

KOMPOZİT FİRAR KENARI UÇ BİRLEŞME BÖLGESİ YAPISAL TASARIM ÇÖZÜMLERİ

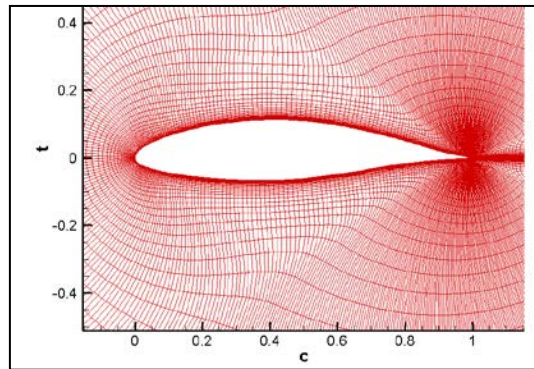
Özgür Gökmen Sarı¹
TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş., Ankara

ÖZET

Hava aracı kontrol yüzeyi firar kenarları uç birleşme bölgelerinin kalınlığı, geometrik şekli, kontrol yüzeyleri performansı için önem arz etmektedir. Firar kenarı uç kısmının geometrisi, kontrol yüzeyinin taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve kontrol yüzeyleri hareketlendiricisine gelen menteşe hattı yüklerini etkilemektedir. Bu çalışmada, ıslak serim vakumlama yöntemiyle, prepreg karbon kumaş kullanarak farklı firar kenarı yapısal tasarım çözümleri geliştirilmiştir. Tasarım çözümleri geliştirilirken olabildiğince kontrol yüzeyi ideal geometrik kesite yakın çözümler elde edilmeye çalışılmıştır. Tasarım çözümlerinden ağırlık, maliyet ve uygulanabilirlik açısından en uygun olan iki çözümün deneme üretimleri yapılarak kontrol yüzeyine montajı incelenmiştir.

GİRİŞ

Hava aracı kontrol yüzeylerinin (flap, kanatçık, yön ve irtifa dümenleri) geometrik şekli uçuş performansını ciddi oranda etkilemektedir. Kontrol yüzeyi geometrisi, hava aracı görev profilini en verimli şekilde gerçekleştirebilecek şekilde gerçekleştirilen akış analizleri sonucunda belirlenmektedir. Bu analizler, farklı hücum açıları, manevraları, hızları ve çalışma sıcaklıklarını göz önünde bulundurarak gerçekleştirilmektedir. Genellikle kontrol yüzeyi kesitinden (airfoil yapısı), olabildiğince basınç dağılımını etkilemeyen, akım ayrılmasını düşük seviyede tutan, kaldırma katsayısını düşürmeyen ve aynı zamanda da sürüklenmeyi artırmayan bir yapı beklenmektedir. Bu durum ancak firar kenarı uç bölgesinin olabildiğince keskin bir yapıda olmasını gerektirmektedir. Şekil 1'de ideal bir kontrol yüzeyi kesitindeki akış dağılımı gösterilmiştir[TUSAŞ,2011].

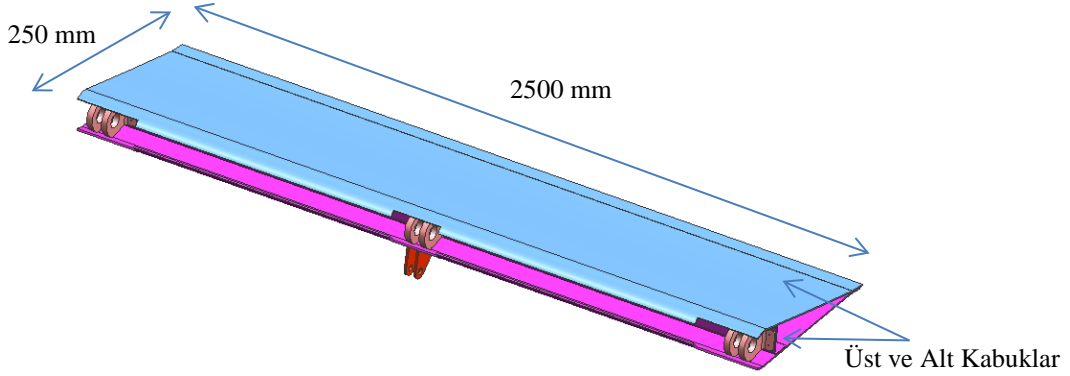


Şekil 1: Kontrol Yüzeyi Kesiti Akış Dağılımı

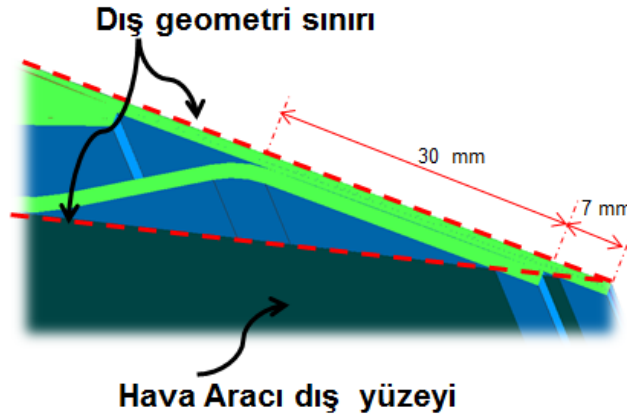
¹ Teknik Uzman/ Yapısal Tasarım, İnsansız Hava Araçları Grup Başkanlığı, E-posta: ogsari@tai.com.tr

Günümüzde kompozit üretim yöntemlerindeki gelişmeler ışığında, aerodinamik kesite yakın geometriler elde etmek nispeten kolaylaşmıştır. Fakat tüm bu prosesler yüksek maliyetleri de beraberinde getirmektedir. Bu bakımdan vakumlama yöntemiyle üretilen kontrol yüzeylerinde, firar kenarı iyileştirme çözümlerinin ıslak serim yöntemiyle yapılması maliyet etkin çözümler sunmaktadır.

Şekil 2’de kontrol yüzeyi ana ölçüleri gösterilmiştir. Üst ve alt kompozit kabuklar, ayrı kalıplarda üretilmektedir. Benzer şekilde ayrı bir kalıpta üretilen iç kiriş ve kaburgalarda, üst kabuk ile yapısal yapıştırıcılarla birleştirilerek son aşamada fırında pişirilmektedir. Farklı kalıplarda gerçekleştirilen üretimden dolayı alt kabuk birleşiminde Şekil 3’te görüleceği üzere dış geometri sınırından uzaklaşma olmaktadır. Çoğunlukla tercih edilen yöntem, üst kabuk geometrisini koruyarak alt kabuğun firar kenarı uç bölgesinde form değiştirerek üst kabukla yapışması sağlanır. Bu bölgede oluşan çukurluk ideal geometriden sapma sonucunda oluşmaktadır. Bu sapma, kontrol yüzeyi airfoil yapısındaki basınç dağılımını dolayısıyla kontrol yüzeyi performansını olumsuz etkilemektedir.



Şekil 2: Kontrol Yüzeyi Genel Görünümü



Şekil 3: Kontrol Yüzeyi Uç Birleşme Yeri

MALZEME ÖZELLİKLERİ

Çalışmada reçine emdirilmiş karbon prepeg kumaşlar tek yönlü ve fabrik şeklinde olmak üzere iki farklı tipte seçilmiştir. Kumaşlar arasında hem yapıştırma yüzeyi oluşturmak hem de kontrol yüzeyine rijitlik sağlamak için kapalı hücre yapısına sahip yapısal köpük kullanılmıştır. Seçilen malzemelerin mekanik özellikleri Tablo1 ve Tablo 2’de gösterilmiştir.

Tablo 1 : Kompozit Kumaş Malzemeleri[Hexcel, 2008]

	HexPly 8552 AS4	HexPly 8552 AGP 280-5H
Density	1580 [kg/m ³]	1570 [kg/m ³]
Young's Modulus, E11	141 [GPa]	67 [GPa]
Young's Modulus, E22	8 [GPa]	66 [GPa]
Shear Modulus, G12	3.3 [GPa]	3.6 [GPa]
Shear Modulus, G23	2.6 [GPa]	2.8 [GPa]
Shear Modulus, G13	2.6 [GPa]	2.8 [GPa]
Ultimate Compression Strength	1531 [MPa]	924 [MPa]
Ultimate Tensile Strength	2207 [MPa]	876 [MPa]
Inter-laminar Shear Strength	128 [MPa]	79 [MPa]

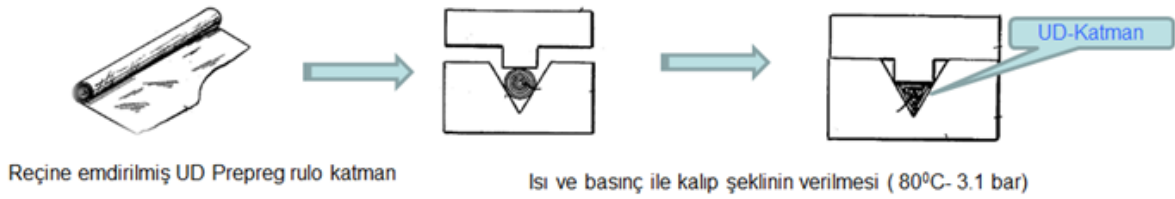
Tablo 2 : Yapısal Köpük Malzeme[Rohacell]

Properties	Unit	ROHACELL® 71 WF	Standard
Density	kg/m ³	75	ISO 845
Compressive strength	MPa	1.7	ISO 844
Tensile strength	MPa	2.2	ISO 527-2
Shear strength	MPa	1.3	DIN 53294
Elastic modulus	MPa	105	ISO 527-2
Shear modulus	MPa	42	DIN 53294
Strain at break	%	3.0	ISO 527-2

FİRER KENARI PARÇALARI MODELLEME ÇALIŞMALARI

Uç Dolgu Malzemesi (Corner Fill)

Keskin kenara yakın geometriler elde edebilmek için farklı bir parçalı kalıpta uç dolgu malzemesi (corner fill) serimi gerçekleştirilmiştir. Daha düşük sıcaklıklarda (70- 80 °C) gerçekleştirilen bu yöntemde köşe dolgusunun geometrik şekli verilmektedir.

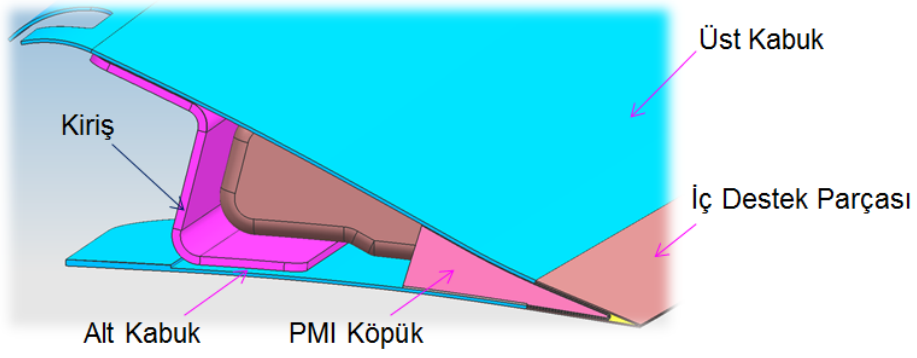


Şekil 4: UD –Prepreg Dolgu malzemesi

Şekil 1’de gösterilen ideal kontrol yüzeyine yakın geometriler elde edebilmek maksadıyla vakumlama yöntemiyle dört farklı tasarım geliştirilmiştir.

İç Destek Kenar

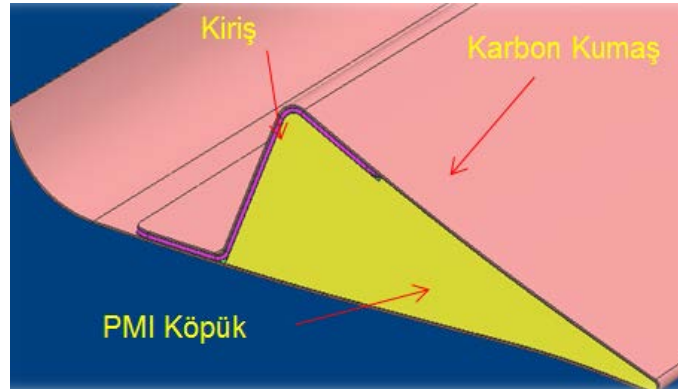
Nümerik kontrollü işleme merkezinde hava aracı geometrisine uygun bir şekilde işlenmiş PMI-Kapalı hücre yapısına sahip köpük malzemenin, karbon prepreg kumaş ile ortak bir kalıpta serimi yapılarak hava aracına montajı sağlanabilmektedir. Şekil 5’te iç destek parçasının montajı yapılmış şekilde görüntüsü verilmektedir. Bu yöntem ile ideal geometriye yakın kontrol yüzeyi elde edilebilmektedir.



Şekil 5: İç Destek Kenar Parçası

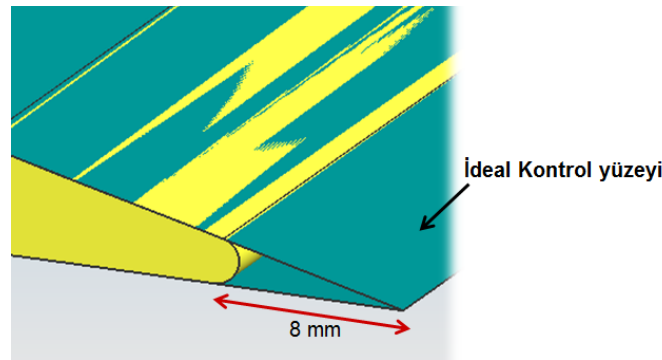
Entegre Köpük Yapı

Bu tasarım çözümünde, kalıp üzerine serimi yapılmış karbon prepreg kumaşın, kapalı hücre yapısına sahip PMI köpük malzemenin üzerinden dolaştırılarak serimi yapılmıştır. Böylelikle alt ve üst kabukları ayrı ayrı sermek yerine tek parçada fırında pişirme işlemi gerçekleştirilmiştir. Şekil 6'da montajı tamamlanmış kontrol yüzeyi görülmektedir.



Şekil 6: Entegre Köpük Yapı

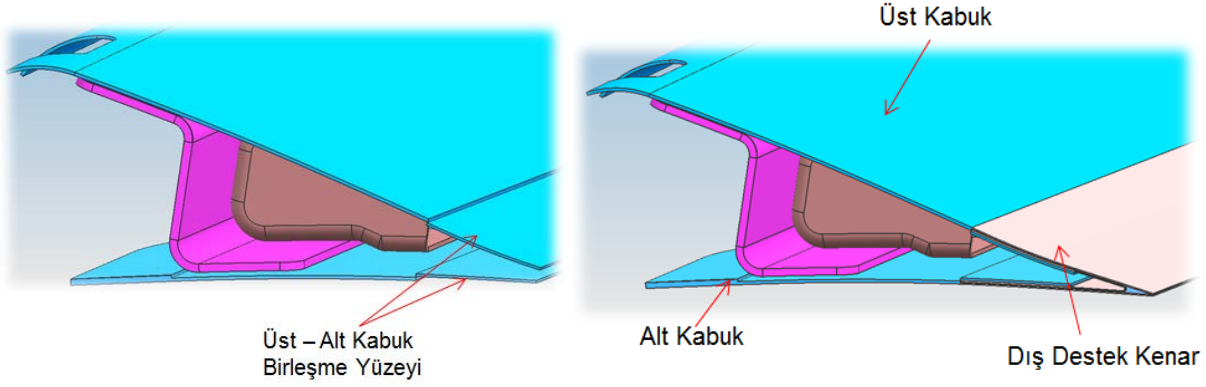
Kumaşın köpük malzeme üzerinden dönerek serimi yapılması nedeniyle, firar kenarı uç kısmında köpük yarıçapı kadar bir uzaklaşma (yaklaşık 8 mm) meydana gelecektir. Şekil 7'de gösterildiği gibi ideal kontrol yüzeyi kesitinden herhangi bir ayrılma olmadığı için burada oluşacak kayıp ihmal edilebilir seviyede kalmaktadır.



Şekil 7: Uç Bölge Mesafesi

Dış Destek Kenar

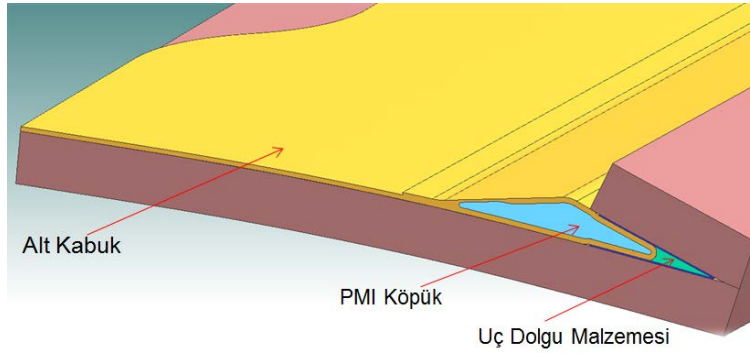
Bu tasarım çözümünde, Şekil 8'de gösterilen "V" şeklinde ayrı bir kalıpta hazırlanarak pişirilen kompozit karbon detay parça, daha önceden pişirilmiş alt kabuk –üst kabuk bileşenlerine yapısal macun yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmektedir. Uç kısımdaki keskinliği sağlayabilmek için parçalı kalıplar kullanılmış ve sağlam bir yapı oluşturabilmesi için de farklı bir prosesle pişirilen dolgu malzemesi kullanılmıştır[Stuart,M.D,1982].



Şekil 8: Dış Destek Kenar

Köşe Dolgu Malzemesi

Bu yöntemde, üst kabuk ideal kontrol yüzeyi profilini takip etmektedir. Değişiklik sadece alt kabukta yapılmaktadır. Alt kabuk, Şekil 9'da görüldüğü üzere serim kalıbı üzerinde PMI Köpük ve uç dolu malzemesi kullanarak hazırlanmaktadır [Stuart, M.D, 1982]. Kullanılan PMI köpük yüksek sıcaklıklara dayanıklı olduğu için pişme esnasında herhangi bir deformasyon veya çökme olmamaktadır.



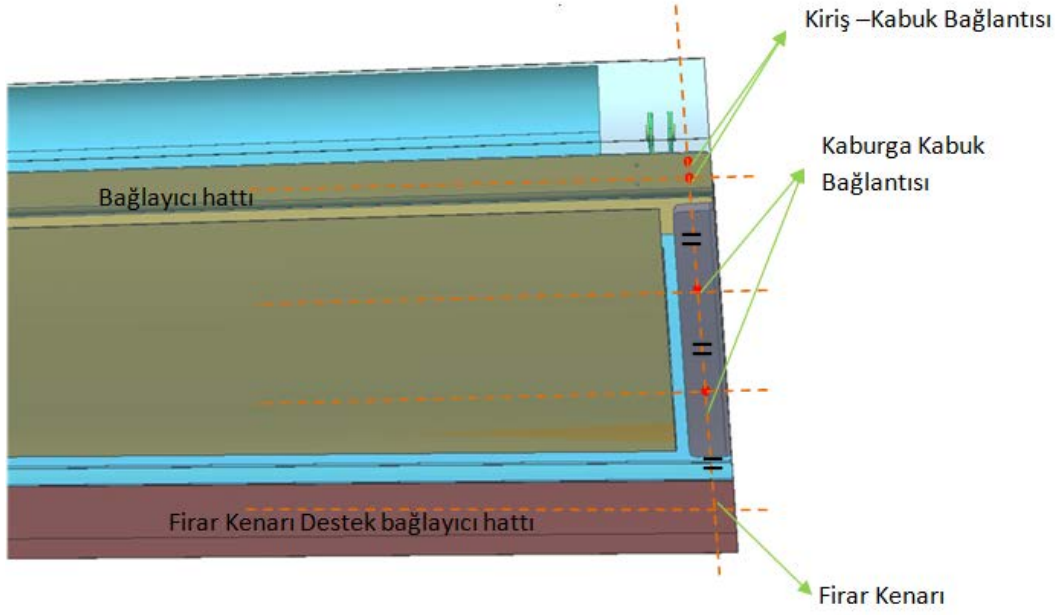
Şekil 9: Köşe Dolgu Malzemesi

FİRAR KENARI PARÇALARI ANALİZ ÇALIŞMALARI

Firar Kenarı parça kalınlıkları kontrol yüzeyi ile birlikte analiz edilmiş ve 4 katman (yaklaşık 1.1mm kalınlıkta) kumaş serimi ile üretimine karar verilmiştir [Patran, 2007, Nastran, 2010].

Kumaş Serim dizilimi: **45 /0 /0 /45** olacak şekilde simetrik ve dengeli yapıdadır.

Firar kenarı kontrol yüzeyine montajı, yapısal yapıştırıcılarla sağlanmaktadır. Fakat hava aracının maruz kalacağı kritik yük koşullarında emniyetli çalışabilmesini sağlamak için ilave bağlantı analizleri yapılarak bağlayıcı desteği sağlanmıştır (Şekil-10).

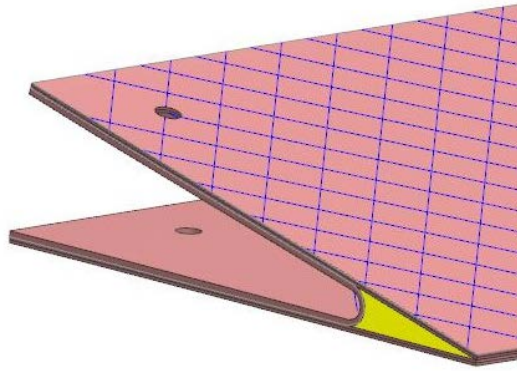


Şekil 10: İlave Bağlayıcı Desteği

UYGULAMALAR

Kumaş Serim Optimizasyonu

Tasarım aşamasında en uygun serim yöntemini belirleyebilmek için FiberSIM simülasyon programı kullanılmıştır[FiberSIM User Manual,2011]. Şekil-11'de kumaş serimlerinin geometrik yüzeye serimi gösterilmiştir. Böylelikle geometrik yüzeye uygun serim (flat-pattern) geometrisi elde edilebilmiştir.



Şekil 11: FiberSIM Kumaş Serim

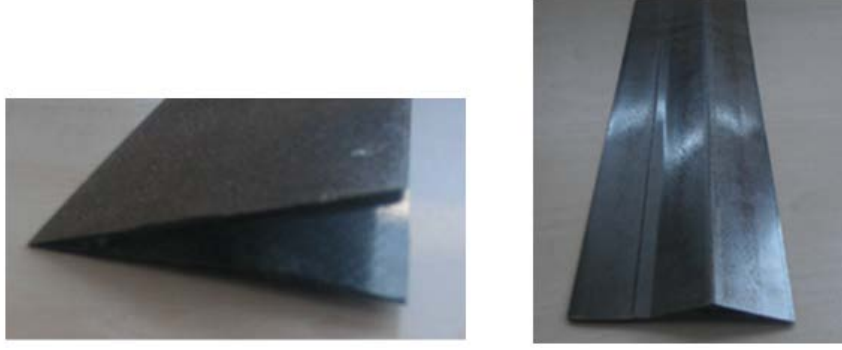
Temiz Oda Kumaş Serimleri

Tüm çözüm önerileri değerlendirilmesi sonucunda 3 nolu dış destek kenar ve 4 nolu köşe dolgu malzemesi çözümlerinin deneme kalıpları üretilmiş ve Şekil 12'de gösterilen örnek detay numuneler üretilmiştir. Üretim sonrasındaki parçalarda herhangi bir çarpılma, çökme vb. tolerans dışı sapmalar gözlemlenmemiştir.

1 nolu çözüm önerisi olan iç destek kenar kullanımı, 3 nolu dış destek kenar kullanımı çözümüne göre daha fazla ağırlık kazancı sağlamaktadır. Fakat köşe dolgu malzemesinin hassas üretilme zorlukları ve ilave destek plakalar kullanım gereksinimleri birtakım sınırlamalar getirmektedir.

Kompozit kumaşların köpük malzeme ile birlikte pişirilmesinin kontrollü yapılması gerekmektedir. 2 nolu entegre köpük yapı tasarımı için ilave kalıplama ve destekleme gerektirmektedir. Aksi durumda malzeme yüzeyinde bölgesel çökmeler olabilmektedir.

3 nolu dış destek kenar tasarım çözümünde de montajı destekleyen ilave kalıp gereksinimleri olmaktadır. Bu destek kalıplar yüzeyin dalgalanmasını engelleyecektir.



Şekil 12: Üretimi Yapılan Tasarımlar (3 ve 4)

Kontrol Yüzeyi Montaj Denemesi

3 nolu tasarım çözümünün montaj denemesi yapılarak uygunluğu denenmiştir. Montaj sonrası yapılan ölçüm kontrollerinde 1,1 mm uç kalınlığı elde edilmiştir.



Şekil 13: Kontrol Yüzeyi Montajı



Şekil 14: Firar Kenarı Uç Bölgesi

SONUÇ

Bu çalışmada, dört farklı tasarım çözümü sunulmuş ve ıslak serim vakumlama yöntemiyle kompozit firar kenarı destek parçaları üretilmiştir. Çalışmada ilgili tasarım çözümlerinin modellemesi, kumaş serimlerinin optimizasyonu ve bağlantı analizleri gerçekleştirilmiştir. Her bir tasarım çözümü, ideal kesit geometrisine yakın, düşük maliyette ve ağırlıkta sonuçlar sunmaktadır. Uygulama kolaylığı açısından 3 numaralı çözüm önerisi detay analizleri yapılarak hava aracına denemesi gerçekleştirilmiştir.

Kaynaklar

- FiberSIM,2011, *User Manual*, VISTAGY-SIEMENS
 Hexcel, 2008, *HexPly 8552 Epoxy matrix (180°C/356°F curing matrix) Product Data Sheet*
 Nastran, 2010, *Quick Reference Guide*, MSC. Software
 Patran, 2007, *Reference Manual*, MSC.Software

Rohacell A Polymethacrylimide Foam, *Aircraft Grade Product Information Data Sheet*, Evonik Industries.

Stuart,M.D.,1982, *Manual of Aerospace Composites*, A.A.C.,Cilt.1,s.72

Stuart,M.D.,1982, *Manual of Aerospace Composites*, A.A.C.,Cilt.1,s.131

TUSAŞ,2011, *Firar Kenarı Aerodinamik Çalışmaları*