıştır. Uzun süre sahipsiz kalan İnsansız Hava Araçları ile ilgili grup, uzun süre organizasyon sıkıntısı çekmiş ve nihayet ASELSAN MGEO (Mikro Elektronik, Güdüm ve Elektro Optik grubu) içindeki organizasyon kalıcı yerini bulmuştur. Fakat bu değişiklikler sırasında tüm sorumlu kişiler değişmiş, organizasyon içindeki bu toptan değişiklik içinde vizyon ve misyonlar değişince projelere olan öncelikler değişmiştir. Nitekim, İnsansız Hava Araçları grubu ve konusu organizasyon içindeki yerini bulmuştur. Fakat bu sefer de projenin öncelikleri değişmiştir. Bu nedenle TİHA projesine olan önceliğin ne şekilde devam edeceği bilinmemektedir. İlk görüşmeler sonunda **TİHA konusunda** bir işbirliği hala söz konusu olmasına rağmen belirgin bir önceliğin verilmesi sözü değildir.

Bu nedenle, üretim için gerekli olan malzeme ve insan gücü ihtiyaçlarının karşılanmasının öngörülen süreden daha uzun süre aldığı ikinci uzatma döneminde görülmüştür. Bunun dışında Aselsan firması içinde meydana gelen görev değişikliklerinden sonra firma içinde yetki dağılımının yenilenmesi nedeni ile ODTÜ ile yürütülen çalışmalarda belli bir süre aksama meydana gelmiştir. Bu süre içinde, Aselsan MGEO grup başkanı ve bütün birim yöneticileri değişmiştir. Bu tür değişiklikler otomatik olarak projemizin işleyişinde de önemli aksamalara neden olmuştur. Aselsan firması ile yapılan son toplantıda, Aselsan firmasının 2015 yılı içinde daha ziyade mini insansız hava araçlarına yoğunlaşacaklarını, daha büyük ölçekli insansız hava araçlarının geliştirilmesi çalışmalarını ise ancak 2016 ve daha sonrasındaki yıllara bırakacaklarını belirtmişlerdir. Proje sonuç raporunun Tübitağa iletilmesini bekletmemizin ana nedenlerinden birisi de Aselsan dan hava aracının elektromekanik entegrasyonu ve uçuş testleri ile ilgili destek sağlama umudumuzdu. Fakat, 2015 yılı içinde bunun mümkün olmayacağını öğrenmiş bulunuyoruz. Aselsan ile ilişkimiz sürekli devam edecektir. Ancak, Aselsan özel bir şirket olduğu için biz Aselsan a zaman kısıtı veremiyoruz.

Ayrıca bu süreç içinde proje yürücüsü, 2011 yılı Şubat ayında önemli bir kalp rahatsızlığı geçirerek uzun bir süre okuldaki akademik araştırma çalışmalarına ara vermek durumunda kalmıştır. Hemen hemen bir sömestreye yakın bir süre tüm çalışmalarını en az düzeye getirip sağlığına tekrar kavuşmaya çalışmıştır. Tüm herşey düzelirken bu seferde proje yöneticisi Slovakya daki bir bilimsel konferansa katılması sırasında çok ciddi bir sağlık problemi ile karşılaşmıştır. Damardaki bir pıhtı atması nedeni ile beyinde oluşan bir embole nedeniyle çok önemli bir rahatsızlık geçirmiş ve 2014 yılı eylül ayı ile 2015 şubat ayları arasında bu rahatsızlığı nedeni ile bir sömetre boyunca ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümündeki görevinden raporlu olarak istirahat almak durumunda kalmıştır. Bu süre içinde okula dahi devam edememiş, eğitim ve araştırma faaliyetlerini sürdürememiştir. Ancak Şubat 2015 tarihi sonrasında kendini toparlayabilmiş ve eğitim faaliyetlerine minimum bir şekilde devam edebilmiştir. Proje yürütücüsü daha sonra Nisan 2015 tarihi itibari ile ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümündeki Öğretim Üyeliği görevinden de emekli olmuştur. Daha sonra Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu Atılım Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda öğretim üyeliği görevine başlamıştır.

Bunun dışında projemizde Araştırmacı olarak görev yapmakta olan Prof. Dr. Altan Kayran da sinir iltihabı rahatsızlığı geçirdiği için, 2015 bahar dönemi içerisinde sadece tek bir ders verebilmiştir.

Projenin bundan sonraki aşamalarında yapılacak çalışmalar büyük ölçüde önemli miktardaki maddi kaynağın devamlılığına dayanmaktadır. Yeni tasarlanmış bir Taktik İha (TİHA)

sisteminin üretilerek bir araya getirilmesi, onun tüm iç donanımının eksiksiz olarak tamamlanması, kablolarının eksiksiz olarak yapılması, yeni bir batarya sisteminin satın alınması, eksik olan servo motorlarının yeniden yurt dışından satın alınarak yeni üretilen İHA sistemi üzerine monte edilmesi, yeni bir ön iniş takımının üretilmesi, bunun montajının yapılması, daha güçlü ve hafif yeni bir motor ile daha yüksek itki üretebilecek ve 3 palli yeni bir pervanenin (yedek pervane ile birlikte) satın alınması ve uçağa monte edilmesi gerekmektedir. Bütün bu eksikliklerin tamamlanması önemli bir proje bütçesini gerektirmektedir. Halbuki projenin bu harcamaları yapabilecek mevcut bir bütçesi bulunmamaktadır. Bu bütçe sağlanmadan söz konusu iyileştirmelerin yapılması da mümkün değildir. Bizim TİHA üzerindeki bu değişiklikleri ve iyileştirmeleri yapabilmek için bulabildiğimiz tek kaynak ise ASELSAN tarafından bize verilen destektir. Yukarıda belirttiğim gibi yeni bir TİHA sisteminin üretimi için de ASELSAN dan sağlanan bu destek gerçekten çok kısıtlı ve herhangi bir sözleşmeye ve projeye bağlanılmadığı için de hiç bir şekilde devamlı olmamıştır. Bunun dışında, daha önce de belirtildiği gibi Aselsan'ın şu an itibari ile bir TİHA sistemine acil olarak bir ihtiyacı olmadığı için söz konusu yenilikleri içeren yeni bir TİHA sistemini yeni baştan kendi olanaklarımızla bu mevcut durumumuzda yapmamız mümkün görünmemektedir.

Bu nedenlerden dolayı Tübitak projemizi bu hali ile sonlandırmak istiyoruz. Uçuş gerçekleştiremediğimiz için projede öngördüğümüz bütün başarı kriterlerini yerine getiremediğimiz farkındayız. Fakat unutulmaması gereken konu bizim proje kapsamındaki tek eksikliğimiz sadece projenin son aşamasındaki uçuşlarımızın başarılı bir şekilde yapılamamış olmasıdır. Havacılık projelerinde başarısız olan tek uçuş bizim bu proje uçuşumuz değildir. Havacılık tarihi bu tip başarısız olan uçuşlarla doludur. Bu tip başarısız uçuşlar havacılığın özünde vardır. Örneğin, TAI' nin milyon dolarlar harcayarak gerçekleştirmek istediği ANKA insansız hava aracının test uçuş süreci hala tamamlanmamıştır ve sürekli iyileştirmeler yapılmaktadır. ANKA projesi, Türkiye'nin büyük umutlar bağladığı çok önemli bir havacılık projesidir. Bütün bunlara bakarak, Anka projesinin başarısız bir proje olduğunu söylememiz mümkün müdür? Her ne kadar proje öneri formundaki format öyle olsa da, TİHA projesindeki başarı kriterimizi de sadece ve sadece bu projenin sonunda başarılı olmayan bir tek bu uçuşa bağlamanın doğru olmadığını düşünüyoruz. Bu projenin tek çıktısı da bu uçuş değildir. Bunu yanın sıra yukarıda sıralanan bir çok önemli çıktıları olmuştur. En önemli çıktılarından birisi de şüphesiz ASELSAN şirketi için üretilmiş olan MUIS 1 ve MUIS 2 insansız Hava Araçlarıdır. Bu araçlar çok başarılı bir şekilde ve bu projenin bir yan ürünü olarak üretilmiş, çok başarılı olmuş ve hatta yurt dışına ihraç dahi edilmiştir. Ayrıca projenin belli bir işleyiş düzeni vardır. Proje 3 yıllık bir projedir. Her 6 aylık periodlarda gelişme raporları verilmiştir. Bu gelişme raporlarının hemen hepsinde

de başarılı bulunan bir projenin sadece final uçuşunda başarılı olmadı diye tüm projenin başarısız olarak addedilmesi haklı bir değerlendirme değildir. Adı üstünde bu bir ARGE projesidir. Her ARGE projesinde muhakkak her yapılanın istenildiği şekilde gerçekleşmesi mümkün değildir. Bütün ARGE projelerinde belli bir risk olasılığı vardır. Bu projedeki risk olasılığı da söz konusu uçağın uçuş sırasında kırılmasıdır. Kırılan uçağın yerine yenisinin yapılmasına da TÜBİTAK tarafından ilave maddi kaynak ve fırsat verilmediği için proje yönetimi olarak söz konusu kaynakları kendi çabalarımızla özel şirketlerden sağlamaya çalıştık. Bu çabalarımızda da bir yere kadar başarılı olduk ama tam anlamı ile istediklerimiz elde edemedik. Ancak Ek-F'de detaylı bir şekilde sunulduğu üzere Tübitak projemiz sayesinde son derecede önemli kazanımlar elde edilmiştir. Bu kazanımlardan en değerli olanları ise şüphesiz bu projeler katkısı ile yetiştirilen öğrenciler ve bu proje sayesinde Aselsan firması ile kurulmuş olan işbirliği ve iş geliştirme potansiyelidir. Uzun soluklu olmasını beklediğimiz bu işbirliğinin Türkiye'ye faydası olacak çıktılarının olduğunu da görmekteyiz. ODTÜ- Aselsan MGEO bu işbirliğinin bir ürünü olarak MIUS-1 ve MIUS-2 adlı mini insansız hava araçları geliştirilmiş olup, bu hava araçları Aselsan tarafından Yurt dışına (Ürdün) dahi ihraç edilmektedir.

Proje dönemlerinde gerçekleştirilmiş olan çok yoğun çalışmaların, çok detaylı hazırlanmış olan dönem raporlarının ve Ek-F'de listelenmiş olan proje sayesinde elde edilen kazanımların Tübitak tarafından değerlendirileceğini ve Tübitak tarafından desteklenen bu projemiz hakkında yapılan bütün çalışmaları ve özellikle ikinci uzatma döneminde karşılaştığımız sağlık problemlerimizi ve maddi güçlüklerimizi göz önüne alıp proje hakkında bu değerlendirmelere göre karar vereceğinizi umuyoruz.

Bilgilerinize saygılarımla arz ederim.

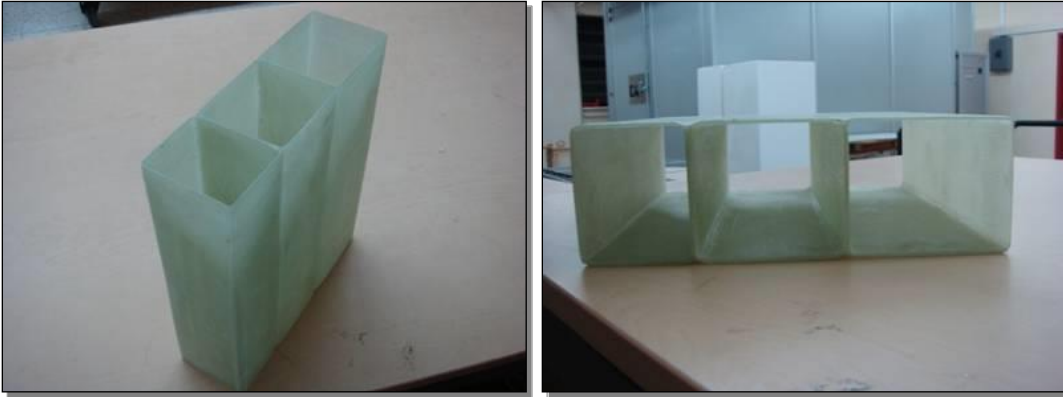
Prof.Dr. Nafiz Alemdaroğlu, Proje Yürütücüsü

EK-A

BÜTÜNLEŞİK GÜÇLENDİRİCİ / KABUK KOMPOZİT YAPISAL SİSTEM ÜRETİM ÇALIŞMALARI

A.1 Üç hücreli kapalı ince et kalınlıklı bir kutunun kompozit malzemedan bütünleşik üretimi

Bütünleşik güçlendirici/kabuk kompozit yapısal sistem üretim çalışmaları 3. dönem raporunda detaylı olarak sunulmuştur. Bütünleşik güçlendirici/kabuk üretimi sayesinde güçlendiriciler kabuk yapı ile kendi üretimleri sırasında bütünleşik hale getirildikleri için sonradan yapıştırıcı kullanılmasının veya mekanik bağlantı kullanılmasının önüne geçilebilmektedir. Bu sayede tek seferde üretim de mümkün olduğu için üretimde zaman kazanılması da mümkün olabilmektedir. Üçüncü dönem raporunda üç hücreli, kapalı, ince et kalınlıklı bir kutunun kompozit malzemedan bütünleşik üretiminin vakum yardımı ile reçine transferi metodu kullanılarak üretilmesi adım adım tarif edilmiştir. Üretilen kutunun iki görüntüsü Şekil A.1'de verilmiştir. Şekil A.1'de gösterilmiş olan kutunun üretilmesi sırasında sonradan yapıştırma kullanılmamış ve kutu bütün olarak tek bir adımda üretilmiştir. Bu çalışma proje kapsamında deneme amaçlı olarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil A.1 Kenar yumuşatma ve yüzey temizleme işleminden sonra elde edilen kompozit kutu

Şekil A.1'de gösterilen kompozit kutu aslında kanat, kuyruk gibi hava aracının alt yapı elemanlarının basit bir modelidir. Gerçekte kanat ve kuyruk gibi kaldırma kuvveti sağlayan yüzeylerde üst ve alt yüzeyler düz değil kanat profili şeklindedir. Ancak, düz kenarlı kesit bütünleşik üretim metodolojisinin uygulanması açısından fark göstermeyecektir, zira kesit şekli

köpük kalıp kullanılarak ortaya çıkacaktır. Düz veya eğimli kenarların hepsi köpük kullanılarak kolaylıkla üretilebilmektedir. Ancak, ilk uygulama açısından düz kenarlı bir kutu üretimi yapılması planlanmıştı. Burada en önemli unsur giriş yan yüzeyleri ile üst ve alt kabuk yüzeylerinin vakum yardımı ile reçine yayma metodu kullanılarak tek parça olarak üretilmesidir. Reçine ile beraber ıslatılan yüzeylerin hepsi beraber donacağından ilave yapıştırıcı kullanmadan kutu tek parça olarak üretilmiştir. Konvansiyonel yöntemlerde ise giriş yüzeyleri ile alt ve üst kabuk yüzeyleri kompozit malzemeden ayrı ayrı üretilip daha sonra yapıştırıcı kullanarak veya köşelerden kumaş takviyesi yaparak bir araya getirilmektedirler.

Bütünleşik üretim tekniği ile ilgili notlar:

Üretim adımlarının detaylı tarifi üçüncü dönem raporunda verilmiş olan üç hücreli kutu üretiminden elde edilen deneyime dayanarak bütünleşik üretim tekniğinin başarılı olabilmesinin bazı faktörlere bağlı olduğu sonucu varılmıştır. Bu faktörler şu şekilde sıralanabilir:

- Hücreleri oluşturacak olan köpük kalıplar hassas bir şekilde üretilmeli ve yüzey kalitelerinin yüksek olması gerekmektedir. Köpük kalıpların dış yüzeylerinin reçine ile sıvanması kalıpların mukavemetini arttıracak ve bu sayede vakum işlemi sırasında köpük kalıpların ezilmesinin önüne geçilmiş olacaktır.
- Ayırma katı, reçine yayma ağı ve kompozit kumaş köpük kalıpların etrafına sıkı bir şekilde sarılmalı ve kat oluşumu engellenmelidir.
- Reçine giriş hatları kalıp üzerinde reçinenin parça üzerinde düzenli bir şekilde yayılmasını sağlayacak şekilde uygun bir şekilde konumlandırılmalıdır. Uygulamaya bağlı olarak reçine giriş hatlarının sayısına ve pozisyonlarına karar verilmelidir.
- Hava emme tarafıda özen verilerek belirlenmelidir. Bu uygulamada hava sadece bir kenardan çekilmiştir. Ancak, bütünleşik olarak üretilecek olan parçanın şekline bağlı olarak havanın kalıbın bütün kenarlarından da çekilmesi söz konusu olabilir. Bu nedenle hava çekme yerlerinin belirlenmesi iyi düşünülmelidir.
- Birden fazla reçine giriş hattı kullanıldığı vakit reçinenin bu hatlardan ne zaman verilmeye başlayacağını ve ne zaman reçine akışının durdurulacağını planlaması hassas bir şekilde yapılmalıdır. Örneğin bu raporda sunulan uygulamada üst ve alt reçine hatlarından emilen reçinenin hava çekişinin yapıldığı spiral boru hattına aynı anda varmaları kalıp içinde reçine birikimi yaratmamak için önemlidir. Bu ayarlamaların zor olduğu durumlarda reçine

hatlarından reçine girişinin engellenmesi gerekmektedir. Her ne kadar vakum yolu ile fazla reçinenin dışarı atılması mümkün olsa da reçine yolunun dolambaçlı olduğu durumlarda kalıp içinde reçine açısından zengin bölgelerin kalması söz konusu olmaktadır. Reçine açısından zengin bölgeler üretilen yapının mukavemetini kötü yönde etkilemektedir. Donmuş reçine kırılıgandır ve çatlak oluşumu için uygun zemin meydana getirmektedir. Bu nedenle reçine giriş hatlarından reçinenin verilme ve kesilme zamanları özenle ayarlanmalıdır.

- Bütün vakum işlemlerinde olduğu gibi vakum torbasının sızdırmazlığının çok iyi sağlanması gerekmektedir. Vakum yolu ile reçine transferi metodunda reçine girişinin yapıldığı plastik borular ile hava çekişinin yapıldığı borular kalıp içine girdiği için bu bölgeler hava kaçağı açısından riskli bölgelerdir. Bu nedenle özellikle bu bölgelerin sızdırmazlığının tam olarak sağlanmasına özen gösterilmelidir.

Üç kapalı hücreli kompozit kutunun bütünleşik üretiminden elde edilen deneyime dayanarak bu metodun en önemli dezavantajının reçinenin donma sürecinde pozitif basınç uygulanamaması olduğu söylenebilir. Vakum uygulanması sırasında meydana gelen baskı bazı uygulamalarda yeterli yapışma mukavemeti sağlayamayabilir. Örneğin sonradan yapıştırma uygulamalarında kırış-kabuk, güçlendirici-kabuk bağlantılarında vakum ile sağlanabilen basınçtan çok fazlası pozitif baskı ile uygulanabilmektedir. Bu nedenle sonradan yapıştırma metodu mukavemet açısından avantajlı olabilir. Ancak sonradan yapıştırma metodunda reçineden farklı bir yapıştırıcı kullanıldığı için geniş bağlantı yüzeylerinin olduğu durumlarda farklı yapıştırıcı kullanmak yapıya ilave ağırlık yükü getirebilir. Bütünleşik üretimde ise kullanılan reçine aynı zamanda yapıştırıcı görevi gördüğü için bu durum ağırlık açısından avantaj getirebilir. Ayrıca, ikinci bir yapıştırıcı kullanılmadığından özellikle kırış-kabuk, güçlendirici-kabuk bağlantılarında güçlü kimyasal bağların oluşması da söz konusudur. Bütünleşik üretim ve sonradan yapıştırma ile üretim teknikleri kullanılarak üretilen kutu yapılarının mukavemetlerinin kontrollü bir deney programı ile kıyaslanmasının gerekli olduğu değerlendirilmektedir. Vakum yardımı ile reçine transferi metodunun bir dezavantajı da üretimin karmaşık olması ve bu nedenle yüksek deneyimli iş gücüne ihtiyaç duyulmasıdır. Özellikle vakum torbasının kalıp etrafında sızdırmazlık sağlama çalışmaları deneyim gerektirmektedir.

Güçlendirici-kabuk, kırış-kabuk gibi özellikle havacılık yapılarında sık olarak kullanılan yapısal sistemlerin bu raporda örneği verildiği gibi bütünleşik üretimi üzerinde çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalara bir örnek Kaynak 8.0'da verilmiş olan Japonya Havacılık Araştırma Enstitüsünün (JAXA) "düşük maliyetli kompozit kanat yapısı üretim teknolojisi

geliştirme” programı çerçevesinde bütünleşik olarak üretilmiş olan J ve şapka tipi kabuk güçlendirici çalışmalarıdır. Bu örnek çalışmalar Şekil A.2’de sunulmuştur. Şekil A.2’de soldaki resim vakum yardımı ile reçine transferi yolu ile üretilmiş olan kabuk-J güçlendirici birleşimini, sağdaki resim ise kabuk-şapka birleşimini göstermektedir. Bu çalışmalarda silikon-kauçuk kalıp olarak kullanılmıştır. Proje kapsamında sunulan çalışmada ise reçine sıvanmış köpük kalıp olarak kullanılmıştır.



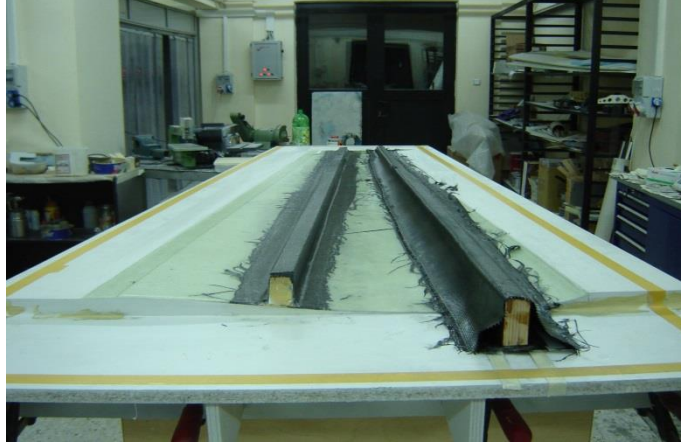
Şekil A.2 Bütünleşik kabuk-güçlendirici birleşimi [A.0]

Bu raporda sunulmuş olan üç kapalı hücreli kompozit kutunun bütünleşik üretimi ve Şekil A.2’de verilmiş olan bütünleşik üretim metodu ile kabuk-güçlendirici bağlantıların üretim örnekleri, bütünleşik üretim metodunun havacılık yapılarında nasıl kullanılabileceğinin güzel örneklerini oluşturmaktadır. Özellikle kanat, kuyruk, kontrol yüzeyi gibi havacılık alt yapı elemanlarının bütünleşik olarak kompozit malzemeden üretilmelerinin çok önemli avantajları olacağı değerlendirilmesini yapmak yanlış olmayacaktır.

A.2 Kompozit malzemeden kanat alt yüzey-kanat kiriş bütünleşik üretim çalışmaları-sandviç yapıdaki kompozit kanat üretim tarifi

Projede bu çalışma kapsamında, kompozit malzemeden kanat üretimi tariflenmiş ve bu tarif sırasında alt kanat yüzeyi ile kanat kirişlerinin nasıl bütünleşik hale getirildiği açıklanmıştır. Bu çalışmada çok detaylı bir şekilde üçüncü dönem raporunda sunulmuştur. Kanat kirişlerinin alt yüzey ile bütünleşik olarak üretilmesi mukavemet açısından daha önemli olduğu değerlendirilmiştir. Zira uçuş sırasında kanat alt yüzeyi çekme gerilmelerine maruz kalmakta,

kanat üst yüzeyleri ise basma gerilmelerine maruz kalmaktadır. Çekme gerilme bölgeleri çatlak oluşumu ve büyümesi gibi hasar mekanizmaları açısından daha kritik bölgelerdir. Bu nedenle, kanat kirişlerinin kanat alt yüzeyi ile bütünleşik olarak üretilmesi mukavemet açısından olumlu düşünülmüştür. Şekil A.3 kanat ön ve arka kirişlerinin vakum torbalama tekniği ile alt kanat kabuğu ile bütünleşik hale getirilmesinden sonra çekilmiş resmi göstermektedir.



Şekil A.3 Kanat kirişleri alt kanat kabuğu ile bütünleşik hale getirilmiş

Şekil A.3'de görüldüğü gibi ön kirişin gövde içine girecek olan kısmı ön kiriş kalıbının üzerine yerleştirilen karbon-epoksi kumaşların kenara taşması nedeni ile geniş bir yüzeye sahiptir. Ancak taşan kısım daha sonra kesilerek ön kiriş genişliğine uygun boyuta getirilmiştir. Bu noktada dikkat edilmesi gereken nokta kanat kirişlerinin ayrı olarak üretilip ikincil yapıştırma ile kanat alt kabuğu ile bütünleşik hale getirilmemiş olduğudur. Kanat kirişleri üretilirken daha önce üretilmiş olan kanadın alt kabuğu ile bütünleşik hale getirilmiştir. Bu sayede ikincil yapıştırma için gerekli olan yapıştırıcı kullanılmamış ve sadece kiriş üretimi sırasında kullanılan epoksi reçine ile yapıştırma işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu uygulamada kanat kirişlerinin kanadın alt kabuğu ile bütünleşik hale getirilmesi sırasında kanat alt kabuğunun reçinesi donmuş olduğu için tam manası ile bütünleşik kiriş-kabuk üretimi gerçekleşmemiştir. Tam bütünleşik kiriş-kabuk üretimi için kanadın alt kabuğunda reçine ile ıslak durumda iken kirişler kabuk ile bütünleşik hale getirilmelidir. Ancak bu şekilde üretim için vakum torbalama işlemi sırasında kanadın alt kabuğu da ıslak olacağından kirişlerin yerinden oynama riski bulunmaktadır. Bu risk nedeni ile önce kanadın alt kabuğu vakum torbalama tekniği le üretilmiş ve reçinesi dondurulmuştur. Ancak kirişler ile kanadın alt kabuğunun her ikisinin de bütünleşik olarak tek bir vakum torbalama işlemi ile üretilmesi mümkündür. Yapılması gereken şey vakum torbalama işlemi sırasında kanat

kirişlerinin oynamasını engelleyecek önlem almaktır. Bu yöntem üzerinde gelecekte çalışmasına karar verilmiştir.

Kanadın bundan sonraki detaylı üretim adımları üçüncü dönem raporunda verilmiştir. Bu kısımda sadece bütünleşik güçlendirici-kabuk üretimi üzerine iki örnek verilmiştir. Kanat örneği aynı zamanda projede üretilen kanat yapısında da kullanılan yöntemi göstermektedir.

Kanat üretim yöntemi hakkında genel not:

Klasik kompozit üretim yönteminde kanat kirişleri ve kanat yüzeyleri ayrı ayrı üretilmekte ve daha sonra bu yapısal elemanlar yapıştırıcı ve köşelere kompozit kumaş takviyesi yapılarak bir araya getirilmektedirler. Bu yöntemin ana dezavantajı ayrı ayrı üretilen kanat kabuklarının ve kanat kirişlerinin yapıştırıcı ve kompozit kumaş takviyesi ile bir araya getirilmeleri ve bu işlemin serbest şartlarda yani vakum uygulanmadan yapılmasıdır. Vakum uygulanmadan yapılan bu birleştirme işlemi neticesinde bağlantı mukavemetinin zafiyetleri olması muhtemeldir. Reçine ve kompozit kumaş içindeki havanın dışarı çıkarılmaması neticesinde malzeme içinde hava boşluklarının kalması beklenebilir ve bu boşluklardan çatlakların meydana gelmesi mümkün olabilir. Bunun dışında vakum uygulanmadan yapılan birleştirmede her iki kabuk bağlantısında da yapıştırıcı kullanılacağından ve fazla reçinenin dışarı emilmesi mümkün olmadığından üretilen yapının daha ağır olması beklenebilir.

Burada dikkat edilmesi gereken diğer bir noktada kanat kirişinin bağımsız olarak üretilmesi sırasında üretimin bir plaka köpük malzemenin geniş yüzey olan alt ve üst yüzeylerinin vakum torbalama tekniği kullanılarak kompozit kumaş ile kaplanması ile gerçekleştirilmesidir. Alt ve üst yüzeyleri kaplandıktan sonra kanat kirişleri uygun ebatlarda kesilerek kirişler ortaya çıkmaktadır. Bu tür bir üretimde kirişlerin kanat kabukları ile birleşim yüzeyi olan alt ve üst flanş yüzeylerinin sadece köpük olması dezavantaj oluşturmaktadır. Bu nedenle kiriş flanş yüzeylerinin daha sonra tekrar kompozit kumaş ile kaplanmalıdır. Bu şekildeki bir üretim tarzı da üretim süresi ve bağımsız olarak üretilen kanat kirişlerin mukavemeti açısından dezavantajlar içermektedir.

Kanat alt ve üst yüzeyleri bir araya getirilirken genellikle kanat kirişleri alt kanat kabuğuna köşe bağlantı kumaşları ile takviye edilerek bağlanmaktadır. Alt ve üst kanat kabukları ise bir araya getirilirken kalıpları ters çevrilmekte ve kiriş üst yüzeyine sürülen yapıştırıcı sayesinde kiriş hatları boyunca bir araya getirilmektedirler.

Proje kapsamında gerçekleştirilen çalışmada ise kanat kirişleri ayrı üretilmemişlerdir. Kanat kirişi, bağımsız olarak üretilen kanat kabuklarından alt kanat kabuğuna vakum altında bağlantısının gerçekleştirildiği sırada üretilmektedir. Bir anlamda kiriş kanada bağlanırken aynı anda da üretilmiştir.

Bu çalışma kapsamında yapılabilecek ayrı bir çalışmada kanat kirişlerinin bağımsız olarak üretilen alt kanat kabuğuna bağlanırken üretilmeleri yerine, kanat kirişlerinin ve alt kanat kabuğunun bütününün birbirlerine bağlantıları gerçekleştirilirken üretilmeleridir. Bu durumda alt kanat kabuğunu ve kanat kirişlerini oluşturan bütün kumaşlar serilecek ve reçine ile sıvandıktan sonra vakum altında birleştirilecektir. Teorik olarak en mükemmel yöntem olarak gözüken bu üretim şeklinin ciddi bir dezavantajı bulunmaktadır. Kenarları güçlendirilmiş kanat kiriş köpük kalıplarının kanat yüzeyine geçici olarak tutturulması bu üretim şeklinde mümkün değildir, çünkü kanat alt kabuğu da reçine ile sıvanmış olacağından yüzeyi kaygan olacaktır. Kanat yüzeylerinin eğimli olduğu da düşünüldüğünde kanat kiriş kalıplarının vakum işlemi sırasında yerinden kayması muhtemeldir. Ancak, bu yöntem üzerinde gelecekte çalışmasına karar verilmiştir.

Kaynaklar

[A.0] Nagao, Y., Iwahori, Y., Hirano, Y., and Aoki, Y., 'Low Cost Composite Wing Structure Manufacturing Technology Development Program in JAXA,' Proceedings of 16th International Conference on Composite Materials- ICCM-16, Kyoto, Japan, 8-13 July 2007 (CD-ROM'da).

EK-B

TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI – MOTOR TEST DÜZENEĞİ VE MOTOR TESTLERİ

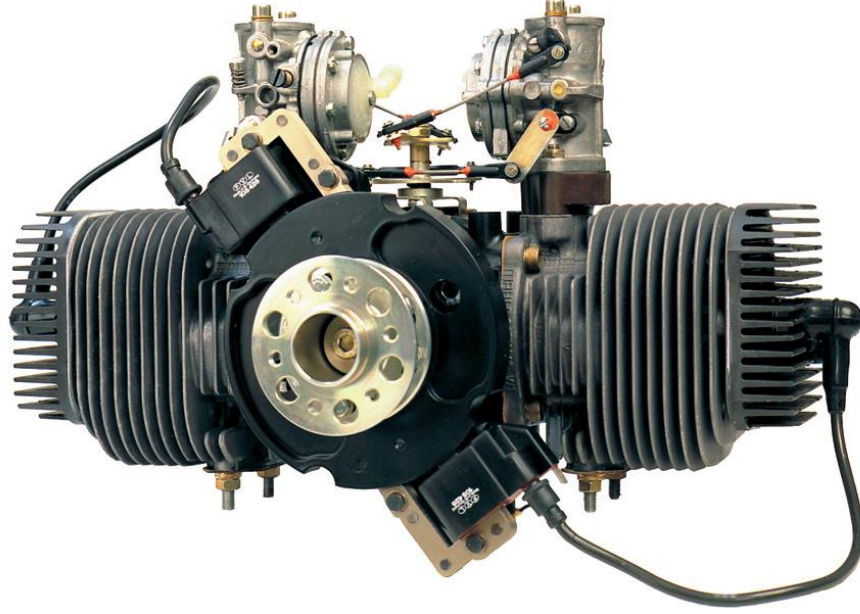
Taktik insansız hava aracında kullanılan Limbach L275 pistonlu motorunun testleri ile ilgili detaylı bilgi 4. dönem raporunda sunulmuştur. Motor bir hava aracının en kritik birimlerinden birisi olduğu için, kesin raporun bu kısımda motor ve motor testleri ile ilgili öz bilgi tekrar verilmiştir. L275 pistonlu motorun teknik özellikleri aşağıda tekrarlanmıştır.

Limbach L275 pistonlu motor teknik özellikleri:

Genel özellikler: İki zamanlı, hava soğutmalı, iki silindirli, manyetik ateşlemeli, benzinle yağlamalı

Performans:	15 kW (20 HP) at 7200 RPM
Piston Çapı:	66 mm / 2.60 inch
Piston Kursu:	40 mm / 1.57 inch
Motor Hacmi:	274 cm ³ / 16.72 cubs. inches
Krank yatağı:	Alüminyum Döküm
Krank Mili:	Şahmerdan kalıpla basılmış, iğne rulmanla bağlı iki bağlantı çubuğu kullanan tek parça mil
Pistonlar:	Kam yüzeyli, döküm alüminyum alaşımı
Silindirler:	Nikasil kaplı döküm alüminyum alaşımı
Ateşleme Sistemi:	Katı-hal manyetik ateşleme
Ateşleme Sırası:	İki silindir eş zamanlı olarak
Karbüratörler:	2 adet jiglesiz diyaframli karbüratör
Kuru ağırlık:	7.2 kg (manyetik ateşleme sistemi ile beraber)
Yakıt:	Uygun oranda sentetik yağla karıştırılmış AVGAS 100LL veya 90 RON (yağ karışım oranı 1:25 – 1:50)
Marş Sistemi:	12 V akü ile çalışan elektrik motoru

Şekil B.1 Tübitak projesi başvurusundan daha önce bazı ön hesaplamalar neticesinde satın alınmasına karar verilerek tedarik edilmiş olan Limbach L275 pistonlu motorun resmini göstermektedir.



Şekil B.1 Limbach L275 pistonlu motor

Şekil B.2 ise Havacılık ve Uzay mühendisliği bölümünde içten yanmalı pistonlu motorlar ve küçük jet motorlarının testlerinin yapılabilmesi için var olan test düzeneğini ve testlerde kullanılan pervaneyi göstermektedir. Bu düzenek özellikle çeşitli motorların yakıt tüketimini belirlemek ve motorların ürettikleri itkinin dönme hızına bağlı olarak nasıl değiştiğini ölçmek için tasarlanmış ve üretilmiştir. Motor test düzeneği Tübitak proje başvurusundan önce üretilmişti. Ancak taktik insansız hava aracının motor testleri proje döneminde motor tasarım dersi kapsamında ders projesi olarak bir grup öğrenci tarafından gerçekleştirilmiştir.



Şekil B.2 Motor test düzeneği

Bu kısımda iki silindri iki zamanlı, hava soğutmalı bir piston motorun analizi ve test sonuçları anlatılmıştır. Dakikada devir değişimine bağlı olarak değişen itki ve hava debisi miktarları ve egzoz gazı çıkış sıcaklığı kayıt edilmiş ve toplam verimlilik, hacimsel verimlilik gibi bir takım performans parametreleri kaydedilmiştir. Bunların yanında, belirtilen bu parametrelerin ölçümünde kullanılan yöntemler ve bu yöntemlerin kullanılma nedenleri, ölçümler sırasında karşılaşılan zorluklar ve gözden geçirilmesi gereken parçalar ayrıca aktarılmıştır.

Deneyde, motorun frekansı, egzoz gaz sıcaklığı, karbüratörden geçen havanın statik ve toplam basınçları ve pervanenin ürettiği itki miktarı ölçülmüştür. Frekans verisi devir bilgisine dönüştürülmüş, basınç değerleri de havanın hızını hesaplamak için kullanılmıştır. Bunun için aşağıdaki denklem kullanılmıştır.

$$\text{Devingen Basınç} = (\text{Toplam Basınç} - \text{Statik Basınç})$$

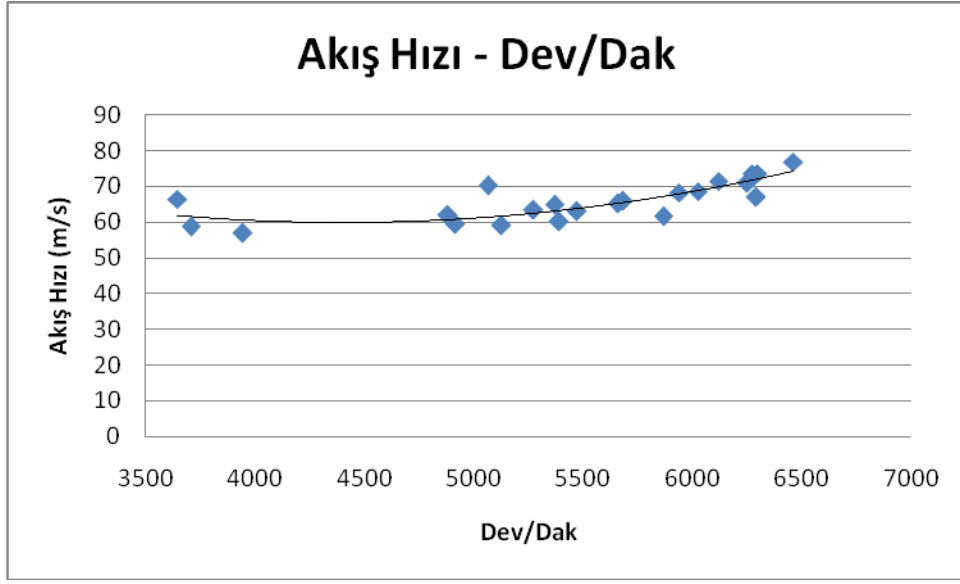
Buradan hız bilgisi çekilmiştir;

$$V = \sqrt{\frac{2 \times \text{Devingen Basınç}}{\rho}}$$

Sonrasında hava debisi, aşağıdaki denklem kullanılarak bulunmuştur;

$$\dot{m} = \rho \times V \times A$$

Hız değerleri hesaplandığında, olması gerektiğinin çok üzerinde sonuçlar bulunmuştur. Şekil B.3'de hesaplanan hız değerleri grafik halinde verilmiştir.

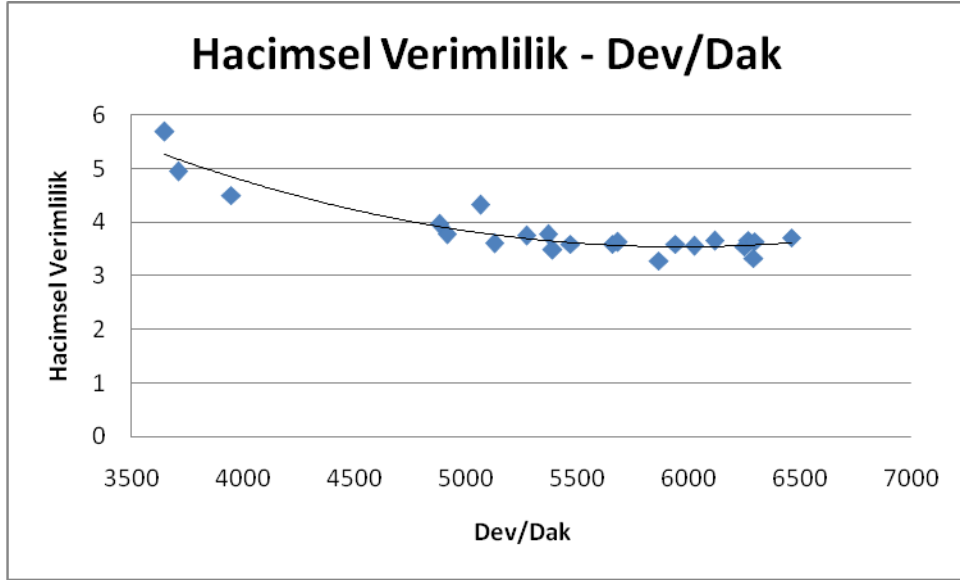


Şekil B.3 Karbüratördeki hava akış hızının motor devri ile olan değişimi

Hava debisinin kuramsal olarak hesaplanmasında ise motorun pistonlarından birinin bir turdaki toplam yer değiştirmesi kullanılır. Bunun için pistonun aşağı yöndeki hareketinde oluşturduğu hacim kadar hava girişi olduğu varsayılır ve aşağıdaki denklem kullanılır;

$$\dot{m}_{kuramsal} = \frac{\text{Pistonun Yerdeğiştirmesi} \times \text{Devir}}{60}$$

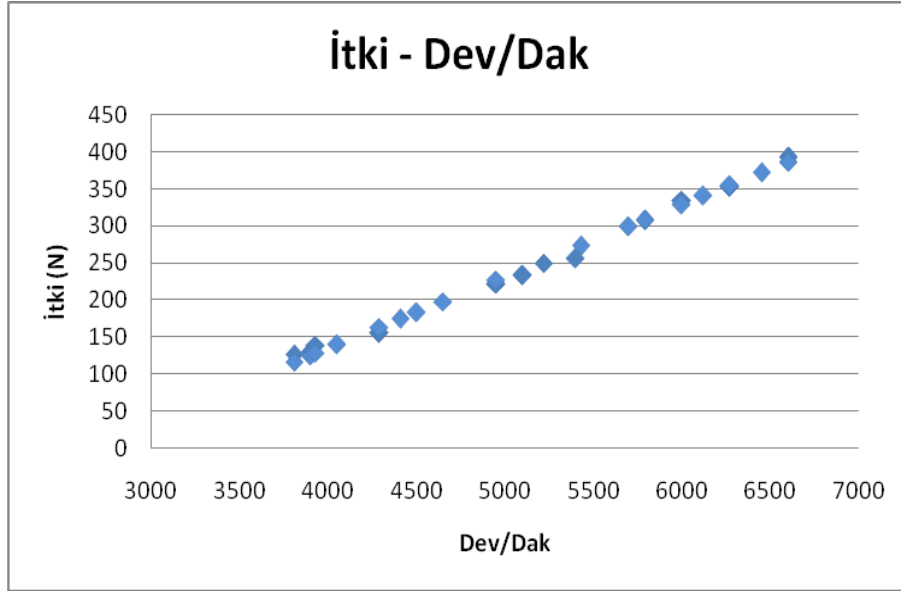
Hava debisi deneysel olarak düzgün ölçülemediği için motorun gerçek Hacimsel Verimlilik grafiği çıkartılamamıştır. Ancak değişen devirle verimlilikteki sapmalar Şekil B.4'deki grafikten gözlenebilir.



Şekil B.4 Hacimsel verimliliğin motor devri ile olan değişimi

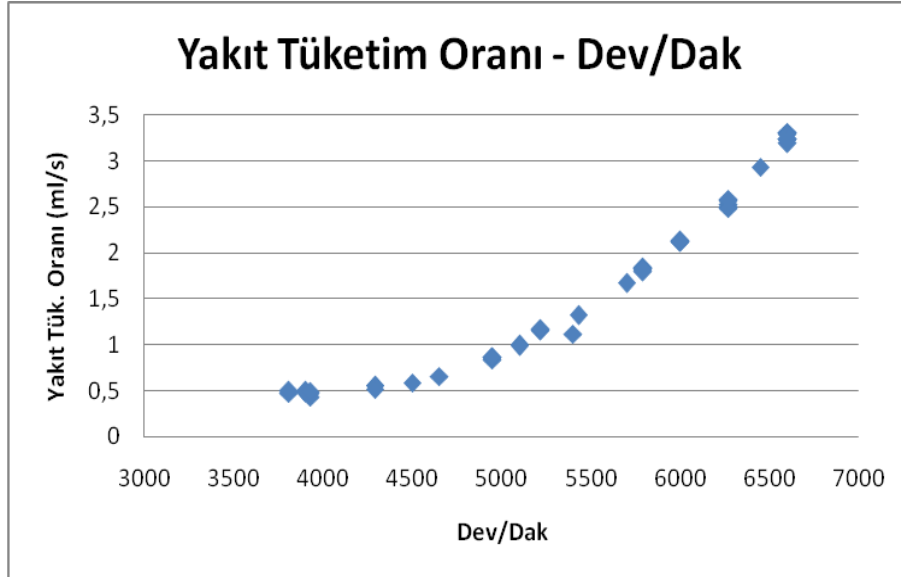
Şekil B.4'den de görüldüğü gibi motorun devri arttıkça hacimsel verimliliği azalmaktadır. Bunun nedeni devir arttıkça yanmadaki verimin azalması ve kayıpların artmasıdır.

Performansı belirlemede önemli ölçütlerden biri de belirli bir devir miktarına karşılık gelen itki değeridir. Kuramsal olarak devir ve itki arasındaki ilişki doğrusaldır. Deneyler gerçekleştirildiğinde de çıkan sonuçlarla görülmüştür ki, değişim doğrusala çok yakındır. Şekil B.5 66 cm çaplı ve 45 hatveli çift palli pervane takılmış olan Limbach L275 motorunun itki-dakikada devir sayısı grafiğini vermektedir. En fazla itki 6500 devirde 400 N civarında ölçülmüştür. Hava aracının azami kalkış ağırlığının 105 kg olduğu göz önüne alındığında bu ağırlığın yaklaşık 1/3'üne karşılık gelen 400 N'luk statik itki değeri hava aracının zorlanmadan havalanmasını sağlayacak bir itki olarak değerlendirilmiştir.



Şekil B.5 Limbach 275 motorunun itki-motor dönme hızı eğrisi

Şekil B.6 ise motorun yakıt tüketiminin motorun dakikadaki devir sayısı ile olan değişim grafiğini vermektedir. Yakıt tüketim oranı saniyedeki mililitre değeri olarak hesaplanmıştır. Azami itki devrindeki yakıt tüketimi 3.3 mililitre /sn olarak ölçülmüştür.

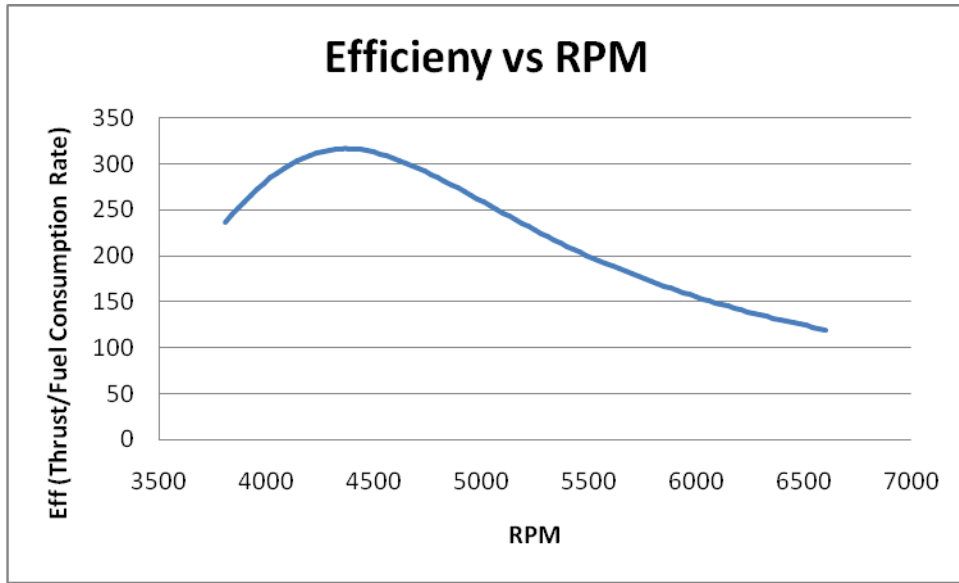


Şekil B.6 Limbach 275 motorunun yakıt tüketim oranı - Dev/Dak eğrisi

Bu iki veri kullanılarak basitçe bir verimlilik kıstası elde edilebilir. Bir pervaneyi çeviren motorun verimliliği pervanenin ürettiği itki miktarıyla doğrudan ilgilidir. Aynı zamanda yakıt tüketim oranıyla da ters orantılı olmak durumundadır. Bu iki yaklaşım birleştirilerek bir verimlilik kıstası tanımı aşağıdaki gibi yapılabilir.

$$\text{Verimlilik} = \frac{\text{İtki}}{\text{Yakıt Tüketim Oranı}}$$

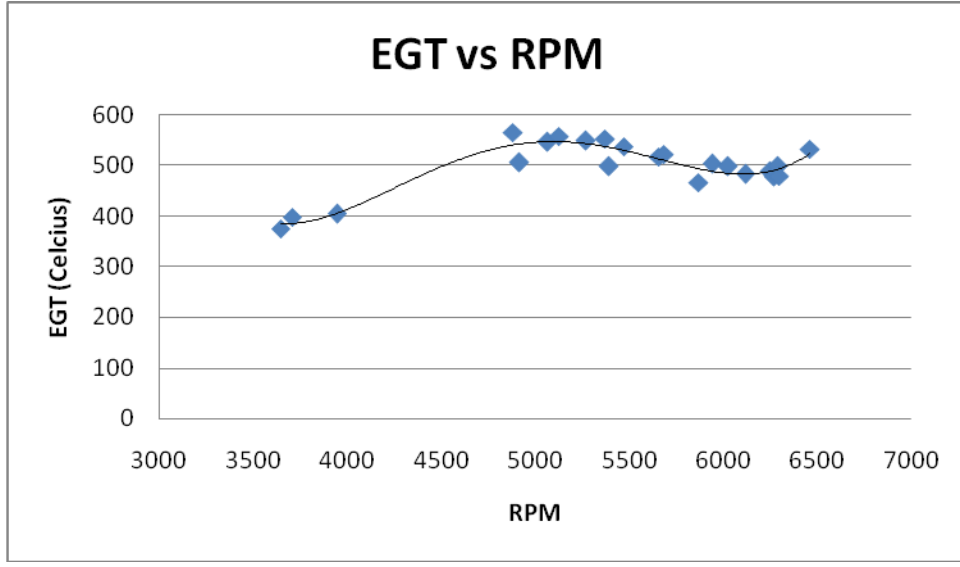
Gerçekte böyle bir verimlilik tanımlaması yalnızca motor için değil, motor-pervane ikilisi için tanımlanmıştır. Ancak verimlilik değerinin devirle değişimini inceleyerek motorun verimli çalıştığı aralık hakkında bir fikir sahibi olunabilir. Şekil B.7 yukarıdaki formül ile hesaplanan verimlilik değerinin motor devri ile olan değişimini göstermektedir.



Şekil B.7 Motor pervane verimliliğinin motor devri ile olan değişimi

Şekil B.7'den de görüldüğü gibi, motorun üzerindeki pervaneye birlikte en verimli olduğu aralık devirin dakikada 4350-4400 olduğu aralıktır.

Son olarak yanma verimliliği ve motorun uğradığı ısı yüklerinin takip edilmesi için egzoz gaz sıcaklıkları incelenmiştir. Şekil B.8 EGS'nin devirle ilişkisini göstermektedir.



Şekil B.8 Egzos gaz sıcaklığının motor devri ile olan değişimi

Şekil B.8'den görüldüğü, motor belirli bir devir miktarını geçtikten sonra (~5200) EGS düşmeye başlamaktadır. Bu durumun nedeni olarak, devir arttıkça düşen yanma verimi gösterilebilir. Devir arttıkça yanma verimliliği düşer, bu da çığ yakıtın egzozdan atılmasına neden olur.

Değerlendirme:

Motorun incelenmesi sırasından ortam sıcaklığı 29 derece olarak kaydedilmiştir. Deney düzeneği kurulduktan sonra istenen veriler alınmıştır.

Motor farklı devirlerde çalıştırılmıştır, çünkü devir değişikçe performans değerleri değişmektedir. Motorun en verimli olduğu çalışma aralığını bulmak ve tasarım noktasıyla örtüşüp örtüşmediğini anlamak için farklı devirlerde motorun karakteristiğini belirleyen parametrelerin ölçümü yapılmıştır.. Mevcut sistemde gaz kolu elle kontrol edilerek motorun devri adım adım değiştirilmiştir. Her noktada devir, sıcaklık, basınç ve itki değerleri kayıt edilmiştir.

Toplanan verilerde deneysel hatalar bulunmaktadır. Özellikle basınç ölçümlerinde ölçüm alınan noktanın motorun çalışmasından kaynaklanan yoğun bir titreşime maruz kalması pitot tüplerinin hatalı ölçüm almasına neden olmuştur. Benzer bir zorluk egzoz gaz sıcaklığı ölçümlerinde yaşanmış, ısılıciftin konumu titreşimler nedeniyle yeterince sabitlenememiş, bu da elde edilen verilerin yüksek oranda gürültü içermesine neden olmuştur. Onun dışında alınan ölçümler benzer araştırmalarda elde edilen sonuçlarla benzer özellik göstermektedir. Yapılan çalışma

motorun en verimli çalışma aralığının bulunması ve yakıt tüketim miktarının tespiti açısından oldukça yararlı olmuştur.

Ayrıca, ölçülen itki ve yakıt tüketimi değerleri ışığında hava aracının havada istenen süre kalması için ne hacimde bir yakıt deposuna sahip olması gerektiği gibi genel değerlendirmelerin yapılmasını sağlamıştır.

EK-C
YAPISAL ve ELEKTROMEKANİK BÜTÜNLEŞTİRME ÇALIŞMALARI ve GÖRÜNTÜ
AKTARIM SİSTEMİ TANITIMI VE GÖRÜNTÜ AKTARIMI GÖSTERİMİ

C1. Yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları

Hava aracının yapısal entegrasyonu kapsamında kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiştir. Şekil C1.1-C1.3 kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motor sistemi bir araya getirilmiş olan hava aracının resimlerini göstermektedir. 5. dönem raporunda ön iniş takımı montajı ve arka kuyruk düzleminin borularının montajı açıklanmıştır. Ek-C1'de ise kanat ve arka iniş takım montaj detayları hakkında kısa bilgiler verilecektir.



Şekil C1.1 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/ön görüntü



Şekil C1.2 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-yan/arka görüntü



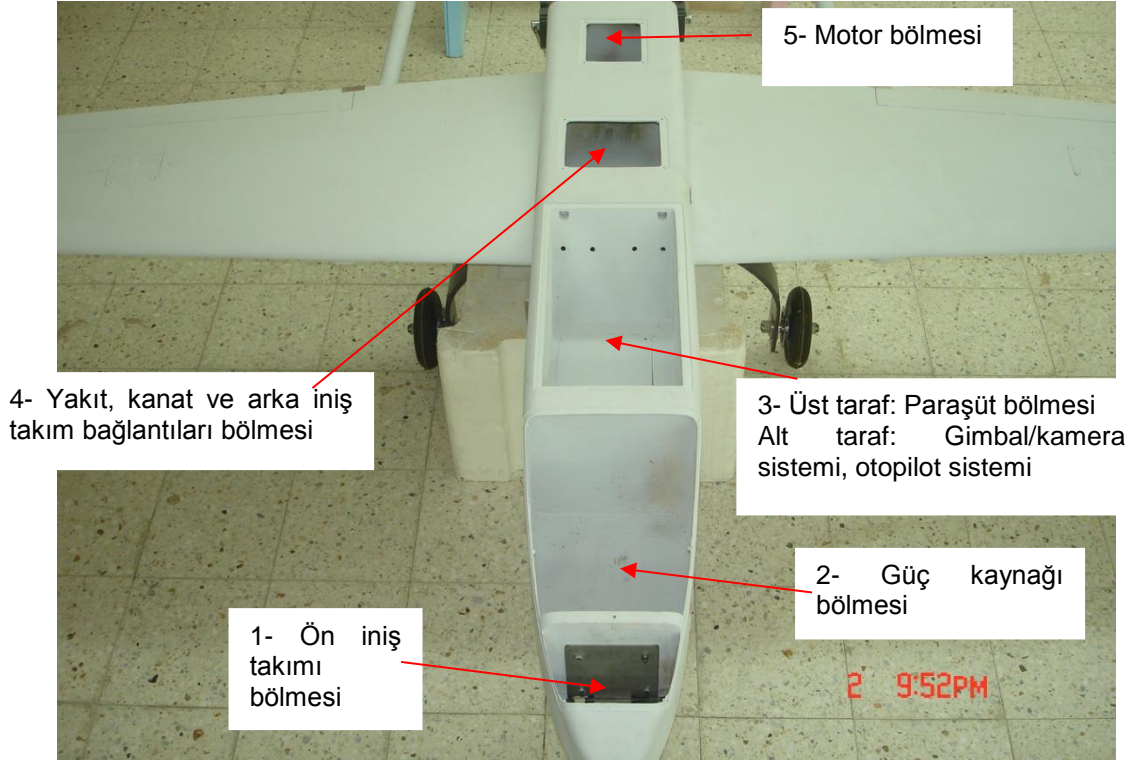
Şekil C1.3 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-ön görüntü

Şekil C1.4 ana yapı elemanları montaj işlemi tamamlanmış olan hava aracının daha yakın görüntüsünü göstermektedir. Hava aracı gövde üzerinden köpük üzerine yerleştirilerek iniş takımlarının uzun süre gereksiz olarak statik yük altında kalmasının önüne geçilmiştir. Şekil C1.4'deki resimde hava aracının gövdesi üzerinde yer alan kapakların hepsi kapalı durumdadır.



Şekil C1.4 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-Yan/ön yakın görüntü

Şekil C1.5'de hava aracı gövdesi üzerinde yer alan bölmeler ve kesikler gözükmemektedir. Gövde üzerinde 5 adet ana bölme ve kesik vardır. Birinci bölme ön iniş takımı bağlantısının yapıldığı bölmedir. Bu bölmeye aynı zamanda ileride pitot-statik tüpü de yerleştirilecektir. Pitot tüpü uçağın burnuna takılacak ve tüpün gövde içine girdiği kısım birinci bölmede yer alacaktır.



Şekil C1.5 Hava aracı üzerindeki gövde bölmeleri ve kesikleri

2. bölme ise Şekil C1.6'da görülen hava aracının güç kaynağı olan batarya bloğunun yerleştirileceği bölmedir. Batarya bloğuna ve güç hesaplamalarına yönelik detaylı bilgi 4. dönem raporunda verilmişti. 2. bölmede aynı zamanda ön iniş takımına dönme hareketi verecek olan servonun yerleştirileceği bölmedir. Ön iniş takımını döndürecek olan servo sisteminin montajı için gerekli olan mekanik arayüzünün imalatı halihazırda bir dış firma ihale edilmiştir. Bu çalışma hizmet alımı kapsamında gerçekleştirilmektedir.



Şekil C1.6 5V ve 12 V DC-DC çeviriciler ile bütünleşik hale getirilmiş olan 4S-15P Li-Po batarya bloğu ve alimünyum kasası

3. bölme iki ayrı kısımdan meydana gelmiştir. 3. bölmenin üste tarafı paraşüt sistemine ayrılmıştır. 3. bölmenin alt kısmı ise Şekil C1.7'de görüldüğü gibi paraşüt bölümünden bir ara kat vasıtası ile ayrılmıştır. Alt bölüm gimbal/kamera sistemi ve otopilot sisteminin yerleşimi için ayrılmış olan kısımdır. Bu proje kapsamında hava aracına kamera sistemi entegre edilmeyecektir. Ancak kamera sistemi laboratuvar ortamında test edilmiş ve kamera sistemine ait öz bilgi ve görüntüler bu dönem raporunda sunulmuştur. Kamera sisteminin hava aracına entegrasyonu çalışmasının ilk aşamada yapılmamasının ana amacı uçuş testleri sırasında bir kırım yaşanması durumunda kamera sisteminin de zarar görmesini engellemektir. Bu nedenle, hava aracının kararlı bir şekilde uçtuğu test edilmeden kamera sisteminin hava aracına entegrasyonunun yapılmamasına karar verilmiştir.

Paraşüt yuvası

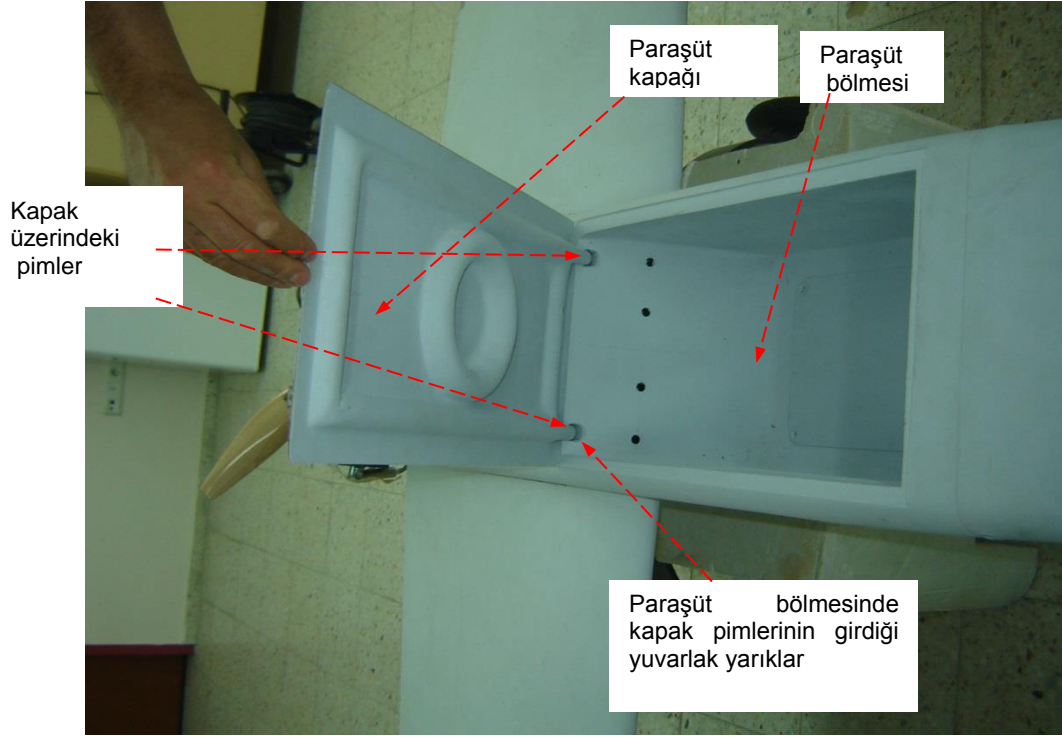
Paraşüt yuvasının altında yer alan kapak çıkarılmış



Gövde üzerinde gimbal ve kamera sistemine ayrılmış olan 3. bölmenin alt kısmı

Şekil C1.7 Hava aracı üzerindeki kamera/gimbal sistemi montajı için ayrılmış olan alt bölme

Şekil C1.8 paraşüt kapağının gövde üzerinde yer alan kesiğe yerleştirilmesini göstermektedir. Kapak üzerinde yer alan iki adet pim gövde üzerindeki paraşüt bölmesi üzerinde açılmış olan iki adet yuvarlak yarığa girmekte ve normal uçuş sırasında kapağın ön tarafında yer alan servo kolunununda (Servo henüz yerleştirilmemiştir. İlk uçuşlarda paraşüt denenmeyeceği için paraşütlü uçuşlar proje kapsamı dışındadır) desteği ile, kapağın açılmasını önlemektedir. Paraşüt açılacağı zaman servo kolu çekilecek ve paraşüt kapağı ile paraşüt arasında sıkışmış olan yay veya süngerin enerjisi ile aynı zamanda kapağa bağlı olan paraşüt çekilmiş olacaktır. Bu sırada hava akışında servo kolundan kurtulan kapağın hava aracında dışarı doğru gitmesine katkıda bulunacaktır.



Şekil C1.8 Paraşüt kapağının gövde üzerinde yer alan kesige yerleştirilmesi

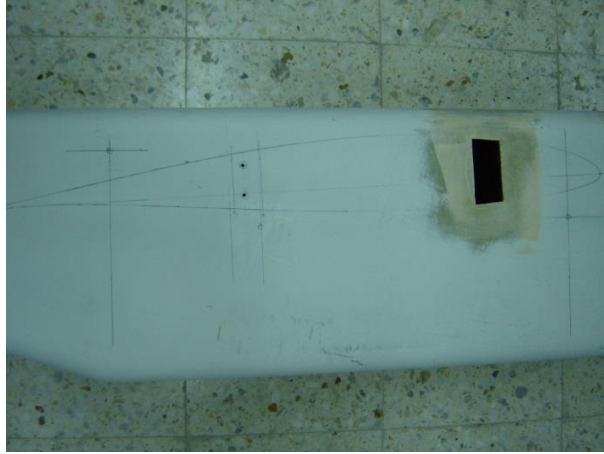
4. bölme ise yakıt, kanat ve arka iniş takım bağlantıları bölümüdür. Bu bölmede yer alan üst kapak vasıtası ile yakıt deposuna ve kanat-gövde bağlantı vidalarına ve arka iniş takımı gövde bağlantı vidalarına ulaşılmaktadır.

Şekil C1.9 kanat içine yerleştirilmiş olan iki ana taşıyıcı iskeleti göstermektedir. Şekil C1.9'da öndeki kesit gövdenin yaklaşık olarak alt yarısını kaplayacak büyüklükte hazırlanarak içi boşaltılmış ve kanat ana kirişlerinin içinden geçirileceği ana kiriş kutusunun yerleştirilmesine olanak sağlayacak şekilde ana kirişlerin bulunduğu istasyona yerleştirilmiştir. Arkadaki ikinci iskelet ana iniş takımının bulunduğu istasyona uygun boyutta hazırlanmış ve ağırlıktan tasarruf etmek ve yakıt deposunun ve iç aksamın gövde içinden geçişini engellemek amacıyla içi boşaltılmıştır.



Şekil C1.9 Gövde içindeki ana taşıyıcı iskeletler

Kanat gövdeye iki kirişi vasıtası ile bağlanmaktadır. Arka kiriş Şekil C1.10 ve C1.11’de görülen vida deliklerine iki adet vida vasıtası ile bağlanmaktadır. Kanat arka kiriş ile gövde taşıyıcı iskelet arasındaki vida bağlantıları Şekil C1.12’de görülmektedir. Kanat arka kirişi gövde üzerindeki arka taşıyıcı iskelete iki adet vida ile bağlanmaktadır. Vidanın yüzeyine oturduğu pullar ise taşıyıcı iskelete yapıştırılmışlardır. Bu sayede vida sökme işlemi sırasında pulların da sökülmesi gerekmeyecek ve kanat-gövde bağlantısını yapan kullanıcı açısından kolaylık olacaktır.



Şekil C1.10 Kanat gövde bağlantısı - ön kiriş geçiş kesliği

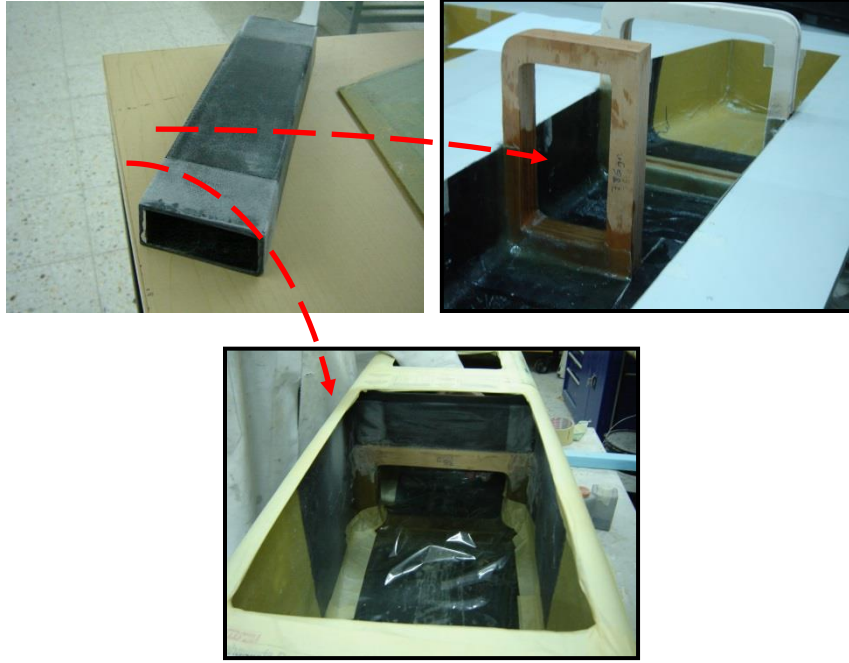


Şekil C1.11 Kanat gövde bağlantısı – arka kiriş vida bağlantıları



Şekil C1.12 Kanat arka kiriş ile gövde taşıyıcı iskelet vida bağlantıları

Kanadın ön kirişi ise Şekil C1.10'da görülen gövde üzerinde kanat ön kiriş kesitinde açılmış olan yarıktan içeri sokularak, Şekil C1.13'te görülen kanat ön kiriş kutusuna yerleştirilmektedir. Şekil C1.13 ön kiriş kutusunu ve kutunun bağlandığı ana taşıyıcı iskeleti göstermektedir. Kiriş kutusunun imalatı ve gövde üzerindeki taşıyıcı iskelete kompozit malzeme ile bağlantısı önceki dönem raporlarında detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Şekil 2.14 ön kiriş kutusu-gövde taşıyıcı iskelet arasındaki bağlantıyı özetlemektedir. Ön kiriş kutusu taşıyıcı iskelet üzerine yerleştirildikten sonra kompozit malzeme ile taşıyıcı iskelete bağlanmıştır. Daha sonra kutu ile gövdenin üst yüzeyi arasında kalan boşlukta lamianta tahta ile doldurulmuş ve kutu ile laminat tahta arasındaki bağlantı kompozit malzeme ile sağlanmıştır. Bu şekilde ön kiriş kutusu gövde üst kabuğu ile bütün hale getirilmiştir.



Şekil C1.13 Ön kiriş kutusu ve kutunun kompozit malzeme ile bağlandığı ana taşıyıcı iskelet

Şekil C1.14 gövde üzerindeki ön kiriş kutusu kesigi ve kanadın yerleştirilmesinden sonra kiriş kutusu üzerinde bağlantı vidaları için açılmış olan deliklerin paraşüt kapağı tarafından olan görüntüsünü göstermektedir. Kanat kirişleri gövde üzerindeki kutuya geçirildikten sonra, Şekil C1.14'te görülen ikişer adet vida bağlantıları ile kutuya ve dolayısı ile gövdeye bağlanmaktadır. Aslında kanat kirişleri kutuya tam girdikleri için kutuya ve dolayısı ile gövdeye bağlantıları bir nevi gerçekleşmiş durumdadır. Ancak ön kiriş vidalarının sıkılması ile kutu ve kiriş birbirlerine doğru çekilerek daha sıkı bir bağlantı oluşturacaktır. Ön kiriş vidalarının sıkılması ile baskı altına girmesi neticesinde yükseklik boyunca uzayacak ve bu uzamada kirişin yükseklik yönünde kutu ile olan temasını arttıracaktır. Paraşüt kapağı bölmesinde vida deliklerinin olmasının ana nedeni, vidaların paraşüt kapağı bölmesi tarafından salınması içindir. Bu şekilde gövde üzerindeki 4. kesik olan ana taşıyıcı iskeletlere ulaşım kapağı tarafından vidalarının somunlarının takılması mümkün olmaktadır.

Sağ kanat ön
kiriş bağlantı
noktaları

Sol kanat ön
kiriş bağlantı
noktaları



Şekil C1.14 Kanadın yerleştirilmesinden sonra kiriş kutusu üzerinde bağlantı vidaları için açılmış olan deliklerin paraşüt kapağı tarafından olan görüntüsü

Gövde üzerindeki 4. kesik aynı zamanda ana iniş takımı bağlantısının yapılması amacı ile de kullanılmaktadır. Şekil C1.15 karbon kompozit malzemeden üretilmiş olan ana iniş takımını ve gövde üzerindeki konumunu göstermektedir. Ana iniş takımı imalatı hakkında detaylı bilgi önceki dönem raporlarında verilmişti.



Şekil C1.15 Karbon kompozit malzemeden yapılmış olan ana iniş takımı ve gövde bağlantısı

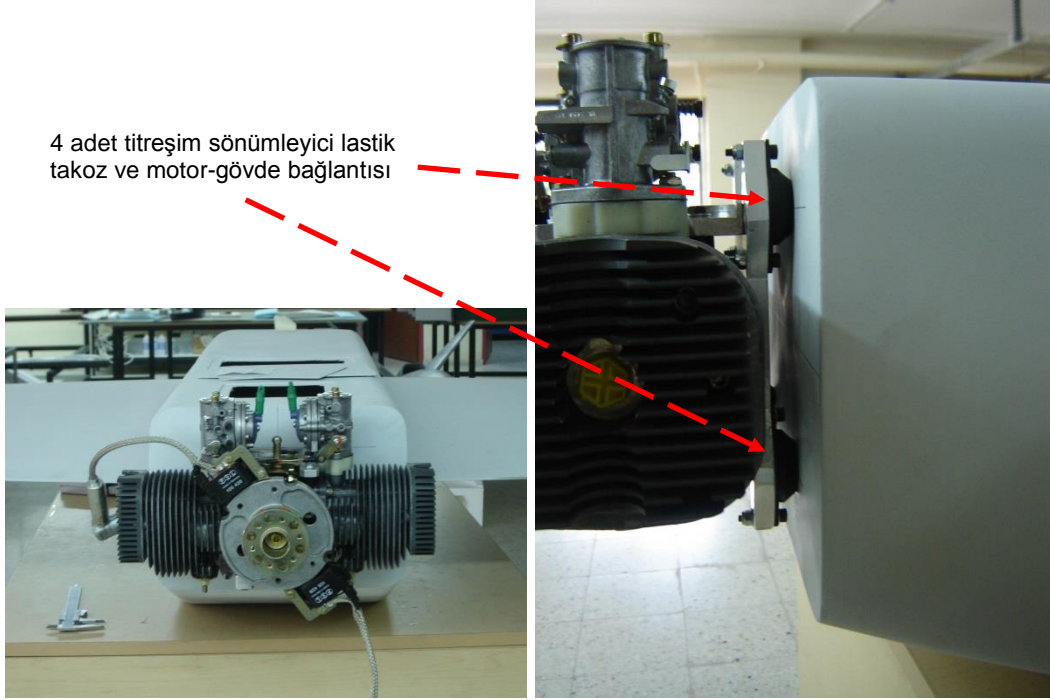
Ana iniş takımı montajıda 6. dönemde yapılmıştır. Ek sürenin birinci döneminde bağlantı vidaları ve pulları paslanmaz vida ve pullar ile değiştirilmiş ve iniş takımının gövde içindeki bağlantı yerinde alümyum bir plaka yerleştirilmiştir. Ana iniş takımı gövde üzerine 4 adet vida bağlantısı ile tutturulmaktadır. Şekil C1.16 ana iniş takımının gövde bağlantısını göstermektedir. Arkadaki iki vida bağlantısı ana taşıyıcı iskelet üzerindeki vida bağlantılarıdır. Öndeki iki adet vida ise gövde üzerinde iniş takımı bağlantısı için yerleştirilmiş olan güçlendirici üzerindeki bağlantılardır. Gövde üzerinde giriş bağlantısı için yerleştirilmiş olan güçlendirici resim boyama işleminden sonra çekildiği için belli olmamaktadır. değiştirilmiş ve iniş takımının gövde içindeki bağlantı yerinde alümyum bir plaka yerleştirilmiştir. Şekil C1.16 yenilenmiş olan ana iniş takımı-gövde bağlantısını göstermektedir. Ana iniş takımı bağlantısında kullanılan vida ve pullar değiştirilmiş ve paslanmaz çelik malzemeden yapılmış vida ve pul konulmuştur. Bunun dışında ön bağlantı vidaları gövde üzerinde olduğu için Şekil C1.16'da da görüldüğü gibi vidaların altına bir alümyum altlık konulmuş ve vidalar ve metal plaka üzerinde sıkılmıştır. Bu sayede ana iniş takımı-gövde bağlantısı daha güçlendirilmiştir.



Şekil C1.16 Ana iniş takımının gövde bağlantısının yapıldığı noktalar

Gövde üzerindeki son bölme olan 5. bölüm ise motor bağlantısı ve fren hidrolik bağlantıları için kullanılmaktadır. Motor gövde bağlantısı Şekil C1.17'de görüldüğü gibi gövde arka duvarına üzerine yapılmaktadır. Gövde arka duvarının imaları sırasında kalın katmanlı tahta ve saç

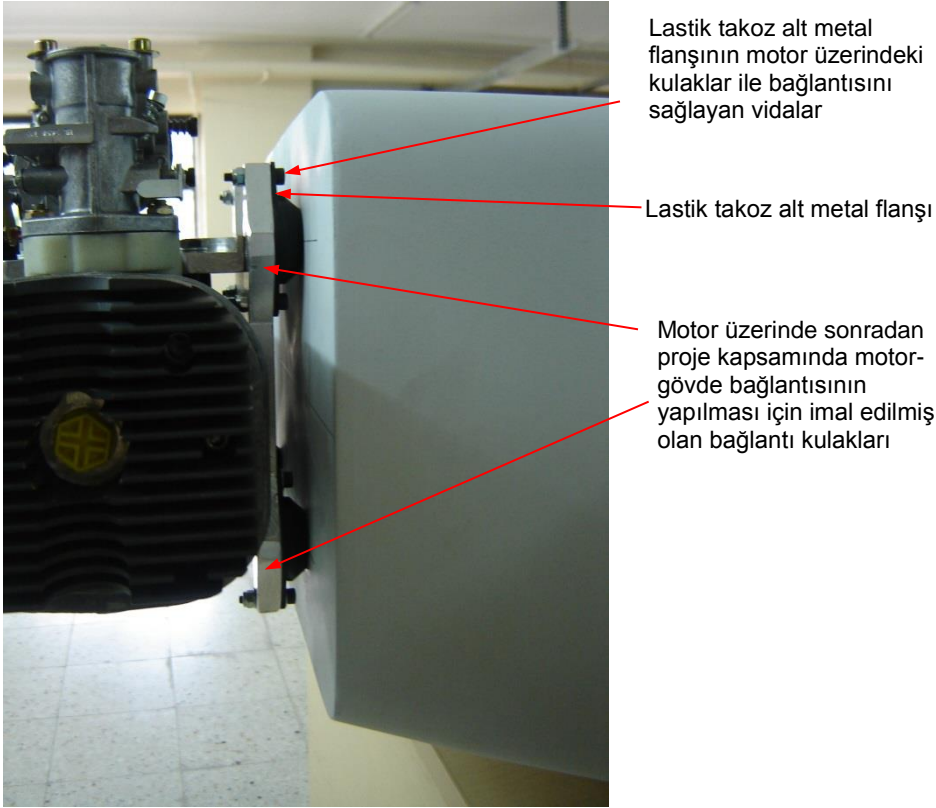
alüminyum kullanılmıştır. Gövde arka duvarının imalat detayları daha önceki dönem raporlarında sunulmuştu.



Şekil C1.17 Motor gövde bağlantısı

Motor gövde bağlantısı Şekil C1.17'de görüldüğü gibi 4 adet titreşim sönmüleyici lastik takoz kullanılarak yapılmıştır. Motor gövdeden lastik takozlar vasıtası ile ayrılmış durumdadır. İlk uçuş denemelerinden sonra lastik takozların uzun süreli kullanımdan dolayı yarıma olasılığına karşı motorun hala gövde arka duvarı üzerinde askıda kalmasını sağlayacak bir bağlantı değişikliği yapılacaktır. Bu yeni bağlantıda normal kullanım sırasında motor-gövde arka duvarı arasında sadece lastik takozlar çalışacak, ancak takozların yarılması durumunda motor bu sefer vidalı bağlantıları ile gövdeye bağlı kalacaktır. Vidalı bağlantılar uçuş sırasında meydana gelebilecek olası bir takoz yarılması durumunda kısa süreli olarak devreye gireceklerdir. Gövde içinden geçirilen civatalar bu metal yüzey üzerindeki dış açılmış deliğe sıkılmakta ve bu sayede lastik takozun gövde ile olan bağlantısı yapılmaktadır. Motor takılı halde iken motor ile gövde arasındaki bağlantıyı sadece lastik sağlamakta ve bu sayede motorun çalışması sırasında meydana gelen titreşimin gövdeye iletilmesi azaltılmaktadır.

Şekil C1.18'de lastik takozun gövde ile olan bağlantısı tarif edilmektedir. Lastik takoz, takoz alt metal flanşının motor üzerindeki kulakları ile bağlantısını sağlayan vidalar vasıtası ile motora bağlanmaktadır. Bağlantı kulakları motor üzerinde sonradan proje kapsamında motor-gövde bağlantısının yapılması için imal edilmiş olan kulaklardır. Şekil C1.18'den görüldüğü gibi lastik takozun gövde tarafı ve motor tarafında iki adet metal flanş bulunmaktadır ve bu metal flanşlar lastik takoz içine gömülmüş durumdadır. Lastik takoz üzerindeki metal flanş vasıtası ile takoz gövdeye bağlanmakta, Şekil C1.18'de görüldüğü gibi de lastik takoz motora bağlanmaktadır. Bu şekilde gövde ve motor arasında sadece lastik takoz çalışmakta ve bu sayede motorun katı bir bağlantı ile gövdeye bağlantısının önüne geçilmiştir.

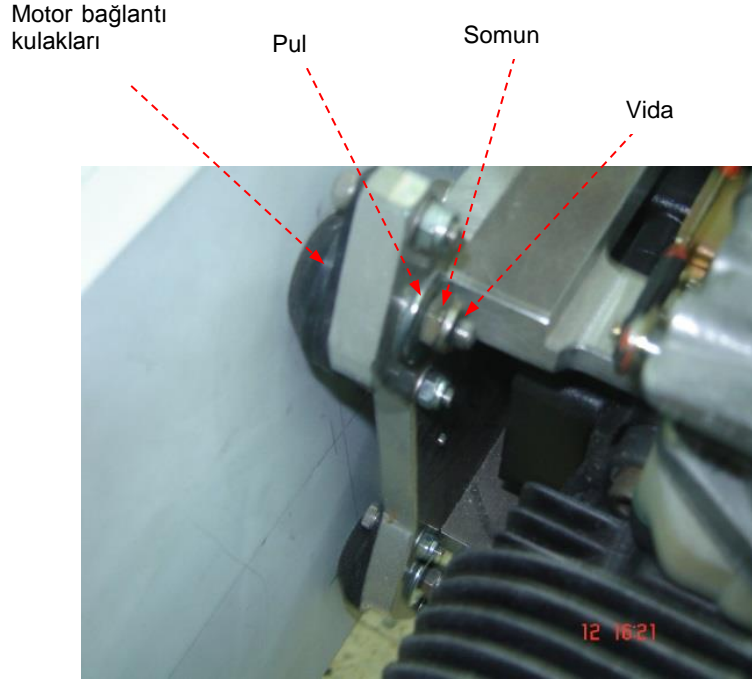


Şekil C1.18 Lastik takozun motor ile olan bağlantısının görüntüsü

Şekil C1.19 güçlendirilmiş motor-gövde bağlantısının farklı bir görüntüsünü göstermektedir. Bu bağlantıda, normal kullanım sırasında motor-gövde arka duvarı arasında sadece lastik takozlar çalışacak, ancak takozların yarılması durumunda motor bu sefer vidalı bağlantıları ile gövdeye bağlı kalacaktır. Vidalı bağlantılar uçuş sırasında meydana gelebilecek olası bir takoz yarılması

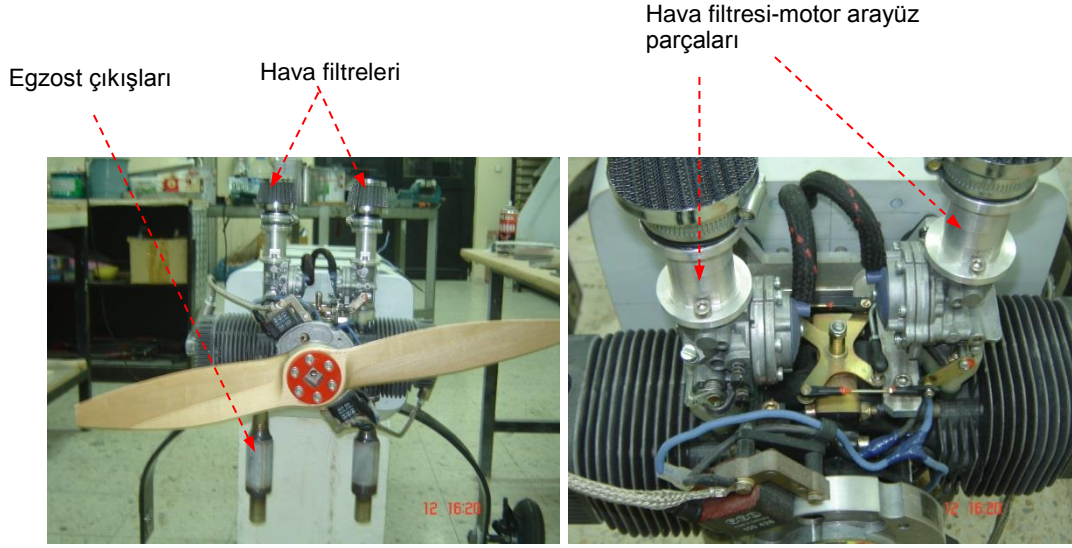
durumunda kısa süreli olarak devreye gireceklerdir. Şekil C1.19'da tarif edildiği gibi, yeni bağlantıda lastik takozun ortasındaki gövde içinden takılan vida uzatılmış ve kilitli somun vasıtası ile pulun üzerine sıkılmıştır. Ancak, lastik takozların motor titreşimini sönümleyebilmede etkili olabilmesi için, pulun motor bağlantı kulağına somun ile sıkıştırılmamış olması gerekmektedir. Bu nedenle, pul ve motor bağlantı kulağı arasında çok ufak bir boşluk bulunmaktadır. Bu sayede lastik takoz titreşim sönümlemede etkili olacak, ancak takozun yarılması gibi bir hasar anında motor bağlantı kulaklarından vidaya asılı halde kalacaktır. Böylece, uçuş sırasında meydana gelebilecek bir lastik takoz yarılması durumunda motor gövdeye asılı vaziyette kalacaktır.

Güçlendirilmiş motor-gövde bağlantısında kullanılan vida, somun ve pul



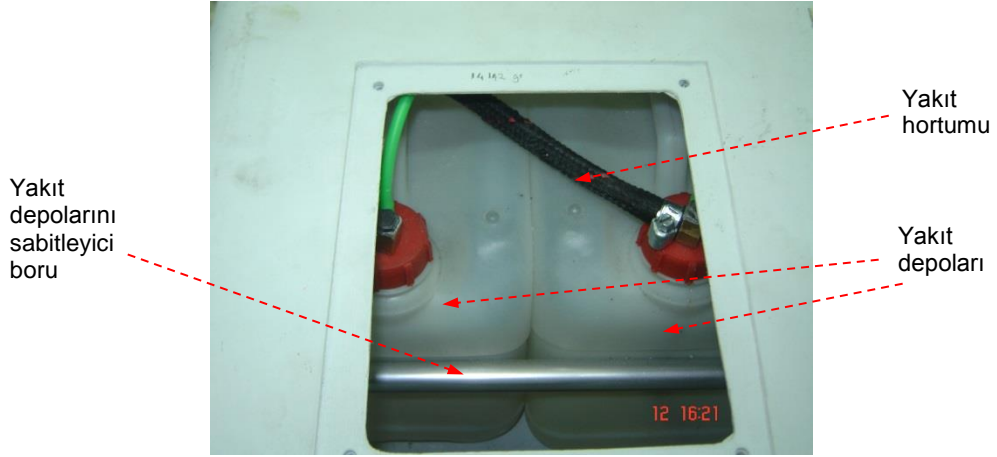
Şekil C1.19 Güçlendirilmiş motor-gövde bağlantısı

Şekil C1.20 pervane montajı yapılmış ve gövdeye bağlanmış motoru göstermektedir.



Şekil C1.20 Hava filtre ve egzost çıkış bağlantılarının yapıldığı motor

Yakıt depoları motor bölmesinin ön tarafına yerleştirilmiştir. İlk aşama uçuş testleri kısa süreli olacağından iki adet plastik bidon yakıt deposuna dönüştürülmüştür. Şekil C1.21 uçak gövdesine yerleştirilmiş olan iki adet plastik bidonu göstermektedir. Yakıt depoları ayrı ayrı olarak çift karbüratörlü olan motora yakıt sağlayacaklardır. Yakıt depolarının gövde içinde hareket etmesini önlemek için sabitleyici borular kullanılmıştır. Şekil C1.21'de sabitleyici borulardan bir tanesi görülmektedir. Bu borulardan bir tanede depoların üstünde yer almaktadır. Şekil C1.21'de görülmeyen bu sabitleyici boru deponun aşağı yukarı hareketini engellemek için konulmuştur. Yakıt depoları hava aracının ön tarafında ise kanat arka kirişinin bağlandığı çevresel güçlendiriciye dayandırılmıştır. Bu sayede yakıt depoları uçuş sırasında hareket etmeyecektir. Sabitleyici boruların çıkarılması ile yakıt depoları gövde içinde dışarı çıkarılabilmektedir.



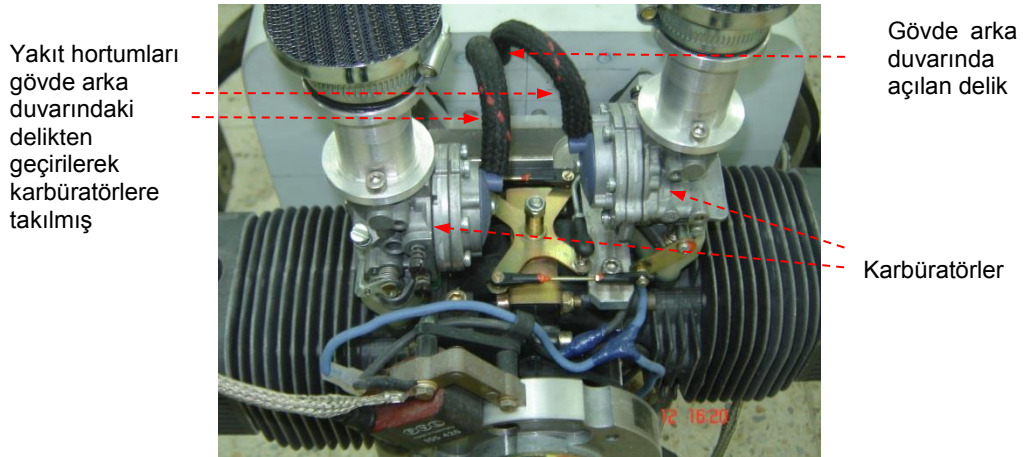
Şekil C1.21 Gövde içine yerleştirilmiş olan yakıt depoları

Şekil C1.22'de gövde içinde yerleştirilmiş olan yakıt depolarının yakın görüntülerini göstermektedir. Yeşil boru iki depodan çıkıp birleşmekte ve ucu açık bir şekilde gövde içinde yer almaktadır. Bu sayede yakıt depolarındaki basınç ortam basıncına eşitlenmektedir. Böylece yakıt deposunun ağzının bütünü ile kapalı olması durumunda depodaki yakıtın azalması sırasında düşecek olan depo basıncının önüne geçilmiş ve depodaki basınç ortam basıncına eşitlenerek yakıtın sürekli olarak motora aktarılmasının önündeki muhtemel engel ortadan kaldırılmıştır. Yakıt hortumunun ucuna bir T rekor konulmuştur. Şekil C1.22 konulan T rekoru göstermektedir. Rekorun bir ucu depo içindedir ve rekorun depo içindeki ağzına bağlı olan yakıt hortumu bir ağırlık ile yakıt deposunun al altına kadar indirilmiştir. T rekorun depo dışındaki iki ucundan bir tanesine motora yakıt sağlayan hortum takılmıştır. Rekorun diğer ucu ise kapatılmıştır. Şekil C1.22'de gövde içindeki yakıt filtreleri de görülmektedir. Yakıt hortumları hava aracının sol kenarından geçirilerek, motorun arka duvarı üzerinde açılan delik vasıtası ile motora iletilmiştir.



Şekil C1.22 Yakıt depolarının gövde içindeki yakın görüntüleri

Şekil C1.23'de yakıt hortumlarının gövde arka duvarı üzerinde açılmış olan delikten geçirilerek karbüratörlere takılmış halini göstermektedir.



Şekil C1.23 Motor üzerindeki çift karbüratöre giden yakıt hortumları

Taktik insansız hava aracının motoru hava soğutmalıdır. Motorun çalışması sırasında soğutma işleminin verimli olması için kompozit bir hava alığı tasarımı ve imalatı yapılmıştır. İmalatı tamamlanmış olan hava alığı Şekil C1.24'te görülmektedir. Hava alığından motor soğutma ızgaraları üzerine hava akışını sağlaması beklenmektedir. Hava alığı sayesinde hava hızlanacağı için daha etkili bir soğuma sağlayacaktır. Hava alığı tasarımında öncelikle bir şekil üzerinde karar kılınmış ve beyaz köpük malzeme tıraşlanarak uygun bir şekil ortaya çıkarılmıştır. Hava alığı iki tane olacağı için, köpük hava alığı kalıbından iki adet üretilmiştir. Daha sonra köpükten yapılmış olan hava alığı kalıpları yapıştırılarak sağlı-sollu tek kalıp elde edilmiştir. Köpük kalıp daha sonra vakum torbalama tekniğini uygulayabilmek için kağıt bant ile kaplanmıştır. Bu sayede kompozit malzemedeki üretilen hava alıklarının, reçinenin donmasından sonra köpük kalıptan ayrılması daha kolay olacaktır. Kağıt bant ile kaplanmış olan köpük kalıpların üzerine kalıp ayırıcı sıvısı sürülmüş ve kalıp vakum torbalama işlemi için hazır hale getirilmiştir. Hava alıklarının alt kat malzemesi olarak cam elyaf-epoksi seçilmiştir.

Vakum torbalama işleminden sonra, üzeri kompozit malzeme kaplı olan köpük kalıp ikiye bölünmüş ve içindeki köpük dışarı çıkarılmıştır. Bu sayede motorun sağ ve sol hava alıkları kabuk olarak ortaya çıkmıştır. Kabuk hava alıkları Şekil C1.24'te görüldüğü gibi, gövdenin sağ ve sol tarafına hava akımının geçişi için gövde ile kabuk iç yüzeyi arasında belli bir mesafe kalacak şekilde yerleştirilmiştir. Bu işlemden sonra, hava alıkları gövdenin üst ve alt yüzeylerine önce güçlü yapıştırıcı ile yapıştırılmış, daha sonra da hava alığının gövde ile olan bağlantısını güçlendirmek için karbon-epoksi kompozit katlar hava alığının üzerine yerleştirilmiştir. Son katlar elle ıslak yatırma metodu kullanılarak hava alıklarının üst yüzeyleri ile bütünleşik hale getirilmiştir. Şekil C1.24'te görüldüğü gibi, kompozit hava alıklarının kenarları gövde üzerinde belli bir yapışma yüzeyine sahip olacak şekilde uzun tutulmuştur. Bütün bu işlemlerden sonra hava alıklarının üst yüzeyleri zımparalanarak yüzey pürüzlüğü istenilen seviyeye getirilmiştir. Zımparalama işleminden sonra hava alığının üst yüzeyine çelik macunu sürülerek üst yüzeyin daha düzgün olmasına çalışılmıştır. Zımparalama ve çelik macunu çekme işlemleri yeterli yüzey pürüzlüğü elde edilene kadar devam etmiştir. Hav alıklarının iç yüzeyleri ise, kalıp yüzeyinden geldikleri ve kabuk hava alıkları vakum torbalama tekniği kullanılarak üretildikleri için, düzgün ve düşük pürüzlüğe sahiptirler. Kısaca özetlenmiş olan bu işlemlerden sonra Şekil C1.24'te görüldüğü gibi kompozit hava alıkları gövde ile bütünleşik hale getirilmiştir.



Şekil C1.24 Kompozit motor hava alığı

Şekil C1.25 kanat üzerine takılmış olan kuyruk borularını göstermektedir. Kuyruk borularının imalatı ile ilgili detaylı bilgi daha önceki dönem raporlarında verilmişti. Şekil C1.25’de kuyruk borusunun içine yapıştırılmış ve kuyruk borusu-dikey kuyruk bağlantısını sağlayacak olan civatanın içinden geçtiği tahta takozda görülmektedir. Civatanın içinden geçtiği takozunun olmaması durumunda vidanın yük altında kuyruk borusu üzerine açılmış olan vida deliklerini genişletme riski bulunmaktadır. Bu nedenle, civata geçiş takozu kullanılarak kullanım sırasında meydana gelebilecek olası bir kuyruk borusu hasarının önüne geçilmiştir.

Kuyruk borusunun içine yapıştırılmış ve kuyruk borusu-dikey kuyruk bağlantısını sağlayacak olan civatanın içinden geçtiği tahta takoz



Şekil C1.25 Kanat üzerine takılmış olan kuyruk boruları

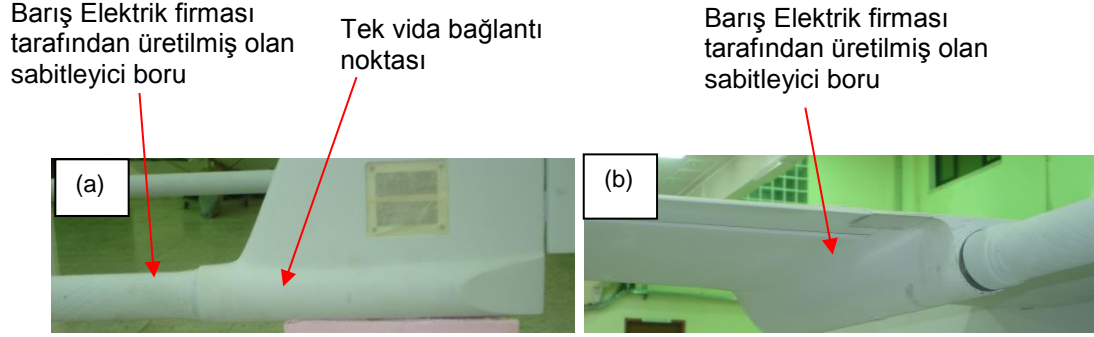
Şekil C1.26'da ise arka kuyruk düzleminin kanat-kuyruk borularına montajının nasıl yapıldığı gösterilmektedir. Kuyruk düzlemi kanat üzerine takılmış olan kanat-kuyruk bağlantı borularına geçirilmekte ve itilerek olması gereken konumuna getirilmektedir.



Şekil C1.26 Kuyruk düzleminin kanat-kuyruk bağlantı borularına geçirilmesi

Dikey kuyruk, kuyruk borusu birleşimi Şekil C1.27'de görüldüğü gibi yapılmıştır. Dikey kuyruk borusu Şekil C1.27(a)'da görüldüğü gibi Barış Elektrik firması tarafından üretilmiş olan boruların içine sokulmuş ve vida bağlantısı yapılarak boru içinde sabitlenmiştir. Bağlantı için dikey kuyruk alt kısmına bir somun yerleştirilmiş ve bağlantı vidası kanat kuyruk borusu içinde dik olarak

yerleştirilmiş olan laminat tahta blok vasıtası ile kılavuzlandırılmıştır. Benzer şekilde kanat tarafındaki bağlantıda Şekil C1.27(b)'de görüldüğü gibi yapılmıştır. Kanat tarafındaki bağlantı daha detaylı olarak 4. dönem raporunda analiz edilmiştir.



Şekil C1.27 Fiber sargı üretim metodu ile üretilmiş olan kanat kuyruk boruları

Şekil C1.29 kanat-kuyruk bağlantı borularının içine geçtiği koruyucu dış kılıf ve kuyruk borusu-kanat vida bağlantı noktalarını göstermektedir. Kanat-kuyruk bağlantılarının kanat ile olan bağlantısı detaylı bir şekilde 4. dönem raporunda verilmiştir. Şekil C1.28'de görüldüğü gibi kuyruk boruları kanat kirişlerine iki adet civata bağlantısı vasıtası ile bağlanmaktadır. Şekil C1.28'de görülen kanat-kuyruk borusunun içine geçtiği, kanada bağlı dış koruyucu kılıfın ön tarafında yer alan kesik kısım kuyruk servo sistemlerinin kablolarının kuyruk borusu - sağ kanat üzerinden gövdeye geçişlerinin sağlanması için açılmıştır. Kuyruk servolarının kablajları bu kesik tarafından gövdeye yönlendirilecektir. Kuyruk servo sistemlerinin kablajının çekilmesinden sonra kesik kısmın kapağı kapatılacaktır.

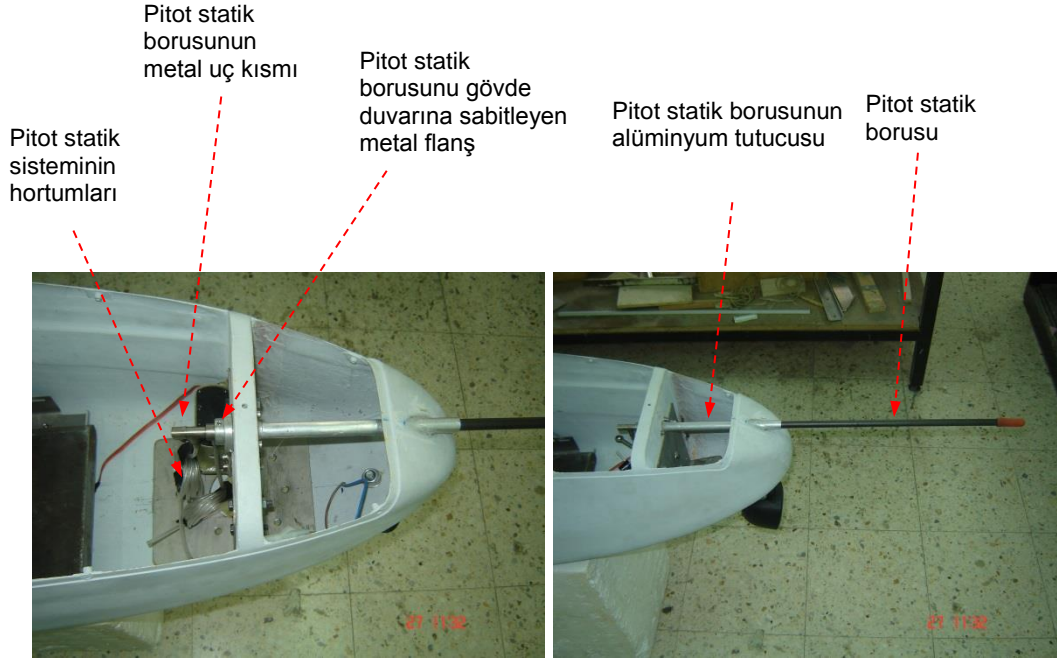
Kanat-kuyruk borularını kanat kirişlerine bağlayan vida bağlantı delikleri ve gömülü pulları



Kuyruk servo sisteminin kablolarının sağ kanat üzerinden gövdeye geçişinin yapılması için kablaj yönlendirmesi için gerekli olan kesik

Şekil C1.28 Kanat-kuyruk bağlantı borularının içine geçtiği koruyucu dış kılıf ve kuyruk borusu-kanat vida bağlantı noktaları

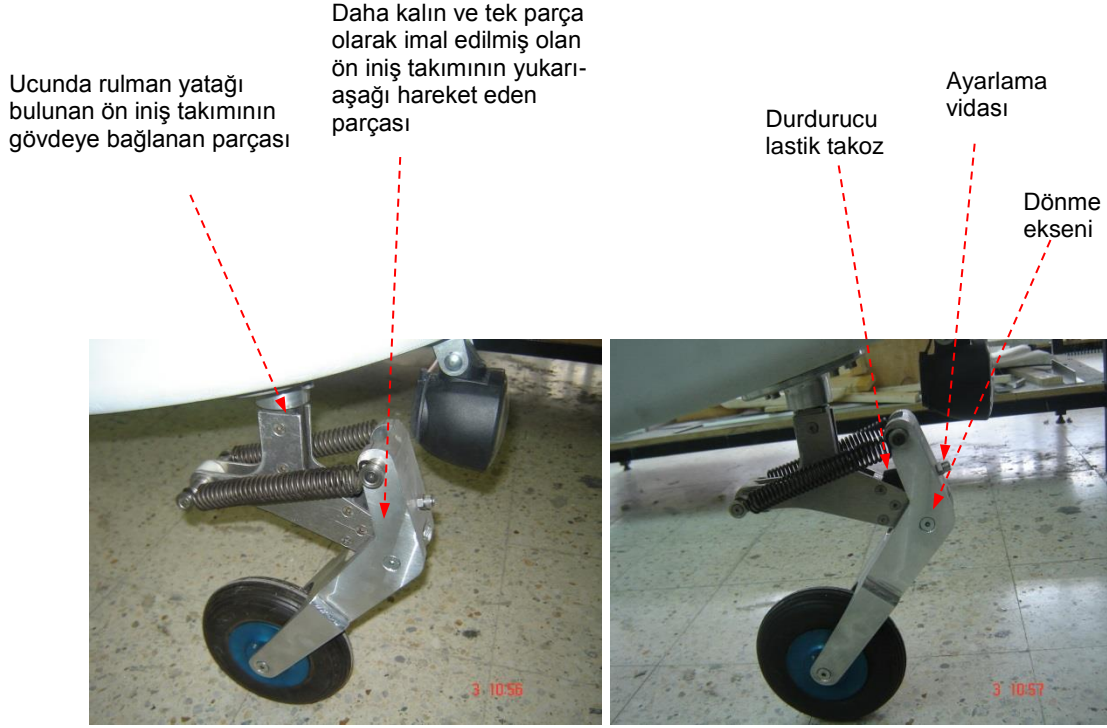
Proje kapsamında gerçekleştirilecek olan yer ve kısa süreli uçuş testlerinde pilota kararlarında yardımcı olması için hava hızının bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle, hava aracının gövdesinin burun kısmına pitot-statik borusunun montajı yapılmıştır. Şekil C1.29 pitot-statik borusunun hava aracı üzerindeki yerleşimini göstermektedir. Pitot statik borusu hava aracı üzerine Şekil C1.29'da görülen alüminyum tutucu boru içinden geçirilerek, gövde eksenine paralel olacak şekilde takılmıştır. Alüminyum tutucu boru hava aracının burnu ve gövde üzerindeki iniş takımı duvarı arasında sabitlenmiştir. Daha sonra pitot statik borusu alüminyum tutucusunun içinden geçirilmiş ve gövde duvarına Şekil C1.29'da gösterilmiş olan metal flanş vasıtası ile sabitlenmiştir. Metal flanş üzerine bir ayarlama vidası (set-screw) takılmış ve bu vidanın karşılığında pitot statik borusunun metal uç kısmında çok ufak bir girinti açılmıştır. Bu sayede ayarlama vidası sıkıldığında pitot statik borusunun ileri-geri hareketi engellenmiştir. Pitot statik borusununanal harekerti de alüminyum tutucu boru vasıtası ile engellendiğinden, pitot statik borusu gövdeye tam olarak sabitlenmiştir.



Şekil C1.29 Pitot-statik borusunun yerleşimi

Uzatma döneminin birinci döneminde ön iniş takımı yeniden üretilmiş ve güçlendirilmiştir. Laboratuvar ortamında gerçekleştirilen fren denemelerinde iniş takımları üzerindeki gövde sürüklenirken ön iniş takımının yanal salınımlar yaptığı görülmüştür. Yanal salınımların iki ana nedeni olduğuna karar verilmiştir. Birinci neden olarak iniş takımının metal parçalarının yeterli kalınlıkta olmadıkları için yeterli katılık sağlayamadıkları ve bu nedenle yanal salınımların önlenemediği öngörülmüştür. İkinci neden ise ön iniş takımında kullanılan servo motorun dişlilerindeki boşluktur. Bu nedenle, ön iniş takımındaki yanal salınımın azaltılması için öncelikle ön iniş takımının genel şekle sadık kalarak güçlendirilmesine karar verilmiştir. Şekil C1.30 ek süre birinci dönemde üretilmiş olan ön iniş takımının resimlerini göstermektedir. Şekil C1.30'da görülen parçalardan ön iniş takımının yukarı-aşağı hareket eden parçası terkar tasarlanarak imal edilmiş, ancak bir ucunda rulman yatağı bulunan ön iniş takımının gövdeye bağlanan parçası ise değiştirilmemiştir. Bu parçanın sadece gövdeye bağlandığı kısmında bulunan şaftı çelik malzemeden yeniden imal edilmiştir. Şaft üzerindeki kama kanalları yeniden açılmış ve şafta yeniden diş çekilmiştir. Bu şaft Şekil C1.30'da görülmemektedir. Şekil C1.30'da görülen ayarlama vidası ön iniş takımının ön duvarına çekilen dişi kullanarak durdurucu olarak çalışan lastik takozun metal kısmına vidalanmaktadır. Bu sayede, ön iniş takımının yukarı-aşağı hareket

eden parçası ile gövdeye rulman yatağı vasıtası ile sabitlenen döner parçası arasındaki yayların gerginliği ayarlanmaktadır. Şekil C1.30'da görüldüğü gibi yaylar gergin durumdadır. Yayların gerginliği ayarlanarak, tekerleğin yer ile temas ettiği nokta ile iniş takımının gövdeye bağlandığı nokta arasındaki gövde eksenine boyunca olan mesafe değiştirilebilmektedir. Bu sayede iniş sırasında tekerleğin gövde ile teması sırasında oluşacak dikey kuvvetin, Şekil C1.30'da işaretlenmiş olan dönme eksenine göre yaratacağı momentin büyüklüğü ayarlanabilmekte ve en uygun ön iniş takımı performansı sağlanabilmektedir. Ön iniş takımının yukarı-aşağı hareket eden parçası yeni tasarımda tek parçadır. Bir önceki tasarımda ise bu parça iki kısımdı ve bu parçaların et kalınlıkları düşüktü. Bu parçanın daha kalın ve tek parça yapılması ile yanal salınımlara karşı iniş takımının direnci arttırılmıştır. Ön iniş takımının değiştirilmesinden sonra laboratuvar ortamında yapılan denemelerde yanal salınımların oldukça azaldığı gözlemlenmiştir.



Şekil C1.30 Yeniden üretilmiş olan ön iniş takımı

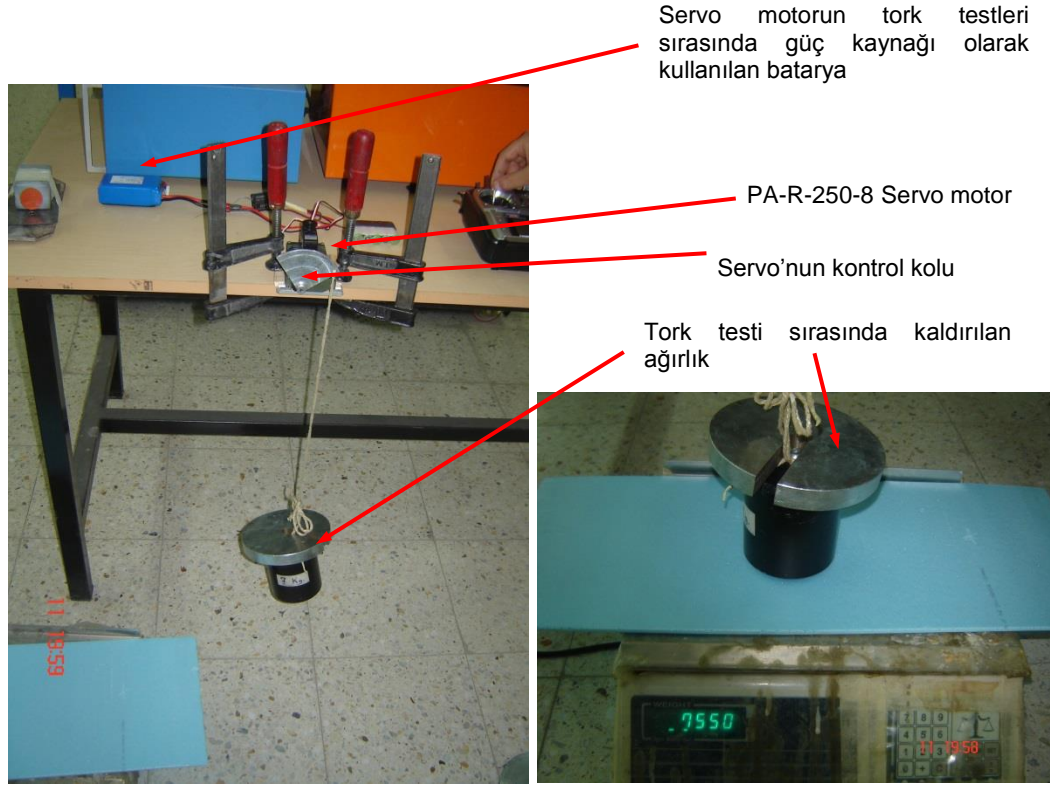
Beşinci dönem raporunda proje kapsamında tedarik edilmiş olan servoların yetersizliğinden bahsedilmiş ve yeni güçlü servoların satın alınmasının gerekliliği izah edilmişti. Yeni güçlü servoların satın alınması için Tübitağa onay için başvurulmuş ve başvuru kabul edilmiştir. Altıncı dönem içinde Tübitak tarafından onay alındıktan sonra yeni servolardan denemek için bir adet satın alınmıştır. Hava aracı üzerinde toplam 5 adet servo gereksinimi olmasına rağmen herhangi bir yetersizlik durumunda para israfı olmaması için öncelikle bir adet servo temin edilmiş ve tork testleri gerçekleştirilerek servoların yeterli olduğu kanaatine varılmıştır. Bundan sonraki aşamada bir tanesi de yedek olmak üzere 5 adet servonun daha satın alınması kararlaştırılmıştır.

6. dönemde satın alınmış olan servo motorunun normal çalışma voltajı 28 V'dur. Ancak proje ekibi olarak yaptığımız talep sonrasında Pegasus Actuators firması 12 volt ile çalışan servo motorlarını projemiz için özel ayarlamıştır. Ancak bu işlemler süre almıştır. Ayrıca satın alma

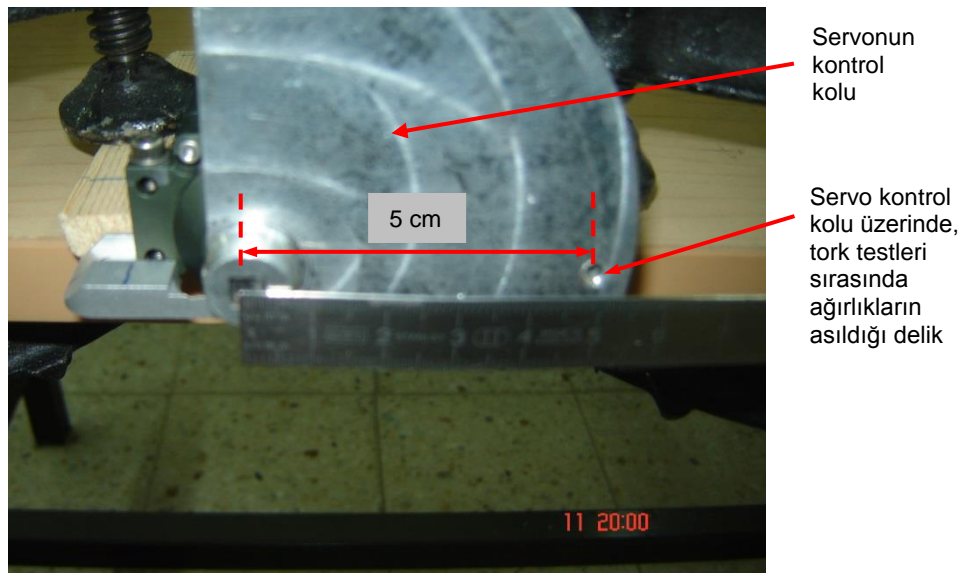
işlemlerinin de süre aldığı göz önüne alındığında bir adet servonun satın alma işlemleri 6 aylık dönemin yarısı kadar bir zamanı almıştır.

6.dönemde satın alınmış olan PA-R-250-8 servo motorlarının tork testleri yapılmıştır. Şekil C1.31 servonun tork testleri sırasında çekilmiş olan resimleri göstermektedir. Tork testleri sırasında servo bir masaya işkenceler ile bağlanmış ve servo kontrol kolunun ucuna çeşitli ağırlıklar asılarak servonun uzaktan kumada cihazı ile hareketi kontrol edilmiştir. Şekil C1.31'de ilk resimde, servonun 7.55 kg ağırlığındaki bir kütleyi kontrol kolunun dönme ekseninden 5 cm uzaklıkta bir noktaya bağlandığı durumda kaldırdığı görülmektedir. Şekil C1.32 servo tork testi sırasında kontrol kolu üzerinde ağırlıkların asıldığı deliği ve bu deliğin servo dönme eksenine olan mesafesini göstermektedir. Pegasus Actuator firması tarafından gönderilmiş olan kontrol kolu yarım daire şeklindedir. Ancak, kontrol yüzey bağlantısının yapılacağı deliğin kontrol kolu üzerinde uygun pozisyonu ayarlandıktan sonra kontrol kolu istenilen şekilde kesilerek servo ile birlikte kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kullanılacaktır.

Dönme ekseninden 5 cm uzaklıkta, 7.55 kg'lık ağırlık PA-R-250-8 servo motor tarafından rahatlıkla kaldırılmıştır. Bu durumda tork değeri 37.75 kg.cm'dir. Bu değer servo motor için firma tarafından ilan edilmiş olan 30 kg-cm'lik sürekli tork değerinden daha yüksektir. Servo motorunun sağlayabileceği anlık azami torkun ise 50 kg-cm'nin üzerinde olduğu Pegasus Actuators firması tarafından belirtilmiştir. Bu durumda yapılan tork testinin neticesi göz önüne alındığında servo motorların hava aracı kontrol yüzeyleri için yeterli olacağı değerlendirilmiştir.



Şekil C1.31 PA-R-250-8 servo motorların tork testi



Şekil C1.32 PA-R-250-8 servo kontrol kolu

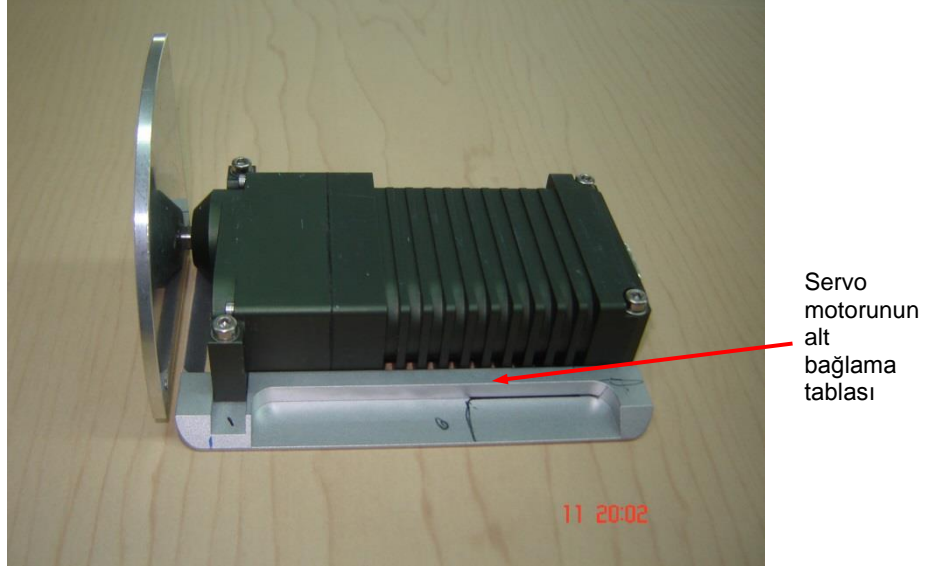
Şekil C1.33 PA-R-250-8 servo motorunun alt bağlama tablasının alttan görüntüsünü ve RS 232 konnektörünü göstermektedir. Şekil C1.34'de ise servo motorun yan görüntüsü verilmiştir. Şekil C1.33'ten de görüldüğü gibi servo motorun kontrol kolunun üzerindeki alyen başlı vida bağlantısı servo kolunu kare kesitli olan servo şaftına sıkıştırmak için kullanılmaktadır. Şekil C1.33'de kontrol kolu üzerindeki alyen başlı vida görülmektedir. Uç tarafı kesik olan kare kesitli servo kontrol kolu, kare kesitli olan servo şaftına geçirildikten sonra, servo kontrol kolunun kesik olan uç tarafında yer alan alyen başlı vida sıkılmakta ve bu şekilde servo kontrol kolu servo şaftına bağlanmaktadır.

Kontrol kolunun üzerindeki alyen başlı vida bağlantısı servo kolunu kare kesitli olan servo şaftına sıkıştırmak için kullanılmaktadır.

Servo motorunun alt bağlama tablasının alt görüntüsü



Şekil C1.33 PA-R-250-8 servo motorunun alt bağlama tablasının alttan görüntüsü ve RS 232 konnektörü



Şekil C1.34 PA-R-250-8 servo motoru ve alt bağlama tablasının yan görüntüsü

Genel değerlendirme:

Tedarik edilmiş olan PA-R-250-8 servolarının harici tork testlerinde üretici firmanın belirtmiş tork değerlerin rahatlıkla sağladığı ve bu tork değerlerinin de taktik insansız hava aracının kanatçık ve flap kontrol yüzeyleri için yeterli olacağı değerlendirilmiştir.

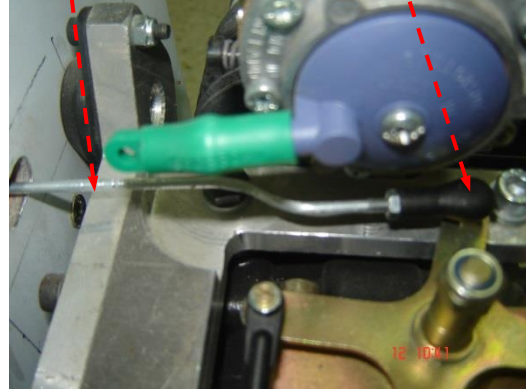
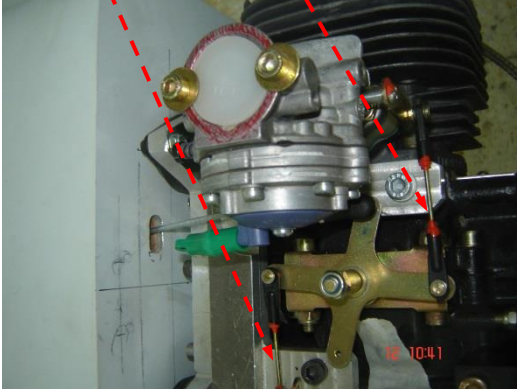
Altıncı dönem ve birinci uzatma döneminde gerçekleştirilen çalışmalardan bir tanesi de motor gaz kolunu ve motor gaz kolunu hareket ettirecek olan servonun montajlarının yapılmasıdır. Taktik insansız hava aracının motoru olan Limbach motorlarının bir özelliği çift silindri ve çift karbüratörlü olmasıdır. Şekil C1.35'de sol tarafta yer alan resimde motor üzerindeki karbüratörlerden birisi görülmektedir. Çift silindri ve çift karbüratörlü olması sayesinde motor bir nevi yedek karbüratöre sahiptir.

2. karbüratörün
hava geçiş ağzını
kapatıp açan kol

Karbüratör 1 ve
karbüratör hava geçiş
ağzını kapatıp açan kol

Gövde içindeki servo
tarafından hareket ettirilen
kol karbüratör hava geçiş
ağızlarını açıp kapatan artı
işaretli kola monte edilmiş

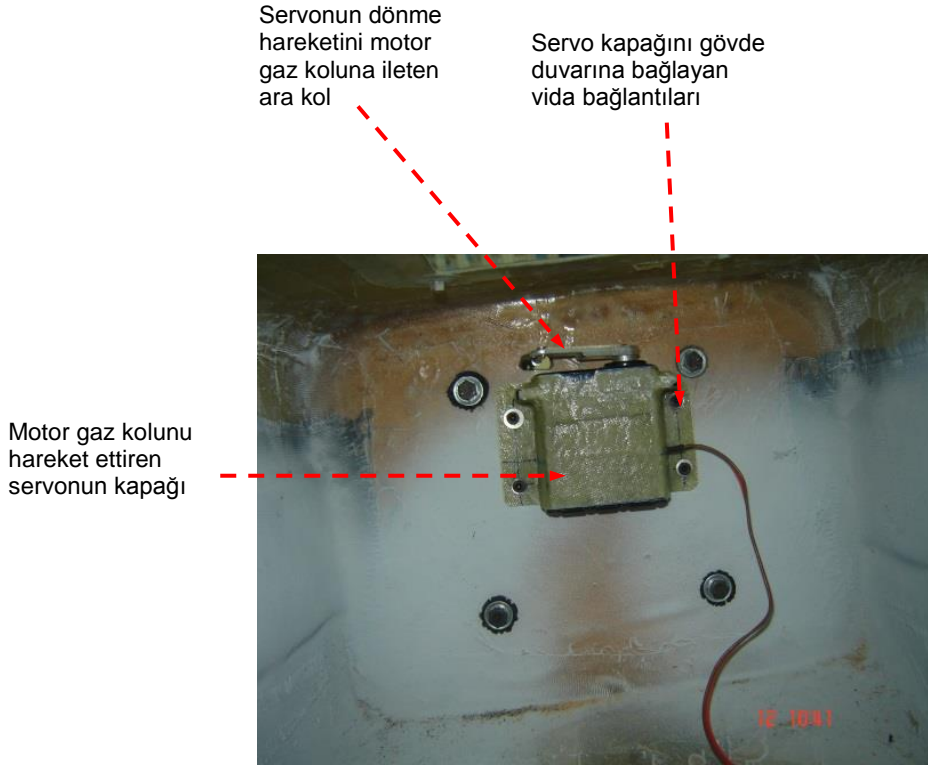
Servo hareketini
iletken kolun
ucuna
yerleştirilmiş olan
küresel kafa



Şekil C1.35 Gövde içindeki servo ve motor üzerindeki karbüratör arasında yerleştirilmiş olan gaz kolu

Şekil C1.35'de gövde içine yerleştirilmiş olan servo vasıtası ile hareket ettirilen kol görülmektedir. Gövde içindeki servo tarafından hareket ettirilen kol, karbüratör ağızlarını açıp kapatan artı işaretli kola takılarak edilerek montajı tamamlanmıştır. Şekil C1.35'de sağ tarafta yer alan resimde, gaz kolunun artı işaretli bağlantı koluna olan bağlantısının yakın görüntüsü görülmektedir. Şekil C1.35'de görülen siyah renkli kafa küresel bir kafa olup servo kolunun ileri geri hareketini, kasıntı yapmadan karbüratör hava geçiş ağzını hareket ettiren artı işaretli kola iletmektedir.

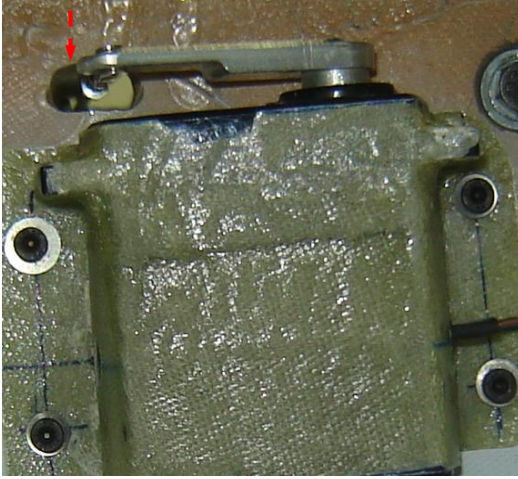
Şekil C1.36 gövde içinden çekilmiş olan motor gövde bağlantı vidalarını ve motor gaz kolu servosunun konumunu göstermektedir. Şekil C1.36'daki görüntüler gövde içinden çekilmiştir. Servo, kompozit malzemedan yapılmış olan kapağa yerleştirildikten sonra kapağın kenar flanşları vasıtası ile gövde arka duvarına dört adet vida ile takılmaktadır. Şekil C1.36'da görülen 4 adet vida lastik takozun gövde ile temas eden yüzeyine gömülmüş olan metal flanş içinden geçirilerek lastik takozun gövde tarafında olan metal flanş yüzeyi tarafından somun ile sıkılmaktadır.



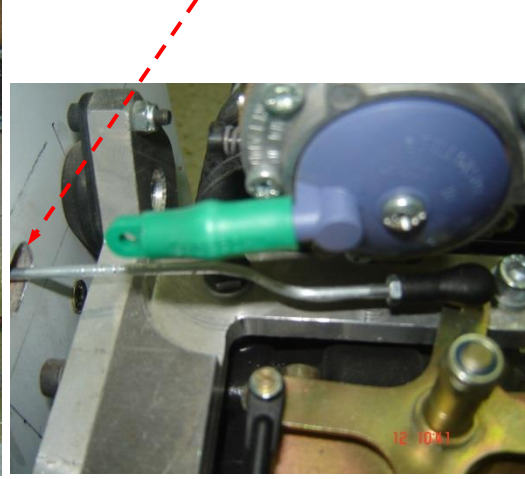
Şekil C1.36 Gövde arka duvarına takılmış olan motor gaz kolunu hareket ettiren servo

Şekil C1.37'de görüldüğü gibi gövde arka duvarı üzerinde motor gaz kolunun geçebilmesi bir yarık açılmıştır. Şekil C1.37 gövde arka duvarı üzerinde açılmış olan yarığın gövde içinden ve gövde dışından görüntüsünü vermektedir. Gaz kolunun servo hareketi sırasında gövdenin arka duvarına değmemesi gerekmektedir. Bu nedenle, yarık uygun boyutlarda açılmıştır.

Gövde arka duvarı
üzerinde motor gaz
kolunun rahat
geçebilmesi açılan yarık



Gövde arka duvarı
üzerinde motor gaz
kolunun rahat
geçebilmesi açılan yarık



Şekil C1.37 Motor gaz kolunun servo tarafından motor tarafına geçebilmesi için gövde arka duvarı üzerinde açılan yarık

Şekil C1.36-C1.37’de özetlenmiş olan motor gaz kolu ve servosunun montaj işlemleri sonunda motor uzaktan kumanda cihazı ile çalışacak duruma gelmiştir. Motor gaz kolu servosunun yerleşimi hassas bir çalışma gerektirmiştir.

Altıncı dönemde taktik insansız hava aracının ön iniş takımı direksiyon servosunun yerleşimi konusunda planlama yapılmış ve direksiyon servosunun yerleşimi ve ön iniş takımı ile servo arasındaki servo kolunun montajı için gerekli olan parça imalatları Ostim’de yerleşik bir firmaya ihale edilmiştir. Direksiyon servosunun yerleşimi için gerekli olan imalat çalışmaları için gerekli olan harcama proje bütçesinden karşılanmamaktadır. Ostim’de yerleşik Emes firması projemize uzun süredir ufak parça imalatları konusunda destek vermektedir. Ön iniş takımı direksiyon servosunun yerleşimi için gerekli olan parça imalatları, firma ile bir süredir çeşitli metal parça, kalıp vs. imalatları kapsamında yürütülen işbirliği çerçevesinde yapılmaktadır.

Şekil C1.38-C1.39 ön iniş takımının gövde bağlantısını tarif eden resimlerdir. Şekil C1.38 ön iniş takımının gövde bağlantısının gövde dışından görüntüsünü göstermektedir. İniş takımının ana flanşı gövdeye 6 adet vida ile bağlanmaktadır. İniş takımının ana bağlantı flanşının gövde üzerine tam olarak oturması için iniş takımı üretimi sırasında flanşa gerekli olan eğim verilmiştir. Bu nedenle flanş gövde üzerinde tam olarak oturmaktadır.



Şekil C1.38 Ön iniş takımı gövde bağlantısının gövde dışı görüntüsü

Şekil C1.39'da ise ön iniş takımının bağlantısı için gövde içine yapılan metal takviyeler görülmektedir. Alaşım alüminyum levhadan bükülen metal plakalar iniş takımı duvarına ve gövde üzerine alıştırıldıktan sonra Şekil C1.40'da gösterildiği gibi 4 adet vida ile iniş takımı duvarına sabitlenmiştir. Gövde tarafında ise gövde, iniş takımı ve gövde içine yerleştirilmiş olan metal takviye plakalar arasında sandviç yapılmıştır. Muhtemel kırıklarda tamir işlemini kolaylaştırmak için metal plakalar gövdeye ve gövdeye dik güçlendirici duvarına yapıştırılmamış ve sadece vida bağlantısı yapmak yeterli görülmüştür.

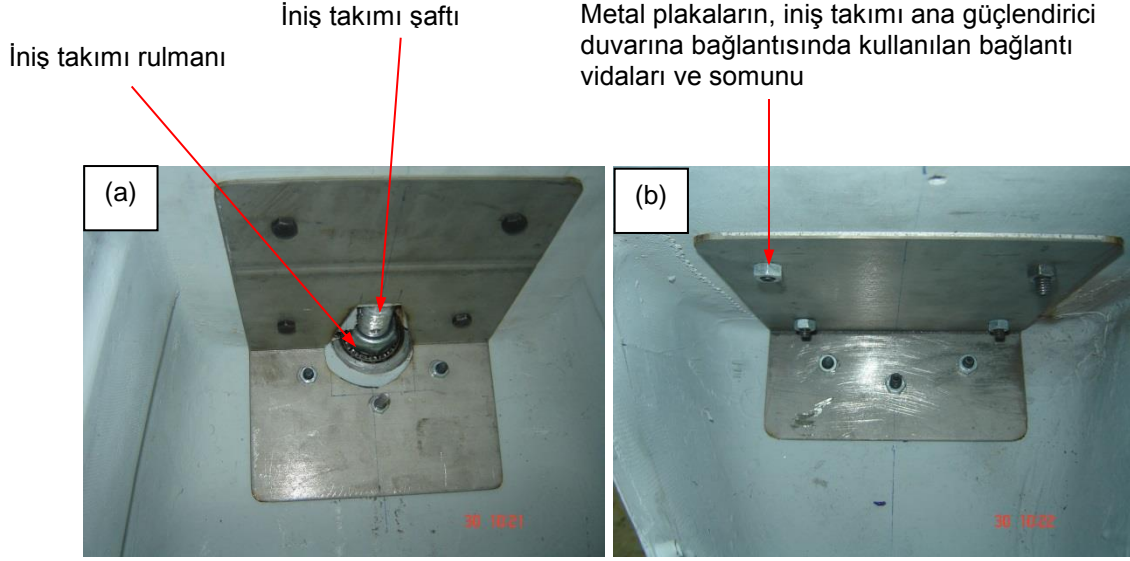
Gövde
üzerinde yer
alan iniş
takımı ana
güçlendirici
duvarı



Gövde içinde
yer alan
metal takviye
plakaları

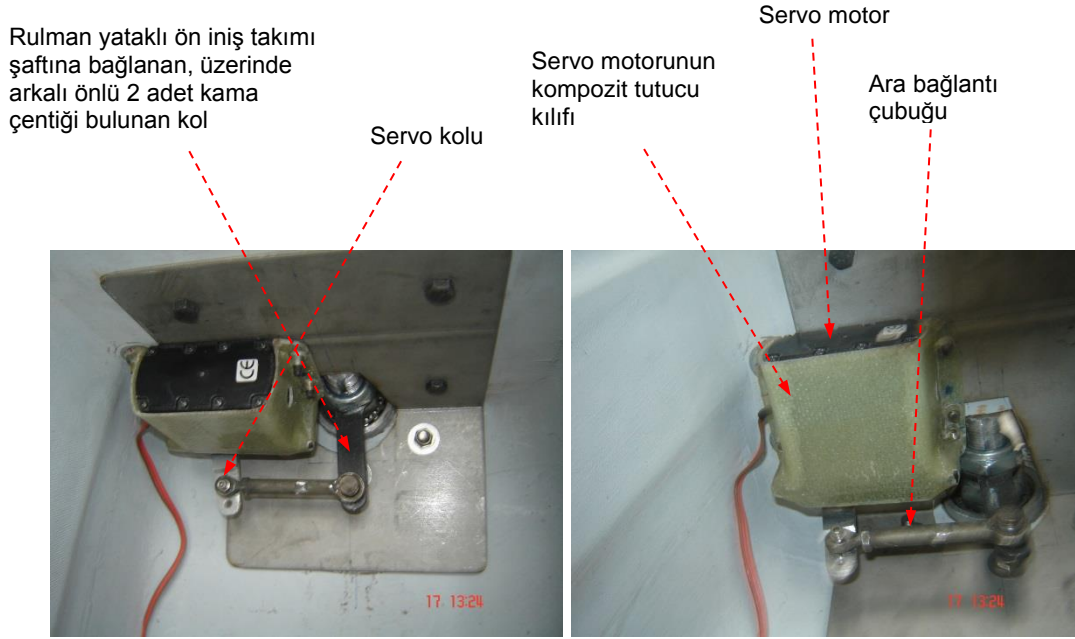
Şekil C1.39 Ön iniş takımı gövde bağlantısının gövde içi görüntüsü

Şekil C1.39 gövdeye dik olan ana güçlendirici duvarın her iki yanına takılan metal plakaları yakın çekimden göstermektedir. Şekil C1.40(a) gövde üzerindeki iniş takımı ana güçlendirici duvarının arka tarafında yer alan güçlendirici metal plakayı ve iniş takımı rulmanını göstermektedir. İniş takımı ana şaftı ve onun üzerine yerleştirilmiş olan rulmanın gövde içine girebilmesi için gövde üzerinde bir delik açılmış ve güçlendirici duvar şaftın gireceği kadar oyulmuştur. Hava aracının taksi sırasında yönlenmesi direksiyon servosu sayesinde olacaktır. İniş takımı şaftına bağlanacak olan çubuğa bir servo vasıtası ile iletilecek olan kuvvetin yaratacağı moment iniş takımını döndürecek ve bu sayede hava aracı taksi sırasında pist üzerinde uzaktan kumanda cihazı ile yönlendirilebilecektir. Şekil C1.40(b)'de ise gövde üzerindeki iniş takımı ana güçlendirici duvarının ön tarafında yer alan güçlendirici metal plaka görülmektedir.



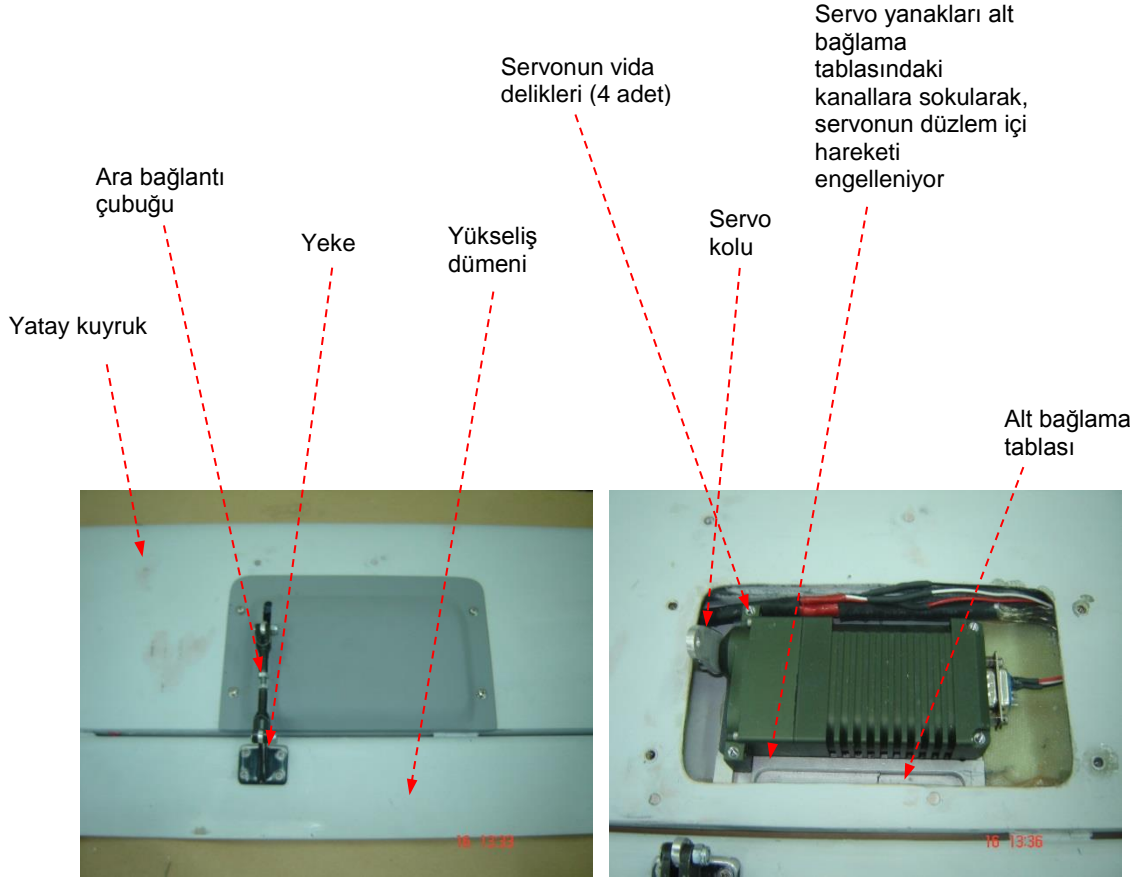
Şekil C1.40 Ön iniş takımı gövde bağlantısının gövde içi görüntüsü (a) Gövde üzerindeki iniş takımı ana güçlendirici duvarının arka tarafında yer alan güçlendirici metal plaka ve iniş takımı rulmanı (b) Gövde üzerindeki iniş takımı ana güçlendirici duvarının ön tarafında yer alan güçlendirici metal plaka

Şekil C1.41 ek süre birinci dönemi içinde gerçekleştirilen ön iniş takımı direksiyon servosunun montajını tarif etmektedir. Rulman yataklı ön iniş takımı şaftına bağlanan, üzerinde arkalı önlü 2 adet kama çentiği bulunan kol vasıtası ile servo kolunun açısız hareketi ara bağlantı çubuğu vasıtası ile ön iniş takımı tekerlek şaftına iletilmektedir. Çentikli kol daha sonra kilitli bir somun vasıtası ile iniş takımı şaftındaki rulmanın iç bileziğinin üzerine sıkılmış olan diğer somunun üzerine sıkılmaktadır. Şekil C1.41'de görüldüğü gibi iniş takım şaftı üzerine diş çekilmiştir. Ayrıca, iniş takımı şaftı üzerine iki adet kama yolu açılmıştır. Şaftın üzerine geçirilen kol, üzerindeki çentikler vasıtası ile servo kolunun açısız hareketini iniş takımı şaftına iletmektedir. Servo motoru kompozit bir tutucu kılıfa takılmakta ve Şekil C1.41'de görüldüğü gibi kompozit kılıfın kenar flanşları üzerinde yer alan sabit somunlar vasıtası ile gövde duvarına bağlanmaktadır. Civatalar gövde duvarının diğer tarafından sokulmakta ve kompozit kılıfın kenar flanşları üzerine sıkılmış olan sabit somunlara vidalanmaktadır. Bu sayede servo motor, gövde duvarına monte edilmiştir.



Şekil C1.41 Ön iniş takımı direksiyon servosunun yerleşimi

Ek süre birinci döneminde tedarik edilen servoların kontrol yüzey montajları tamamlanmıştır. Şekil C1.42-C1.43 montaj işlemleri tamamlanmış olan servo motorları göstermektedir. Bütün servo montajlarında Pegasus firmasının sağladığı, Şekil C1.34'de görülen, alt bağlama tablaları kullanılmaktadır. Şekil C1.42 yükseliş dümeni kontrolü için yatay kuyruğa takılan servo motoru, yekesini, servo kolunu ve ara bağlantı çubuğu ve kafasını göstermektedir. Servo montajında öncelikle servo pozisyonu ayarlandıktan sonra alt bağlama tablası yatay kuyruğun alt yüzeyine güçlü yapıştırıcı ile yapıştırılmaktadır. Daha sonra, servo yanakları alt bağlama tablasındaki kanallara sokularak, servonun düzlem içi hareketi engellenmiştir. Servonun düzlem dışı hareketi ise servo vida delikleri vasıtası ile önlenmiştir. Yatay kuyruğun altından takılan 4 adet M4 vida, M4 diş açılmış olan Şekil C1.42'de görülen servo vida deliklerine vidalanmaktadır. Bu sayede servo alt bağlama tablası, yatay kuyruk alt yüzeyi ile servo arasında sıkışmaktadır. Bu nedenle, servo alt bağlama tablasının yatay kuyruk alt yüzeyine yapıştırılması ilave bir önlemdir. Şekil C1.42 aynı zamanda yükseliş dümeni servosuna takılan konnektörü ve kablaıda göstermektedir. Ek süre birinci döneminde gerçekleştirilen kablolama çalışmaları bu raporda ilgili kısımda özetlenmiştir.

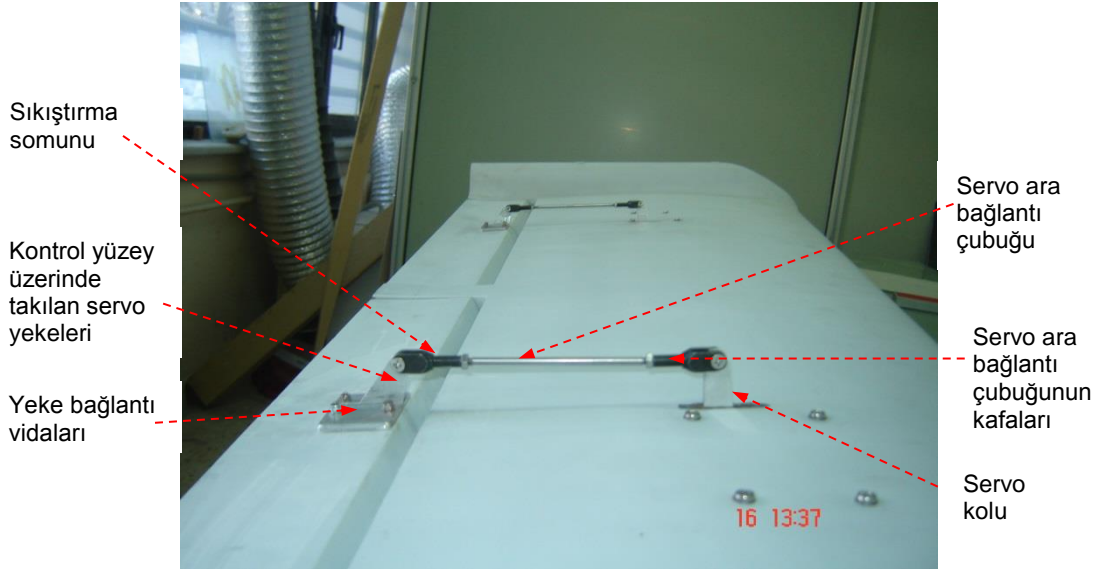


Şekil C1.42 Yükseliş dümeni kontrolü için yatay kuyruğa takılan PA-R-250-8 servo motoru, yekesi, servo kolu ve ara bağlantı çubuğu ve kafası

Şekil C1.43, “flap” ve kanatçık kontrolleri için kanada takılan Pegasus PA-R-250-8 servo motorlarının kontrol yüzeylerine takılan yekelerini, servo kollarını, ara bağlantı çubukları ve kafalarını göstermektedir.

Bütün yeke montajlarında, kontrol yüzey üzerindeki, yeke bağlantı vidalarının altına denk gelecek şekilde alüminyum burçlar takılmıştır. Burçlar, kontrol yüzey derinliğine denk gelecek yükseklikte kesilmiş, kontrol yüzeyinde açılan deliklerden geçirilmiş ve güçlü yapıştırıcı ile kontrol yüzey alt ve üst yüzeylerine bağlanmıştır. En son aşamada ise, burçlar eğelenerek yükseklikleri kontrol yüzey alt ve üst yüzeyleri ile aynı seviyeye getirilmiştir. Burçların takılmasının ana nedeni yeke bağlantı vidalarının sıkılması sırasında kontrol yüzey alt ve üst kabuklarının sıkışmadan dolayı zarar görmesini önlemektir.

Ara bağlantı çubuğu servo kolunun açısal hareketini doğrusal harekete çevirerek yekelere iletmektedir. Şekil C1.43'de ara bağlantı çubukları ve kafaları ve servo kolları görülmektedir. Ara bağlantı çubuklarının her iki ucuna M4 diş çekilmiş ve ara bağlantı çubukları, çubukların kafalarına vidalanmıştır. Ara bağlantı çubuklarının kafalarının gevşememesi için sıkıştırma somunları kullanılmaktadır. Ara bağlantı çubuklarının ucunda ve ara bağlantı çubuklarının kafalarındaki diş çekilmiş olan mesafeler uzun olduğu için, ara bağlantı çubuğunun mekanik ayarı çubukların kafalarının döndürülmesi sayesinde ayarlanabilmektedir. Ara bağlantı çubuklarının ayarı yapıldıktan sonra, sıkıştırma somunları vasıtası ile kafaların gevşemesi önlenmektedir. Sıkıştırma somunlarının kolay açılmaması için Loctite yapıştırıcı kullanılmaktadır. Servo kolları Pegasus firmasından ücretsiz olarak tedarik edilmiştir. Şekil C1.32'de görülen ¼ daire büyüklüğündeki servo kolları dikdörtgen şekilde kesilmiş ve uç kısımları eğelenerek yuvarlatılmıştır. Bütün kontrol yüzey servolarında Pegasus firması tarafından ücretsiz sağlanmış olan servo kolları kullanılmıştır.



Şekil C1.43 “Flap” ve kanatçık kontrolleri için kanada takılan PA-R-250-8 servo motorlarının yekesi, servo kolları, ara bağlantı çubuğu ve kafaları

Şekil C1.44'te kanatçık kontrolü için kanada takılan PA-R-250-8 servo motoru, yekesi, servo kolları, ara bağlantı çubuğu ve kafası görülmektedir. Servo kolunun, ara bağlantı çubuğunun kafasına takılabilmesi için kanadın alt yüzeyinde Şekil C1.44'te gösterildiği gibi bir yarık açılmıştır. Servo kolu ve ara bağlantı çubuğunun kafası vida ve somun vasıtası ile birbirlerine

bağlanmaktadır. Ara bağlantı çubuğunun kafasında yer alan deliğe de M4 diş çekilmiştir. Bu sayede vida önce ara bağlantı çubuğunun kafasına vidalanmakta, daha sonrada diğer ucuna somun sıkılmaktadır. Servo kol bağlantılarında fiberli (kilitli) somun kullanılmaktadır. Bu sayede servo kolunun ara bağlantı çubuğunun kafası ile olan bağlantısının titreşim vs. gibi nedenlerden ötürü gevşemesinin önüne geçilmiştir.



Şekil C1.44 Kanatçık kontrolü için kanada takılan PA-R-250-8 servo motoru, yekesi, servo kolu, ara bağlantı çubuğu ve kafasının yakın görüntüsü

Şekil C1.45’de “flap” hareketini sağlamak için kanada takılan PA-R-250-8 servo motoru, yekesi, servo kolları, ara bağlantı çubuğu ve kafası görülmektedir. Şekil C1.45’de de görüldüğü gibi servo alt bağlama plakası vasıtası ile kanadın alt yüzeyine bağlanmaktadır. Servo alt bağlama plakasının servonun yanaklarının içine geçeceği kanalları olduğundan servo kanat montajının son derece sağlam olduğu değerlendirilmiştir.



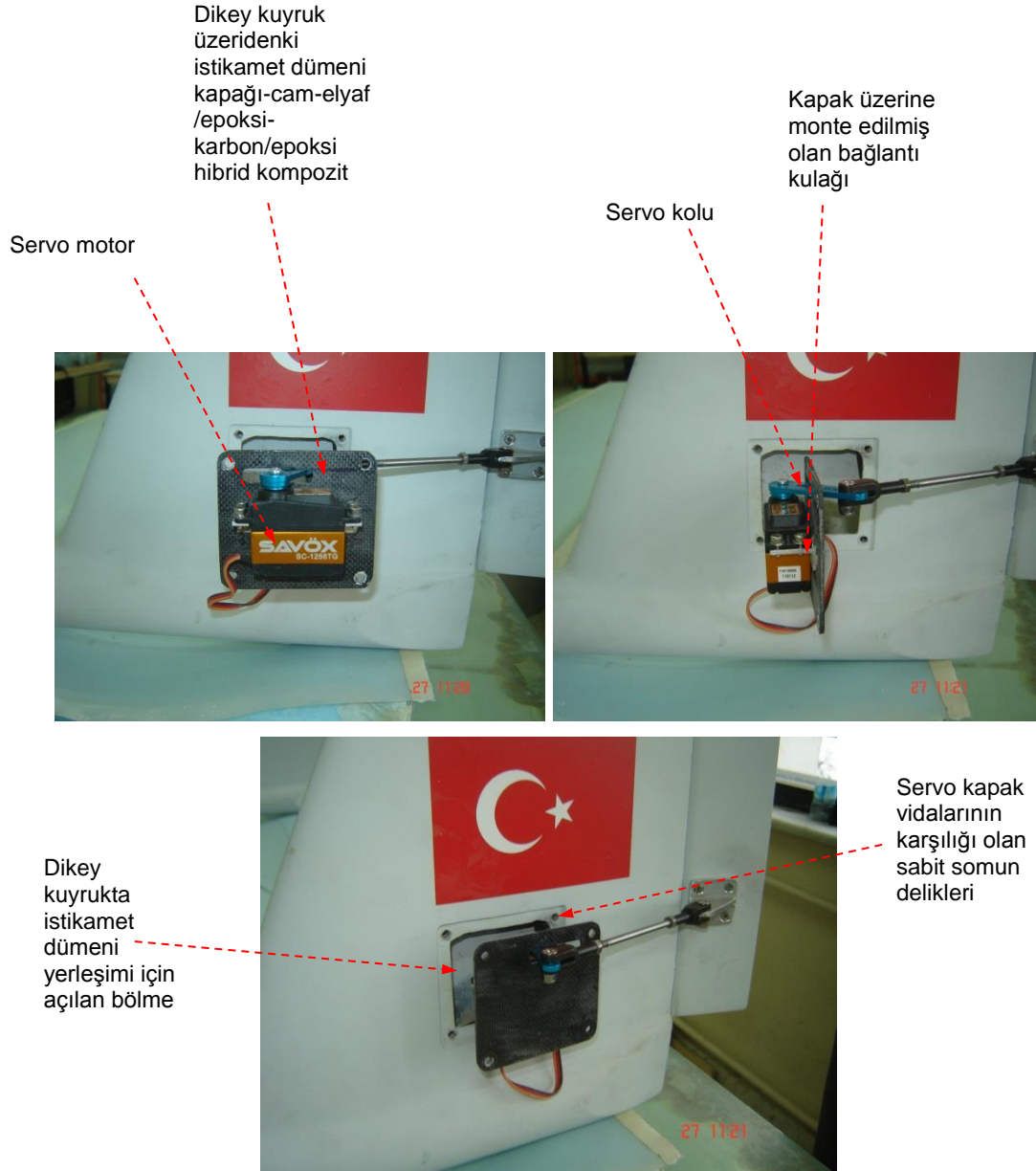
Şekil C1.45 “Flap” hareketi için kanada takılan PA-R-250-8 servo motoru, yekesi, servo kolu ve ara bağlantı çubuğu ve kafasının yakın görüntüsü

Taktik insansız hava aracında istikamet dümeni (rudder) için Pegasus PA-R-250-8 servo motorları kullanılmamıştır. Hava aracında iki adet istikamet dümeni mevcuttur ve yapılan hesaplamalarda daha düşük kapasiteli bir servo motorunun istikamet dümeni için yeterli olacağı değerlendirilmiştir. Şekil C1.46 istikamet dümeninde kullanılan servo motoru ve dikey kuyruk üzerindeki yerleşimini göstermektedir. Servo motorlar Taiwan üretimi olan SAVÖX marka SC-1256TG modelidir. Bu motorlar 4.8 voltta 16 kg.cm, 6 voltta ise 20 kg.cm tork üretebilmektedir. Yapılan hesaplamalar sonunda, servo motorun ürettiği torkun istikamet dümeni için yeterli olacağı değerlendirilmiştir.

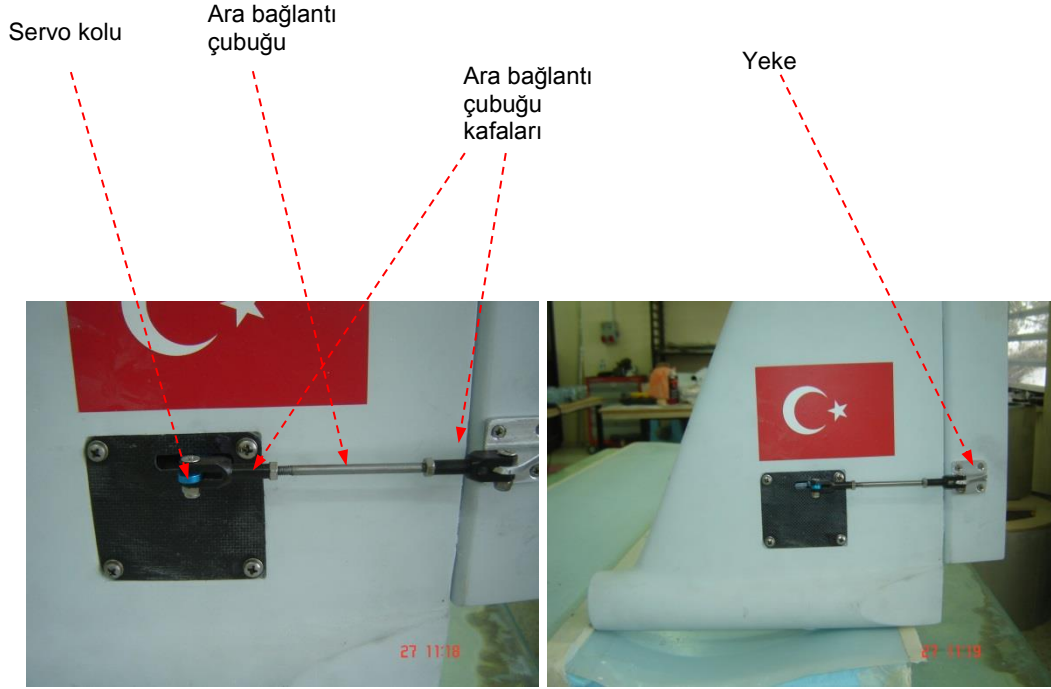
Şekil C1.46’da görüldüğü gibi istikamet dümeni servo motorları, servo motor yerleşimi için dikey kuyruk üzerinde açılan bölmenin kapağı üzerine takılmışlardır. Şekil C1.46 servo motorlarının kapakları üzerindeki 3 ayrı konumdaki görüntülerini vermektedir. Servo motorların kapak üzerinde takılmalarının ana nedeni sökme/takma kolaylığıdır. İki adet olan istikamet dümeni servo motorlarının servo kolları metaldir. İstikamet dümeninin kapağı cam-elyaf/epoksi ve karbon/epoksi hibrid yapıdadır. İstikamet dümeni servo motorları ile aşamada dikey kuyruk içine yerleştirileceklerdi. Bu nedenle kapaklar cam-elyaf/epoksi kompozit malzemeden üretilmişlerdi. Ancak, servo motorların kapak üzerine takılmalarına karar verildikten sonra, kapaklara mukavemet ve katılık sağlamak için kapakların alt ve üst yüzeyleri karbon-epoksi kompozit malzeme ile kaplanmıştır. Servo motorlar kapak üzerine monte edilmiş olan (Şekil C1.46) bağlantı kulağına 4 adet vida ile bağlanmıştır.

Şekil C1.47’de servo kapağının dikey kuyruk üzerine takılı iken çekilmiş olan iki resmi gösterilmektedir. İstikamet dümeni servo kolu, kanat kontrol yüzeylerinde kullanılan ara bağlantı

çubuklarına kanat kontrol yüzeylerinde kullanılan aynı kafalar ile bağlanmaktadır. Benzer şekilde kanat kontrol yüzeylerinde kullanılan metal yekelerin aynısı istikamet dümeni üzerinde de kullanılmıştır. Servo motorun çalışması sırasında, servo kolu servo kapağı üzerinde açılmış olan kanal içinde harekete etmektedir. Servo kapağı dikey kuyruğa Şekil C1.46'da tarif edildiği gibi dikey kuyruk yüzeyine güçlü yapıştırıcı ile yapıştırılmış olan sabit somunlara 4 adet M3 vida ile bağlanmaktadır.



Şekil C1.46 Taktik insansız hava aracı istikamet dümeni servo motoru ve dikey kuyruk üzerinde yerleşimi

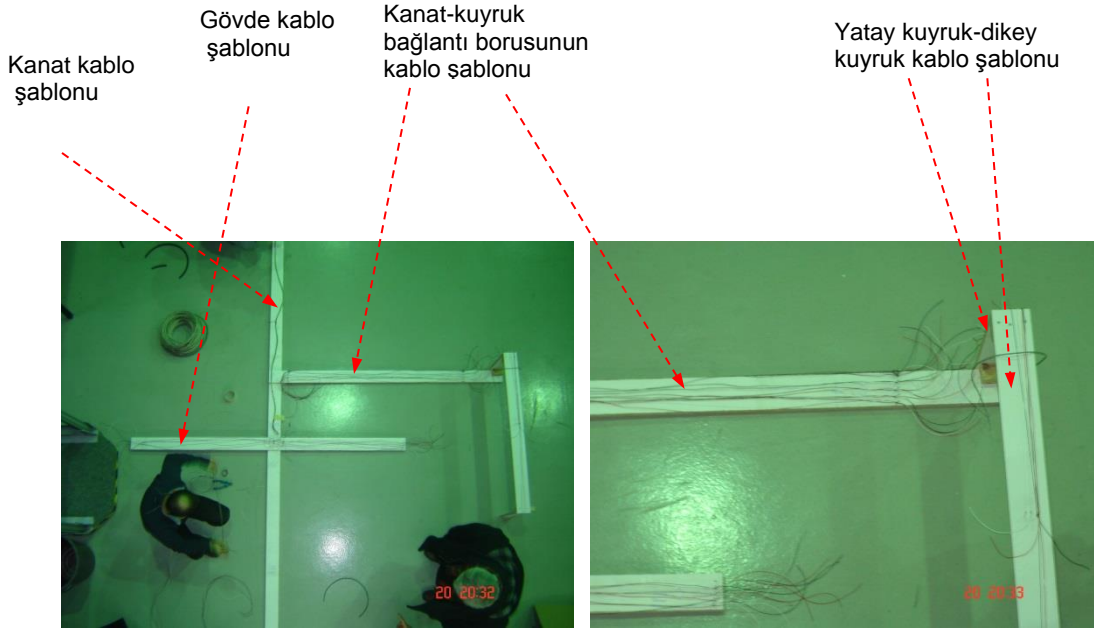


Şekil C1.47 İstikamet dümeni servo motorunun servo kolu, ara bağlantı çubuğu ve kafaları ve yekesi

Taktik insansız hava aracı kablaj çalışmaları kapsamında öncelikle bütün güç ihtiyacı olan birimlere iletilecek olan kabloların boyları ayarlanmıştır. Hava aracının üretimi sırasında kabloların geçiş yerleri ayarlanmış ve gerekli olan önlemler alınmıştır. Ek süre birinci dönemde gerçekleştirilen önemli işlerden bir tanesi ise bütün kablo sisteminin boylarının çıkartılması, kabloların gruplanarak makaronların içinden geçirilmesi ve son olarakta kablo gruplarının bir araya getirilerek metal örgülü kılıf içinden geçirilerek hava aracına yerleştirilmeleri olmuştur. Hava aracının bütün kablajı metal örgülü kılıf içinden geçirilerek elektromanyetik açıdan korunma sağlanmıştır.

Kablaj çalışmaları kapsamında ilk olarak, hava aracının kanat, gövde, kanat-kuyruk borusu ve yatay/dikey kuyruk uzunlukları ile aynı boyda laminat tahtadan bir kablaj-şablonu üretilmiştir. Şekil C1.48-C1.49, kablaj-şablonu üzerinde kablo boy ayarlamalarının nasıl yapıldığı göstermektedir. Kabloleme çalışmalarında servo motorlara artı,eksi ve sinyal olmak üzere 3 adet kablo çekilmiştir. Yatay kuyruğun dikey kuyruk ile kesiştiği noktaya konulacak olan panoromik

kamera içinde artı, eksi ve video kablosu çekilmiştir. Kanatların sağ ve sol ucuna yerleştirilecek olan çakar ve sabit ışık için ise sadece ayrı ayrı artı ve eksi kabloları çekilmiştir. Bunun dışında herhangi bir hasar durumuna karşı her bölgeye 1 adet yedek kabloda çekilmiştir. Bir kablo hasarı olması durumunda yedek kablo çekili olduğu için konnektör bağlantılarından hasarlı kablo çıkarılacak ve yedek kablo konnektöre lehimlenecektir. Şekil C1.48 kablo şablonlarının üstten görünüşünü göstermektedir. Yatay ve dikey kuyruk düzleminde yer alan bütün birimlerin (servo motorlar ve kamera) kabloları sağ taraftaki kuyruk-kanat borusu içinden geçirilerek sağ kanada oradan da gövdeye ulaştırılacaktır. Bu nedenle, sadece sağ kuyruk-kanat borusu için kablo şablonu hazırlanmıştır.



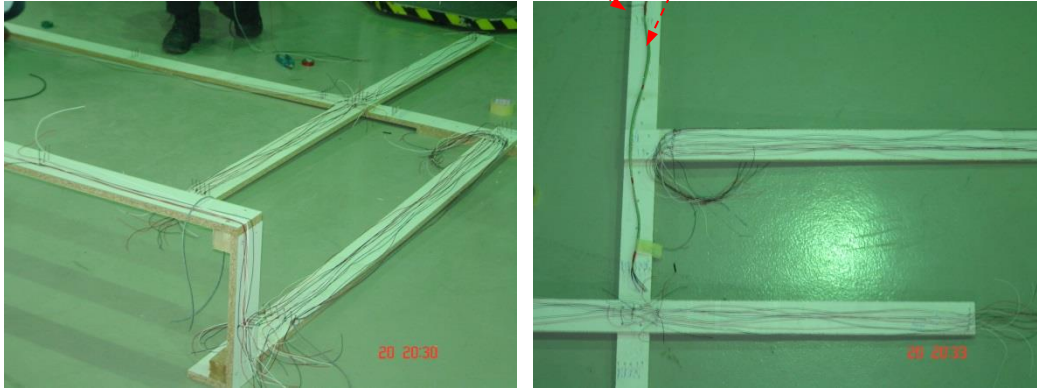
Şekil C1.48 Taktik insansız hava aracı kablaj çalışmaları - 1

Hazırlanan kablolar uygun boylarda kesilerek tahtadan yapılmış olan şablonların üzerlerine yerleştirilmiştir. Daha sonra aynı alt yapı elemanı (kanat, kuyruk vs.) üzerinde bulunan kablolar belirli bölgelerde makaronlara geçirilerek bütün hale getirilmişler ve daha sonra da elektromanyetik etkileşimden koruma sağlama amacı ile örgülü metal kılıf içinden geçirilmiştir. Şekil C1.49'da sağ kanat içinde yer alacak olan kabloların örgülü metal kılıf içinden geçirildikten sonraki çekilmiş olan resmi yer almaktadır. Şekil C1.49'da "flap" yüzeyi

hareket servosunun 3 adet kablosunun (artı,eksi,sinyal) servo konnektör bağlantısı için ana kablodan dışarı çekildiği de görülmektedir.

“Flap” yüzeyi hareket servosunun 3 adet kablosu (artı,eksi,sinyal) servo konnektör bağlantısı için ana kablodan dışarı çekilmiş

Sağ kanatta yer alan kablolar örgülü metal kılıf içinden geçirilmiş



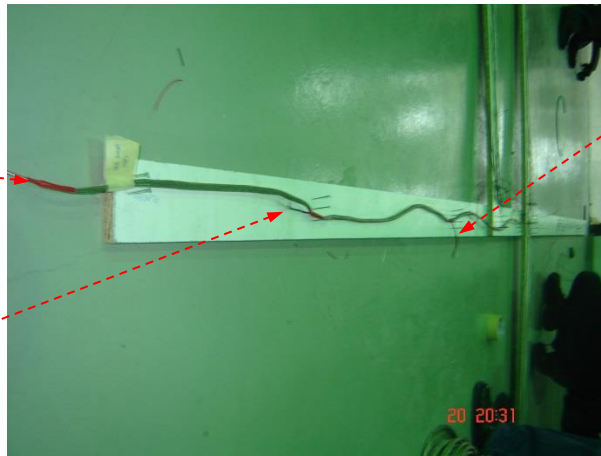
Şekil C1.49 Taktik insansız hava aracı kablaj çalışmaları - 2

Şekil C1.50 metal kılıf içinden geçirilmiş olan sağ kanat kablajını göstermektedir. Kanadın ucuna giden kablolar kanat ucuna yerleştirilecek olan sabit ve çakar lambanın kablolarıdır. Bunun dışında sağ kanatta kanatçık ve “flap” servoları için ana kablo hattında iki ayrı noktadan servo konnektör bağlantıları için kablo çıkarılmıştır.

Kanat ucu
çakar lamba
kabloları

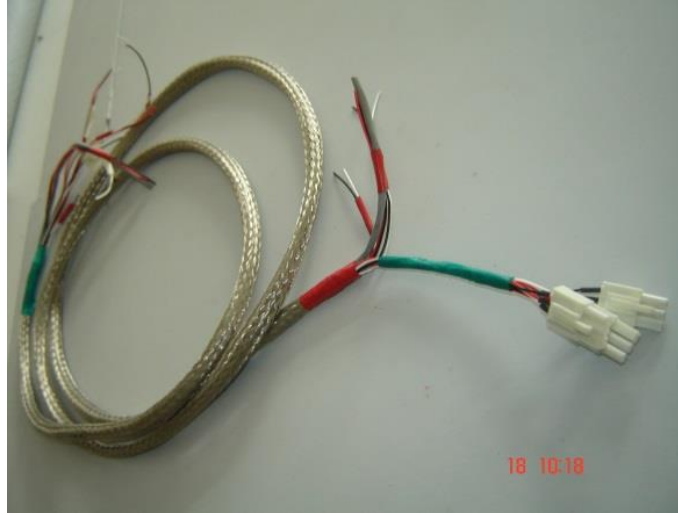
Sağ kanatçık
kabloları

Sağ “flap”
kabloları



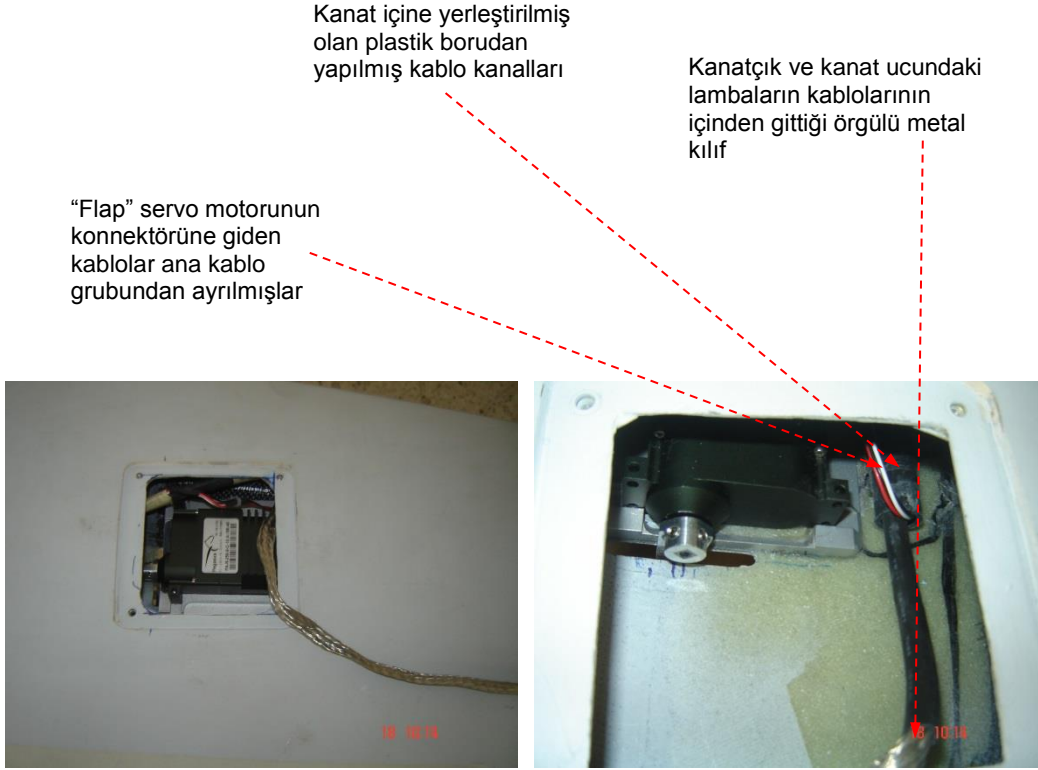
Şekil C1.50 Taktik insansız hava aracı kablaj çalışmaları - 3

Şekil C1.51, hava aracına konulan kablo gruplarından kuyruk düzlemi ile sağ kanat arasında yer alan kuyruk borusu içinden geçecek olan kablo grubunu göstermektedir. Kuyruk düzleminde 2 adet istikamet dümeni servo motorunun kabloları, 1 adet yükseliş dümeni servo motorunun kabloları, ve kuyruğa takılacak olan panoramik kameranın kabloları Şekil C1.51’de görülen örgülü metal kılıf içinden geçmektedir. Şekil C1.51’de aynı zamanda takılmış olan bazı konnektörler de görülmektedir. Bu konnektörlerin askeri tip konnektör olması gerekmektedir. Ancak, yer testleri ve kısa süreli ilk uçuş aşamalarında Şekil C1.51’de görülen plastik, birbirine geçmeli konnektörler kullanılacaktır. Plastik konnektörler daha sonra uygun boyutta ve pin sayısında askeri konnektörler ile değiştirilecektir.



Şekil C1.51 Taktik insansız hava aracı kablaj çalışmaları - 4

Şekil C1.52, kanatçık ve “flap” yüzeylerini hareket ettirecek olan servo motorların kanat içindeki yerleşimlerini ve kablolarını göstermektedir. Şekil C1.52’deki sol taraftaki resimde görülen kanat üzerindeki örgülü metal kılıf içinden, kanat ucundaki sabit ve çakar lambaların kabloları gitmektedir. Bu kablaj kanat içinden geçirilerek kanat ucundaki sinirde açılacak delikler kullanılarak lambalar takılacaktır. Şekil C1.52’deki sağ taraftaki resimde servo alt tablasının üzerine yerleştirilmiş olan “flap” servo motorunun konnektörüne giden kabloların ana kablo hattından ayrılmış oldukları görülmektedir. Gövdeden gelen kablo demeti içinden “flap” servo motoru için kablolar ayrıldıktan sonra kanatçık servo motoru ve kanat ucuna takılacak olan sabit ve çakar lambaların kabloları örgülü metal kılıf içinden kanat ucuna kadar gitmektedir.



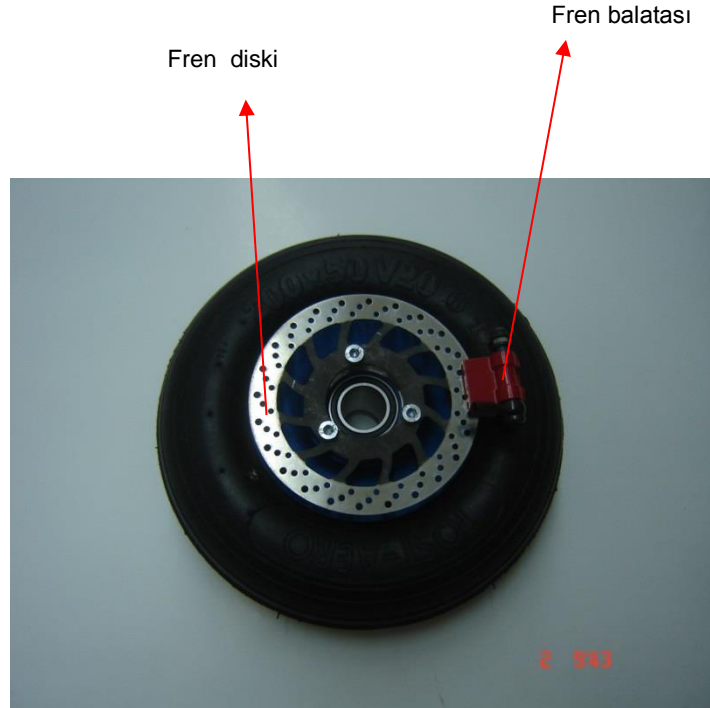
Şekil C1.52 Kanatçık (soldaki resim) ve “flap” (sağdaki resim) kontrol yüzeyleri servolarının kanat içi yerleşimleri-konnektörler takılı ve kablajı çekilmiş

Şekil C1.53’de sol taraftaki resimde kanadın kökündeki sinirden çıkan kablolar ve konnektörleri görülmektedir. Kablolar kanat içine kabloların içinden geçmesi için döşenen plastik boruların içinden geçirildikten sonra, kablo uçlarına konnektörler takılmıştır. Kanadın kökündeki sinirden çıkan kablolar gövdeye girdikten sonra gövde içindeki güç kaynağına kadar döşenmiş olan kablolar konnektörleri takılarak bağlanmaktadır. Kanadın gövdeden sökülmesi durumunda ise kanattan gelen konnektörler ile gövde içindeki konnektörler birbirlerinden ayrılmakta ve kanadın kökünden çıkan konnektörler gövde açılmış olan konnektör geçiş deliğinden çıkarılmaktadır.



Şekil C1.53 Kanatta yer alan kanatçık, “flap” ve sabit ve çakar lamba kabloları kanadın kök sınırından çıkartılmış

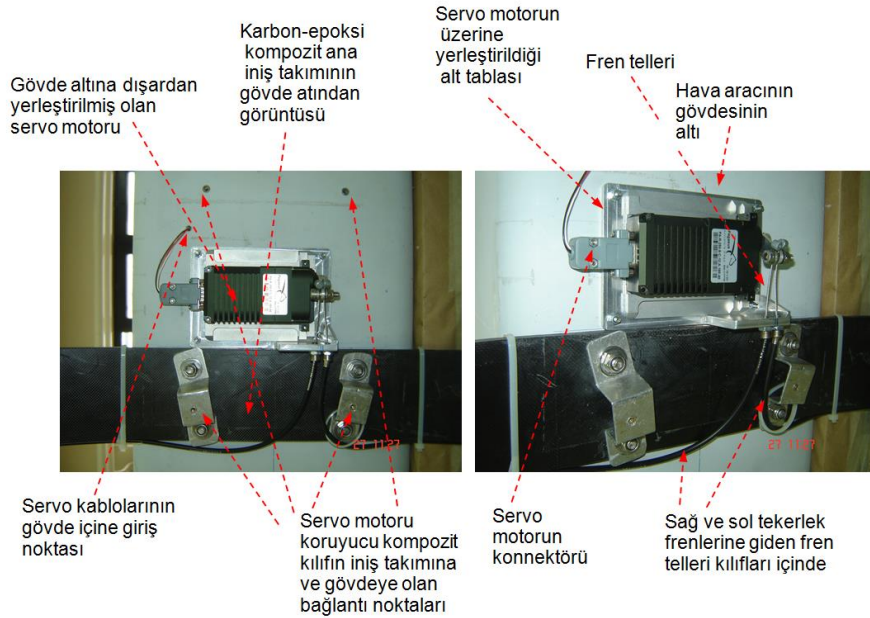
Taktik insansız hava aracının ana iniş takımında iki adet frenli-rulmanlı tekerlek kullanılmaktadır. Birinci dönem raporunda da verilmiş olan ana iniş takımı tekerleği Şekil C1.54’te görülmektedir. İniş takımında kullanılan fren sistemi pistonlu bir hidrolik bir tank kullanılarak çalıştırılacaktır.



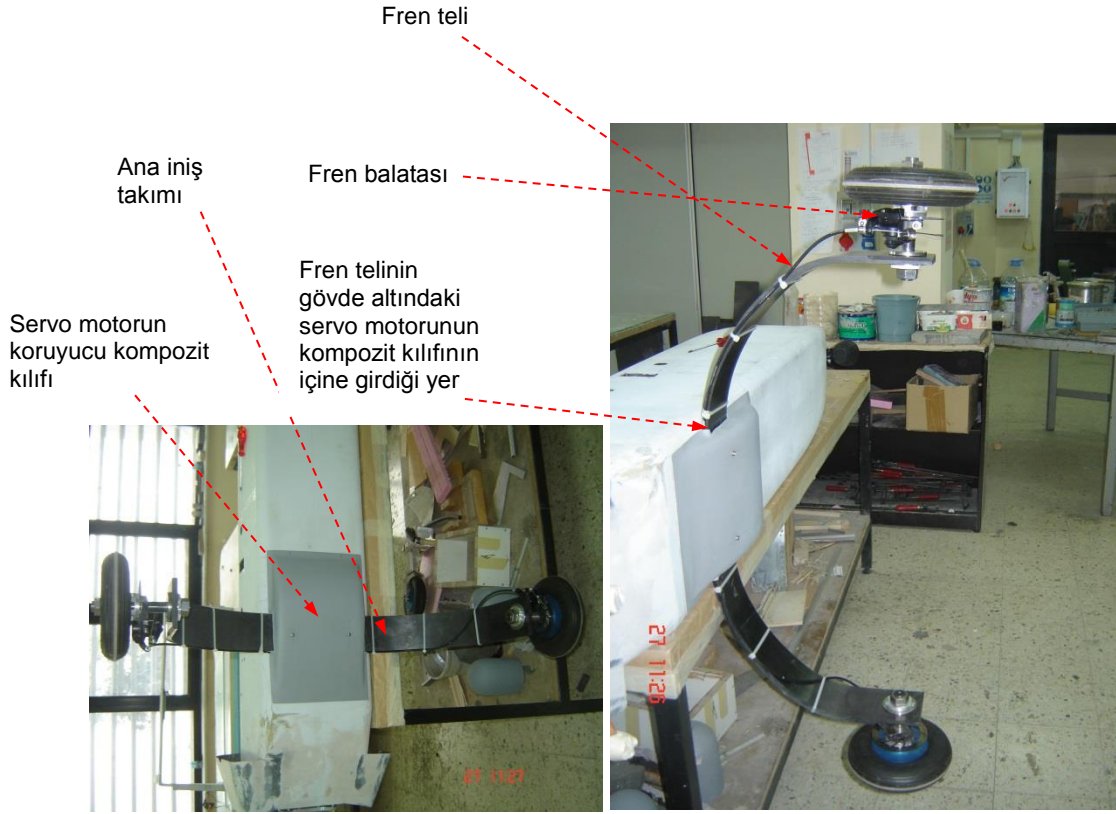
Şekil C1.54 Ana iniş takımında kullanılan frenli-rulmanlı tekerlek

Altıncı dönem raporunda fren sisteminin hidrolik olacağından bahsedilmişti. Ek sürenin birinci döneminde hidrolik fren sistemi konusunda yoğun olarak çalışılmış, ancak hidrolik silindir/servo bütününün fren performansı için yeterli olmadığı kanaatine varılmıştır. Hidrolik sistemlerin bir dezavantajı da fren havasının alınmasında karşılaşılan zorluklardır. Bu nedenle, farklı servo motorları ve yapılarda denendiği halde hidrolik fren sisteminden yeterli verim alınmadığı için telli fren sistemi ne geçilmiştir. Bu nedenle, bu kısımda telli fren sistemi ile ilgili yapılanlar aşağıda kısaca özetlenmiştir.

Öncelikle fren sisteminde de güçlü Pegasus [C.0] servo motoru kullanılmıştır. Şekil C1.55 gövde altına dışardan yerleştirilmiş olan servo motorunu göstermektedir. Servo motoru hava aracının gövdesinin altına dışardan takılmıştır. Dışardan takılmasının en önemli nedeni telli fren sisteminde tellerin gövde içinde bükülmeden rahat bir şekilde ulaşmasında karşılaşılan zorluktur. Ayrıca, fren servosu gövde dışına takılarak hava aracının gövdesi içinde yer kazancı da sağlanmıştır.



Şekil C1.55 Fren sisteminde kullanılan Pegasus servo motoru [C.0]



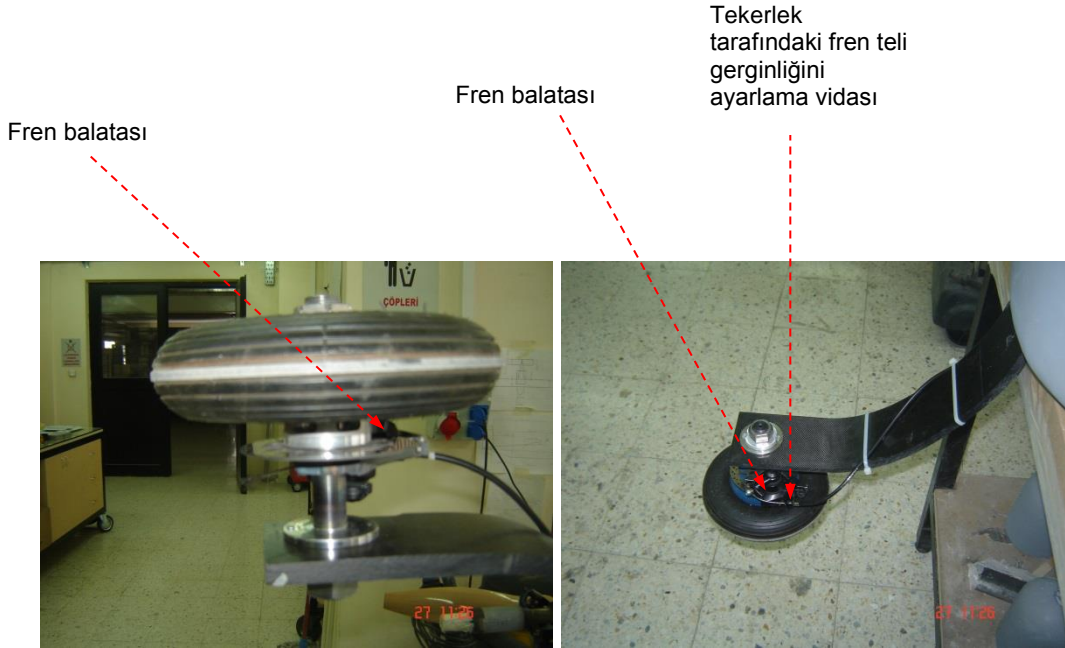
Şekil C1.56 Fren servo motorunun gövde altına takılan kompozit kılıfı

Şekil C1.55 ve C1.56 fren servo motorunun yerleşimi ile fren balatası ve fren telinin iniş takımı üzerindeki konumlarını göstermektedir. Fren balataları telli bisiklet balatalarıdır. Tel gerginlik ayarlama vidalarından çıkan fren telleri ana iniş takımı üzerinde plastik tutucular ile sabitlenmiştir. Teller servo motoru koruyan gövde altındaki kompozit kılıf içine Şekil C1.56'da görüldüğü gibi kompozit kılıfın kenarından girmektedir. Kompozit kılıf, servo motorun ve alt tablasının yüksekliği göz önüne alınarak hazırlanan köpük bir kalıp kullanılarak, cam elyaf-karbon epoksi karışımı malzemeden üretilmiştir. Kompozit kılıfın yüzeyine aerodinamik açıdan hava akışını bozmayacak şekilde yumuşak bir geçiş verilmiştir.

Şekil C1.57 fren balatalarını ve fren tellerinin yakın görüntüsünü vermektedir. Fren balataları telle sıkıştırılarak, tekerlek üzerindeki diskin her iki yüzeyinden basmaktadır. Fren sistemi takıldıktan sonra laboratuvar ortamında hava aracı yerde sürüklenirken fren denemeleri yapılmış

ve frenlerin yeterli düzeyde tuttuğu gözlemlenmiştir. Pistte yapılacak olan yer testleri sırasında fren performansı tekrar kontrol edilecektir.

Laboratuvar ortamındaki fren performansı denemelerinde ön iniş takımının yanal salınımlar yaptığı görülmüştür. Bu nedenle, ön iniş takımındaki yanal salınımın azaltılması için ön iniş takımı güçlendirilmiş ve tekrar üretilmiştir. Bu çalışma daha önce özetlenmişti.



Şekil C1.57 Fren balataları ve fren telleri

Ek süre birinci döneminde hava aracının ışıklandırma çalışmaları da büyük ölçüde tamamlanmıştır. Şekil C1.58 uçağın burnuna takılmış olan farı göstermektedir. Gece gerçekleştirilecek yer çalışmalarında ön far çok faydalı olacaktır. Hava aracında ön far dışında kanat uçlarında sabit ve çakar lamba ışıkları bulunmaktadır. Şekil C1.59 kanat ucuna takılmış olan sabit ve çakar ışıkları göstermektedir. Çakar ışıklar Şekil C1.59'da çok belirgin değildir. Ancak, sağ kanat ucuna kırmızı, sol kanat ucunda ise yeşil renkte sabit ve çakar ışık takılmıştır. Çakar ışıkların uçuş testleri sırasında uçağın havadaki konumunu belirlenmesinde faydası olacaktır.



Şekil C1.58 Taktik insansız hava aracının ön farı



Şekil C1.59 Taktik insansız hava aracının kanat ucundaki sabit ve çakar ışıkları

Yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları tamamlanmış taktik insansız hava aracının farklı açılardan çekilmiş resimleri Şekil C1.60-C1-62'de verilmiştir.



Şekil C1.60 Yapısal ve elektromekanik bütünleştirme çalışmaları tamamlanmış insansız hava aracı



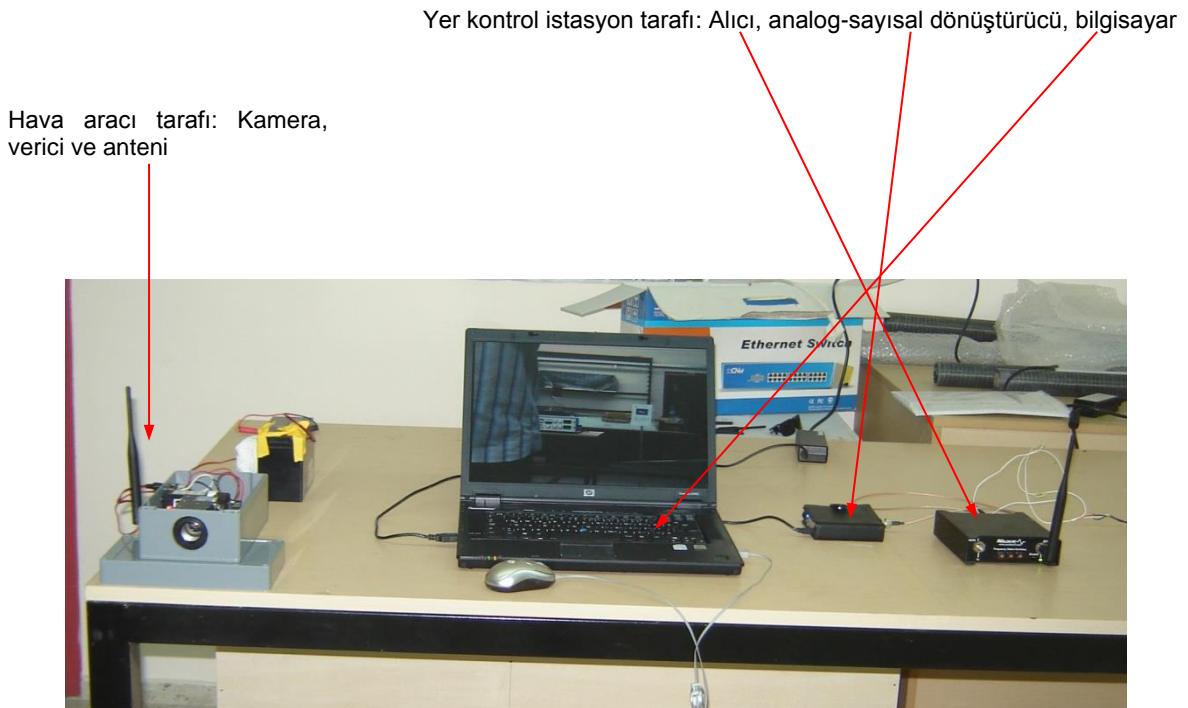
Şekil C1.61 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-ön görüntü



Şekil C1.62 Kanat, kuyruk düzlemi, ön ve arka iniş takımları ve motoru bir araya getirilmiş hava aracı-Arka görüntü

C2. Kamera ve görüntü aktarım sisteminin tanıtımı ve görüntü aktarım gösterimi

Şekil C2.1 video görüntüsü aktarım sisteminin hava aracı ve yer kontrol istasyon tarafı bileşenlerini göstermektedir. Görüntü aktarım sisteminin hava aracı tarafında 26X yakınlaştırma kabiliyeti olan OEM Sony FCB-EX980 analog kamera ve Avalon TX630C1 verici birimleri yer almaktadır. Hava aracı tarafında yer alan kamera, iletişim kontrol kartı ve verici Şekil C2.2'de daha yakından görülmektedir.



Şekil C2.1 Video görüntü aktarım sistemi

Sony FCB-EX980
kamera

Avalon TX630C1
verici

Kamera iletişim
kontrol kartı

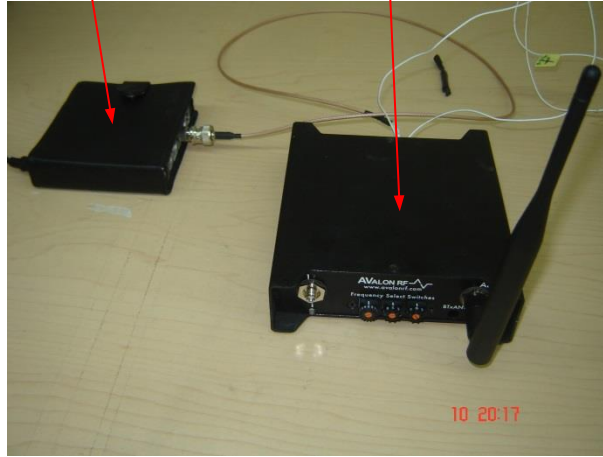


Şekil C2.2 Görüntü aktarım sisteminin hava aracı tarafı- kamera, iletişim kontrol kartı ve verici

Şekil C2.3'de ise görüntü aktarım sisteminin yer kontrol istasyonu tarafındaki Avalon RF DX602S alıcı ve avermedia analog-sayısal dönüştürücü yakından görülmektedir.

Avermedia analog-sayısal dönüştürücü-
AverTv USB2.0 plus

Avalon RF DX602S alıcı



Şekil C2.3 Görüntü aktarım sisteminin yer kontrol istasyonu tarafındaki alıcı ve analog-sayısal dönüştürücü

Görüntü aktarım sisteminde yer alan kamera analog bir kameradır. Bu nedenle, verici vasıtası ile analog olarak yere aktarılan görüntü, analog-sayısal dönüştürücü vasıtası ile sayısal görüntüye dönüştürülmektedir. Kamera sistemi ile gerçekleştirilen görüntü aktarım gösterimi Şekil C2.4'te verilmiştir. Şekil C2.4(a)'da yaklaşık 10 uzaklıkta olan görüntü hedefi gösterilmiştir. Şekil C2.4(b) ise 10 m uzaklıktaki görüntü hedefinin yakınlaştırma kullanılmadan elde edilen görüntüsünü göstermektedir. Şekil C2.4(c)-C2.4(f) ise farklı yakınlaştırma oranları kullanılarak elde edilen video görüntüleri görülmektedir. Şekil C2.4'ten görüldüğü gibi 10 m uzaklıktaki hedef üzerindeki yazılar kameranın yakınlaştırma oranının artırılması ile okunur hale gelmiştir. Şekil C2.4(f) 26X yakınlaştırma oranından daha düşük olan bir yakınlaştırma oranı ile elde edilmiş olan görüntüdür. 10 m uzaklıktaki hedef için 26X yakınlaştırma oranı kullanıldığında, hedefteki harfler çok büyüyüp bütün bilgisayar ekranını kaplamaktadır. Bu nedenle, 26X yakınlaştırma oranlı resim rapora konulmamıştır.

İkinci bir görüntü aktarım gösterimi de Şekil C2.5'de verilmiştir. Bu gösterimde, yaklaşık olarak 60 m uzakta bir askı ile asılmış olan ufak insansız hava aracı modeli görüntü hedefi olarak kullanılmıştır. Şekil C2.5(c)'de görüldüğü gibi uygun yakınlaştırma oranı kullanılarak bilgisayar üzerinde gayet net bir görüntü elde edilmiştir.

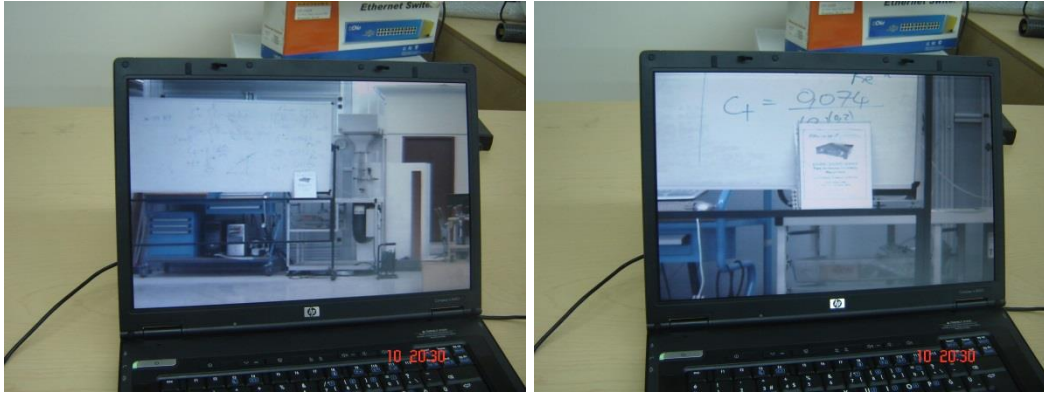
Proje kapsamında görüntü aktarım sisteminin kamerası olan Sony FCB-EX980 hava aracına entegre edilmeyecektir. İlk yer ve uçuş testleri sırasında olası kırımları göz önüne alarak daha ucuz maliyette bir kameranın hava aracına takılmasına karar verilmiştir. Bu noktada vurgulanması gereken önemli bir noktada şudur. Şekil C2.2'deki görüntü aktarma sistemi ile yerde iken 10-20 km uzaklıktan görüntü aktarımı da daha önceki denemelerde başarı ile sağlanmıştı. Hava aracı üzerinden görüntü aktarımı ise sinyal kesintisi daha az olacağından çok daha net olmaktadır. Yerde gerçekleştirilecek olan testler kamera-verici-alıcı sisteminin video görüntüsünü sağlıklı bir şekilde aktarıp aktarmadığının kontrolü açısından daha kritik bir durumdur. Yerde çevredeki binaların veya kapalı laboratuvar ortamında yer alan duvarların elektromanyetik yayını bozması daha muhtemeldir. Oysa uçuş sırasında hava aracında yer alan vericiden yayılan elektromanyetik dalgalar engelsiz bir şekilde yerdeki alıcıya ulaşabilmektedir. Bu nedenle, yerde sorunsuz çalışan ve görüntü aktarımı sağlayan bir kamera verici-alıcı sistemi uçuş sırasında çok daha iyi çalışmakta ve daha kesintisiz görüntü aktarımı sağlanabilmektedir.

Görüntü hedefi



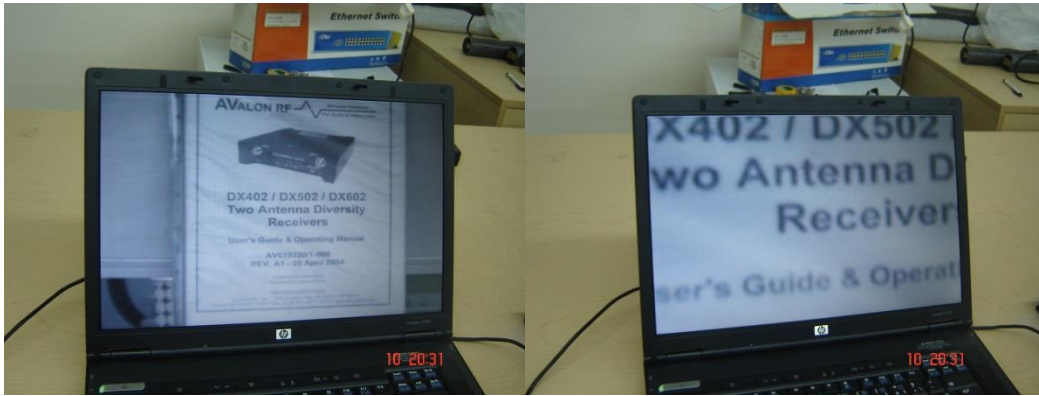
(a)

(b)



(c)

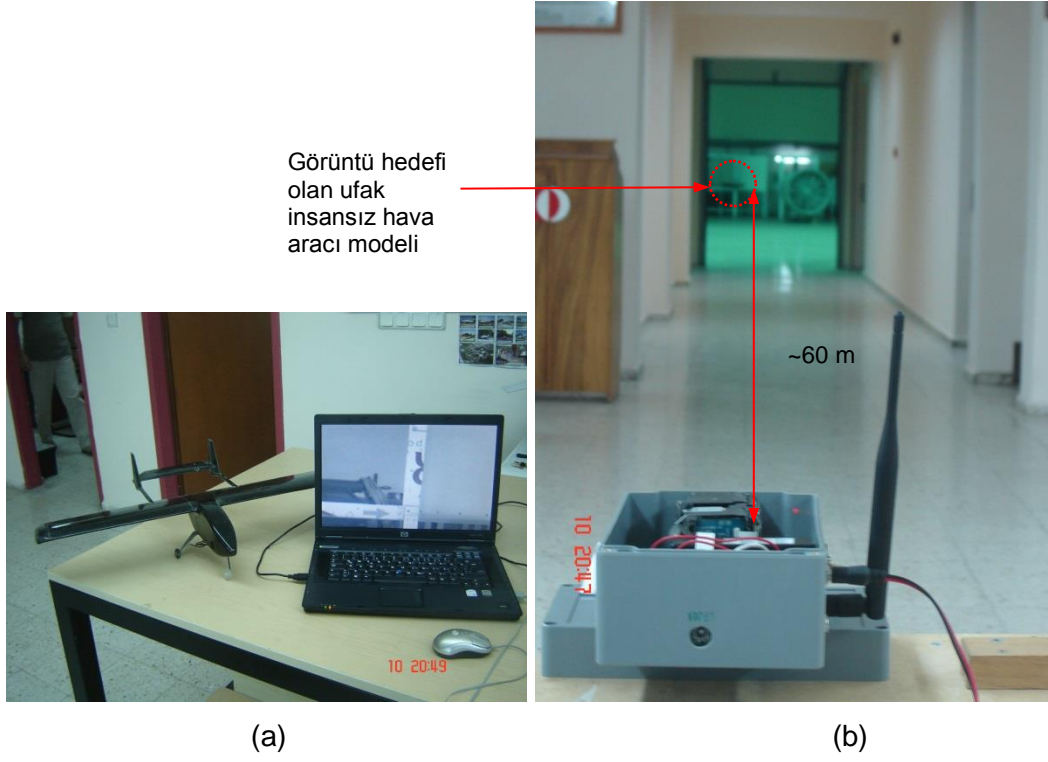
(d)



(e)

(f)

Şekil C2.4 Görüntü aktarım gösterimi 1 (a) Yaklaşık 10 uzaklıktaki görüntü hedefi ; (b) 10 m uzaklıktaki görüntü hedefinin yakınlaştırma kullanılmadan elde edilen görüntüsü ; (c)-(f) Değişik yakınlaştırma oranlarında elde edilen video görüntüleri



Şekil C2.5 Görüntü aktarım gösterimi 2 (a) Görüntü hedefi olarak kullanılan ufak insansız hava aracı modeli ; (b) Yaklaşık 60 m uzaklıktaki görüntü hedefi ; (c) Uygun yakınlaştırma oranı kullanılarak yaklaşık olarak 60 m uzaklıktan elde edilen video görüntüsü

Kaynaklar

[C.0] Pegasus Actuators GmbH, <http://www.pegasus-actuators.com/>

EK-D

ARDEB BAŞARI ÖYKÜSÜ

Proje Adı	Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU
<p>(PROJE ŞEKİL/GRAFİK/ FOTOĞRAF) (En fazla 4 tane – jpg formatında, 35 x 35 cm (300 dpi)): İsimleriyle ve şekil altı açıklamalarıyla birlikte sıralanmış olarak formda belirtilmesi ve 300 dpi çözünürlükte ayrı jpeg dosyaları halinde formun ekleri olarak gönderilmesi gerekmektedir.</p>	108M104
	304.660 TL
	15/08/2008 - 15/08/2012
	ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Bölümü
	
Projenin Amacı ve Önemi Bu projenin amacı taktik sınıfta özgün bir İnsansız Hava Aracını (İHA) tasarlamak, üretmek ve test ederek uçurmaktır. Proje ile ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde ilk defa bu büyüklükte bir hava aracı tasarlanmış ve üretilmiştir. Böylece, mevcut imkanlarımızla ve yeterince maddi kaynak ile desteklendiği takdirde daha büyük sistemleri tasarımılayıp üretebileceğimiz kanıtlanmıştır. Projenin çıktısı İnsansız Hava Aracı sanayii şirketlerimizin dikkatini çekmiş ve sanayileştirilmesi için gerekli girişimler başlatılmıştır. Böylece kavram aşamasından başlayıp, üretim, test ve sanayileştirme süreçlerinin tümünün yaşandığı ideal bir proje gerçekleştirilmiştir.	

Proje ile Elde Edilen veya Beklenen Bilimsel, Teknolojik, Ekonomik ve Sosyal Kazanımlar (En fazla 200 kelime)

- Projeden uluslararası, etki faktörü yüksek dergilerde yapılan yayın(lar)-(etki faktörünü de veriniz)
- Proje kapsamında elde edilen ürün, buluş, çıktı vb. için alınacak/alınmış patentler ve/veya gerçekleştirilmiş/gerçekleştirilecek teknolojik/ticari uygulama(lar)
- Proje kapsamında alınan ödüller/ödül adaylıkları
- Projenin ülkenin bilimsel ve teknolojik araştırma gücüne, bilim insanı yetiştirilmesi ve yeni yetenekler kazanılmasına sağladığı katkılar

Proje kapsamında yeni bir ürün ortaya çıkarılmıştır. Türkiye’de 1980 li yıllardan bu yana insansız hava aracı üretimi üzerinde çalışılmaktadır. Çeşitli özel şirketlerin üretmiş oldukları taktik seviyedeki İHA lar hem üretim hem de işletim maliyetleri olarak bu proje kapsamında üretilen İHA nın çok çok üstündedir. Bu proje ile üretimi ucuz, işletimi kolay taktik sınıfı bir İHA nın tasarımı, üretimi ve uçuş testleri yapılarak ülke ekonomisine yeni bir ürün olarak kazandırılmıştır. Bundan sonraki aşamada bu ürünün geliştirilmesi ve pazarlanabilir bir hale getirilmesi gerekmektedir. Üniversite ortamında prototip olarak geliştirilen bu ürünün bundan sonraki aşamada seri üretimine geçilebilecektir. Şimdiden ürünümüz havacılık sektöründe çalışan savunma sanayii şirketlerimizin dikkatini çekmiş ve bu ürüne değişik uygulamaları için talep olduklarını belirtmişlerdir. Bu şekilde üniversite ortamında geliştirilen bir ürünün endüstri ve sanayinin ihtiyaçlarını gidermek üzere kullanımına sunulması ve giderek sanayileştirilmesi aslında üniversite ve sanayii arasında kurulmasına çalışılan ilişki için çok güzel bir örnek olmuştur. Proje kapsamında uluslararası konferans ve seminerlerde 8 adet yayın yapılmıştır. Ayrıca proje kapsamında 4 adet yüksek lisans tez çalışması tamamlanmıştır. İki tez Tübitak projesi başlamadan önce aynı proje ile ilgili yapılan ön çalışmalar kapsamında tamamlanmış bir tezdır.

Proje süresi boyunca yürütülen yüksek lisans tezleri ve hazırlanan bildiriler proje dönem raporları ile birlikte çok önemli bir kaynak niteliğindedir. Özellikle proje dönem raporlarının çok ayrıntılı bir şekilde yazılmasına özen gösterilmiştir. Bu sayede dönem raporları insansız hava aracı tasarımı, analizi ve üretimi konusunda çalışacak kişiler için çok iyi bir kılavuzdur.

Proje için TÜBİTAK Desteğinin Önemi

Bu projenin TÜBİTAK desteği olmadan gerçekleştirilmesi kesinlikle mümkün değildi. Projenin gerçekleşmesinde TÜBİTAK ın sağlamış olduğu maddi desteğin çok büyük katkıları olmuştur. Özellikle projede çalışan öğrencilerimize sağlanan burs onların projede hiç bir kayguları olmadan çalışmalarını, çalıştıkları süre içinde de bir yandan yüksek lisans tez çalışmalarını tamamlamalarını sağlamıştır. Projenin sağlamış olduğu maddi destek ile 3 öğrencinin yüksek lisans tez çalışması tamamlanmıştır. Ayrıca TÜBİTAK'ın sağlamış olduğu destek ile projenin gerçekleşmesinde çok büyük bir önemi olan uçak malzemelerinin gerek yurt içi gerekse yurt dışı kaynaklardan satın alınması gerçekleştirilmiştir. Projenin sağlamış olduğu maddi destek ile projenin yurt dışında tanıtılması amacıyla çeşitli konferans ve seminere katılım sağlanmıştır.

1. Proje yürütücüsü iletişim bilgileri:

Adı – Soyadı : Nafiz Alemdaroğlu

Unvanı : Prof. Dr.

Telefon :312 210 4297- 0532 688 9958

E-posta adresi:nafiz@metu.edu.tr



Şekil D.1 İnsansız hava aracı ve yer testleri ekibi



Şekil D.2 Bütün sistem entegrasyonu tamamlanmış olan insansız hava aracı



Şekil D.3 Pistte gerçekleştirilen taksi testleri -1



Şekil D.4 Pistte gerçekleştirilen taksi testleri -2



Şekil D.5 Pistte gerçekleştirilen taksi testleri -3

EK-E

HAFİFLETME ÇALIŞMALARI KAPSAMINDA HAZIRLANAN ÜRETİM DOKÜMANI

İçindekiler

PLATFORM.....	E-3
1- KANAT ÜRETİM.....	E-3
Aşama 1: Alt Yüzey Kompozit Parçanın Hazırlanması	E-3
Aşama 2: Üst Yüzey Kompozit Parçanın Hazırlanması	E-6
Aşama 3: Kanat Kirişlerinin Hazırlanması.....	E-8
Aşama 4: Kanat Kirişlerinin Kanat Alt Yüzeğe Yerleştirilmesi.....	E-9
Aşama 5: Kanat Arka Kirişine Metal Parçanın Eklenmesi	E-10
Aşama 6: Kanat Ön Kirişine Ahşap Parçanın Eklenmesi	E-12
Aşama 7: Sinirlerin Hazırlanması	E-15
Aşama 8: Sinirlerin Kanat Alt Yüzeğe Yerleştirilmesi	E-15
Aşama 9: Kablo Borularının Yerleştirilmesi.....	E-18
Aşama 10:Kanat Alt ve Üst Yüzeylerin Yapıştırılması.....	E-20
Aşama 11:Trim	E-21
Aşama 12:Sağ ve Sol Kanadın Bir araya Getirilmesi ve Yuva Üretimi	E-24
Aşama 13: Yuva Trim	E-26
Aşama 14: Arka Kirişlere Delik Açma, Diş Çekme ve Helicoil Yerleştirme	E-27
Aşama 15: Kontrol Yüzeylerinin Kesilmesi.....	E-27
Aşama 16: Kontrol Yüzeylerinin Kanatlara Montajı	E-30
Aşama 17: Servo Kapak Yuvalarının Hazırlanması	E-30
2- GÖVDE ÜRETİM.....	E-35
SOL VE SAĞ GÖVDE ÜRETİMİ	EError! Bookmark not defined.
Aşama 1: Kompozit Dış Yüzeyin Hazırlanması: Elyaf ve Karbon Katman.....	E-35
Aşama 2: Gövde İç Yapısı ve Kabukların Birleştirilmesi.....	E-36
3- İNİŞ TAKIMI ÜRETİMİ.....	E-41
Aşama 1: Ana İniş Takımı Üretimi	E-41
Aşama 2: Ön İniş Takımı Gövde Bağlantısının Yapılması	E-43 Error! Bookmark not defined.

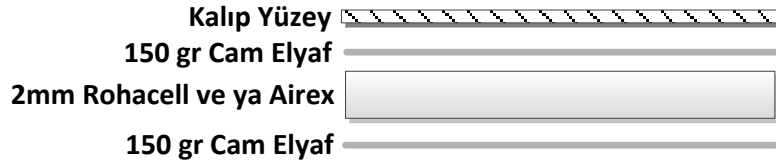
4- KUYRUK ÜRETİMİ.....	E-44
Aşama 1: Yatay Kuyruk Üretimi.....	E-44Error! Bookmark not defined.
Aşama 2: Dikey Kuyruk Üretimi	E-48
Aşama 3: Kontrol Yüzeylerinin Üretimi	E-52
Aşama 4: Kuyruk Borusu İle Yuvalarının Üretimi ve Montajı.....	E-53
Aşama 5: Yatay Ve Dikey Kuyruğun Birleştirilmesi	E-57

PLATFORM

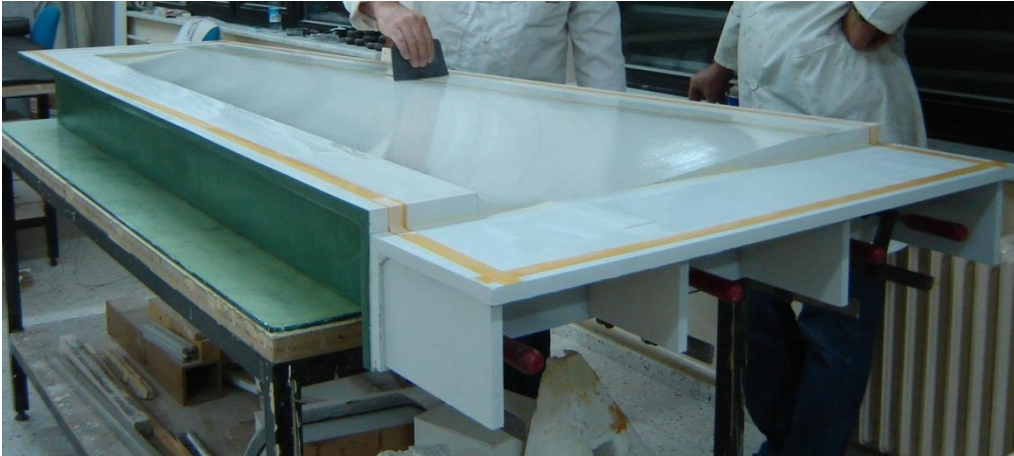
1- KANAT ÜRETİM

Aşama 1: Alt Yüzey Kompozit Parçanın Hazırlanması

Kanat alt yüzeyi Kanat alt yüzey kalıbı kullanılarak aşağıdaki gibi hazırlanacaktır.

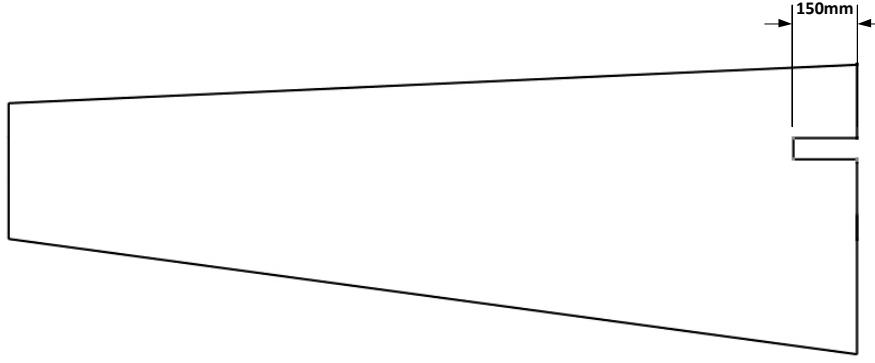


Şekil E-1 Kanat Alt Yüzey Malzeme Yerleşimi



Şekil E-2 Kanat Alt Yüzey Kalıp

Kanat alt yüzeydeki Rohacell, ön kirişin olduğu yerde Şekil E-3 deki gibi kesilecektir. Kanat ön kirişinin kök kısmına gelen kısımdaki Rohacell köpük kesilerek, kirişin kökünü oluşturacak gürgen bloğun sadece cam elyaf kat ile temas etmesi sağlanacaktır. Köpük kalınlığına denk gelecek bir kalınlıkta ince cam elyaf katlar epoksi ile sıvanarak üst üste yerleştirilecektir.



Şekil E-3 Rohacell Yerine Cam Elyaf Yerleştirilecek Bölge.



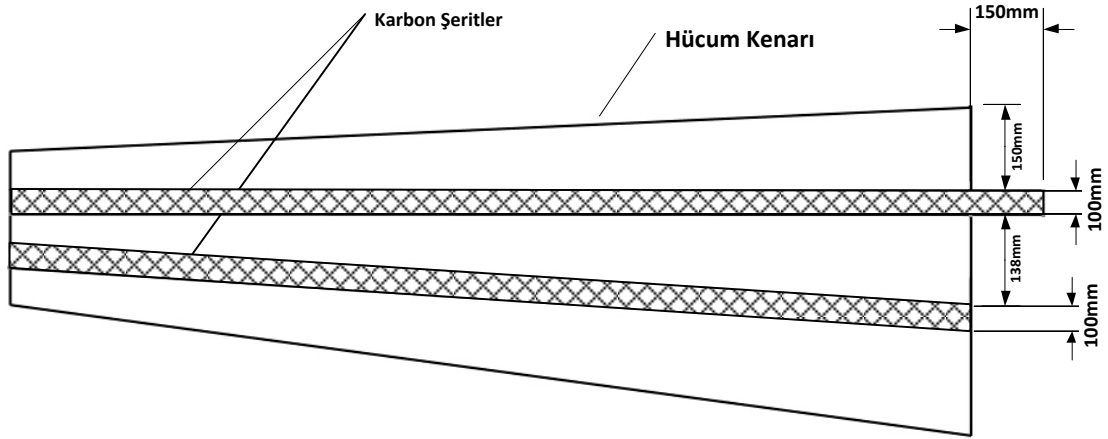
Şekil E-4 Kanat Kökündeki Rohacell'li Kiriş Girişinin Trimlenmesi ve Yerine Elyaf Yerleştirilmesi.

Ön kanat kirişinin kök kısmında Rohacell kalınlığına denk gelen yükseklikte cam elyaf şeritler ile doldurulduktan sonra bir kat 150 gr/m² cam elyaf yerleştirilecek ve sandviç kabuk yapısı elde edilecektir.



Şekil E-5 Son Kat Cam Elyafın Yerleştirilmesi.

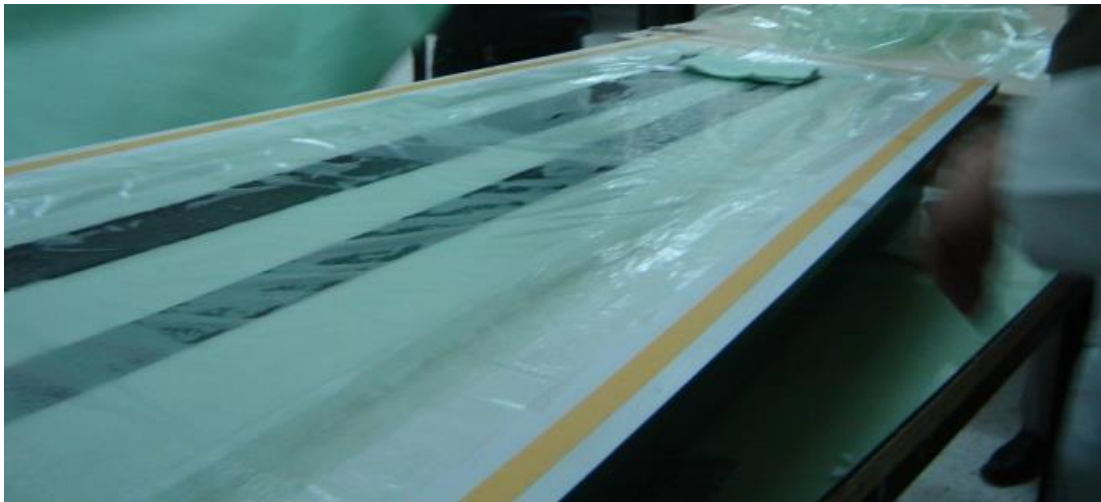
Kirişlerin yerleştirileceği yere Şekil E-6'daki gibi bir kat 300 gr/m² karbon şeritler eklenecektir.



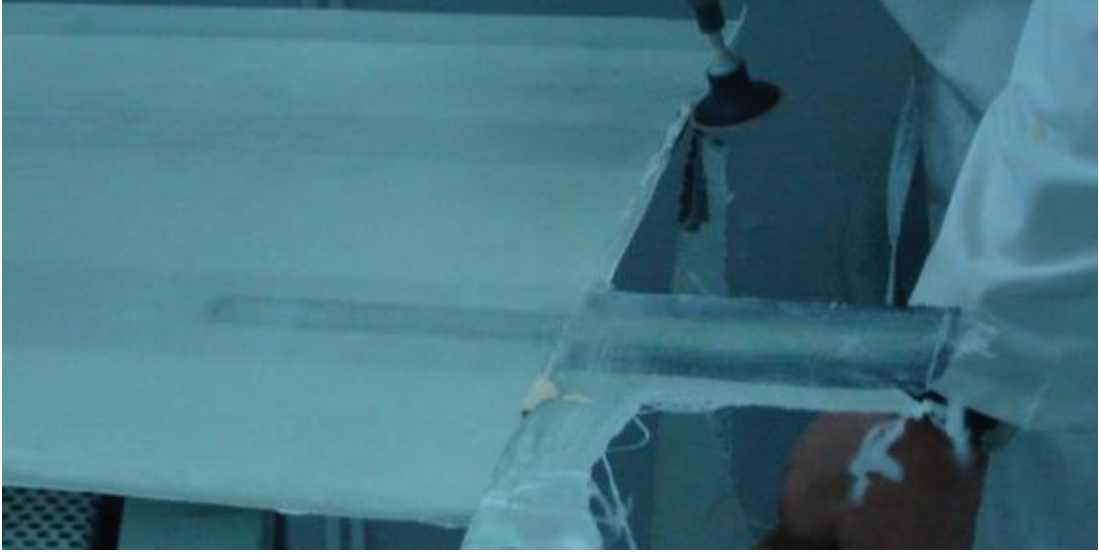
Şekil E-6 Alt Yüzey Kompozit Parça Üzerine Karbon Şerit Eklenmesi



Şekil E-7 Karbon Şeritler.



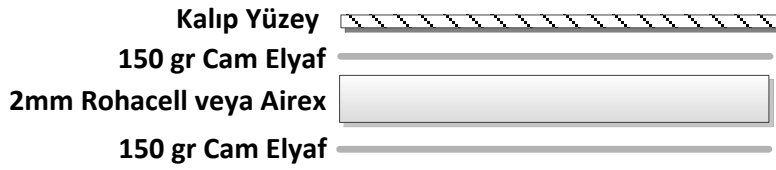
Şekil E-8 Vakum işlemi öncesi karbon şeritler



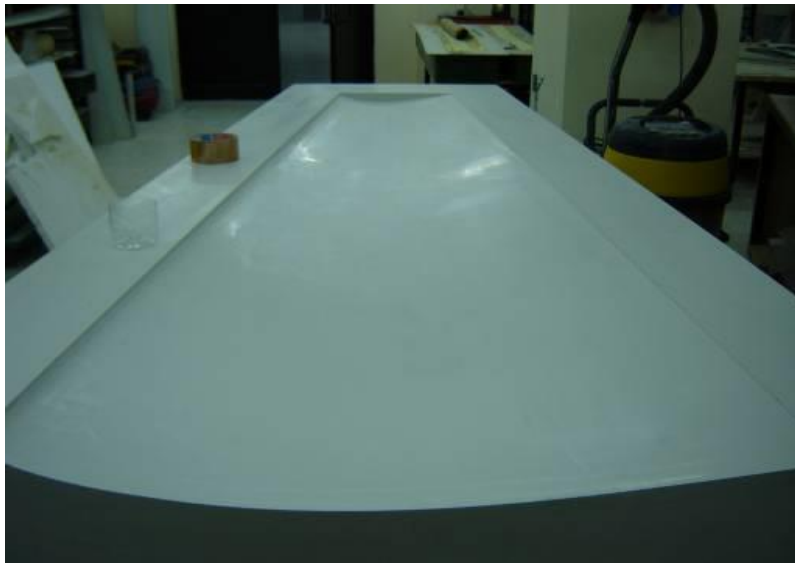
Şekil E-9 Kanat Alt Yüzeyin Vakum İşleminden Sonra Trimlenmesi.

Aşama 2: Üst Yüzey Kompozit Parçanın Hazırlanması

Kanat üst yüzeyi, Kanat üst yüzey kalıbı kullanılarak, bir önceki aşamaya benzer şekilde, aşağıdaki gibi hazırlanacaktır.



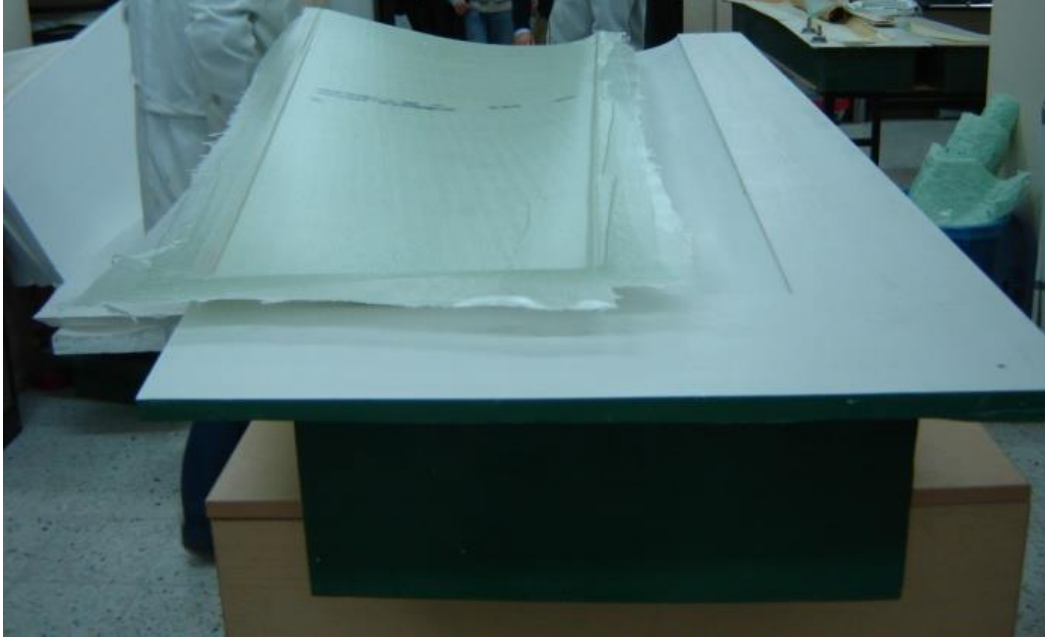
Şekil E-10 Kanat Üst Yüzey Malzeme Yerleşimi



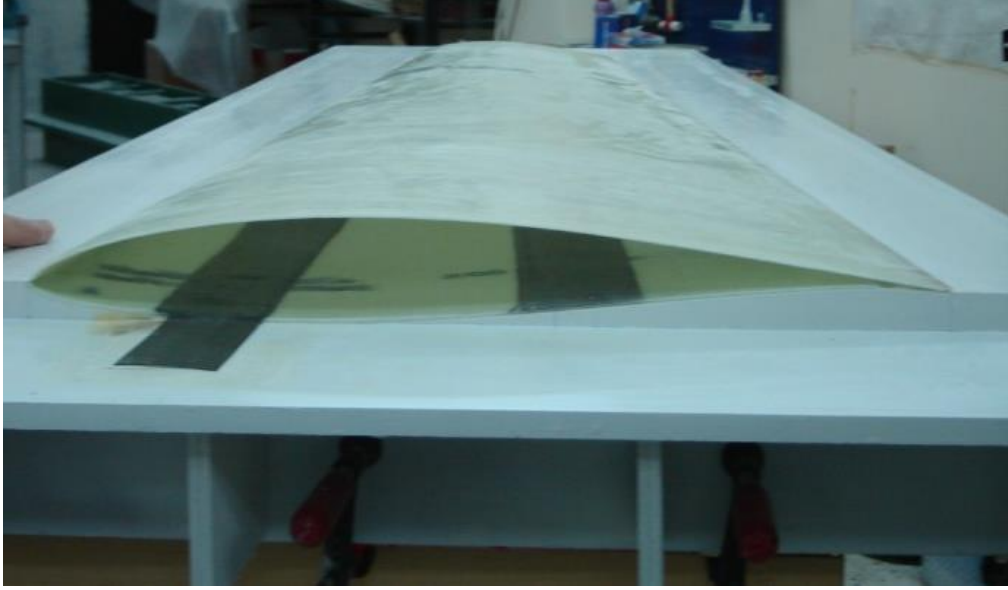
Şekil E-11 Kanat Üst Yüzey Kalıp



Şekil E-12 Vakum işlemi sırasında Kanat üst yüzeyi



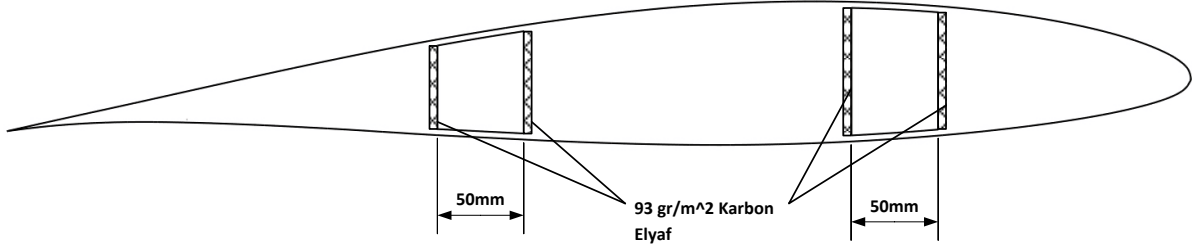
Şekil E-13 Kanat üst yüzeyinin kalıptan çıkmış hali



Şekil E-14 Kanat üst ve alt yüzelerinin yapıştırılmadan üst üste konulmuş hali

Aşama 3: Kanat Kirişlerinin Hazırlanması

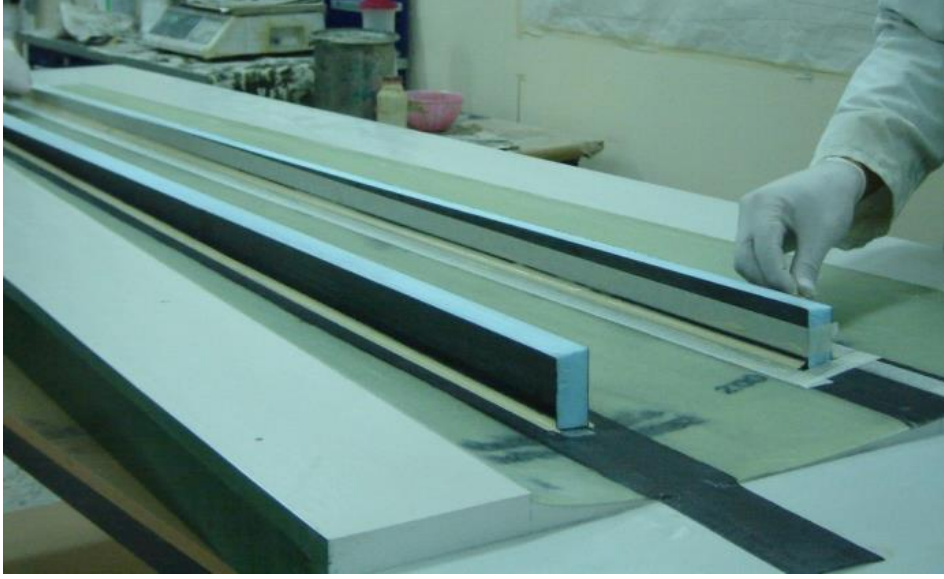
Kanat kabuklarının üretilmesinden sonra kanat ön ve arka kirişlerinin alt kabuk ile bütünleşik hale getirilmesi çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu işlem için öncelikle kanadın ön ve arka kirişinin mavi sert köpükten kalıpları üretilmiş ve kiriş kalıplarının yan yüzeyleri ince bir kat karbon kompozit ile kaplanmıştır. Yan yüzlerde ince bir kat kompozit kullanmanın amacı vakum işlemi sırasında köpüklerin ezilmesini önlemek ve kiriş yüksekliğini sabit tutabilmektir.



Şekil E-15 Kanat kirişlerinin yanlarına uygulanan karbon kompozit katmanları

Aşama 4: Kanat Kirişlerinin Kanat Alt Yüzeye Yerleştirilmesi

Kanat kiriş kalıplarının, alt kanat yüzeyi üzerine halihazırda yerleştirilmiş olan ön ve arka kiriş karbon şeritlerin üzerine yerleştirme işlemi Şekil E-16'da gösterilmektedir. Kiriş kalıpları köşelerine özgül ağırlığı düşük olan bir yapıştırıcı uygulanarak hem kiriş kalıplarının alt kanat yüzeyine tutturulmaları mümkün olacak, hem de köşe yarıçapı verilerek bir sonraki işlem olarak ana taşıyıcı kiriş yüzeylerini oluşturacak karbon kompozit katların alt yüzey ile kanat kiriş yüzeyleri arasında yumuşak bir geçişe sahip olması sağlanacaktır.

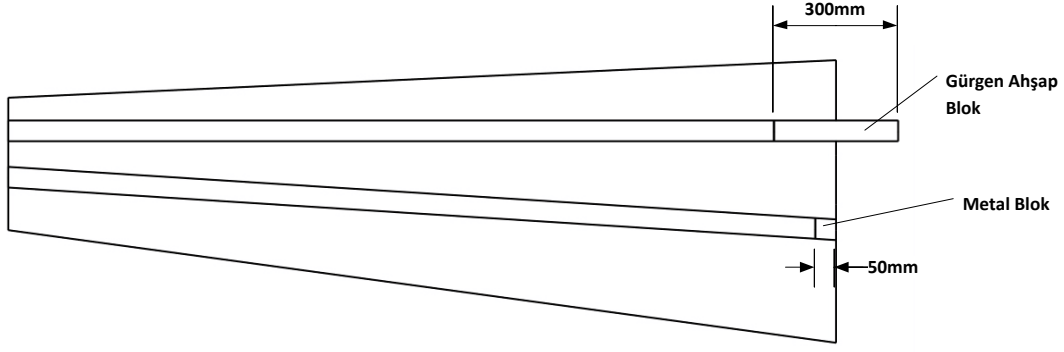


Şekil E-16 Kanat kirişlerinin Kanat alt yüzeyine yerleştirilmesi

Son işlem olarak kiriş üst yüzeylerini kanat üst yüzeyinin altına bağlanmasını sağlayacak yapıştırıcı kalınlığı da göz önüne alınarak kanat kiriş köpük kalıplarının üst yüzeyleri zımparalanacaktır. Şekil E-17'de görüldüğü gibi kiriş üst yüzeyleri ile üst kanat yüzeyinin arasında öngörülen yapıştırıcı kalınlığı kadar boşluk bırakılacaktır.



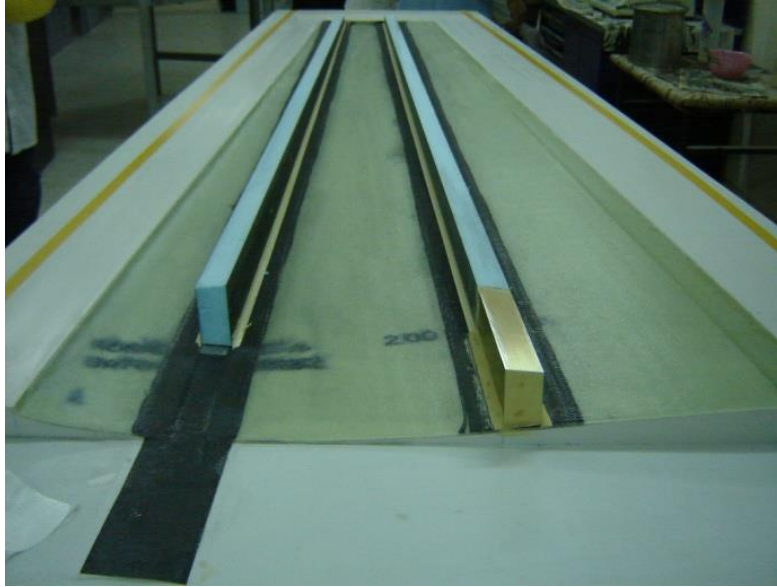
Şekil E-17 Kanat üst yüzeyi ile kirişler arasında yapıştırıcı kalınlığı kadar boşluk bırakma işlemi



Şekil E-18 Kanat kirişleri, ahşap blok ve alüminyum bloğun Kanat alt yüzeyine yerleşimi

Aşama 5: Kanat Arka Kirişine Metal Parçanın Eklenmesi

Şekil E-19, Arka kiriş köküne yerleştirilen üzerine alodin kaplanmış olan 7075-T6 alüminyum bloğu göstermektedir. Alüminyum blok kanat kirişinin kök tarafına epoksi ile yapıştırılacak ve köşelerine hafif yapıştırıcı ve macun çekilerek köşe yarıçapları oluşturulacaktır. Şekil E-19 eski üretim görseli olduğu için, şekilde daha uzun görünmesine rağmen alüminyum bloğun uzunluğu 5 cm olacaktır.



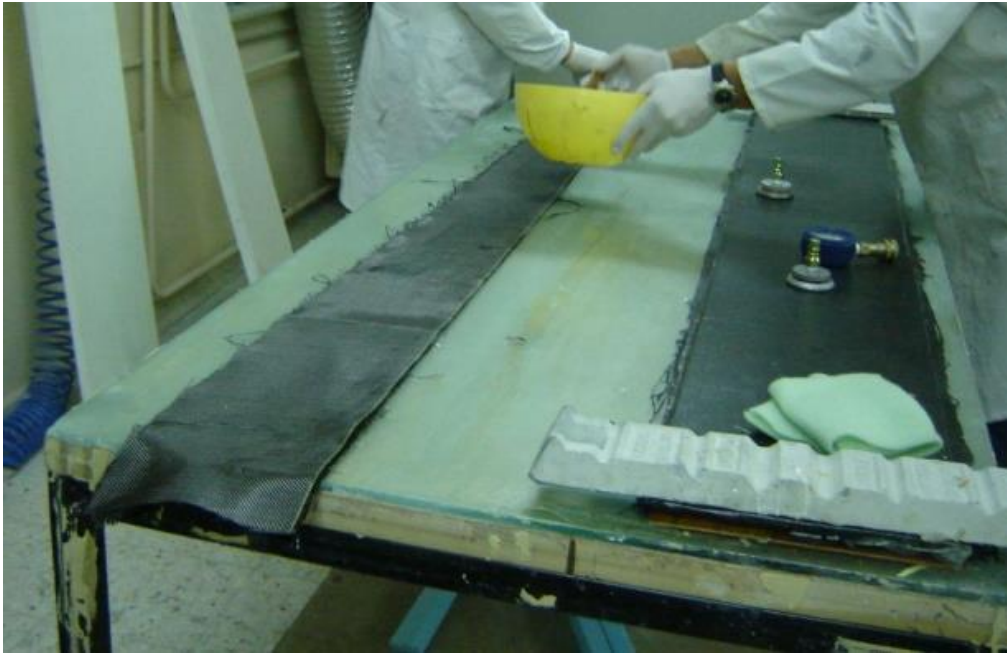
Şekil E-19 Kanat arka kiriş köküne alüminyum bloğun yerleştirilmesi

Bu işlemten sonra alüminyum blok üzerine Şekil E-20’de görüldüğü gibi ince bir kat cam elyaf-reçine kompozit katman yerleştirilecektir.



Şekil E-20 Alüminyum blok üzerine serilen ince cam elyaf-reçine katmanı

Bu işlemi takiben, Şekil E-21'de görüleceği üzere, arka kirişin üzerine yerleştirilecek olan karbon-kompozit katlar şerit halinde kesilerek ayrı olarak epoksi reçinesi ile ıslatılacaktır. Son olarak bu katmanlar, Şekil E-22'de görüldüğü gibi kirişler üzerine, boydan boya 2 kat 300 gr/m²'lik karbon kumaş serilecektir. 3. kat 300 gr/m²'lik karbon kumaş ise kökten kuyruk bağlantısını kanat ucuna doğru 10 cm geçecek şekilde önceki katların üstüne serilecektir. Sonrasında da kirişler desteklenerek vakum işlemi uygulanacaktır.



Şekil E-21 Kiriş yapısını oluşturacak karbon kumaşların ayrı yerde reçine ile ıslatılarak hazırlanması



Şekil E-22 Kiriş yapısını oluşturan karbon kumaşların kiriş kalıpları üzerine serilmesi

Aşama 6: Kanat Ön Kirişine Ahşap Parçanın Eklenmesi

Kanadın ön kirişinin köküne gürgen bir blok yerleştirilecektir. Ön kiriş genişliğindeki gürgen blok bulmak zor olduğundan öncelikle gürgen levhalar epoksi ile birbirlerine yapıştırılarak kalın bir blok üretilir ve daha sonra bu bloktan kanadın ön kiriş kökü uygun ebatlarda kesilebilir. Gürgen bloğun uzunluğu 30 cm olacaktır. Bu blok kanat köküne, 15 cm'i kanat içinde 15 cm'i ise dışarıda kalacak şekilde yerleştirilecektir.

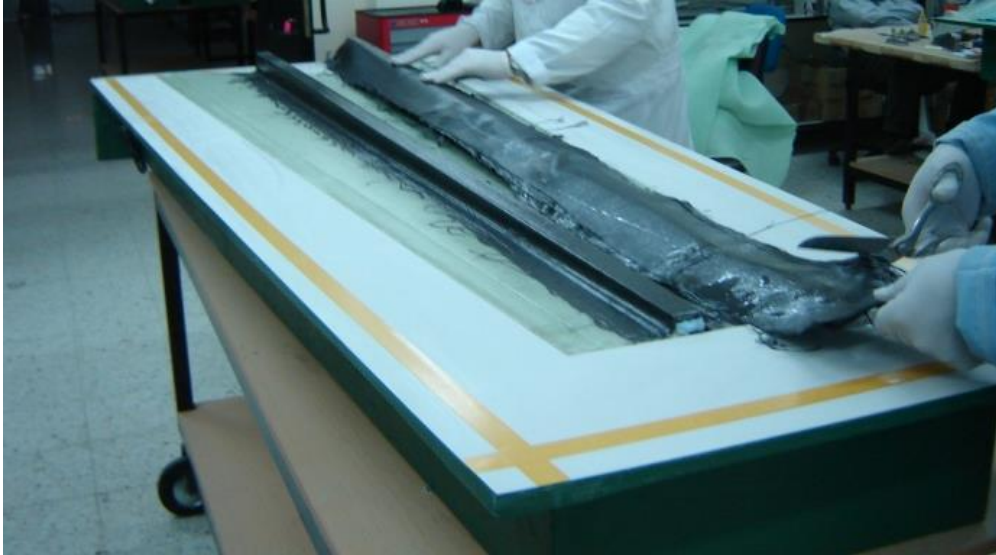


Şekil E-23 Kanat ön kirişine yerleştirilen gürgen blok

Çıkıntının seviyesi kanadın alt yüzeyi ile aynı seviyededir, ancak kanat alt kabuğunun üretimi sonrasında kanat alt kabuğu bir et kalınlığına sahip olacaktır. Bunun gürgen blok ile seviye farkı oluşmasına neden olmaması için Şekil E-24'te görüldüğü gibi karbon-epoksi kompozit katlar ile doldurulacaktır. Bu işlemden sonra arka kiriş üretiminde izlenen yol ön kiriş içinde uygulanmıştır.



Şekil E-24 Gürgen bloğun altına karbon-epoksi kompozit katlar ile yapılan dolgu



Şekil E-25 Arka kirişe uygulanan işlemlerin ön kirişe uygulanması

Şekil E-26'da ön kirişin alt kanat kabuğu ile bütünleşik hale getirilmesinden sonra, gövde içine girecek olan kısmının kumaşların kenara taşması nedeni ile oluşan fazlalıkları görülmektedir. Bu fazlalıklar trimlenerek, Şekil E-27'de görülen ön kiriş genişliğine uygun boyuta getirilecektir.



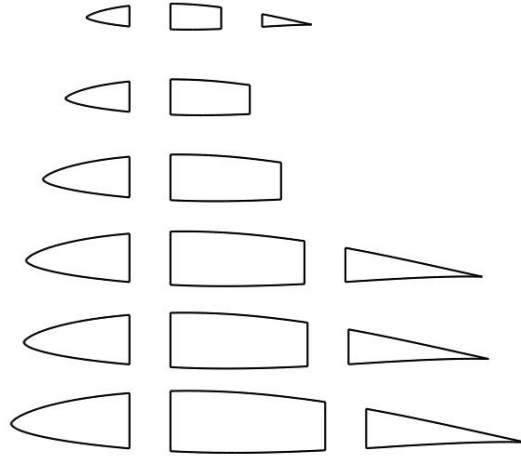
Şekil E-26 Ön kirişin gövdeye gireceği kısımda işlem sonrasında oluşan fazlalıklar



Şekil E-27 Ön kirişin trimlenerek düzeltilmiş hali

Aşama 7: Sinirlerin Hazırlanması

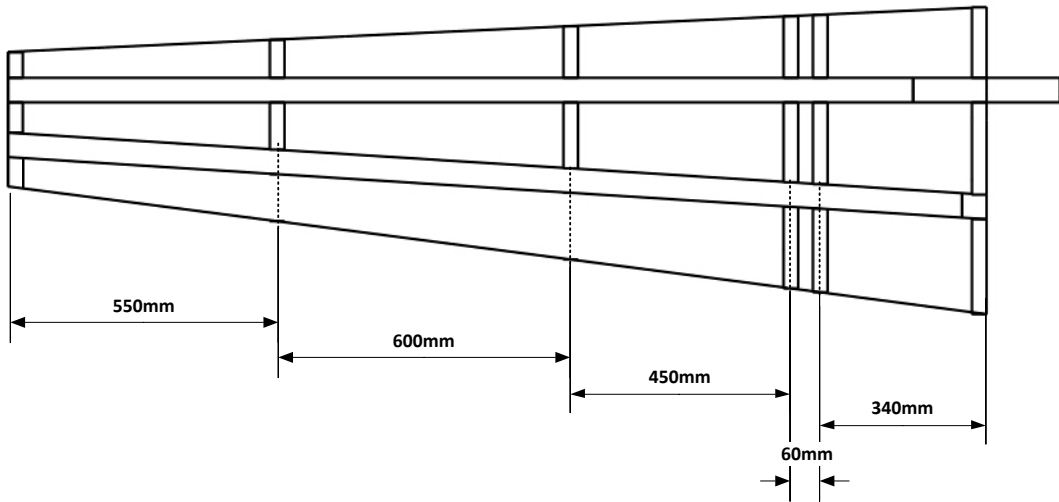
Bu aşamada kanat sinirleri üretilecektir. Kanat sinirleri, ortada 2 cm Airex köpük, köpüğün alt ve üst taraflarına ikişer kat 93 gr/m²'lik olacak şekilde sandviç yapısında üretilecektir. Sinir üretimi için öncelikle bir plaka ayrı olarak vakum torbalama tekniği kullanılarak üretilecektir. Daha sonra sinirler bir şablon yardımı kesilip ve şerit zımpara ile düzeltilecektir. Şekil E-28'de üretilecek sinirlerin kesitleri gösterilmiştir.



Şekil E-28 Üretilen kanat sinirlerinin kesitleri

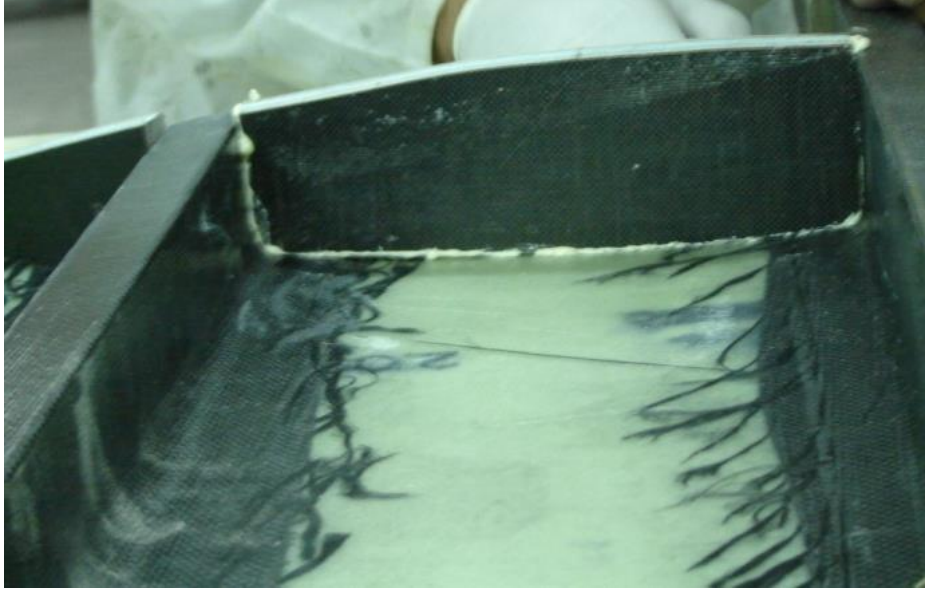
Aşama 8: Sinirlerin Kanat Alt Yüzeye Yerleştirilmesi

Hazırlanan sinirler, kanat alt yüzeyine Şekil E-29'da gösterilen pozisyonlarında yerleştirilecektir.

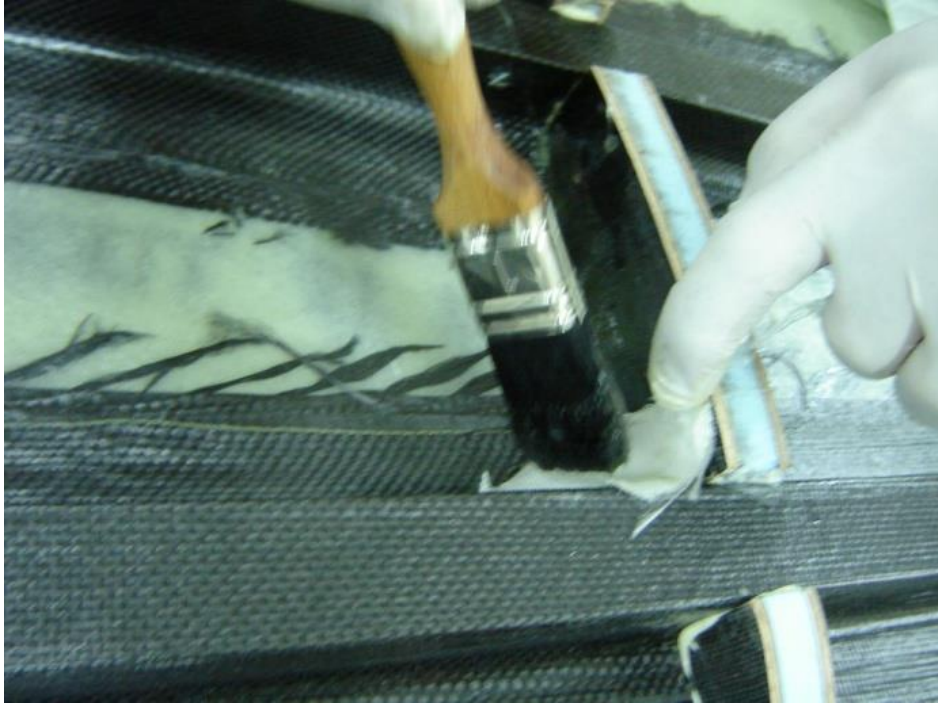


Şekil E-29 Sinirlerin Kanat alt yüzeyindeki pozisyonları

Kesilen sinirler öncelikle poliüretan köpük yapıştırıcı ile kanadın alt kabuğu ve ön/arka kirişlere yapıştırılacaktır. Daha sonra cam elyaf-epoksi katlar sinir ile kirişlerin ve sinir ile alt kabuğun kesiştikleri kenarlar boyunca yerleştirilerek güçlendirme yapılacaktır.

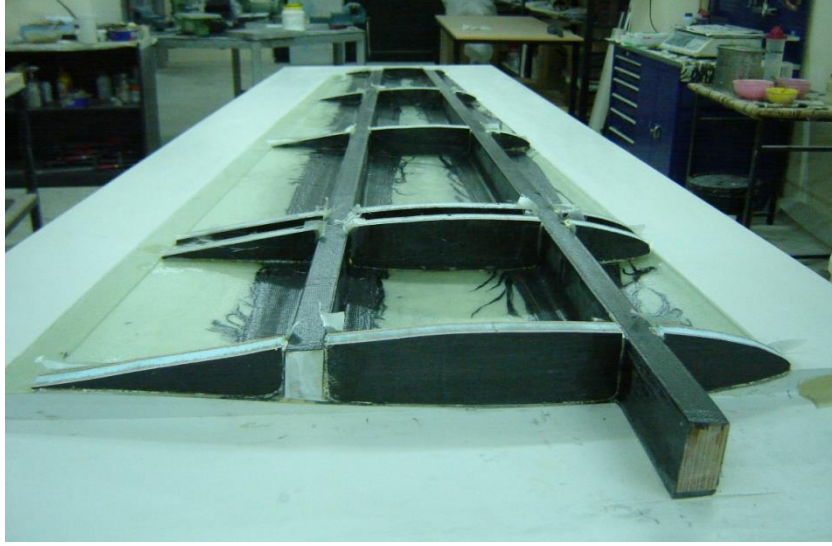


Şekil E-30 Sinirlerin kanat yüzeyine köpük yapıştırıcı ile yapıştırılması



Şekil E-31 Sinir-kiriş birleşme noktalarının cam elyaf-epoksi ile güçlendirilmesi

Şekil E-32'de görülen kanat köküne yakın olan iki adet sinir kuyruk bağlama kirişlerinin bulunduğu bölgededir.

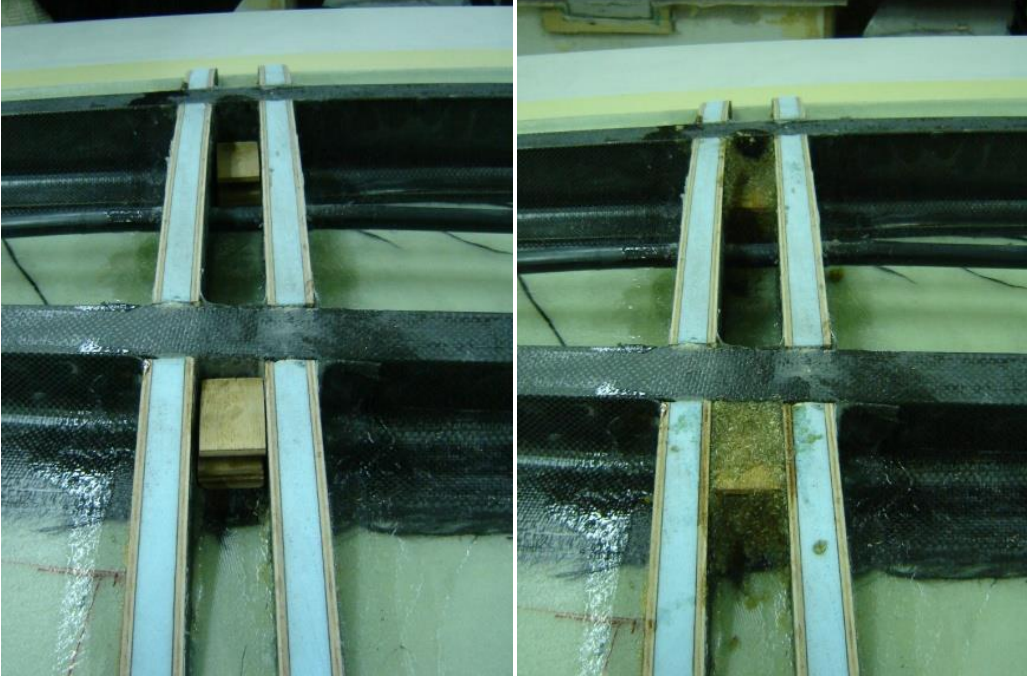


Şekil E-32 Sinirlerin yerleşimi

Kuyruk kirişlerinin bağlantı noktaları için paslanmaz çelik bir plaka iki adet gürgen blok arasında sandviç yapılacaktır. Daha sonra hazırlanan bu bağlantı noktaları iki yakın sinir arasına yerleştirilecektir. Kuyruk düzlemi borularının kanat üzerindeki bağlantı noktaları kanadın ön kirişinin kanat tork kutusu tarafı ile kanadın arka kirişinin kanadın firar kenarı tarafına yerleştirilecektir. Bağlantı blokları birbirlerine ve kanada epoksi-tahta tozu karışımı ile birlikte bağlanacaktır. Bu aşamalar sırasıyla Şekil E-33 ve Şekil E-34'te gösterilmektedir.



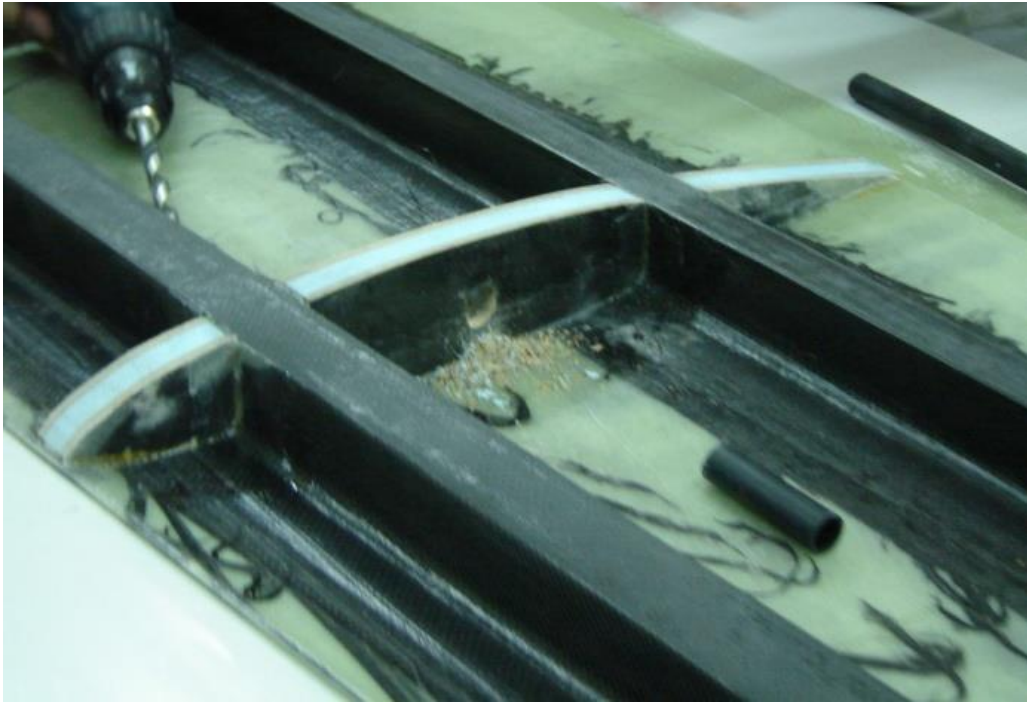
Şekil E-33 Bağlantı noktalarının yapımı



Şekil E-34 Bağlantı noktalarının yerleştirilmesi (solda) ve yapıştırılması (sağda)

Aşama 9: Kablo Borularının Yerleştirilmesi

Bu aşamada kanat içine yerleştirilecek olan kontrol yüzey servoları için sinyal ve güç kablolarının geçeceği plastik boruların hazırlanması ve yerleştirilmesi yapılacaktır. Bu boruların hava aracının gövdesine ulaşması için kanat sinirleri üzerinde Şekil E-35'te gösterildiği gibi delikler açılacaktır.



Şekil E-35 Kablo boruları için sinir üzerinde delik açılması

Bu deliklerden kablo boruları geçirildikten sonra, borular kanat alt yüzeyine cam elyaf-epoksi kompozit katmanı ile sabitlenecektir.



Şekil E-36 Kablo borularının kanat alt yüzeyine sabitlenmesi

Bu aşamadan sonra kanat alt yüzeyi, üst yüzey ile birleştirilmek üzere Şekil E-37'de gösterildiği gibi hazır hale gelecektir.



Şekil E-37 Kanat alt yüzeyinin üst yüzey ile birleştirilmeye hazır son halı

Aşama 10:Kanat Alt ve Üst Yüzeylerin Yapıştırılması

Kanadın üst kabuğunun bütünleşik alt grup ile bir araya getirilmesi işlemi için yapıştırıcı olarak, iki bileşenli yapıştırıcı (AW 106/HV 953 U veya benzeri) ile toz haline getirilmiş balsa/tahta ile karışımı kullanılacaktır. Bu karışım kanat kirişlerinin ve kanat sinirlerinin üst yüzeylerine ve kanadın hücum ve firar kenarı boyunca Şekil E-38'de görüldüğü gibi sürülecektir.



Şekil E-38 Yapıştırıcı karışımın yüzeylere uygulanması

Alt kabuk bütünleşik sistemi üzerinde yapıştırıcı uygulandıktan sonra üst kabuk kendi dişi kalıbı içine konulmuş ve kalıp ters çevrilerek her iki kalıp karşılıklı olarak bir araya getirilecektir. Bu işlem sırasında alt ve üst kabuk dişi kalıplarının üretimleri sırasında çapraz olarak açılmış olan merkezleme delikleri içine pimler yerleştirilerek kalıpların birbirlerini tam olarak karşılaması sağlanacaktır.



Şekil E-39 Kanat alt ve üst yüzeylerinin kalıplar yardımıyla birleştirilmesi



Şekil E-40 Kanat alt ve üst yüzey kalıplarının birbirlerine işkenceler yardımıyla sabitlenmesi

Şekil E-40'ta her iki kalıbın birbirleri ile karşılıklı gelecek şekilde işkenceler ile sabitlenmiş diğer görüntüsü görülmektedir. Kalıplar bu şekilde bir gece yapıştırıcının donması için bırakılacaktır.

Aşama 11:Trim

Yapıştırıcının donmasından sonra kalıpların birbirlerinden ayrılacaktır. Kalıplardan ayrılan kanadın hücum kenarı boyunca cam-elyaf-epoksi kompozit katlar yerleştirilerek hücum

kenarının dayanımı arttırılacaktır. Hücüm kenarına yerleştirilen kompozit şeritlerin üzeri yüzey pürüzlülüğünü gidermek için Şekil E-41’de görüldüğü gibi çelik macun uygulanacaktır.



Şekil E-41 Hücüm kenarının pürüzlerini gidermek için çelik macunu uygulanması

Gövdeye girecek olan kiriş kökü çevresine, Şekil E-42’de gösterildiği gibi, bir kat karbon-epoksi kompozit katmanı uygulanarak tüm yüzeylerinin birbiriyle bağlantısı sağlanacaktır. Donması esnasında bu kat, işkence ve tahta bloklarla, Şekil E-43’te gösterildiği şekilde sabitlenecektir.



Şekil E-42 Kiriş köküne birleştirici karbon-epoksi kompozit katmanı uygulanması



Şekil E-43 Uygulanan katın donması esnasında kullanılan işkence ve tahta bloklar

Bu kata daha sonra çelik macunu uygulanarak pürüzsüz hale getirilecektir. Aynı şekilde kanadın kökünde yer alan sinir zımparalanarak pürüzsüz hale getirilecektir.



Şekil E-44 Kiriş köküne çelik macunu uygulanarak pürüzsüz hale getirilmesi



Şekil E-45 Kanat kökündeki sinirin zımparalanarak pürüzsüz hale getirilmesi



Şekil E-46 Kanadın bu aşamaya kadarki son hali

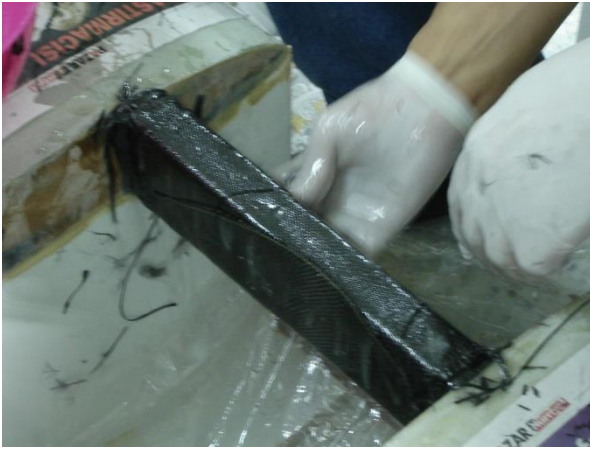
Aşama 12:Sağ ve Sol Kanadın Bir araya Getirilmesi ve Yuva Üretimi

İki kanat üretildikten sonra Şekil E-47'de gösterildiği gibi kirişleri ucuca gelecek şekilde tahtadan yapılmış kanat kalıplarına kanat kökleri ve uçlarından oturtulacaktır.



Şekil E-47 Kanat köklerinin oturtulacağı tahta kalıp (solda), kanatların kirişleri ucuca getirilmiş hali (sağda)

Kirişlerin birleşik hali erkek kalıp gibi kullanılarak, dışarıda reçine ile ıslatılmış karbon kumaşlar gerdirilerek bu kirişlerin çevresine sarılacaktır. 93 gr/m²'lik karbon kumaş kullanılarak 3 mm et kalınlığı elde edilinceye kadar sarma işlemi tekrarlanacaktır. Uygulama sonrasında, kanat köklerine yakın köşelere şerit cam elyaf kumaşlar serilerek karbon katmanların dağılması önlenecektir.



Şekil E-48 İslatılmış karbon kumaşların kirişlere sarılması (solda), Cam elyaf şeritlerin sarılması (sağda)

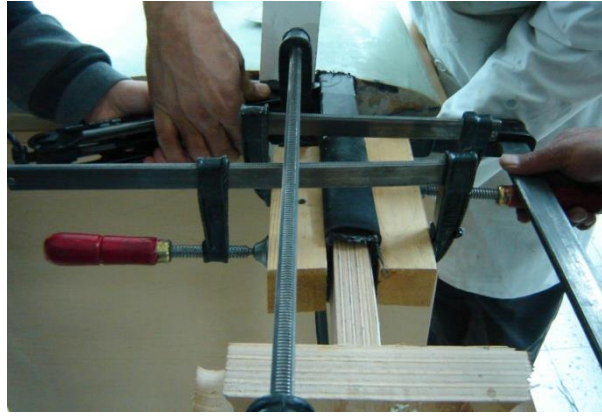
Sarım işlemi tamamlandıktan sonra dört yüzeye de tahta bloklar ve işkenceler yardımıyla baskı uygulanacak ve katmanlar donmaya bırakılacaktır.



Şekil E-49 İşkençe ve tahta bloklarla sabitlenmiş yuva

Aşama 13: Yuva Trim

Donma işleminden sonra yuva, kirişler üstünden ayrılarak fazlalıkları trimlenecektir.



Şekil E-50 Yuvanın kirişlerden ayrılması

Ön kirişlerin gövde içerisinde gireceği yuva Şekil E-51'de gösterildiği gibi üretilmiş olacaktır.



Şekil E-51 Ön kiriş gövde yuvasının son hali

Aşama 14: Arka Kirişlere Delik Açma, Diş ekme ve Helicoil Yerleştirme

Arka kiriş alüminyum bloğu üzerinde 2 adet delik açılacaktır. Açılmış olan bu delikler içine M8 helicoil çekilecek ve arka kiriş gövde içinde yer alan bir çevresel iskelet yapısına 2 adet cıvata ile bağlanacak hale getirilecektir. Delik açma ve helicoil yerleştirme işlemleri Şekil E-52'de gösterilmektedir.



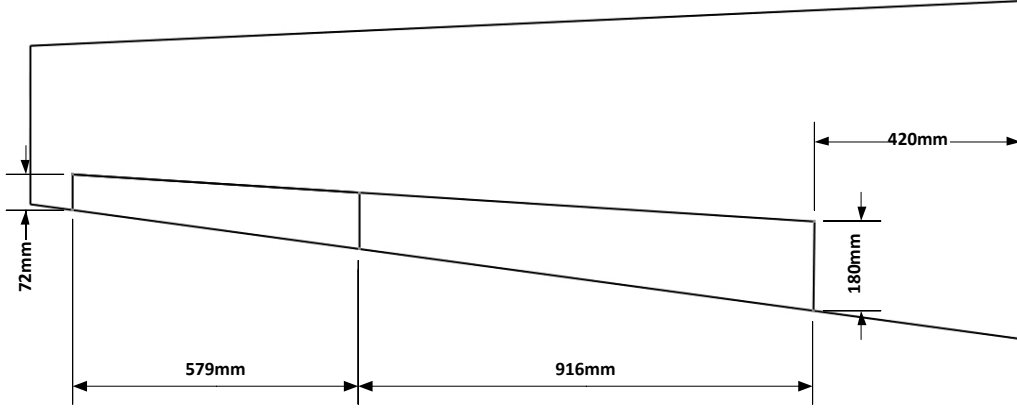
Şekil E-52 Delik açma ve helicoil yerleştirme (solda), işlemler sonrasında arka kirişteki cıvata yuvaları (sağda)

Aşama 15: Kontrol Yüzeylerinin Kesilmesi

Kontrol yüzeyleri üretilmiş olan kanatlardan kesilecektir ve kesilen yüzeyler üzerinde güçlendirme işlemleri yapılarak kullanılacaktır. Şekil E-53'te üretilmiş olan kanattan kontrol yüzeyi kesim işlemi, Şekil E-54'te ise kontrol yüzeylerinin kesileceği yerler gösterilmektedir.



Şekil E-53 Kontrol yüzeylerinin kanattan kesim işlemi

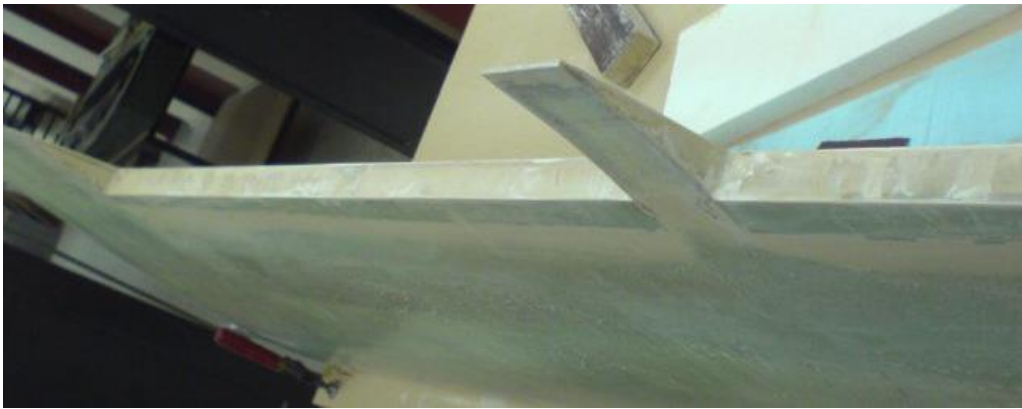


Şekil E-54 Kontrol yüzeylerinin kesileceği bölgeler

Kontrol yüzeyi kesilmiş olan kanadın kontrol yüzey kesim yerlerindeki boşlukları tahta blok ve yapıştırıcı ile Şekil E-55'te gösterildiği gibi doldurulacaktır.

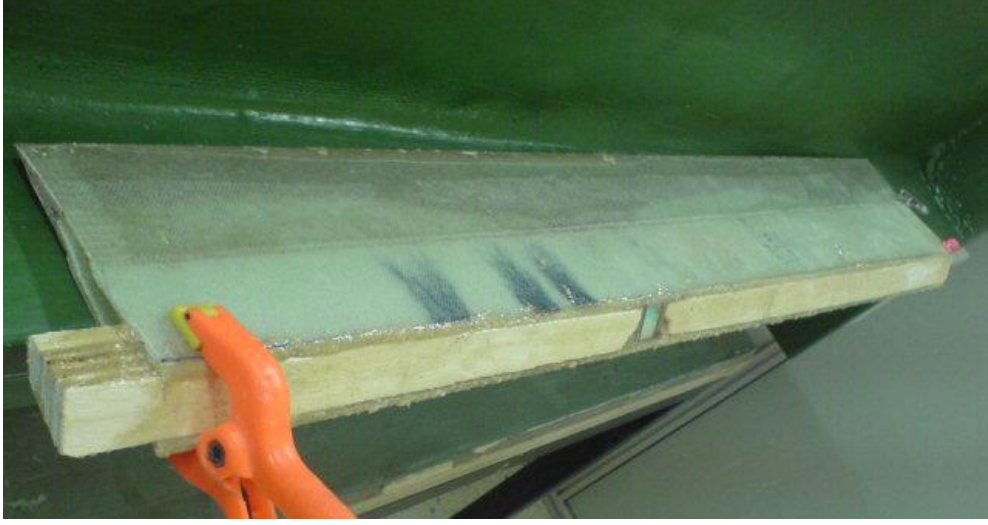


Şekil E-55 Kanatta kalan boşlukların tahta blok ve yapıştırıcı ile doldurulması



Şekil E-56 Kesim yerlerinin doldurulduktan sonra zımparalanması ve düzeltilmesi

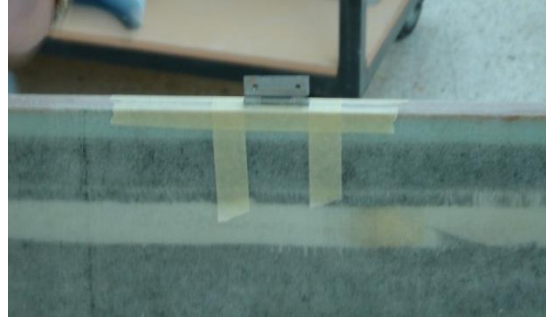
Benzer şekilde kontrol yüzeylerinin boş kısımları da tahta bloklar ile doldurulacak ve güçlendirilecektir. Doldurulan kontrol yüzeyleri Şekil E-57'de gösterilmektedir.



Şekil E-57 Tahta bloklar ile doldurulmuş kontrol yüzeyi

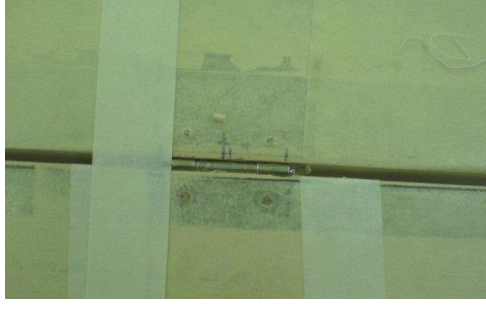
Aşama 16: Kontrol Yüzeylerinin Kanatlara Montajı

Döner mesnetler, kanadın kesik kenarı boyunca güçlendirme ve mesnet yerleştirme amacı ile konulmuş olan tahta bloğun uç kısmına gömülecektir. Tahta bloğun uç kısmı döner mesnetin bir dikdörtgen kenarının gireceği kadar oyulacaktır. Oyulan bu yuvaya yapıştırıcı doldurulacak ve döner mesnetin bir kenarı bu yapıştırıcı dolu yuvaya yerleştirilecektir.



Şekil E-58 Kesilen yuvaya yerleştirilmiş mesnet

Benzer şekilde kanat kontrol yüzeyleri üzerine de karşılık gelecek yuvalar açılıp mesnetlerin diğer ucu bu yuvalara yerleştirilecektir. Daha sonrasında mesnetler, deliklerinden delinecektir. Delikler yapıştırıcı ile doldurulacak ve bu deliklere pim görevi görmesi için tahta çubuklar gömülecektir.



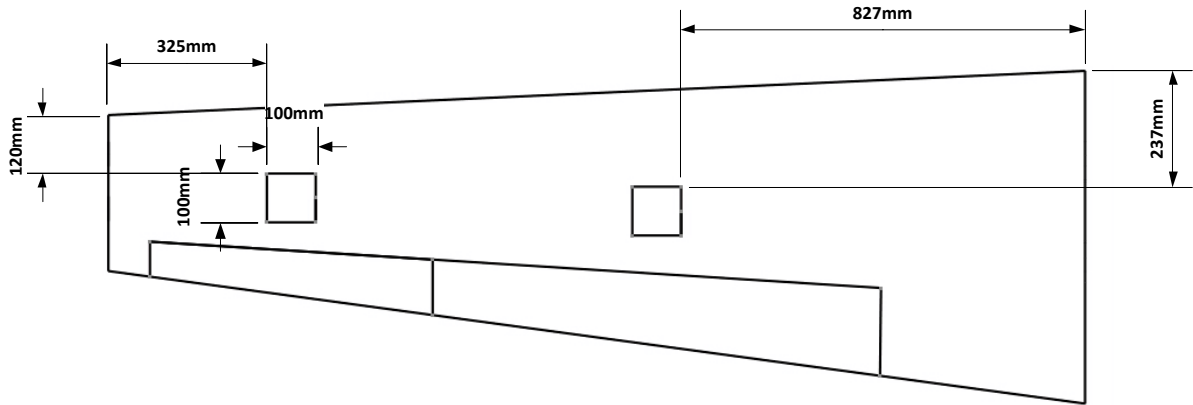
Şekil E-59 Pimleri yerleştirilmiş, iki yüzeye de gömülmüş mesnet



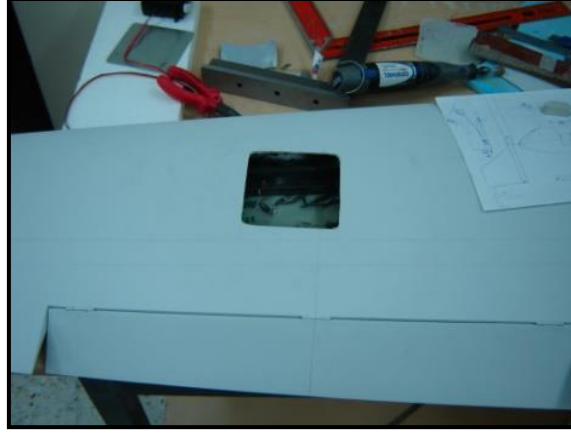
Şekil E-60 Kontrol yüzeyi montajı yapılmış kanat

Aşama 17: Servo Kapak Yuvalarının Hazırlanması

Servo yuvaları Şekil E-61'de belirtilen pozisyonlarında kanat üst yüzeyi kesilerek açılacaktır.



Şekil E-61 Servo yuvalarının açılacağı yerler



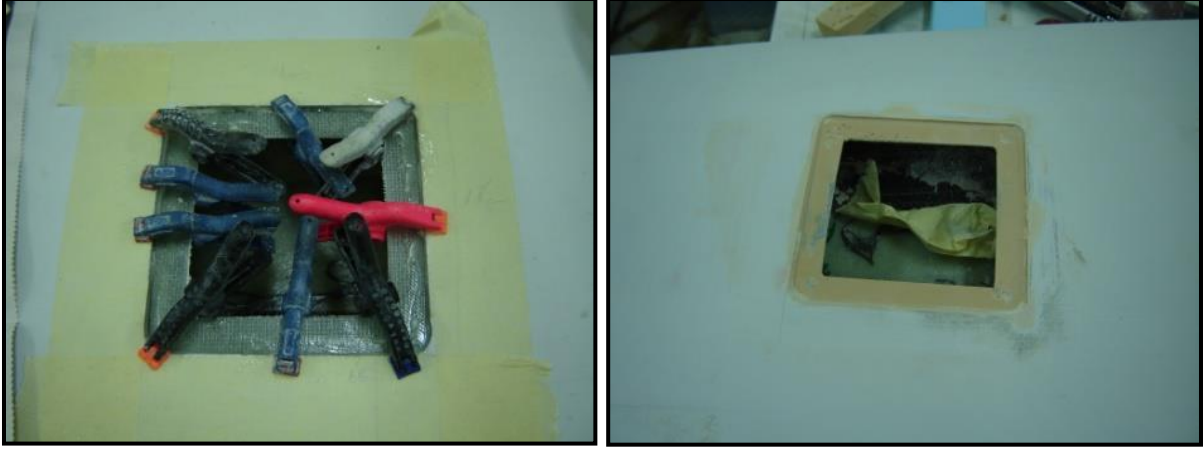
Şekil E-62 Servo yuvasının açılmış hali

Kanadın erkek kalıbı üzerine, servo yuvalarından biraz daha geniş olacak şekilde iki kat parça cam elyaf-reçine kompozit kat yapılarak, servo kapakları için çerçeve yapılacaktır. Erkek kalıp üzerine cam elyaf serimi ve çerçevenin yapılışı Şekil E-63'te gösterilmiştir.



Şekil E-63 Erkek kalıp üzerine cam elyaf serimi (solda) Çıkan katmanların elle kesilerek çevre haline getirilmesi (sağda)

Çıkan çerçeveler iç kısımdan servo yuva girişlerine yapıştırılacaktır. Yapıştırma işlemi ve son görünüm Şekil E-64'te gösterilmektedir.

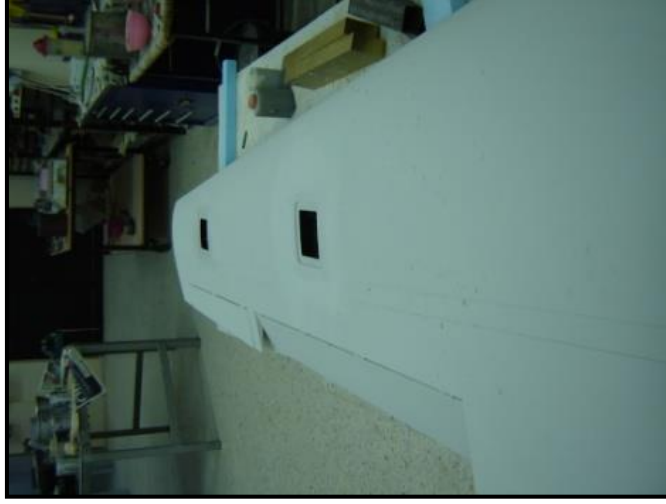


Şekil E-64 Çerçevenin içeriden servo yuvasına yapıştırılması (solda) çerçevenin zımpara ile pürüzsüzleştirilmeden önceki son hali (sağda)

Son olarak yuva üstüne ince metal bir plaka çift taraflı bant yardımıyla yuvayı kapatacak şekilde yapıştırılacaktır. Bu plaka üstüne bir kat karbon bir kat cam elyaf olarak iki katlı kompozit katman uygulanacaktır. Bu katman donduktan sonra, trimlenerek servo yuvasına uygun kapak haline getirilecektir.



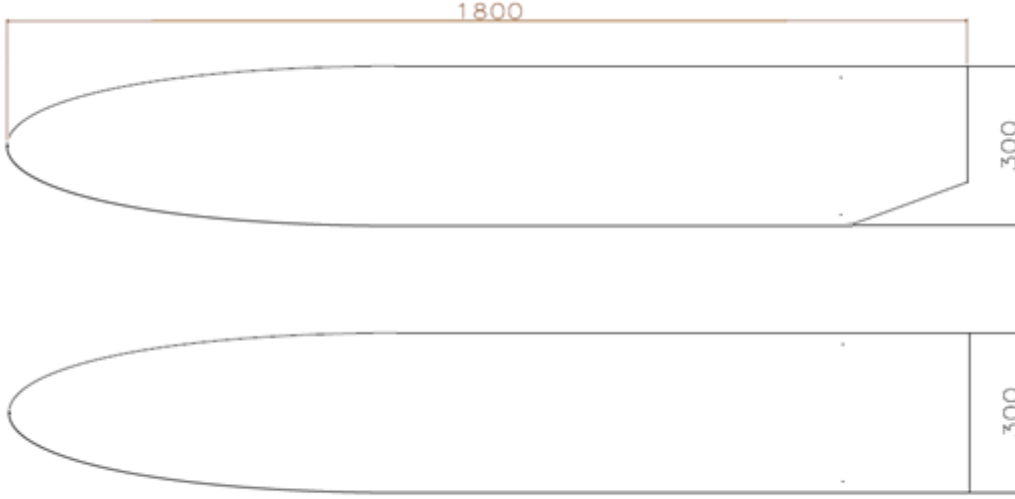
Şekil E-65 Servo yuvası üstüne ince metal plaka yapıştırılması (solda) kompozit katların uygulanması (ortada) çıkan katların trimlenerek kapak haline getirilmesi (sağda)



Şekil E-66 Servo yuvalarının son görünümü

2- GÖVDE ÜRETİM

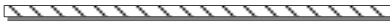




SOL VE SAĞ GÖVDE ÜRETİMİ



Şekil E-67 Gövde kalıp ölçüleri (mm)







Aşama 1: Kompozit Dış Yüzeyin Hazırlanması: Elyaf ve Karbon Katman

Sağ Gövde ve Sol Gövde kodlu kalıplar kullanılarak, aşağıdaki gibi malzemeler hazırlanacaktır.

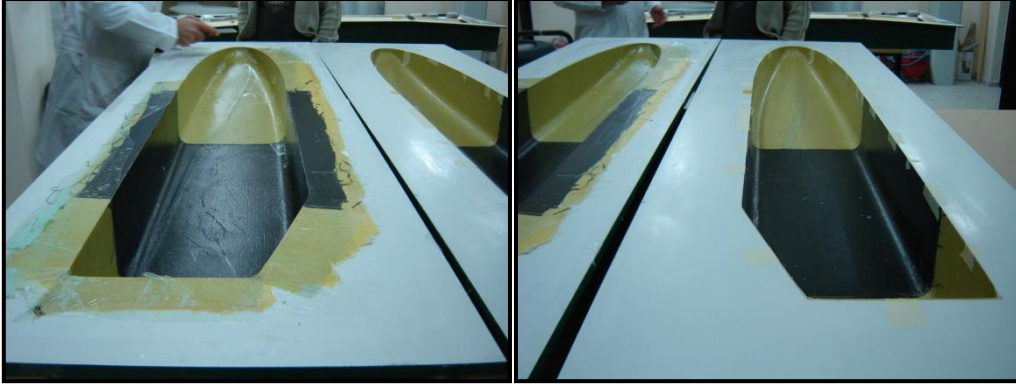
Kalıp Yüzey	
150 gr Elyaf	
61 gr Kevlar	
150 gr Elyaf	
61 gr Kevlar	

Şekil E-68 Gövde Kabuğu ilk aşamada kullanılan malzemeler

Orta gövdede kanat iniş takımının bulunacağı kısımda yukarıdaki katmanlara ek olarak en iç katta 93 gr/m²'lik karbon kullanılacaktır. Bu kısımda katmanlar aşağıdaki gibi olacaktır.

Kalıp Yüzey	
150 gr Elyaf	
61 gr Kevlar	
150 gr Elyaf	
61 gr Kevlar	
98 gr Karbon	

Şekil E-69 Orta Gövde Kabuğu ilk aşamada kullanılan malzemeler



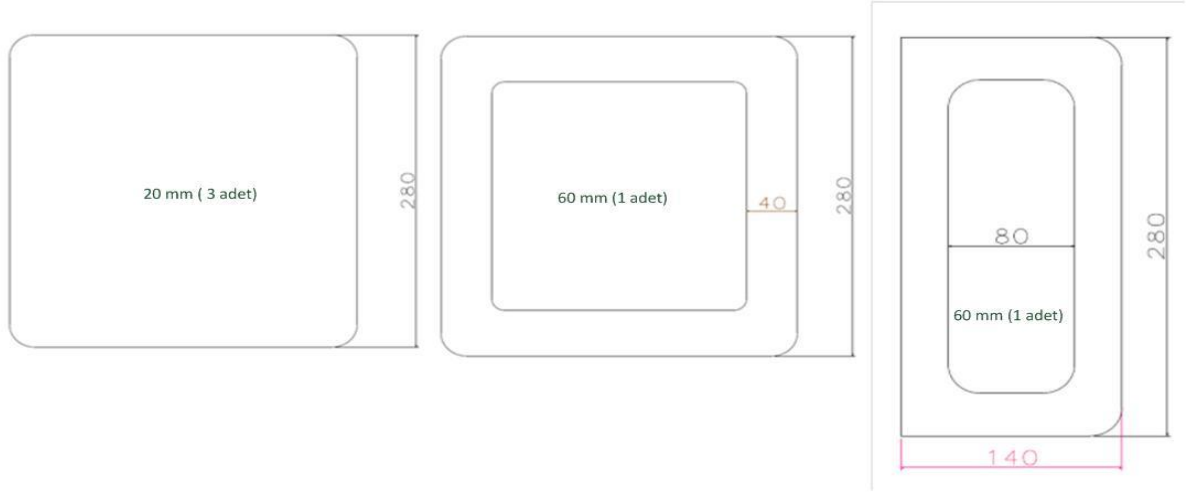
Şekil E-70 Gövde kabuğu kürlenmiş ve fazlalıkları kesilmiş hali (ön kiriş iskeletin 10 cm ötesinden arkaya kadar Şekil E-69'daki katmanlar uygulanacak)

Aşama 2: Gövde İç Yapısı ve Kabukların Birleştirilmesi

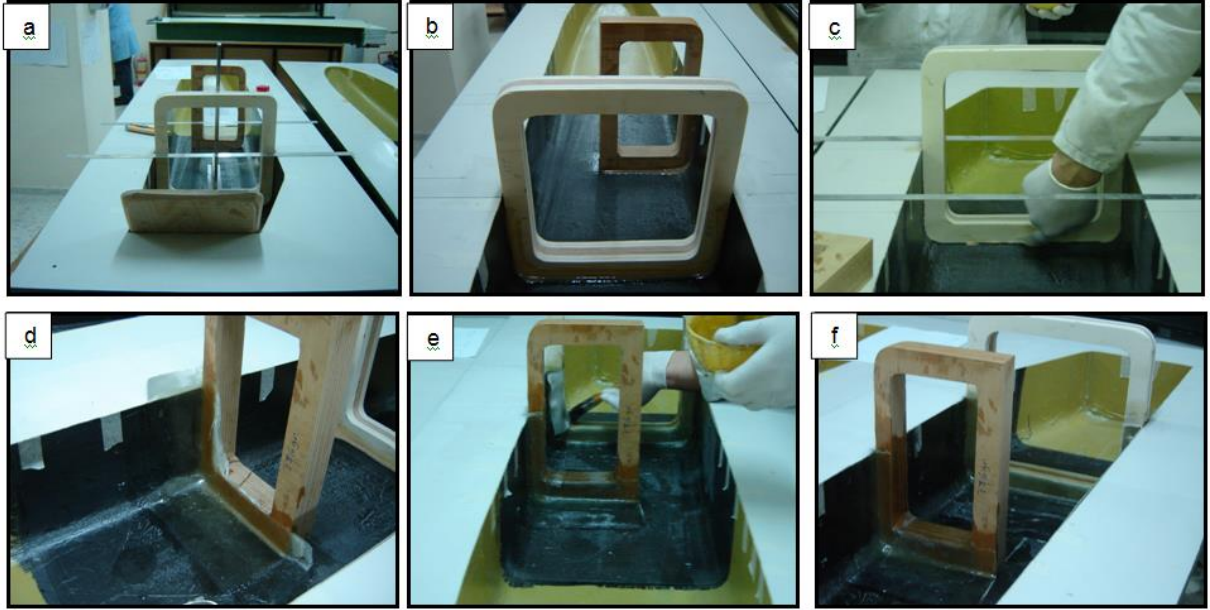
Gövde içerisine ahşap kontrplak iskeletler yerleştirilerek gövde içerisinde yük yoğunluğunun fazla olacağı kısımlarda sağlamlaştırma yapılacaktır. Taşıyıcı iskeletler konulacağı kısımlardaki gövde iç yapısına uyum sağlayacak şekilde Şekil E-71'deki ölçülerde kontrplaktan kesilecektir.

Şekil E-72 Kontrplak İskeletlerin Yerleşimi(a)'da en önde görülen ahşap kontrplak kesit motor bağlantısının yapılacağı kesittir ve kalınlığı 20 mm'dir. (b)'de arkada bulunan kesit gövdenin yaklaşık olarak alt yarısını kaplayacak büyüklükte hazırlanarak içi boşaltılacak ve kanat ana kirişlerinin içinden geçirileceği ana kiriş kutusunun yerleştirilmesine olanak sağlayacak şekilde ana kirişlerin bulunduğu istasyona yerleştirilecektir. Bu nedenle bu iskelet kanat kiriş kutusu kalınlığındaki kontrplaktan (60 mm) kesilecektir. İkinci iskelet ise (c)'de gösterildiği gibi ana iniş takımının ve kanat arka kiriş bağlantısının bulunduğu istasyona uygun boyutta 60 mm kalınlığındaki kontrplaktan hazırlanacak ve ağırlıktan tasarruf etmek ve yakıt deposunun ve iç aksamın gövde içinden geçişini engellemek amacıyla içi boşaltılacaktır. Üçüncü iskelet ise ön iniş takımının bağlanacağı istasyona yerleştirilecektir. Diğer bölme duvarı ise ön bölme duvarıyla ana kirişin bulunduğu istasyonun arasında olacaktır (72). Bahsedilen son iki istasyonun kalınlıkları 20 mm ve ölçüleri Şekil E-71'deki en soldaki çizim

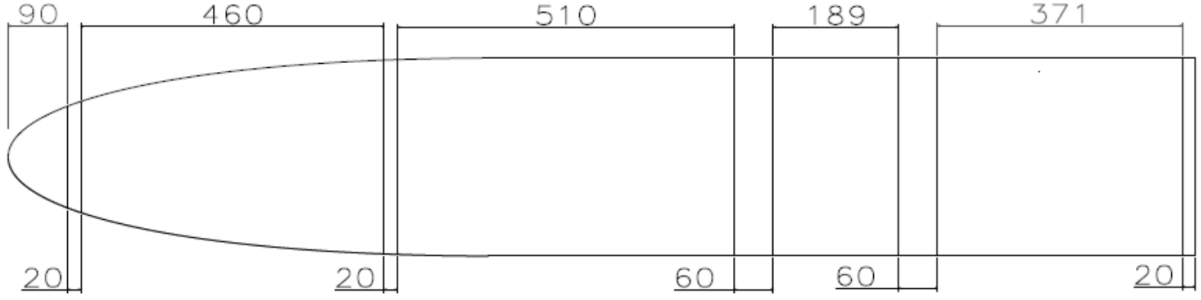
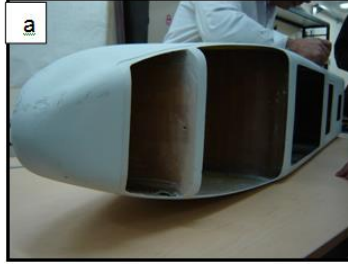
gibi olacaktır. Son olarak iskeletlerin gövdeyle bağlantılarını sağlamlaştırmak amacıyla 93 gr/m²'lik karbon kumaş kullanılacaktır (Şekil E-71 (d,e,f)).



Şekil E-71 Kontrplak iskelet çizimleri (mm)



Şekil E-72 Kontrplak İskeletlerin Yerleşimi

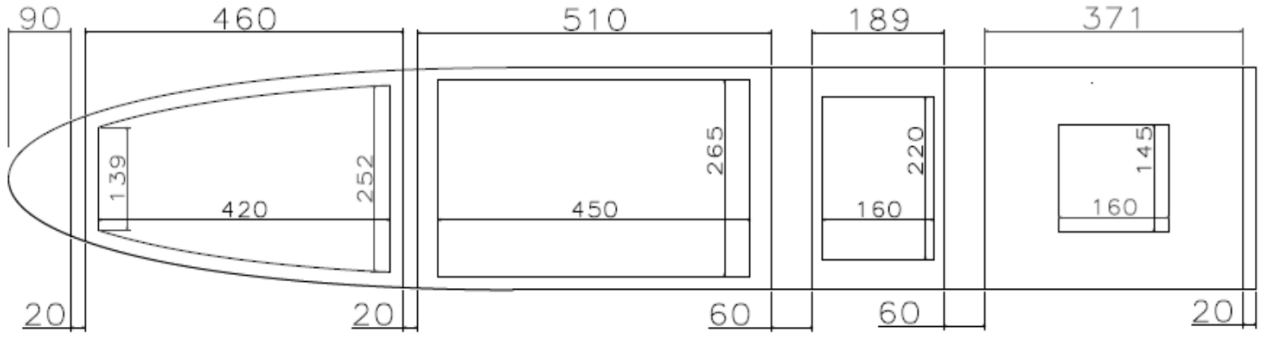


Şekil E-73 Taşıyıcı kontrplak iskeletlerin yerleşimi (mm)

Daha sonra kalıplar yardımıyla gövde parçaları birleştirilecektir. Bu işlem sırasında taşıyıcı iskeletlerin diğer yüzeye de yapıştırılması için yapıştırıcı kullanılacaktır. Şekil E-74(a)'da gösterildiği gibi kalıplardan çıkarılacaktır. Kapalı olan gövdenin detay tasarımda belirlenen yerlerine hem üretim aşaması için hem de Taktik İHA'nın faydalı yüklerinin konulması için Şekil E-74(b)'de gösterildiği gibi ulaşım kapıları açılacaktır. Şekil E-74(c) gövde üzerinde kapak açma işlemi sırasında çekilmiş olan ara resimlerden birisini göstermektedir; Şekil E-75 Kesilen kapakların ölçüleri ve yerleşim istasyonları ise kesilecek kapakların ölçülerini ve yerleştikleri istasyon ölçülerini göstermektedir.



Şekil E-74 Gövdenin kalıptan çıkması gövde kapısının ve bazı kapaklarının kesilmesi



Şekil E-75 Kesilen kapakların ölçüleri ve yerleşim istasyonları (mm)

Üretim adımları daha önce özetlenmiş olan kanat ön kiriş kutusu (Şekil E-76(a)) kanat ön kirişini taşıyacak olan ana kesik iskelet (Şekil E-72(d)) üzerine yapıştırılarak yerleştirilecek ve ana kiriş kutusunun ana taşıyıcı iskelete reçine ile ıslatılmış 93 gr/m²'lik karbon kumaş sarılarak sabitlenecektir.

Kiriş kutusu ile gövdenin üst yüzeyi arasında kalan boşluk laminant ahşap ile doldurulacak ve bu tahta blok reçine ile ıslatılmış 93 gr/m²'lik karbon kumaş ile takviye edilerek gövde ve kiriş kutusu ile bütünleşik hale getirilecektir.



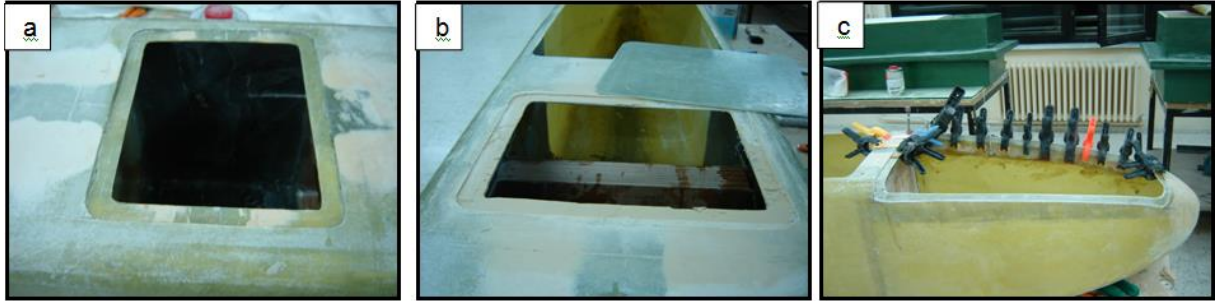
Şekil E-76 Kanat ön kiriş kutusu ve yerleştirilmesi

Motor bağlantısı için Şekil E-72(a)'da en önde görülen kontrplak gövde içinde arka duvara yapıştırılacak ve üzeri 93 gr/m²'lik karbon kumaş ile sabitlenecektir. Gövdenin arka duvarının dış yüzeyine ise Şekil E-77'de görüldüğü gibi 1.5 mm'lik bir alüminyum plaka iki bileşenli yapıştırıcı (AW 106/HV 953 U veya benzeri) yapıştırıcı kullanılarak yapıştırılacaktır.



Şekil E-77 Motor bağlantısı için plaka yerleşimi

Toplam 4 adet ulaşım kapısının yüzeyle aynı yükseltide olması için Şekil E-78'de görüldüğü gibi gövdenin iç tarafına 150 gr/m²'lik cam-elyaf çerçeve yapıştırılarak bir düzlem oluşturulacak, böylece kapakların açılması sırasında hâlihazırda kesilmiş olan kapakların yüzeyle aynı yükseltide kapanması sağlanacaktır. Bu aşamada kapak yüzeyi ile çerçeve yüzeyi çelik macun ile sıvanacaktır. Gövde içine konulan çerçevenin bir diğer görevi de kapağın mekanik bağlantısının yapılması için kapak vidalarının karşılığı olan metal dişli bağlantı yuvalarının oturacağı yüzey olmasıdır.



Şekil E-78 Ulaşım kapıları üretimi

Gövdenin üretim aşamaları bu şekilde olacaktır. Şekil E-79 temizleme ve boyama işlemleri tamamlanmış olan gövdeyi göstermektedir.



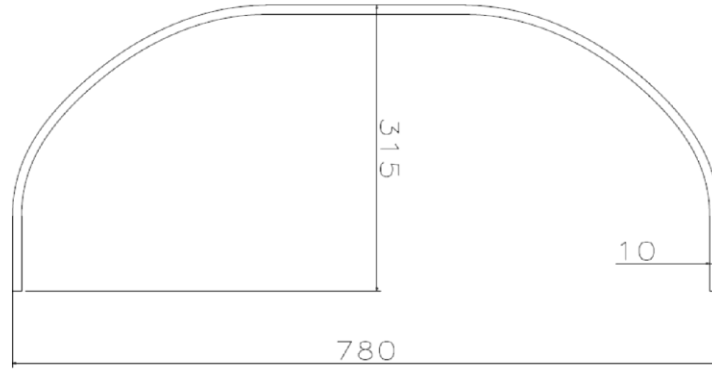
Şekil E-79 Gövde bölmeleri ve kesikleri (Kesik 2'de değişikliğe gidilecek)

1- İNiŞ TAKIMI ÜRETİMİ

Aşama 1: Ana İniş Takımı Üretimi

İniş takımı üretimi için ana iniş takımı şeklinde iki adet alüminyum plaka Şekil E-80'de görüldüğü gibi iç ve dış kalıp olarak kullanılacaktır. Alt kalıp, Şekil E-80 Ana iniş takımı ölçülerinde görülen ölçülerde tahtadan yapılmış olan bir kasa üzerinde yerleştirilecek ve işkenceler ile sıkma işlemini kolaylaştırmak için tahta kasanın yan duvarları üzerinde delikler



açılarak işkence ayakları için oturma tabanları oluşturulacaktır. Öncelikle alt kalıp üzerine reçine ile ıslatılmış halde yerleştirilen kompozit katmanlar (Şekil E-81) ile öngörölmüş olan belli bir kalınlığa ulaşılacaktır. Daha sonra dış alüminyum kalıp kompozit malzeme üzerine konulacak ve Şekil E-81’de göröldüğü gibi kompozit malzeme iç ve dış kalıplar arasında işkenceler ile sıkılarak oda sıcaklığında donmaya bırakılacaktır.



Şekil E-80 Ana iniş takımı ölçüleri (mm)



Şekil E-81 Ana iniş takımı üretimi

Kalıp Yüzey 
300 gr/m² Karbon  x35

Şekil E-82 Ana iniş takımı kompozit katmanları

Ana iniş takımı gövde üzerinde Şekil E-79'da kesik 3'te yer alan ana çevresel güçlendiriciye 4 adet cıvata bağlantısı yapılarak bağlanacaktır. Cıvataların kilitli somunları gövde üzerinde olacaktır.

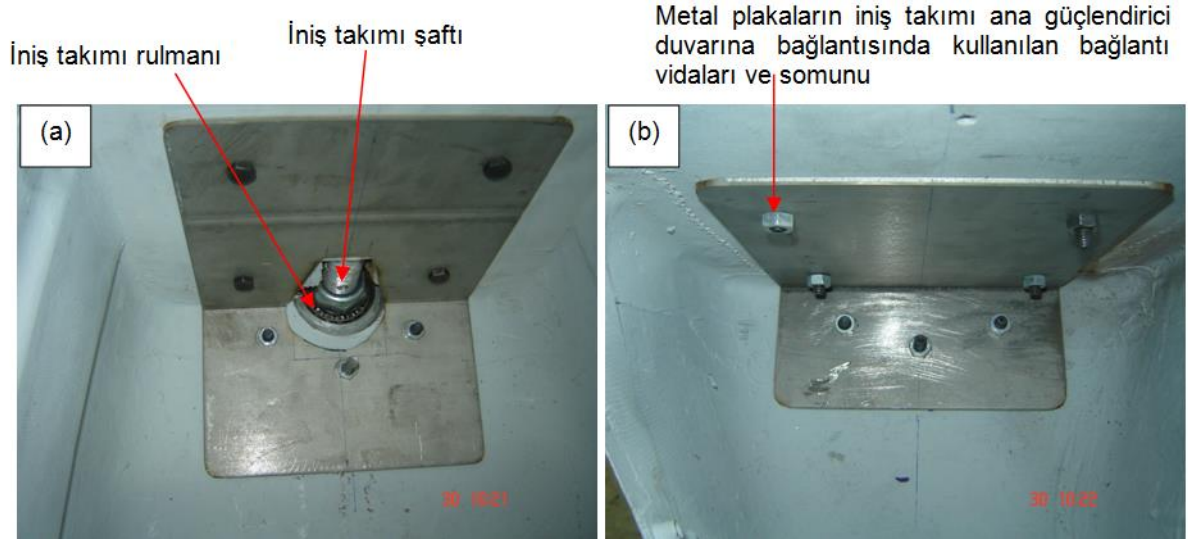
Aşama 2: Ön İniş Takımı Gövde Bağlantısının Yapılması

İniş takımının ana flanşı gövdeye 6 adet vida ile bağlanacaktır. Ön iniş takımının bağlantısı için gövde içine alaşım alüminyum levhadan bükülen metal plakalar iniş takımı duvarına ve gövde üzerine alıştırıldıktan sonra Şekil E-83'de gösterildiği gibi 4 adet vida ile iniş takımı duvarına sabitlenecektir.



Şekil E-83 Ön iniş takımı gövde bağlantı yeri

İniş takımı ana şaftı ve onun üzerine yerleştirilmiş olan rulmanın gövde içine girebilmesi için gövde üzerinde bir delik açılacak ve güçlendirici duvar şaftın gireceği kadar oyulacaktır (Şekil E-84).



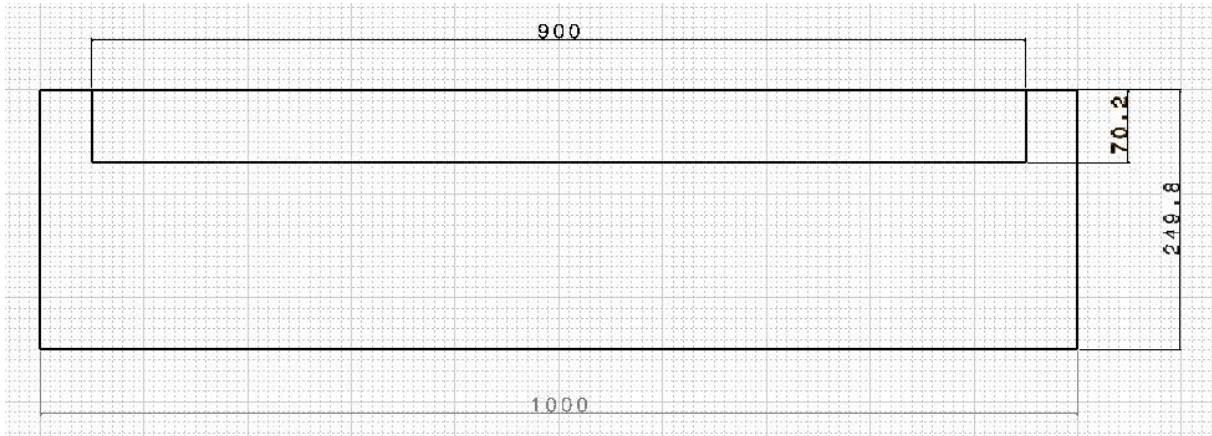
Şekil E-84 Ön iniş takımı gövde bağlantısı gövde içi

Şekil E-84(a) ve Şekil E-84(b)'de görülen L parçalar elimizde bulunmaktadır. Aynı zamanda görülen bağlantı detayları aynen bir önceki üretimden kopyalanacaktır.

2- KUYRUK ÜRETİMİ

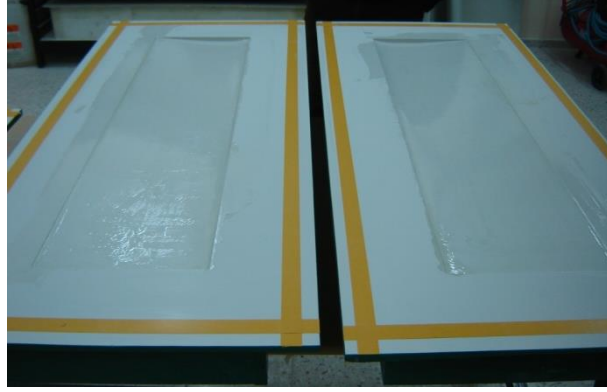
Aşama 1: Yatay Kuyruk Üretimi

Yatay kuyruk geometrisi ve boyutları aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



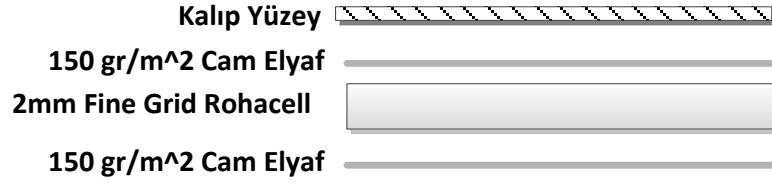
Şekil E-85 Yatay Kuyruk Geometrisi (birim mm'dir)

Yatay kuyruk kabuklarının üretimi, şekildeki yatay kuyruk kalıpları kullanılarak yapılacaktır.



Şekil E-86 Yatay Kuyruk Kalıpları

Yatay kuyruk kabuğunun katmanları şekildeki gibi olacaktır.



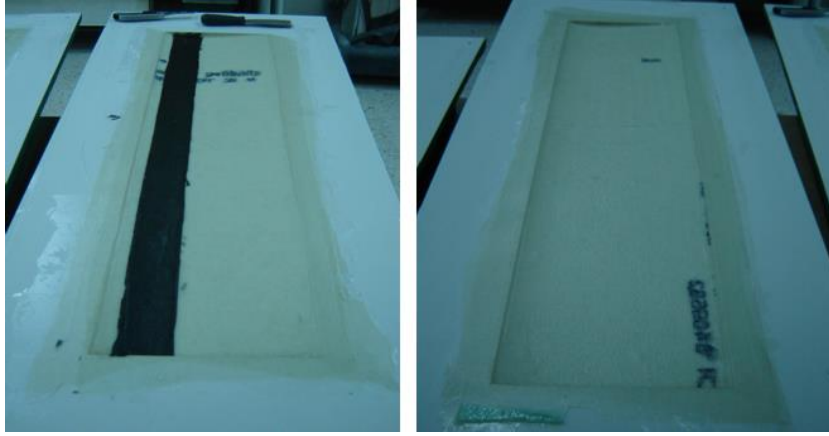
Şekil E-87 Yatay Kuyruk Alt ve Üst Yüzey Katmanları

Katmanlar şekildeki gibi yerleştirildikten sonra, yatay kuyruk alt yüzey kabuğunda, kirişin denk geleceği yere (0.25 veter) bir kat 300 gr/m² karbon fiber şerit kumaş eklenecektir.



Şekil E-88 Yatay Kuyruk Kompozit Katmanlarının Yerleştirilmesi Ve Alt Yüzeye Karbon Fiber Şeridin Eklenmesi

Daha sonra katmanlar kürlenmeye hazır hale gelir.



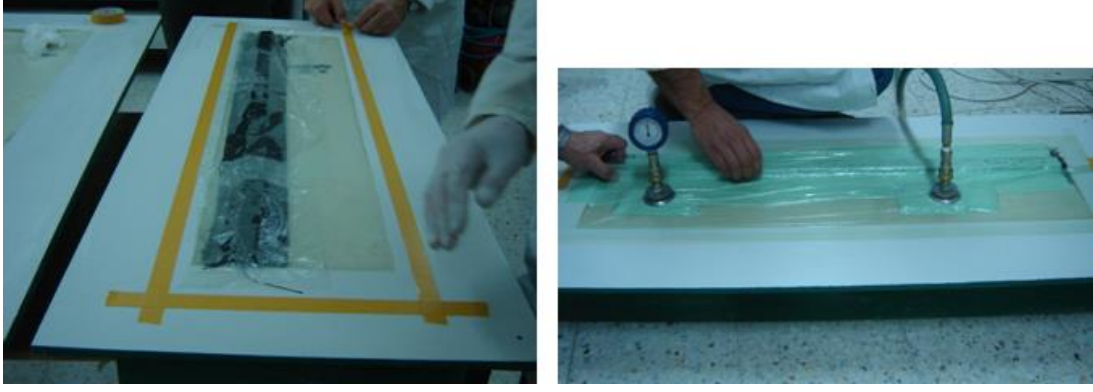
Şekil E-89 Kurlenmiş Yatay Kuyruk Alt ve Üst Katmanları

Yatay kuyrukta bulunacak olan ön kiriş, kanat kirişlerinin kanat kabuğu ile bütünleşik hale getirilmesi sırasında kullanılan üretim prosedürü ile yatay kuyruk alt kabuğu ile bütünleşik hale getirilecektir. Aşağıdaki şekilde yatay kuyruk ön kirişinde iç nüve malzemesi olarak kullanılacak olan mavi köpüğün kuyruk yüzeyi üzerindeki pozisyonun ayarlanması ve köpük malzemesinin alt kabuğa kenarlardan hızlı donan epoksi ve ya benzeri yapıştırıcı ile yapıştırılması işlemleri gösterilmiştir.



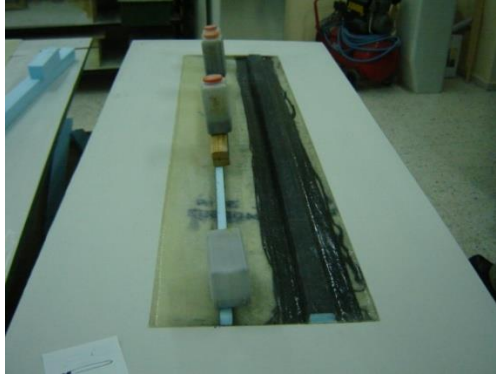
Şekil E-90 Yatay Kuyruğun Ön Kiriş İç Nüve Malzemesi Olan Uygun Ebatlardaki Mavi Köpüğün Alt Kabuk Üzerine Yerleştirilmesi Ve Kenarlarından Alt Kabuğa Yapıştırılması

Bir sonraki adımda farklı bir yerde reçine ile ıslatılmış olan iki kat 300 gr/m² karbon fiber kumaş yatay kuyruk ön kirişinin üzerinde yerleştirilip, sistem şeklinde görüldüğü gibi vakum altına alınacaktır.



Şekil E-91 Yatay Kuyruğun Ön Kiriş İç Nüve Malzemesi Üzerine Karbon Kumaş Katların Yerleştirilmesi Ve Sistemin Vakum Altına Alınması

Bu işlemin ardından, alt kabuk, arka kirişin eklenmesi için hazır hale gelir. Yatay kuyruk arka kirişi vakum işlemi uygulanmadan yatay kuyruk alt kabuğu ile bütünleşik hale getirilecektir. Yatay kuyruk arka kirişinin de nüve malzemesi mavi köpüktür. Öncelikle kiriş yatay kuyruk alt kabuğu üzerinde pozisyonlanıp (0.7 veter), hızlı donan epoksi ve ya benzeri yapıştırıcı ile alt kabuğa yapıştırılacaktır.



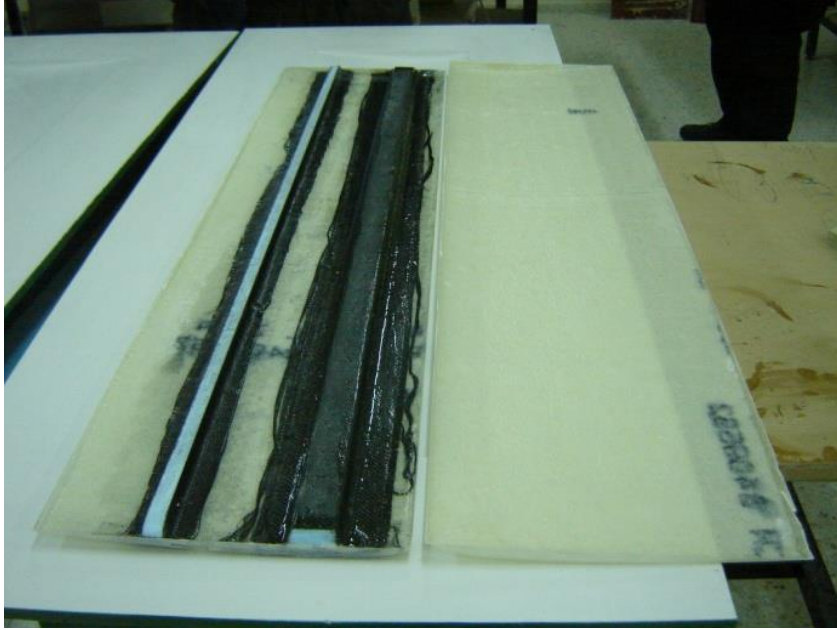
Şekil E-92 Yatay Kuyruk Arka Kirişinin Yatay Kuyruk Alt Yüzeyi Üzerinde Pozisyonlanması Ve Yüze Yapıştırılması

Bir sonraki adımda ise aşağıdaki şekilde görüldüğü üzere bir kat 93 gr/m² karbon fiber kumaş reçine ile ıslatılıp; ıslatılan kumaşlar arka kirişin yan kenarları üzerinden alt kabuk üzerine yayılarak, “L şeklinde” yerleştirilecek ve reçine donmaya bırakılacaktır.



Şekil E-93 Yatay Kuyruk Arka Kirişinin Yatay Kuyruk Alt Kabuğu İle Bütünleşik Hale Getirilmesi

Bu işlemin ardından yatay kuyruğun alt ve üst yüzeyleri birleştirilmeye hazır hale gelir.

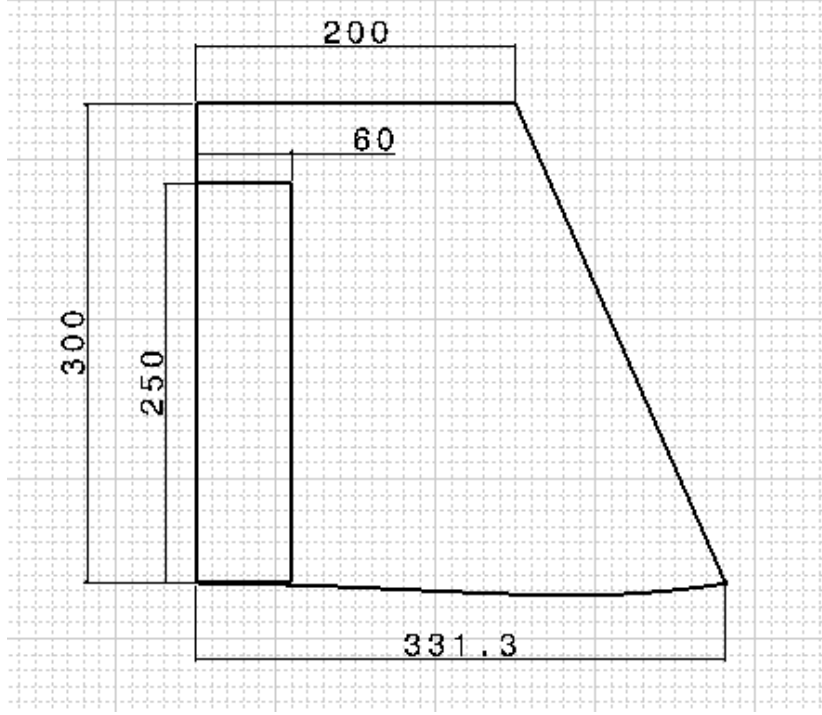


Şekil E-94 Yatay Kuyruk Alt ve Üst Yüzeyi Birleştirilmeye Hazır Halde

Son olarak alt ve üst yüzeyler, kiriş yüzeyleri, hücum ve firar kenarları boyunca yapıştırılarak kalıplarında birbirlerine karşı içkenceler ile sıkılacak ve bütünleşik hale getirilecektir.

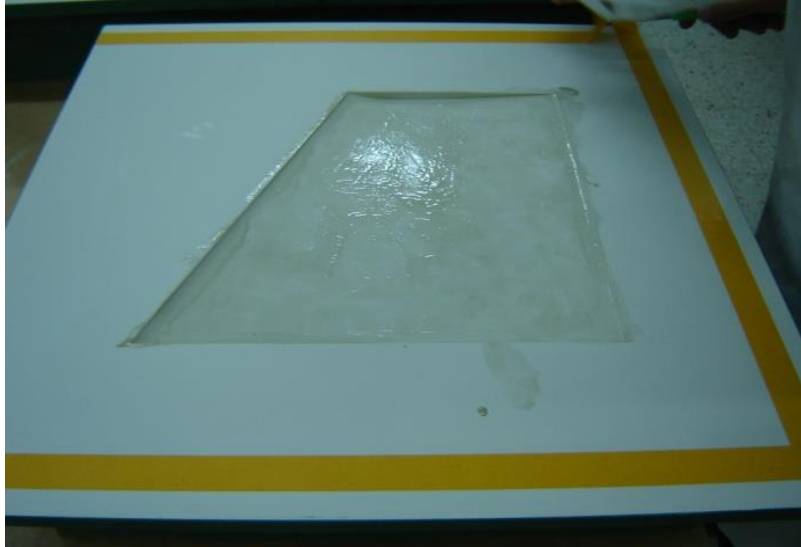
Aşama 2: Dikey Kuyruk Üretimi

Dikey kuyruk geometrisi aşağıdaki Şekil E-95'de gösterilmiştir.



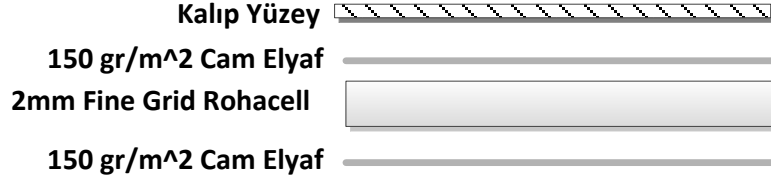
Şekil E-95 Dikey Kuyruk Geometrisi (birim mm'dir)

Dikey kuyruk kabuklarının üretimi şekildeki dikey kuyruk kalıpları kullanılarak yapılacaktır.



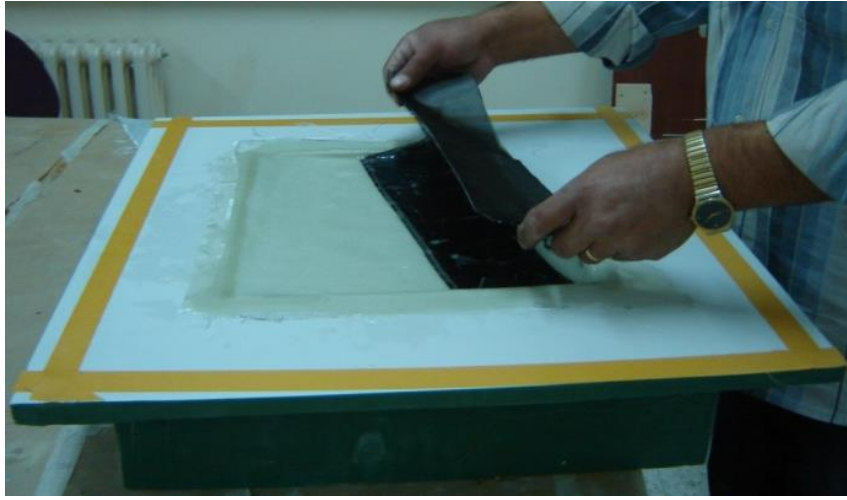
Şekil E-96 Dikey Kuyruk Kalıbı (sağ)

Dikey kuyruk kabuklarının katmanları, yatay kuyruk katmanları ile aynıdır ve aşağıdaki Şekil E-97'de gösterilmiştir.



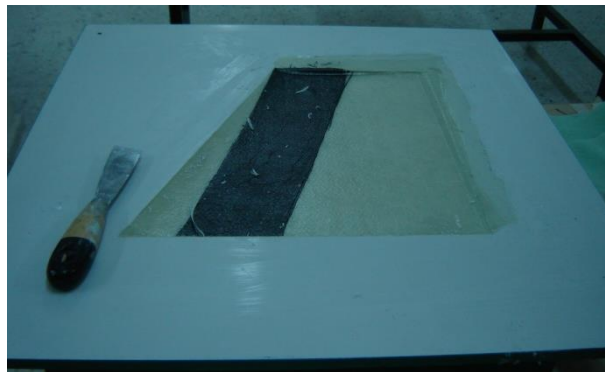
Şekil E-97 Dikey Kuyruk Alt ve Üst Yüzey Katmanları

Yine yatay kuyruktaki uygulamaya benzer şekilde, dikey kuyrukta da ön kirişin denk geldiği yere (0.25 veter), Şekil E-98'deki gibi bir kat 300 gr/m² karbon fiber kumaş eklenecektir. (Şekil E-98 eski üretime aittir, iki kat değil benzer şekilde tek kat karbon kumaş serilecektir.)



Şekil E-98 Dikey Kuyruk Kompozit Katmanlarının Yerleştirilmesi Ve Alt Yüzeye Karbon Fiber Şeridin Eklenmesi

Bu işlemin ardından katmanlar kürlenmeye hazır hale gelir.



Şekil E-99 Kürlenmiş dikey kuyruk yüzeyi

Ön kirişin yerleştirilmesinde de yine yatay kuyruktaki yöntem uygulanacaktır. Nüve malzemesi olan mavi köpüğün üzerine yatay kuyrukta yapıldığı gibi iki kat 300 gr/m² karbon

fiber kumaş serilip, tekrar vakum işlemi yapılacaktır. Daha sonra Şekil E-100 görüldüğü gibi sağ ve sol kabukların kiriş yüzeylerine ve kuyruğun hücum ve firar kenarı boyunca yapıştırıcı sürülecektir. Ayrıca dikey kuyruğa arka kiriş olmayacağı için ön kirişin arka tarafına tokluk sağlaması için poliüretan köpük yer yer sıkılacaktır. Bu sayede donduğu zaman şişecek olan poliüretan köpük dikey kuyruğun kabuklarının birbirleri ile daha çok noktadan bağlanmasını sağlayacaktır.



Şekil E-100 Dikey Kuyruk Kabuklarının Birleştirilme İşlemi

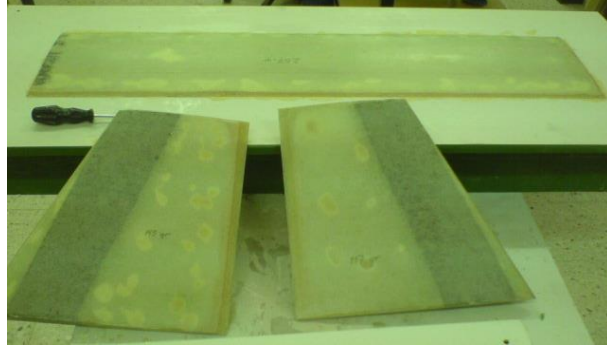
Kabuklar kalıplar içinde hazırlandıktan sonra dikey kuyruğun kalıpları ters çevrilerek pimleri takılacak ve kalıplar birbirlerine karşı işkenceler ile sıkılarak yapıştırıcı donmaya bırakılacaktır.



Şekil E-101 Dikey Kuyruk Kalıplarının Ters Çevrilip İşkencelerle Sıkılması Ve Yapıştırıcının Donmaya Bırakılması

Kalıplardan ayrılan kuyrukların hücum kenarı sadece yapıştırıcı sayesinde birbirlerine bağladıkları için ve hücum kenarı uçuş sırasında sürekli olarak karşıdan gelen havanın çarpmasına maruz kalacağından hücum kenarı boyunca cam-elyaf-epoksi kompozit katlar yerleştirilerek hücum kenarının dayanımı arttırılacaktır. Hücum kenarına yerleştirilecek

kompozit katlar vakum altında işlem görmeyeceği için cam elyaf kompozit katların üzerine firar kenarına doğru gergin bir şekilde kağıt bantlar çekilecektir. Hücüm kenarına yerleştirilen kompozit şeritlerin üzeri daha sonra yüzey pürüzlülüğünü gidermek için daha sonra çelik macun ile sıvanacaktır.



Şekil E-102 Üretilmiş Olan Yatay Ve Dikey Kuyruk

Aşama 3: Kontrol Yüzeylerinin Üretimi

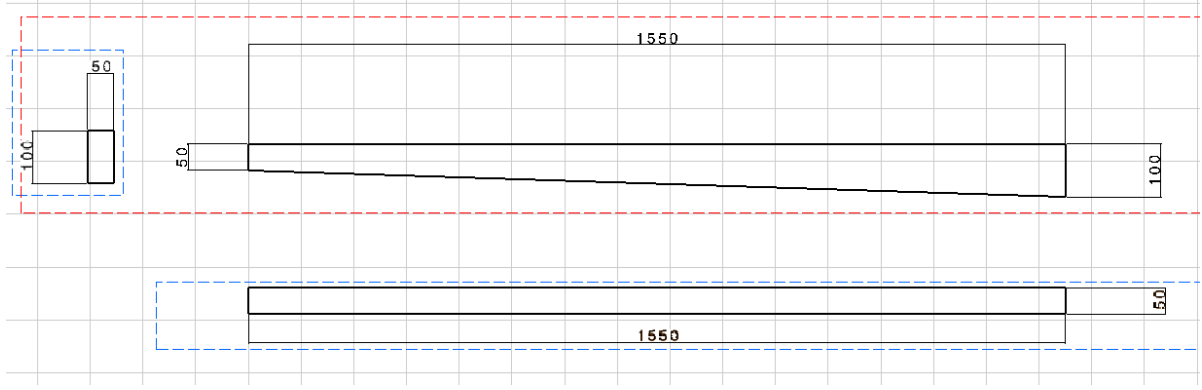
Kuyruk kontrol yüzeyleri de kanat kontrol yüzeylerinin üretiminde kullanılan metotla üretilecektir. İrtifa dümeni (elevatör), yatay kuyruğun %70 veterinden uca kadar gitmektedir. Dümen (rudder) ise kanat kök veterinin %20'si genişliğinde ve sabittir.



Şekil E-103 Kuyruk Kontrol Yüzeyleri

Aşama 4: Kuyruk Borusu İle Yuvalarının Üretimi ve Montajı

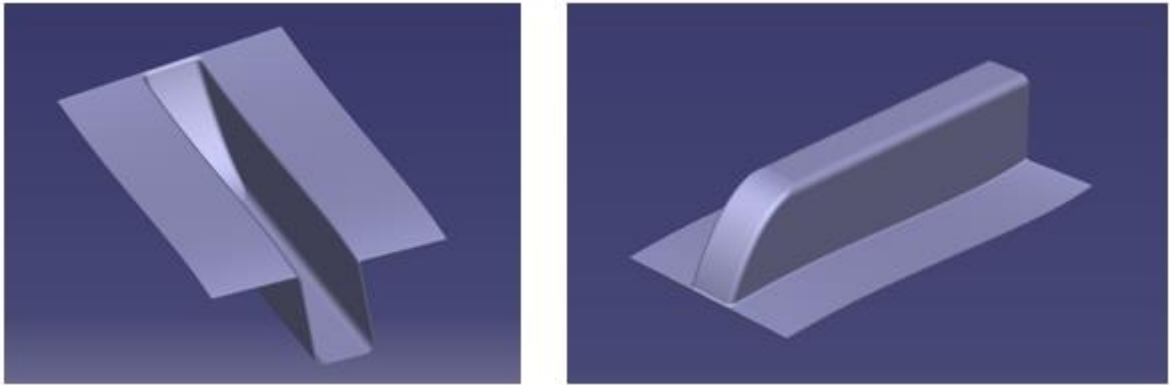
Kuyruk borusu dik yamuk prizma şeklinde yapılacaktır ve Şekil E-104'te ölçüleri verilmiştir.



Şekil E-104 Kuyruk Borusu Ölçüleri (birim mm'dir)

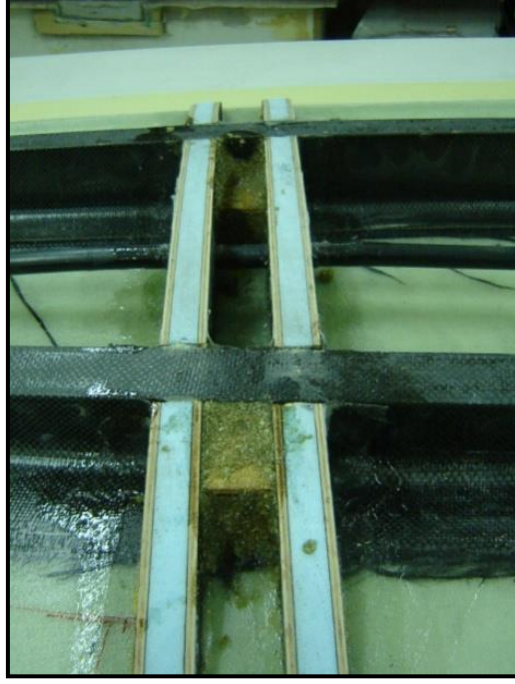
Kuyruk borusunun üretimi tahta ya da köpük benzeri iç kalıba karbon fiber kumaşın dolanması ile yapılacaktır. Borunun et kalınlığı kanat tarafından ilk 40 cm de ve kuyruk tarafından ilk 20 cm de 4 mm olacaktır. Geri kalan kısımda ise 2.8 mm olacaktır. Daha sonra iç kalıp çıkartılacaktır.

Ardından üretilen kuyruk borusu ve kanat yüzeyi kullanılarak, kuyruk borusunun kanat tarafındaki yatağı için bir erkek kalıp üretilecektir.

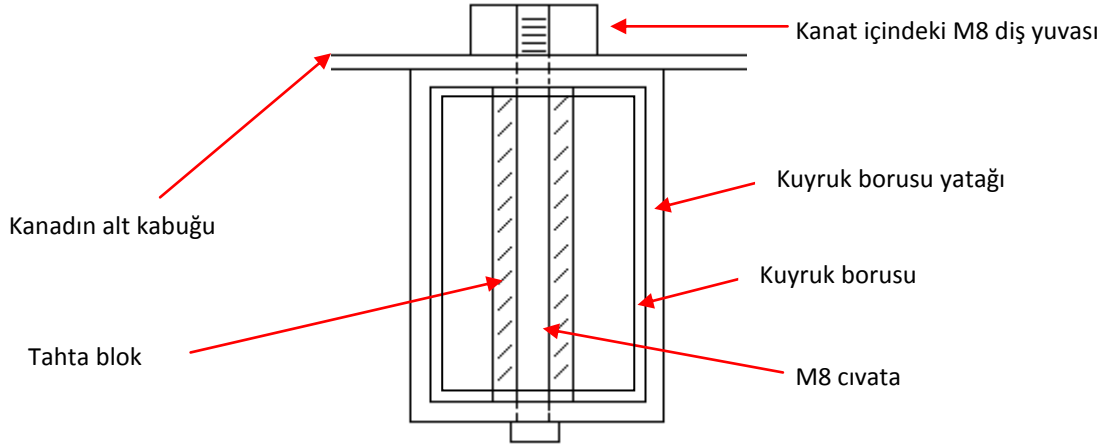


Şekil E-105 Kanat Tarafındaki Kuyruk Borusu Yatağının Kalıbı

Kuyruk borusunun kanat tarafındaki yatağı, kanadın alt yüzeyine yapıştırılacaktır. Yatağın merkez eksenini kanattaki bitişik kaburgaların ortasına denk gelecektir. Kaburgaların arasındaki tahta bloklara M8 yataklar yerleştirilecek ve borunun bağlantısı civatalarla sağlanacaktır. Boruda civatanın gireceği yere tahta bloktan bir kılavuz yerleştirilecektir.

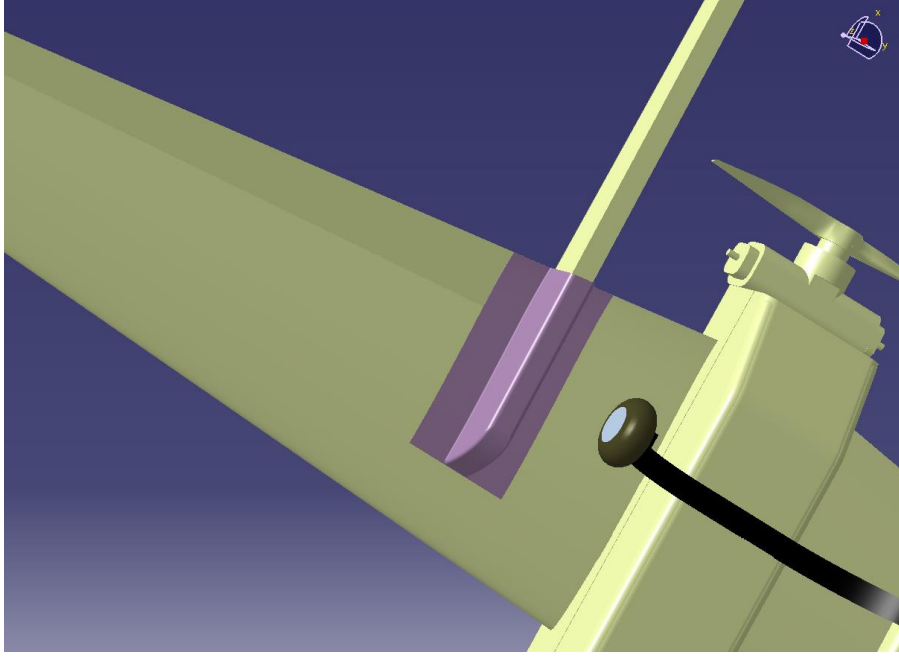


Şekil E-106 Kuyruk borusu yatağının kanatta denk geleceği yer



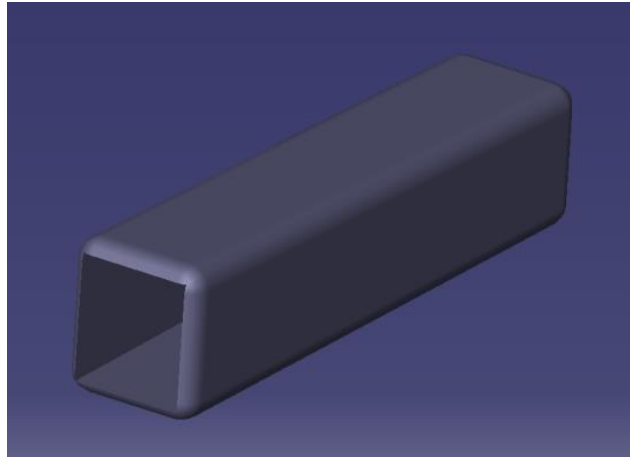
Şekil E-107 Kanat Kuyruk Borusu Bağlantısı

Kanat ile kuyruk borusunun bağlantısı tamamlandığında Şekil E-108'deki gibi olacaktır.



Şekil E-108 Kanat-Kuyruk Borusu Bağlantısının Dış Görünümü

Borunun kuyruk tarafında da benzer şekilde borunun kendisi kullanılarak bir yuva üretilecektir.



Şekil E-109 Kuyruk Tarafındaki Kuyruk Borusu Yatağının Kalıbı

Dikey kuyruk ve yatağın birleştirilmesi işlemi, aşağıda anlatılan yatay ve dikey kuyrukların fikstürde hizalanıp, dikey kuyruğun üstündeki dolgu malzemesiyle yatay kuyruk kalıbının alınması işleminden sonra birleştirilecektir.

Ardından dikey kuyruk ile yuva Şekil E-110'da gösterildiği gibi birleştirilecektir. Birleşme yeri buna ek olarak cam elyaf ve karbon fiber kumaş ile güçlendirilecektir.



Şekil E-110 Dikey Kuyruk İle Boru Yatağının Birleştirilmesi

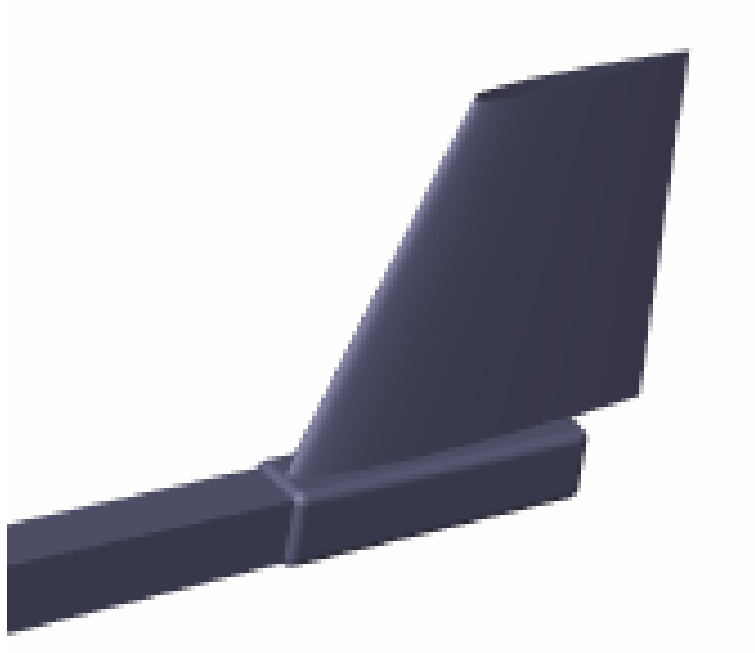
Son olarak borunun yuva içindeki hareketini engellemek amacıyla pim vazifesi gören bir vida bağlantısı yapılacaktır.



Tek vida bağlantı



Şekil E-111 Boru ve Yatak Arasındaki Vida bağlantısı



Şekil E-112 Kuyruk ve Borunun Birleşmiş Hali

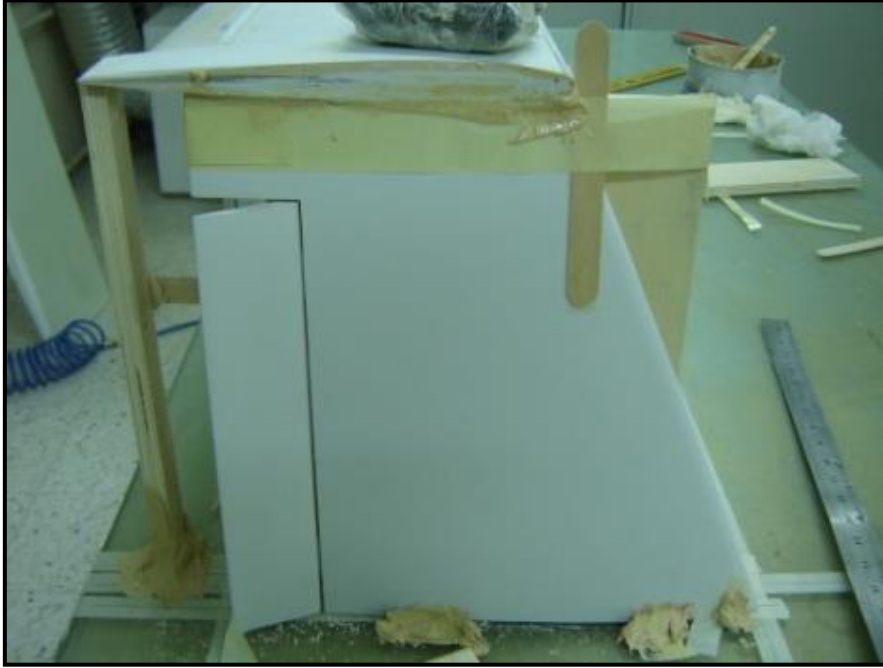
Aşama 5: Yatay Ve Dikey Kuyruğun Birleştirilmesi

Yatay ve dikey kuyruk Şekil E-113'te gösterildiği gibi fikstür üzerinde dikkatlice hizalanacaktır.



Şekil E-113 Yatay ve Dikey Kuyruğun Hizalanması

Ardından birleşme yüzeylerine yapıştırıcı ve dolgu malzemesi koyulacaktır.



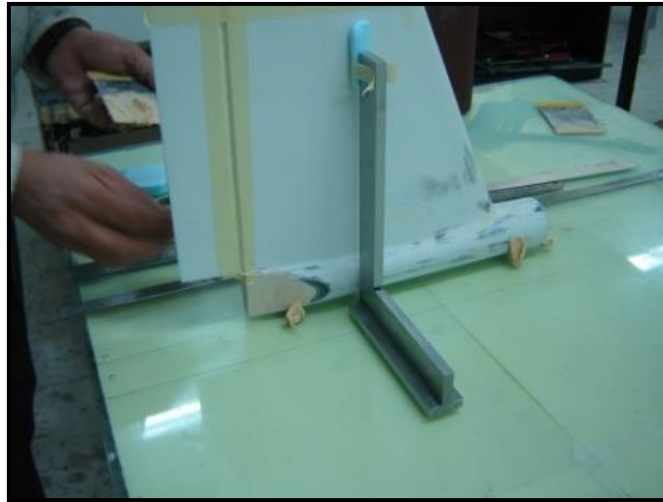
Şekil E-114 Yatay ve Dikey Kuyruğun Yapıştırılması

Bir süre sonra yatay ve dikey kuyruk, dolgu malzemesi dikey kuyruğun üzerinde kalacak şekilde birbirinden ayrılacaktır. Böylece dolgu malzemesi yatay kuyruğun şeklini alacak ve yüzeyler arasında tam uyumlu bir birleşme yüzeyi oluşacaktır.



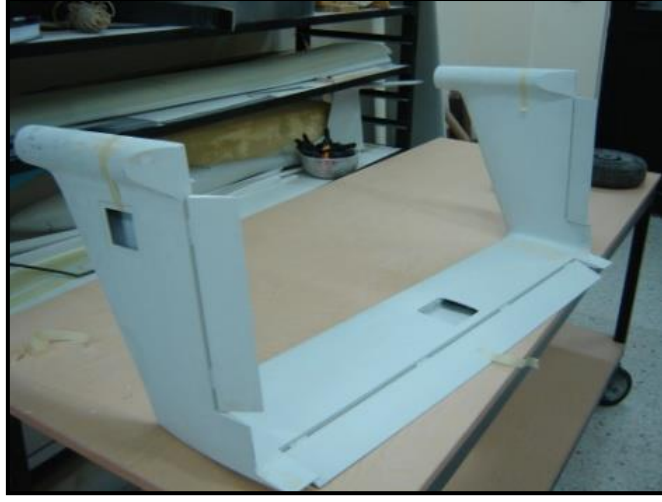
Şekil E-115 Dikey Kuyruğun Üstündeki Birleşme Yüzeyi

Bu aşamada dikey kuyruklar, boru yataklarıyla birleştirilecektir. Dikey kuyruklar boru yataklarıyla birleştirildikten sonra tekrar yatay kuyruk ile hizalama yapılarak yapıştırma işlemi gerçekleştirilecektir.

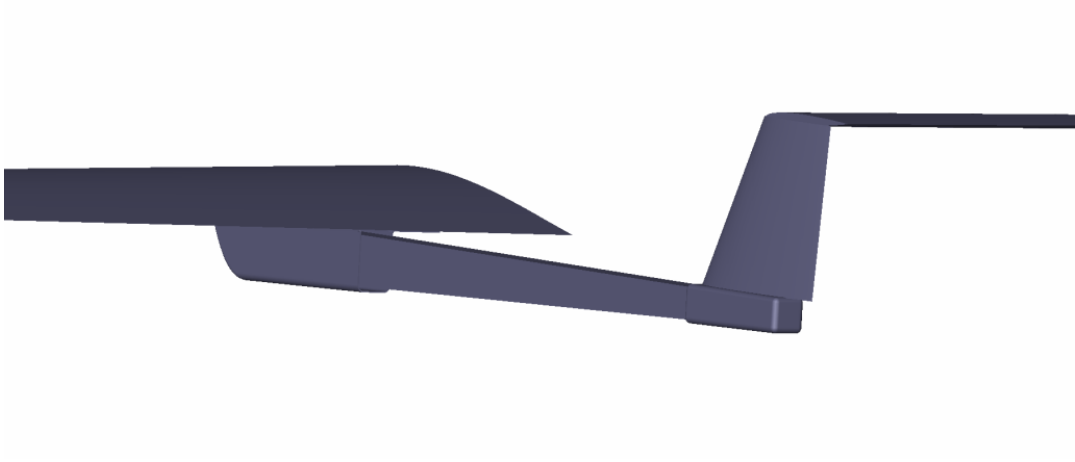


Şekil E-116 Yatay ve Dikey Kuyruğun Yapıştırılması

Daha sonra birleşme bölgesi cam elyaf ve karbon fiber kumaşlarla güçlendirilecektir.



Şekil E-117 Yatay ve Dikey Kuyruğun Birleştirilmiş Hali



Şekil E-118 Kanat-Boru-Kuyruk Bağlantısı

EK-F

ELDE EDİLEN KAZANIMLAR

ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünde gerçekleştirilen Taktik İnsansız Hava Aracı (TİHA) tasarımı ve üretimi projesinin çok önemli kazanımları olmuştur. Projenin eksik kalan kısımları ise bundan sonra bölüm imkanları ve elde edilen deneyimler kullanılarak tamamlanacaktır. Ek-C'de özetlenmiş olan sorunların giderilmesi için çalışmalarda bulunulacaktır. Projenin kazanımları ve ana sonuçlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünde, kavramsal tasarımdan üretim ve test adımlarının bütününe kapsayan bir hava aracının tasarım ve üretim kabiliyeti kazanılmıştır.
- Halihazırda üretilmiş olan hava aracı ve yer sistemi geliştirilerek profesyonel bir ürün haline dönebilecek niteliktedir.
- Proje süresince bursiyer olarak veya gönüllü olarak çalışan birçok öğrenci elde ettikleri pratik deneyimle daha iyi birer mühendis olma yolunda ilk adımlarını atmışlardır.
- Proje kapsamında geliştirilen insansız hava aracına Aselsan şirketinin ilgisi devam etmektedir. Aselsan şirketi kamera, gece görüş sistemi gibi geliştirdikleri faydalı yüklerin test edilebileceği, platform olarak tamamen kendi kontrollerinde olan bir test insansız hava aracına ihtiyaç duymaktadır. Aselsan şirketi ile yapılan karşılıklı görüşmelerde proje kapsamında geliştirilmiş olan insansız hava aracının faydalı yük veri aktarımı denemeleri için son derece uygun olduğu değerlendirilmesi yapılmıştır.
- Proje boyunca projeye dolaylı ve direkt destek veren lisans ve yüksek lisans öğrencilerinden bir grup Aselsan şirketinde işe alınmışlardır. Aselsan MGEO grubunda kurulan insansız sistemler müdürlüğünde hava aracı platform ekibinin çoğu Tübitak projesi boyunca deneyim kazanan öğrencilerden kuruludur. Bu öğrenciler halihazırda Aselsan MGEO grubunda insansız hava aracı birimde çalışmaktadırlar.
- Proje boyunca Aselsan şirketi ile yapılan yakın işbirliği kapsamında Aselsan şirketinin ihtiyaç duyduğu daha küçük boyutlarda iki farklı mini insansız hava aracı sistemi (MIUS 1 ve MIUS -2 Sistemleri) da geliştirilmiştir. Tübitak projesinden elde edilen deneyimden özellikle hava aracı imalatı ve sistem entegrasyon çalışmalarında faydalanılmıştır. MIUS 1 ve 2 olarak adlandırılan hava araçlarının tasarımı ve imalatı ODTÜ Havacılık ve Uzay

Mühendisliği bölümünde yapılmış ve bu çalışmalar Tübitak projesi ile beraber yürütülmüştür. MIUS 1 sisteminin azami kalkış ağırlığı 4 kg, MIUS 2 sisteminin azami kalkış ağırlığı ise 8 kg'dır. Hava araçlarının her ikisi de elle fırlatılarak kalkış yapmakta ve paraşütle gövde üzerine inmektedirler. Bu çalışmalara katılan öğrenciler şimdi Aselsan MGEO grubunda MIUS 1 ve 2 sistemlerini daha da geliştirmektedirler. Tübitak projesinin sağladığı imkanlar yeni bir insansız hava aracı sisteminin geliştirilmesine ön ayak olmuştur. Geliştirilen MIUS sistemi Aselsan şirketinin ticarileştirdiği bir sistemdir. Aselsan için ODTÜ de geliştirmiş olduğumuz MİUS-1 ve MİUS 2 mini İHA sistemlerinin halen Aselsan tarafından otonom uçuşları yapılmaktadır.

- MİUS 1 ve MİUS 2 sistemleri için Aselsan MGEO bir gimbal sistemi tasarlamış bu sistemin tasarlanmasında ODTÜ havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü çok önemli katkılarda bulunmuşlardır. Söz konusu gimbal sistemi halen ticari bir ürün olarak Aselsan ürünleri arasında yerini almıştır. MİUS 1 ve gimbal sistemi IDEF 2014 de görücüye çıkarılarak teşhir edilmiş ve bu ürünümüz hem yurt içine ve yurt dışına tanıtılmıştır.
- Hepsinden daha önemlisi ise, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümümüz için de çok büyük bir gurur kaynağı olanı ise MİUS 1 mini İHA sisteminin halen yurt dışına pazarlanmış olmasıdır. MİUS 1 sistemi halen Ürdün'e satılmıştır. Böylece ODTÜ imzalı bir ürün yurt dışına ihraç edilmiş bulunmaktadır.
- Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünde kurulu olan kompozit üretim alt yapısının gelişmesi bu proje sayesinde mümkün olmuştur. Dört yıl boyunca proje kapsamında gerçekleştirilen kompozit üretimlerden elde edilen deneyim bölüm için son derece önemli bir alt yapı teşkil etmiştir.
- Hava aracı üretimleri proje kapsamında Havacılık ve Uzay Mühendisliği prototip atelyesinde hava aracı üretimi için gerekli olan bütün kalıplar üretilmiştir. Bu sayede kalıp üretim tekniği konusunda ciddi bir birikim sağlanmıştır. Bu birikimin diğer benzer projelerde ve öğrenci projelerinde çok önemli katkıları olacaktır. Halihazırda ders projelerinde öğrencilerimiz projede kullandığımız kalıp üretim tekniklerini kullanmaya başlamışlardır.
- Proje süresi boyunca yürütülen yüksek lisans tezleri ve hazırlanan bildirimler proje dönem raporları ile birlikte çok önemli bir kaynak niteliğindedir. Özellikle proje dönem raporlarının çok ayrıntılı bir şekilde yazılmasına özen gösterilmiştir. Bu sayede dönem raporları insansız hava aracı tasarımı, analizi ve üretimi konusunda çalışacak kişiler için

çok iyi bir kılavuzdur. Proje kapsamında hazırlanan bildirimler ve bursiyer öğrencilerin tamamladıkları yüksek lisans tezleri Ek-G'de verilmiştir.

- Hava aracına takılı bir kamera ve verici vasıtası ile bir dizüstü bilgisayara gerçek zamanlı görüntü aktarımı başarı ile gerçekleştirilmiştir. Görüntü aktarımı denemeleri ilk önce laboratuvar ortamında yapılmış ve bu raporda detaylı bir şekilde sunulmuştur. Yer testleri sırasında ise görüntü aktarımı ucuz bir kamera kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu testler sayesinde görüntü aktarım sisteminin yer ve hava aracı kısımlarının sorunsuz çalıştığı ispat edilmiştir. Bu sayede, gelecekte hava aracına gerçek bir faydalı yük sistem entegrasyonu yapılacak olgunluğa erişilmiştir.
- İkinci uzatma döneminde prototip bir hava aracı CES firmasında üretilmiştir. Taktik insansız hava aracı üretiminin CES firmasına kaydırılmasından önce CES firmasının kompozit üretim konusunda deneyimi olsa da, hava aracı imalatı ve bütünleşmesi konusunda deneyimi yoktu. Ancak, Aselsan'ın mali desteği ile hafifletme ve tasarım değişikliklerini içerecek şekilde CES firmasında gerçekleştirilen prototip üretim sayesinde CES firması hava aracı üretimi ve bütünleşmesi konusunda çok önemli bir tecrübeye sahip olmuştur. CES firması bir KOBİ'dir ve proje sayesinde özellikle savunma sanayiinin ihtiyaç duyduğu ve bundan sonra da duyacağı kompozit insansız hava aracı imalatı alanına girmiştir. Projenin dolaylı yoldan Türkiye'de bir firmanın gelişmesine katkısı olmuştur.

EK-G

TÜBİTAK PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje No: 108M104
Proje Başlığı: Taktik insansız hava aracı tasarımı ve üretimi
Proje Yürütücüsü ve Araştırmacılar: Prof.Dr. Nafiz Alemdaroğlu Prof.Dr. Altan Kayran Yrd.Doc.Dr. Güçlü Seber (proje sürecinde ODTÜ'den istifa edip projeden ayrılmıştır)
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi: Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara
Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi: Aselsan A.Ş. Akyurt Tesisleri P.K. 30, Etlik, 06011, Ankara, Türkiye Telefon: +90 (312) 847 53 00 Faks: +90 (312) 847 53 20
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: Proje başlangıç tarihi: 15/08/2008 Proje bitiş tarihi: 15/08/2011 Onaylanmış ek süre dahil bitiş tarihi: 15/08/2012
Öz (en çok 70 kelime) Proje kapsamında taktik bir insansız hava aracı tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Hava aracı bütünü ile kompozit malzemeden üretilmiştir. Hava aracı üretimi için gerekli olan bütün kalıplar da proje kapsamında Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü prototip atelyesinde üretilmiş ve proje sayesinde çok önemli bir üretim kabiliyeti sağlanmıştır. Hava aracının bütün mekanik ve elektromekanik sistem entegrasyonu başarı ile tamamlanmıştır. Hava aracına takılı bir kamera ve verici sistemi vasıtası ile gerçek zamanlı görüntü aktarımı yer testleri sırasında sağlanmıştır. Yer testleri başarı ile gerçekleştirilmiş ve tasarım iyileştirmesi gereken noktalar saptanmıştır. Bir sonraki adımda belirlenen tasarım iyileştirmeleri yapıldıktan sonra uçuş denemelerine

geçilecektir.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, tasarım, kompozit üretim, keşif gözetleme, gerçek zamanlı görüntü aktarımı

Fikri Ürün Bildirim Formu Sunuldu mu? Evet Gerekli Değil

Fikri Ürün Bildirim Formu'nun tesliminden sonra 3 ay içerisinde patent başvurusu yapılmalıdır.

Projeden Yapılan Yayınlar:

Proje dönemi 1:

Birinci proje dönemi içinde proje konusu ile ilgili iki adet yurt dışı konferans makalesi ve bir adet yurt dışı toplantı bildirisi hazırlanmış ve sunulmuştur. Ancak bu toplantılara katılım için Tübitak bütçesinden destek alınmamıştır. Söz konusu makaleler Tübitak projesi başlamadan önce proje ile gerçekleştirilen faaliyetleri kapsamaktadır. Deneme kanat üretimi Havacılık ve Uzay Müh. Bünyesindeki imkanlar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ancak makalelerin yazımı ve toplantılarda sunulmaları proje başladıktan sonra gerçekleşmiştir. Bu makalelerin hazırlanmasında mevcut proje bütçesinden herhangi bir destek alınmadığından makalelerde Tübitak desteğinden şimdilik bahis edilmemiştir.

Yurt dışı konferans makaleleri:

1- Sercan Soysal, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 'Structural Analysis of the Sandwich Composite Wing of a Tactical Unmanned Air Vehicle,' 7TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE SCIENCE AND TECHNOLOGY, American University of Sharjah, Birleşik Arap Emirlikleri, Sharjah, 20-22 Ocak 2009.

2- Sercan Soysal, Altan Kayran, Engin Şenelt, Nafiz Alemdaroğlu, 'Composite Manufacturing the Wing of a Wing of a Tactical Unmanned Air Vehicle,' 7TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE SCIENCE AND TECHNOLOGY, American University of Sharjah, Birleşik Arap Emirlikleri, Sharjah, 20-22 Ocak 2009.

Yurt dışı toplantı bildirisi:

3- Sercan Soysal, Altan Kayran, Engin Şenelt, Nafiz Alemdaroğlu, “Composite Manufacturing of the Wing of a Wing of a Tactical Unmanned Air Vehicle,” “State of the Art and the Future Perspective of Aeronautical Materials”, Workshop Organized Aeronautica, MOSAIC PROGRAM, Napoli, 19-20 Ocak 2009.

Proje dönemi 2-3:

4- Kayran, A., Soysal S., Alemdaroğlu, N., ‘Co-cured and Secondary Bonding Method of Manufacturing Multi-Cell Box Beam and Wing Structures and by Vacuum Infusion and Vacuum Bagging Processes,’ AIAC-2009-030, 5th Ankara International Aerospace Conference-AIAC, Ankara, Turkey, 17-19 August 2009 (in CD-ROM).

Proje dönemi 4-5:

5- Şenelt, E., Kayran, A, ve Alemdaroğlu, N., ‘Bir taktik insansız hava aracının kompozit gövde kalıbı ve kompozit gövde üretimi,’ 2. *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 16-18 Eylül, 2010.

Proje dönemi 5-6:

7- Özöztürk, S., Kayran, A, ve Alemdaroğlu, N., ‘On the design and aeroelastic stabilit analysis of twin wing-tail boom configuration unmanned air vehicle,’ 52. *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Denver, ABD, 4-7 Nisan 2011.

Proje dönemi 6 - Ek Süre 1. dönem:

8- Özöztürk, S., Kayran, A., Alemdaroğlu, N., Seber, G. ‘Aeroelastic Stability Analysis of Twin Wing-Tail Boom Configuration Unmanned Air Vehicle,’ AIAC-2011-070, 6th Ankara International Aerospace Conference-AIAC, Ankara, Turkey, 14-16 September 2011 (in CD-ROM).

9- Özöztürk, S., Kayran, A., Alemdaroğlu, N. ‘Computational Aerodynamics and Structural Analysis of a Fully Composite Twin Wing-Tail Boom Configuration Unmanned Air Vehicle,’ AIAC-2011-071, 6th Ankara International Aerospace Conference-AIAC, Ankara, Turkey, 14-16 September 2011 (in CD-ROM).

Ek süre 2. dönem:

10- Özcan, G., Özöztürk, S., Şenelt, E., Kayran, A., Alemdaroğlu, N., 'Aero-structural and Integrated Circuit Design of a Twin Wing-Tail Boom Configuration Tactical UAV', 2012 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS'12), Philadelphia, PA USA, June 12-15, 2012.

Proje kapsamında yürütülen yüksek lisans tezleri:

1- "Design of an autonomous landing control algorithm for a fixed wing UAV", Volkan Kargin, Ekim 2007, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü.

(Bu tez Tübitak projesi başlamadan önce aynı proje ile ilgili yapılan ön çalışmalar kapsamında tamamlanmış bir tezdır)

2- "Structural Design, Analysis and Composite Manufacturing Applications for a Tactical Unmanned Air Vehicle", Sercan Soysal, Mayıs 2008, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü.

(Bu tez Tübitak projesi başlamadan önce aynı proje ile ilgili yapılan ön çalışmalar kapsamında tamamlanmış bir tezdır)

3- "Structural and Aeroelastic Analyses of a Composite Tactical Unmanned Air Vehicle", Sedat Özöztürk, Eylül 2011, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü.

4- "Design and Manufacturing of a Tactical Unmanned Air Vehicle", Engin Şenelt, 2010, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü.