

## OPTİMİZE EDİLMİŞ YÜKSEK EN-BOY ORANTILI KOMPOZİT KANATIN ÜRETİMİ VE DENEYSEL TESTİ

Latif B. Aslan, Emre Yılmaz, Majid Hazeri, Majid  
Ahmadi, Touraj Farsadi  
Adana Alparslan Türkeş Bilim ve Teknoloji  
Üniversitesi, Adana

Melin Şahin ve Altan Kayran  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

Havacılık ve uzay mühendisliği sektörü, yüksek en-boy oranına sahip kompozit kanatların tasarımı ve imalatı konusunda yenilikçilik ve verimliliğe büyük önem vermeye başlamıştır. Gelişmiş malzemelerden üretilen ve verimli imalat prosedürleri ile şekillendirilen bu uzun ve ince kanatlar, hafiflikleri sayesinde uçakların daha az yakıt tüketmesini ve genel performansının artmasını sağlamakta büyük potansiyel taşımaktadır. Ancak, bu avantajları gerçeğe dönüştürebilmek adına pek çok yapısal ve aeroelastik zorlukların üstesinden gelinmesi gerekmektedir. Ağırlığın azaltılması ve yapısal dayanıklılığın maksimize edilmesi amacıyla, sayısal optimizasyon tekniklerinin entegrasyonu esas alınan Çok Amaçlı, Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu (MMDO) metodu kullanılmaktadır. Optimize edilen kanat yapılandırması sonrasında üretilen ve Yer Titreşim Testi (GVT) ile hem sayısal modelin doğrulanması hem de fiziksel testlerle ilişkilendirilmesi gerçekleştirilecektir. Kurum içinde geliştirilen ve tam otomatik olarak çalışan Doğrusal Olmayan Aeroelastik Simülasyon Yazılımı (NAS<sup>2</sup>) paketi, kompozit kanat tasarımında aeroelastik ve yapısal performansın iyileştirilmesi için güçlü bir sayısal çözüm sunmaktadır. Bu derinlemesine metodoloji, güvenlik ve performans gibi sıkı standartları karşılamadan yanı sıra, havacılık ve uzay endüstrisinde maliyet etkinliğini artırmayı da hedeflemektedir. Yazarlar, bu çok disiplinli yaklaşımın avantajlarından faydalanarak, yüksek en-boy oranlı kompozit kanatların gelişmiş tasarımı ve üretiminde aeroelastik çözümlerin entegrasyonunun kritik önemini vurgulamakta ve havacılık teknolojisinin sürekli ilerlemesine katkıda bulunmayı hedeflemektedirler.

### GİRİŞ

Ağırlık optimizasyonu, uçağın yapısal bütünlüğünü ve aeroelastik performansını doğrudan etkiler. Daha hafif bir kanat, yapıdaki stresi azaltır, yakıt verimliliğini iyileştirir ve genel performansı geliştirir. Yüksek-görünümlü kanat tasarımlarında yapısal, aeroelastik ve malzeme gereksinimleri arasında doğru dengeyi sağlamak hayati önem taşır [Toffol, Ricci, 2023]. Bu kanatlar, arızayı önlemek için uygun tasarım gerektiren önemli eğilme ve burulma yüklerine dayanır. Bu nedenle, ağırlık optimizasyonu, hafifliği korurken mukavemeti sağlamak için yapısal analizle el ele gitmelidir. Yapısal ağırlığı en aza indirmek için uçak kanatlarının aeroelastik şekilde uyarlanması için kompozit malzemelerin kullanımına önemli araştırma çabaları ayrılmıştır. Çok sayıda çalışmada [Wunderlich, 2015; Dillinger, Abdalla, 2019; Zhao, Kapania 2017; Dillinger, Klimmek, 2013; Stanford, Jutte, 2016; Jutte, Stanford, 2014; Stodieck, Cooper, 2013], yapının boyutlandırılması ağırlıklı olarak statik manevra yük durumlarına dayanmaktadır ve sertlik, burkulma direnci, statik mukavemet, kontrol tersine çevrilmesi ve hem statik hem de dinamik aeroelastik kararlılık gibi tasarım kısıtlamalarını içermektedir. Dinamik aeroelastisite [Bordogna, Lancelot, 2020; Belardo, Marano, 2021; Rafiee, Farsadi, 2023; Wang, Peeters, 2022], statik aeroelastisitede görünmeyen kritik yönleri ortaya çıkardığı

için kanat optimizasyonunda vazgeçilmezdir. Tehlikeli senaryolardan kaçınmak için çok önemli olan çarpınmanın belirlenmesine yardımcı olur ve titreşimler ve rezonanslar gibi zamana bağlı davranışlara ilişkin içgörüler sunarak yolcu konforu ve yapısal yorgunluk sorunlarını ele alır. Bu kapsamlı anlayış, kararlılık, güvenlik, uzun ömür ve rüzgar tepkisi açısından kanat tasarımlarını optimize etmek için gereklidir. Bu araştırmalar, çeşitli yükleme koşulları altında optimum yapısal performansa ulaşmada kompozit malzemelerin kritik rolünü vurgular ve yalnızca yapısal bütünlüğü sağlamakla kalmaz, aynı zamanda gelişmiş genel uçak verimliliği ve güvenliği için aeroelastik hususları da ele alır. Çarpınma, girdap kaynaklı titreşim ve girdap dökülmesi dahil olmak üzere çeşitli tipte akışkan-yapı etkileşim kararsızlıkları, havacılık bileşenlerinde, kanatlarda ve bunların kontrol mekanizmalarında ortaya çıkar.

## YÖNTEM

Bu çalışmanın temel amacı, ağırlığı azaltırken performansı artıran kompozit uçak kanatları için optimize edilmiş bir aeroelastik senaryo geliştirmektir. Bu, kompozit kanat modelleri tasarlamak için İHA'lara uygulanabilen entegre bir Doğrusal Olmayan Aeroelastik Simülasyon Yazılımı (NAS<sup>2</sup>) paketini içerir. Optimizasyon süreci, yapısal bütünlüğü, aeroelastik performansı artırmak ve ağırlığı en aza indirmek için kanat açıklığı boyunca 3 bölgede fiber yerleşimine ve yönelimine odaklanır. Çalışma, karbon fiberler ve elle yerleştirme ve vakumlu torbalama tekniği kullanılarak optimize edilmiş kanadın üretilmesini ve ardından simülasyon sonuçlarını doğrulamak, parametreleri kalibre etmek ve güvenlik standartlarına uyumu sağlamak için deneysel Zemin Titreşim Testi'ni (GVT) içerir. Deneysel testler, simülasyonlar ile gerçek dünya verileri arasındaki farklılıkları belirlemek, model iyileştirmesini ve mühendislik ve tasarımdaki iyileştirmeleri yönlendirmek için çok önemlidir. Başlangıçta, süreç ön yapısal kanat tasarımıyla başlar ve ardından yapısal kompozit ve aeroelastik analizler gelir. Bu analizlerden elde edilen bulgular daha sonra bir optimizasyon algoritmasına entegre edilerek kanat tasarım prosedürü çok disiplinli bir mühendislik optimizasyon zorluğuna dönüştürülür. Bu optimizasyon süreci, pratik kısıtlamaları ele alarak, yapısal bütünlüğü sağlayarak ve optimize edilmiş çözümün uygulanabilirliğini doğrulayarak birden fazla düzeyde ortaya çıkar.

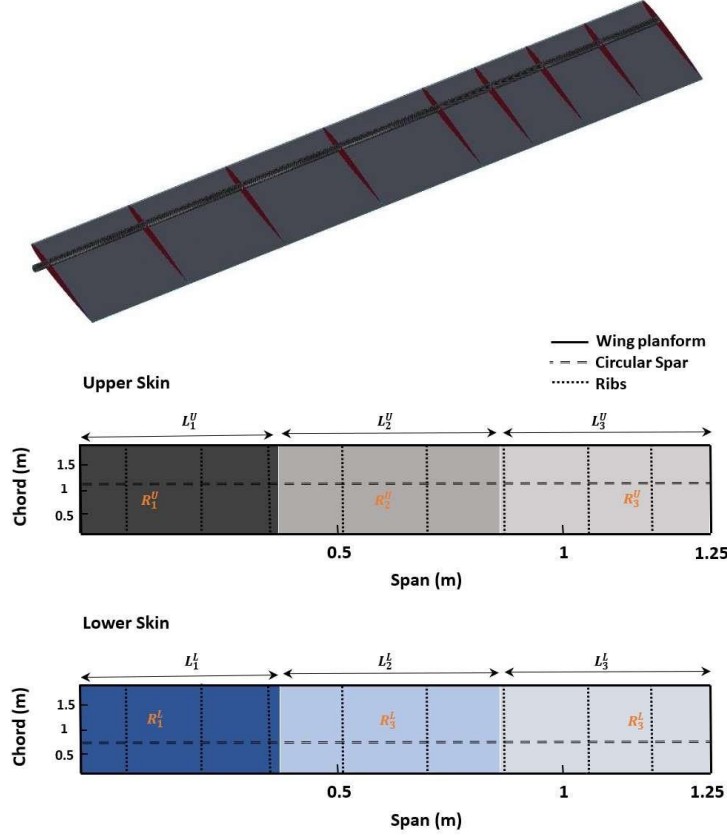
Kanadın yapısal ve aeroelastik performansını ölçmek için çeşitli performans ölçütlerini ve kısıtlamaları dikkate alan bir amaç fonksiyonu oluşturulur. Pratik bir örnek olarak, önerilen yaklaşımımızı kullanarak optimizasyon için Tablo 1'de bulunan özelliklere ve Şekil 1'de gösterilen geometrik bir profile sahip bir kompozit İHA kanadı seçiyoruz. Çerçeve bu özel vaka çalışmasında gösterilmiş olsa da, çok yönlülüğü ve kapsamlılığı korunmuştur. Daha spesifik olarak, önerilen yaklaşım, giriş parametrelerini ayarlayarak herhangi bir yeni yapılandırmaya uyarlanabilir.

Tablo 1: İncelenen Kanatın Özellikleri

Half span	1.25 m
Leading edge sweep angle	0 degrees
spar location, % chord	25
Number of Ribs	9
Wing aspect ratio	14
Taper ratio	1
Airfoil	NACA 0010

Bu çalışmada, dairesel bir boru spar modeli üretilmiş ve kompozit kanatta kullanılmıştır. Bir İHA yüksek en/boy oranlı kanattaki dairesel bir boru sparın verimliliği, ağırlık-dayanıklılık oranı, sertlik, üretim kolaylığı, maliyet etkinliği, aerodinamik performans, yapısal entegrasyon, yorulma direnci, güvenlik ve yedeklilik gibi faktörleri kapsayan çok yönlü bir değerlendirmedir. Bunların basit üretimi ve maliyet etkinliği, kanat yapısına kusursuz entegrasyona odaklanarak genel verimliliğe daha da katkıda bulunur. Optimizasyon süreci, kanadın her biri üst ve alt yüzeyleri, sparı kendisini ve kirişleri içeren 3 ayrı bölgeye ayrılmasını içerir. Ek olarak, her

bölgedeki üst ve alt yüzeyler bağımsız olarak optimize edilir. Özellikle, kompozit katmanların genel kalınlığı ve sayısı, kanat açıklığı boyunca yaşanan değişken eğilme momentleriyle hizalanarak kökten uca doğru kademeli olarak azalır. Katman kalınlığındaki bu azalma, katman düşmesi olarak bilinir, farklı kanat bölümleri arasında geçiş yaparken meydana gelir ve bu belirli konumda daha ince bir kompozit laminatla sonuçlanır. Çalışmada ayrıca kanat açıklığı boyunca farklı mesafelerde 9 adet kirişin varlığı da dikkate alınmıştır.



Şekil 1. Tasarım bölgelerinin üst ve alt kaplamalarda farklı renklerle gösterildiği bir vaka çalışması olarak temel kanat yapılandırılmalarının şematik sunumu

Şekil 2, kompozit kanat konfigürasyonu içindeki istifleme dizisinin içgörülü bir tasvirini sunar ve üst ve alt yüzeylerin spar ile birlikte düzenlenmesini gösterir. Daha yüksek tasarım uyarlanabilirliği arayışında, üst ve alt yüzeyler, Şekil 1'de görsel olarak gösterildiği gibi, her biri farklı uzunluklarla karakterize edilen 3 ayrı bölgeye ayrılmıştır. Özellikle, bu bölge uzunlukları, Şekil 2'de ilgili sonuçların dikkatlice sunulmasıyla birlikte, optimizasyon değişkenleri olarak stratejik olarak dahil edilmiştir. Konik üst ve alt yüzeyler durumunda, ilgi çekici bir özellik ortaya çıkar: her katman ve bölge benzersiz bir fiber açısına sahiptir. Tersine, spar tüm açıklığı boyunca tutarlı bir fiber açısını korur. Sparın fiber açısındaki bu tekdüzelik, aerodinamik yüklerin çoğunu taşımadaki birincil rolüne atfedilir. Hem yüzeylerin hem de sparın istifleme dizisinde bulunan simetrik düzeni vurgulamak önemlidir; bu, tasarımdaki genel yapısal bütünlüğe ve dengeye katkıda bulunan önemli bir husustur.

(a) Upper skin

Layer	Sections [mm]	$L_1^U$	$L_2^U$	$L_3^U$
			130	714
1				-30°
2				20°
3			50°	
4			30°	
5	20°			
6	45°			
7	-70°			
8	-70°			
9	45°			
10	20°			
11			30°	
12			50°	
13				20°
14				-30°

(b) Lower skin

Layer	Sections [mm]	$L_1^U$	$L_2^U$	$L_3^U$
			132	700
1				-20°
2				30°
3			-70°	
4			30°	
5	80°			
6	-80°			
7	30°			
8	30°			
9	-80°			
10	80°			
11			30°	
12			-70°	
13				30°
14				-20°

(c) circular tube spar

Layer	$L = 1250$ mm
1	0°
2	90°
3	90°
4	0°

Şekil 2. Üst ve alt yüzeylerin ve sparların istifleme sırası

### Kompozit Kanat Üretimi

Yazılım paketini doğrulamak ve kompozit malzemelerden inşa edilmiş bir İHA kanadı için sonlu eleman sayısal modeliyle uyumlu hale getirmek için, optimizasyon sürecinden elde edilen sonuçlarla bilgilendirilen birincil bir üretim gerçekleştirilir. Bu hedefe ulaşmak için, Adana ATÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde özel bir kompozit atölyesi kurulmuştur. Kompozit kanadın üretim süreci, el yatırması ve vakumlu torbalama tekniğini kullanan kalıp kullanımını içerir. Bu üretimi gerçekleştirmekten havacılık mühendisleri ve teknisyenlerinden oluşan işbirlikçi bir ekip sorumludur.

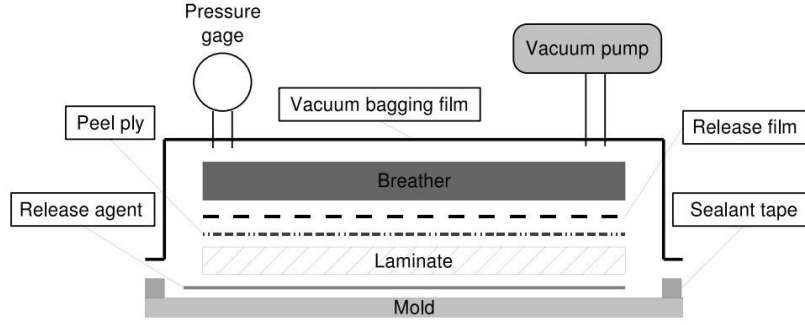
Bu bölümün sonraki kısımlarında, üretim sürecinin kapsamlı bir açıklaması sağlanır. Kompozit üretim yönteminin, özellikle vakumlu torbalama tekniğinin ayrıntılı bir açıklamasıyla başlar.

## Vakumlu Torbalama Yöntemi

Üretim süreci, kompozit malzemelerin uygulanmasında büyük önem taşır. Üretimdeki her adım, kompozit yapının nihai mekanik özelliklerini derinden etkiler. Sürekli lifler ve metalik olmayan matris malzemeleri kullanılarak kompozit malzemeler üretmek için çeşitli üretim teknikleri mevcuttur. Bu teknikler arasında vakumlu torbalama, eşleştirilmiş kalıp kalıplama, filament sarma ve reçine transfer kalıplama yer alır. Her yöntem benzersiz avantajlar ve özellikler sunarak belirli ihtiyaçlara ve uygulamalara göre uyarlanmış kompozit yapıların oluşturulmasını sağlar. Bu akademik projede İHA kanadının üretimi için seçilen yöntem, basitliği, teknik ve maliyet verimliliği nedeniyle seçilen el yatırması ve vakumlu torbalama tekniğiydi. Bu bölüm, vakumlu torbalama yöntemini kullanan üretim sürecinin kapsamlı ve ayrıntılı bir açıklamasını sağlar.

Vakumlu torbalama, elyaf malzemeyi kalıp yüzeyine yerleştirdikten ve matris malzemesiyle doyurduktan sonra kullanılan bir son katlama işlemidir. Daha sonra kalıp hava geçişini önlemek için kapalı bir torbaya kapatılır ve matris malzemesinin kütleme aşaması boyunca vakum uygulanır. Bu yöntem, kompozit katmanların düzgün bir şekilde konsolidasyonunu sağlar ve fazla havanın ve boşlukların giderilmesine yardımcı olarak sağlam ve düzgün bir kompozit yapı elde edilmesini sağlar. Vakumlu torbalama yöntemi, birkaç ikna edici avantajı nedeniyle kompozit üretimi için çekici bir seçenek olarak öne çıkmaktadır. Otoklav küremeye ekonomik bir alternatif sunarak maliyet etkinliği sağlar. Dahası, daha yüksek elyaf içeriğine sahip laminatların oluşturulmasını sağlayarak kırılma eğilimi etkili bir şekilde azaltır ve yapısal bütünlüğü artırır. Vakumlu torbalama, sıkışmış havanın neden olduğu boşlukları en aza indirerek kompozit yapıların daha fazla mukavemet göstermesini sağlar. Ayrıca, üstün reçine dağılımını kolaylaştırarak doğru mekanik karakterizasyon için homojen olarak ıslatılmış elyaflar elde edilmesini sağlar. Dahası, yöntem katman tutarlılığını artırarak iyi bağlanmış katmanlara ve artan kesme mukavemetine yol açar. Özünde, vakumlu torbalama sadece maliyetleri düşürmekle kalmaz, aynı zamanda üstün lif içeriği, en aza indirilmiş boşluklar, iyileştirilmiş reçine dağılımı ve geliştirilmiş katman tutarlılığı da sağlar ve toplu olarak yüksek kaliteli, sağlam kompozit yapıların üretimine katkıda bulunur. Vakumlu torbalama işlemi, belirli amaçlara hizmet eden çeşitli öğelerin kullanımını içerir. Bu öğeler öncelikle iyi kapatılmış bir vakum ortamı elde etmek, kompozit malzemedeki fazla reçineyi çıkarmak, istenen yüzey kalitesini sağlamak ve kompozit ürünün kalıptan kolayca çıkarılmasını kolaylaştırmak için kullanılır.

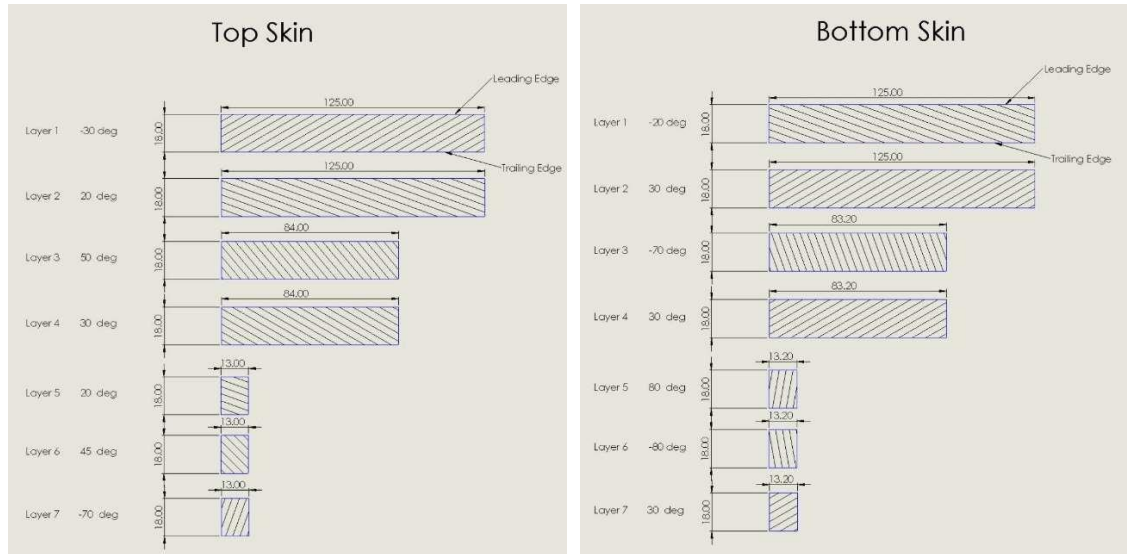
Vakumlu torbalama işleminde, piyasada her biri başarılı bir uygulama sağlamak için belirli işlemlere sahip çeşitli temel öğeler mevcuttur. Bu öğeler şunları içerir: kalıp yüzeyine laminat yapışmasını önleyen bir kimyasal olan ayırıcı madde; laminata dokulu bir yüzey kazandıran emdirilmiş bir ayırıcı madde içeren dokunmuş bir kumaş olan soyma katmanı; reçine geçişi için küçük deliklere sahip ince işlenmiş plastik bir levha olan ayırıcı film; fazla reçineyi toplayan ve düzgün vakum dağılımını destekleyen kalın bir bez tabakası olan nefes alma cihazı; laminatı izole eden ve gerekli vakum ortamını oluşturan sağlam bir plastik levha olan vakumlu torbalama filmi; sızdırmazlık bandı, vakumlu torbalama filmi alet yüzeyine sabitleyen ve hava sızıntısını önleyen yapışkan macun benzeri bir malzeme; ve gerekli vakum basıncını sağlamak için gerekli olan bir vakum pompası. Bu bileşenler birlikte, etkili bir vakumlu torbalama kurulumunun kurulmasında önemli roller oynar ve belirli özelliklere ve gereksinimlere göre uyarlanmış yüksek kaliteli kompozit ürünlerin üretimine katkıda bulunur. Vakumlu torbalama tekniğinin ayrıntıları Şekil 3'de gösterilmiştir.



Şekil 3. Vakumlu torbalama işleminin şematik çizimi.

### Vakum Torbalama Yöntemiyle Kompozit Kanat Üretimi

Şekil 4, optimizasyon prosedürüyle üretilen kompozit kanadın üst ve alt yüzeylerin istifleme sırasını göstermektedir. Yüzeylerdeki simetri nedeniyle katmanların yarısı sağlanmıştır.



Şekil 4. Optimizasyon süreci ile elde edilen temel kompozit kanat düzeninin istifleme sırası.

Şekil 3'de gösterildiği gibi, vakumlu torbalama kompozit yapıların üretimi için nispeten basit bir yöntemdir. Ancak, başarılı sonuçlar elde etmek için biraz emek yoğun çalışma ve pratik gerekir. Bu bölümde, Şekil 3'te gösterilen destekleyici fotoğraflarla birlikte vakumlu torbalama yöntemi kullanılarak kompozit bir kanat üretim sürecinin ayrıntılı bir açıklamasını sunacağız.

Şekil 5a'da gösterildiği gibi kompozit kanat üretimi, Tablo 2'de ayrıntılı olarak açıklanan özelliklere sahip tek yönlü karbon fiber kullanmıştır. Bilgiler, satış yapan şirketten alınmıştır.

Tablo 2. Tek yönlü karbon fiber spesifikasyonu

	Nominal	Tolerans
Fiber	UD karbon fiber 80g/m <sup>2</sup> ,2.4 oz/yd <sup>2</sup>	
Fiber tanımı	TR50S karbon fiber	
Ağırlık	80 g/sqm	± 5 %
Kalınlık	0.090 mm	± 0.03 mm
Fiber Örgüsü	Unidirectional	
Genişlik	100 cm	

Gerilme Direnci (MPa)	4900	
Kopma Uzaması (%)	2.0	
Yoğunluk	1.81 g/cm <sup>3</sup>	
Filament Çapı	7.2 µm	

Şekil 5b, 5c ve 5d'de gösterildiği gibi, tek yönlü elyafı çeşitli açılardan çıkarmak için açıölçerli bir desen kağıdı kullanılır. Üst ve alt derilerin çevresine ve üst deri için taşarım bölgelerinin uzunluklarına ( $\square_1^U, \square_2^U, \square_3^U$ ) ve alt deri için ( $\square_1^L, \square_2^L, \square_3^L$ ) karşılık gelen genişliğe sahip bir kağıt desen kullanılarak, optimizasyon sürecinden elde edilen her lamina için farklı elyaf açıları ile laminalar daha sonra satın alınan karbon fiber kumaştan kesilir. Kanat üretim sürecinde, bir Alüminyum kalıp kullanılır. Üretime başlamadan önce, kalıp yüzeyinin herhangi bir yabancı cisimden, partikülden, yağdan veya diğer kimyasallardan tamamen arındırılmış olduğundan emin olmak çok önemlidir (Şekil 5e).

İşleme başlamak için, sızdırmazlık bandı belirlenen yerleştirme alanının sınırları boyunca dikkatlice uygulanır. Uygulama alanının sınırı tanımlandıktan sonra, kalıp yüzeyine ayırıcı madde uygulanır. Özellikle, hiçbir alanın işlenmemiş bırakılmadan tamamen kaplanmasını sağlamaya dikkat edilmelidir. Herhangi bir yüzey işlenmemiş bırakılırsa, laminat kalıp yüzeyine yapışabilir ve kalıptan çıkarma işlemi sırasında olası çatlama veya kırılmaya yol açabilir. Dikkatli olmak için, kapsamlı bir kaplama sağlamak için ayırıcı maddeyi iki kez uygulamanız önerilir. Ayırıcı maddenin tamamen kuruması için yeterli zaman verilmelidir. Daha sonra, reçine karışımı çıplak kalıp yüzeyine dikkatlice fırçalanır. Bu adım, reçine karışımının uygulanması sırasında elyaf bezin kalıp yüzeyinden kaymasını önlemek için atılır.

Yüzey hazırlandıktan sonra, ilk kumaş tabakası önceden ıslatılmış kalıbın üzerine yerleştirilir ve reçine karışımı, Şekil 5f'de gösterildiği gibi, ilk kumaş tabakasını iyice ıslatmak için bir fırça kullanılarak eşit şekilde uygulanır. Daha sonra, istenen yönelime göre hizalanarak, ilk tabakanın üzerine ek kumaş tabakaları yerleştirilebilir. Her tabaka daha sonra aynı şekilde ıslatılır. Şekil 5g, ikinci tabakanın birincinin üzerine yerleştirilmesini göstermektedir. Fazla reçinenin geçmesine izin vermek için laminatların üzerine bir serbest bırakma filmi tabakası yerleştirilir. Bu serbest bırakma filmi, uygun reçine akışını sağlar ve kompozit yapının etkili bir şekilde konsolidasyonu için vakumlu torbalama işlemini kolaylaştırır. Serbest bırakma filmi yerleştirildikten sonra, üzerine bir nefes alma tabakası yerleştirilir (bkz. Şekil 5h). Nefes almanın birincil işlevi, fazla reçineyi emmek ve kütleme işlemi sırasında vakum basıncını torbanın altına eşit şekilde dağıtmaktır. Bu adımın ardından, vakum portlarının yerleştirileceği belirli yerlere daha kalın nefes alma tabakaları eklenir. Bu stratejik düzenleme, vakum portlarının fazla reçineden arınmış kalmasını sağlayarak vakum sisteminin etkinliğini engelleyebilecek olası tıkanıklıkları önler. Dahası, daha kalın nefes alma tabakaları bir tampon görevi görerek nihai kompozit parçanın vakum portlarının metal uçları tarafından sıkıştırılmasını önler. Bu önlem alınmadığında, vakum portu konumlarına karşılık gelen kompozit kanadın çevresinde istenmeyen kırışıklıklar oluşabilir. Bu daha kalın nefes alma tabakalarının üzerine, vakum portlarının alt yarımaları dikkatlice yerleştirilir. Bu düzenleme, vakumlu torbalama işlemi sırasında fazla havanın uygun ve etkili bir şekilde çıkarılmasını kolaylaştırarak, kompozit yapının başarılı bir şekilde konsolidasyonunu sağlar.

Daha sonra, çift taraflı bantların üstündeki kağıt kaplamalar çıkarılır ve vakumlu torbalama filmi çift taraflı banda dikkatlice yapıştırılır. Başarılı bir vakumlu torbalama işlemi sağlamak için uygun vakumlu torbalama filmi boyutunu seçmek önemlidir. Vakumlu torbalama filmi çok küçükse aşırı esneyebilir ve kütleme işlemi sırasında olası yırtılmalara yol açabilir. Bu tür sorunlardan kaçınmak için, yeterli kaplama sağlayan ve öngörülemez komplikasyonların riskini azaltan yaklaşık %30 ila %40 fazla vakumlu torbalama filmi kullanılması önerilir. Kusursuz bir vakum ortamıyla tamamen kapalı bir vakumlu torbalama işleminin sağlanmasının en büyük önemini vurgulayarak, titiz bir prosedür izlemek çok önemlidir. Bunu başarmak için, vakumlu torbalama filmi, bir kenardan başlanarak ve tüm kenarlar güvenli bir şekilde kapatılana kadar kademeli olarak bitişik kenara doğru hareket ederek çift taraflı bantlara

dikkatlice yapıştırılır (bkz. Şekil 5i). Aşırı miktarda vakumlu torbalama filmi kullanıldığından, işlem sırasında kıvrımlar oluşabilir. Kanadı ele almak için kenarın yaklaşık 10 cm'lik bir bölümü yapıştırılmamış olarak bırakılır. Bu alanda, kıvrımı örtmek için vakumlu torbalama filminin içine çift taraflı bir bant şeridi uygulanır. İlk olarak, bant şeridi güvenli bir şekilde kendisine tutturulur ve ardından kalıbın kenarındaki bant üzerine sabitlenir. Bu yöntem kıvrımları etkili bir şekilde çözer ve uygun bir sızdırmazlık sağlar, böylece vakumlu torbalama işlemi için ideal bir vakum ortamı yaratır (bkz. Şekil 5i).

Vakumlu torbalama filminin yapıştırılmasının ardından, vakum portlarının üst yarılarının alt yarılara bağlanacağı yerlerde dikkatlice küçük delikler kesilir. Bu deliklerin üzerine, vakum portlarının üst yarılı yerleştirilir ve üst kısımları portları yerinde sabitlemek için sıkıca bükülür. Daha sonra, vakum pompasının hortumu porta bağlanır. Daha sonra vakum pompası etkinleştirilir ve bu işlem sırasında vakum pompasının hortumu düz ve yüzeye dik tutulur (bkz. Şekil 5i). Bu, vakumun vakum torbalama filminin altında eşit şekilde yayılmasını, tüm alanlara ulaşmasını ve kompozit yapıyı etkili bir şekilde sağlamlaştırmasını sağlar. Başarılı bir vakum torbalama işlemi ve yüksek kaliteli bir kompozit ürün üretimi sağlamak için bu adımlara dikkat etmek önemlidir.

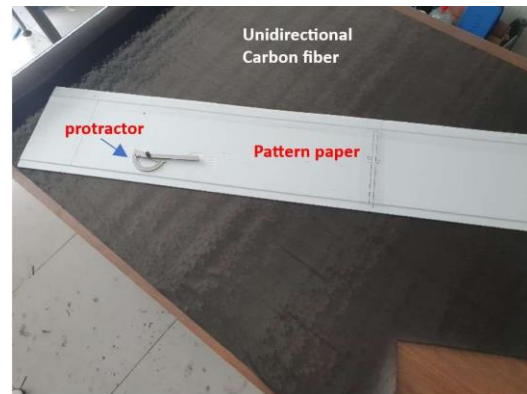
İstenilen basınca ulaşıldığında, vakum portlarından veya sızdırmazlık bantlarından herhangi bir hava kaçağı olup olmadığını kontrol etmek için sistemi dikkatlice incelemek çok önemlidir. Bu kontrolü gerçekleştirmek için, vakum torbalama filmindeki görünür kusurları tespit etmek için kalıp yüzeyinin görsel bir incelemesi yapılır. Hava geçirmez bir contayı daha da sağlamak için, hava kaçağı seslerini dinlemek üzere işitsel bir kontrol yapılabilir. Vakum torbalama filminde herhangi bir kusur veya hava kaçağı alanı tespit edilirse, bunları gidermek için derhal harekete geçilmelidir. Bu yerler, güvenli ve güvenilir bir vakum sızdırmazlığı elde etmek için sızdırmazlık bantlarıyla uygun şekilde işlenmelidir. Başarılı kompozit üretimine yol açan, kütleme işlemi boyunca tutarlı ve etkili bir vakum ortamı sağlamak için kapsamlı kontroller ve hızlı iyileştirmeler gereklidir.

Vakum işlemi tamamlandıktan ve reçinenin kurlenmesi tamamlandıktan sonra, kurlenmiş kompozit kanat derisi kalıp yüzeyinden çıkarılmaya hazır hale gelir (bkz. Şekil 5j). Çıkarma işlemi, vakumlu torbalama filminin ve diğer ilişkili parçaların dikkatlice çıkarılmasını içerir. Çıkarmayı kolaylaştırmak için spatula veya bıçak gibi ince ve keskin kenarlı aletler kullanılır. Bu aletler, kompozit plakaların kenarlarını nazikçe kaldırmak için kullanılır ve bunların kalıptan nazikçe çıkarılmasını sağlar. Çıkarıldıktan sonra, kompozit kanat derisinin kenarlarındaki fazla malzeme kesilir ve deriler istenen boyutta ustalıklarla kesilerek amaçlanan kullanımları için titizlikle hazırlanır. Bu hassas ve dikkatli kullanım, son kompozit kanadın gerekli özellikleri karşılmasını ve belirlenen uygulamalar için hazır olmasını sağlar.

Şekil 5k, 5l ve 5m'de gösterildiği gibi, sandviç cam elyafı kullanılarak üretilen kirişler için de aynı prosedür kullanılır.

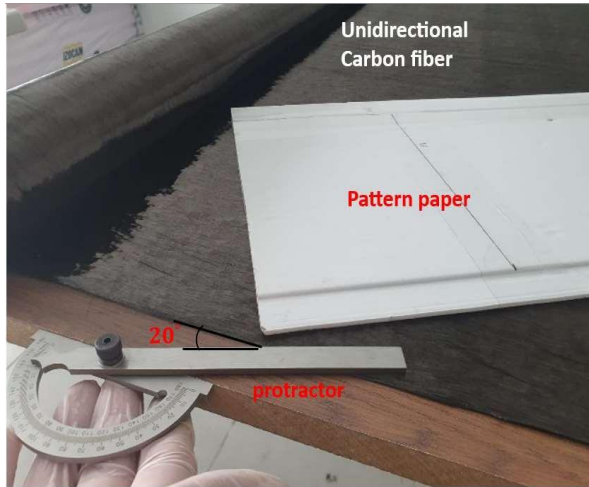


(a)



(b)





(c)



(d)



(e)



(f)



(g)



(h)



(i)



(j)



(k)



(l)



(m)

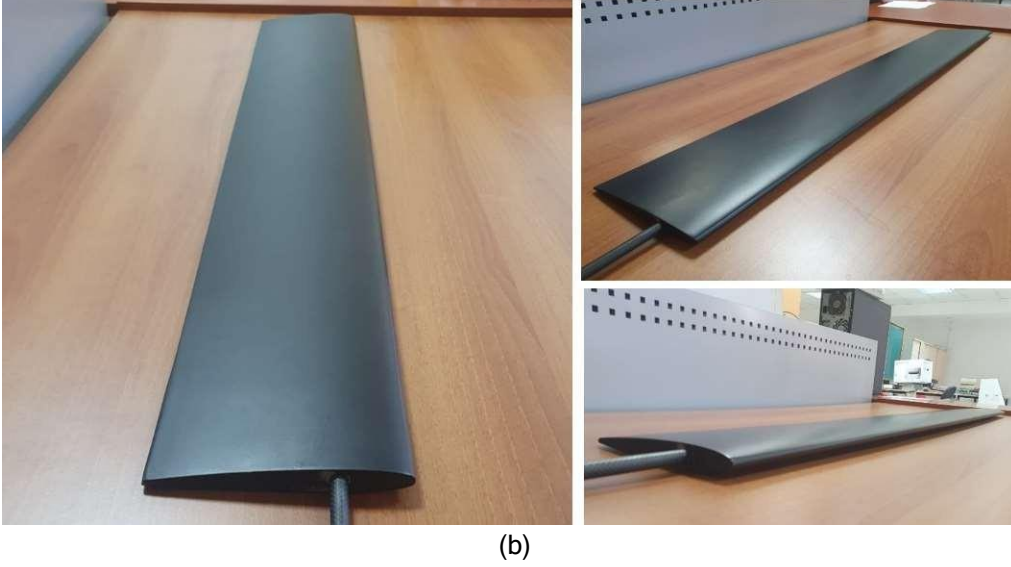
Şekil 5. Kompozit kanat Üretim

### Üretilen Parçaların Montajı

Kompozit kanat için üst ve alt kabukların, spar ve kiriş imalatının ardından, montaj süreci kirişin ve sparın alt kabuğun içine karmaşık bir şekilde yerleştirilmesini ve Şekil 6a'da gösterildiği gibi temel bir yapı oluşturulmasını içerir. Daha sonra üst kabuk hassas bir şekilde bu yapının üzerine dikkatlice yerleştirilir. Yapısal uyum ve bütünlüğü sağlamak için yapıştırıcı metodik bir şekilde uygulanır ve Şekil 6a'da görüldüğü gibi üst ve alt kabuklar, spar ve kiriş arasında sağlam bir bağ oluşturulur. Bu sürecin temel bir yönü, kökten uca kadar titizlikle yürütülen kanadın ön kenarının ve arka kenarının tamamen kapatılmasıdır. Ayrıntılara gösterilen bu titiz dikkat, yalnızca aerodinamik performansı artırmakla kalmaz, aynı zamanda kanadın genel yapısal sağlamlığını da güçlendirir. Son olarak, rafine ve aerodinamik olarak optimize edilmiş bir dış yüzey için, kompozit kanadın hem estetik çekiciliğine hem de işlevsel verimliliğine katkıda bulunan ince bir siyah renk tabakası hassas bir şekilde uygulanır. Şekil 6b, monte edilmiş kompozit kanadın son şeklinin çeşitli perspektiflerini göstermektedir.



(a)



Şekil 6. a) Kompozit kanat parçaları montajı ve b) Son kompozit kanat görünümü

### Kompozit Kanatta Kullanılan Malzemelerin Karakterizasyonu

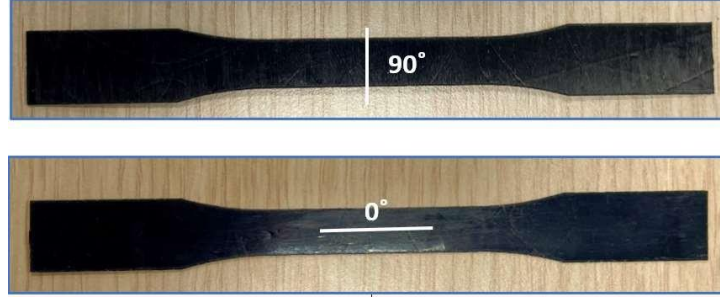
Piyasada her biri benzersiz kombinasyon ve bileşimlere sahip çeşitli kompozit elyaf ve matris malzemeleri sunulmaktadır. Farklı mekanik özelliklere sahip farklı alaşımlar, kompozitlerin çeşitli özellikler sergilemesine neden olur. Aynı fiber ve matris malzemelerle bile istifleme sırası ve çevre koşulları gibi faktörlerden dolayı farklılıklar ortaya çıkmaktadır. Üretim süreçleri mekanik özellikleri önemli ölçüde etkiler ve boşluklar veya yabancı parçacıklar gibi kusurlar çatlaklara yol açarak yapısal mukavemeti azaltabilir. Kırılma döngüleri gibi işlemler boyutsal stabiliteyi ve mukavemeti etkiler. Geleneksel metalik malzemelerin aksine, referans malzeme el kitapları kompozitler için yeterli olmayabilir. Bunun yerine, elyaf ve matris malzeme üreticilerinden alınan verilere dayanan karışım kuralı gibi matematiksel formüller, mekanik özellikleri yaklaşık olarak belirlemek için kullanılabilir. Ancak, kompozitlerin çeşitli faktörlere duyarlılığı nedeniyle kupon testleri yapılması önerilir. Önceki bölümde ayrıntılı olarak açıklandığı gibi, kompozit kanat, tek yönlü karbon fiberlerin ve ısıyla sertleşen epoksi reçinenin bir kombinasyonu kullanılarak, elle yatırma ve vakum torbalama üretim yöntemi kullanılarak inşa edilmiştir. Aynı koşulların tekrarlanabilmesi için aynı prosedürler uygulanarak ve aynı malzemeler kullanılarak deney numuneleri üretilir.

### ASTM Standardı ve Test Prosedürü

Kanat kompozitlerinin çekme özellikleri, 'Polimer Matris Kompozitlerinin Çekme Özellikleri için Standart Test Yöntemi' başlıklı ASTM standardı D 3039/D 3039M-00'a göre değerlendirildi. Bu standart, dengeli ve simetrik sürekli veya süreksiz elyaf takviyeli polimer matris kompozit malzemeler için düzlem içi çekme özelliklerini belirlemeye odaklanır. Mekanik bir test makinesine sıkıştırılmış kupon şeklindeki bir numune kullanılarak monotonik gerilim uygulanır ve yük ve kavrama ayrımı değişiklikleri kaydedilir. Nihai mukavemet, arızadan önceki maksimum yük olarak belirlenir ve gerilim-şekil değiştirme davranışı türetilir. Numune geometrisi, test makinesiyle uyumlu olması göz önüne alınarak seçilir ve aynı prosedür izlenerek ve test numuneleri için aynı malzemeler kullanılarak özdeş koşullar tekrarlanır. Testten önce, numune boyutları ölçüm bölümündeki üç ölçümün ortalaması alınarak belgelenir ve ağırlık ölçümleri elyaf hacim oranının hesaplanmasına olanak tanır. Ortalama veriler Tablo 3'te sunulmaktadır ve Şekil 7a, Şekil 7b'de kaydedilen genişlik ve kalınlık ölçümleriyle birlikte, numunelerin 0 ve 90 derecelik yönelimlerdeki örneklerini görsel olarak gösterir.

Tablo 3: Ortalama numune geometrisi ve kütle verileri

Malzeme Türü	Katman Sayısı	Ortalama Genişlik [mm]	Ortalama Kalınlık [mm]
Tek yönlü karbon fiber laminat	4	9.2	0.44



(a)



(b)

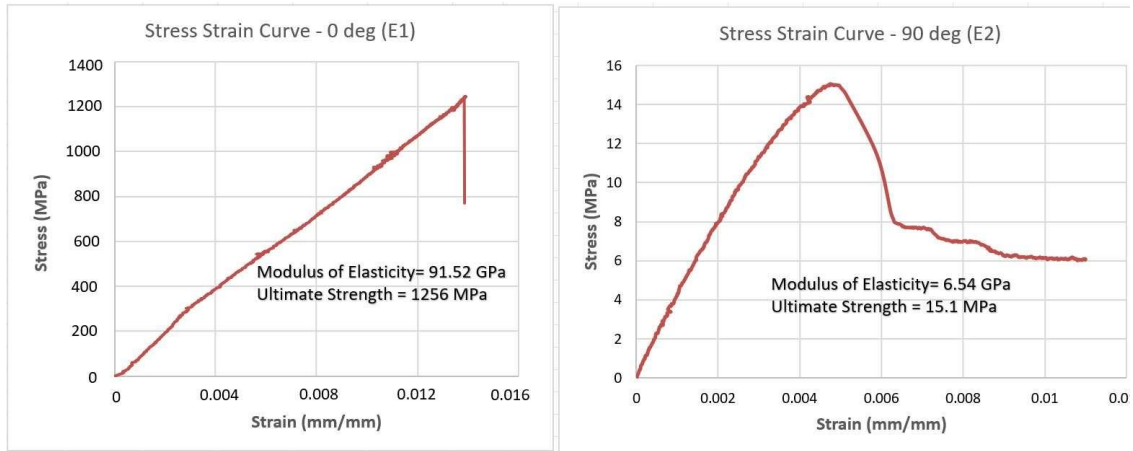
Şekil 7. Kaydedilen genişlik ve kalınlık ölçüleriyle birlikte 0 ve 90 derece yönelimlerdeki numune örnekleri

Bu çalışmada malzeme numuneleri üzerinde çekme, basma ve bükülme gibi testlerin yapılması amacıyla hizmet eden Shimadzu Üniversal Test Makineleri kullanılmıştır. Shimadzu test sistemi, 10kN'a kadar yükleri kaldırabilen elektrik motoruyla çalışan bir tahrik ünitesiyle donatılmıştır. Makinenin yerleşik fonksiyon tuşları kullanılarak veya alternatif olarak 'Trapezium X' yazılımını kullanan bir PC aracılığıyla çalıştırılabilir. Bu yazılım kullanılabilirliği artırır, testleri standartlaştırır ve gerilim-şekil değiştirme diyagramları, elastik modül, kırılma gerilimi, kopma uzaması gibi çıktılar da dahil olmak üzere kapsamlı dokümantasyon sağlar. Şekil 8, test makinesinin, kompozit numunenin ve 'Trapezium X' yazılımının görüntülerini göstermektedir. Deneyler, Adana ATÜ üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 8. Shimadzu Üniöersal Test Makineleri ve 'Trapezium X' yazılımı

Numuneler hazırlandıktan ve ölçüldükten sonra, uygun test yönü için test makinesinin dikey eksenine hizalanarak, kavramalar arasında güvenli bir şekilde sıkıştırılırlar. Sabitlendikten sonra, numune boyutları, test hızı (sabit 2 mm/dk olarak ayarlanır) ve kavrama ayırımı gibi ilgili parametreler kontrol yazılımına girilir. Test, bir kuvvet-yer değiştirme diyagramı yakalayarak başlar. Yazılım, matematiksel analiz yoluyla numune arızasında elastik modül, gerilim ve yüzde uzama değerlerini hesaplar. Bu deneyler, sonlu elemanlar analizinde kullanılmak üzere mekanik özellikler elde etmeyi amaçlamaktadır. Test edilen kompozit malzemeler, bir yönde sünme olmaksızın düz çizgilere benzeyen gerilim-şekil değiştirme eğrilerinde belirgin olan kırılma davranış sergilemiştir. Şekil 9, ani arıza ve test eksenine dik yanal tip arızalarla tipik bir gerilim-şekil değiştirme eğrisini tasvir etmektedir. Numunelerin ortam oda sıcaklığında kürlendiği ve birden fazla testten elde edilen sonuçların makul ve kabul edilebilir olduğunu belirtmekte fayda vardır.



Şekil 9. Bir dizi kompozit numune için gerilim-şekil değiştirme eğrileri.

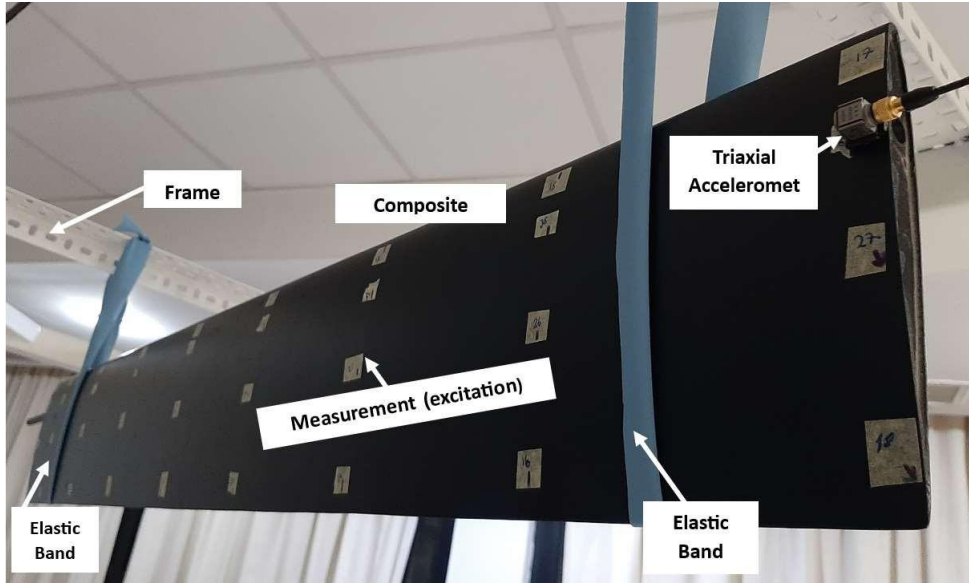
Lamine kompozitlerin mekanik özelliklerini değerlendirmek için, 5. bölümde tartışılana benzer bir işlem kullanılarak el yatırma ve vakum torbalama tekniği kullanılarak test numuneleri üretilmiştir. Ancak bu örnekte, aynı karbon fiber ve reçineyi içeren pürüzsüz bir cam kalıp kullanıldı. Kompozit laminanın mekanik özellikleri daha sonra ASTM D3039'da özetlenen yönergelere bağlı kalarak deneysel prosedürler aracılığıyla kapsamlı bir şekilde değerlendirildi. Ortaya çıkan özellikleri kapsayan bu deneylerin sonuçları Tablo 4'de ayrıntılı olarak verilmiştir.

Tablo 4. Tek yönlü kompozitin karakterize edilmiş özellikleri

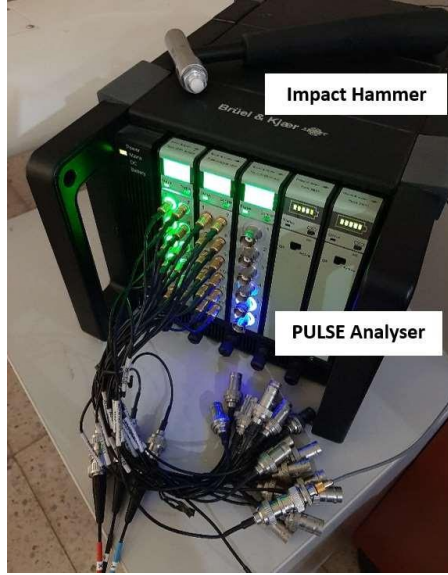
Ex (GPa)	Ey (GPa)	Gxy (GPa)	vxy	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )
91.52	6.54	3.6	0.27	1490
XT (MPa)	XC (MPa)	YT (MPa)	YC (MPa)	S (MPa)
1256.0	822.3	15.1	76.0	45.6

### Optimize Edilmiş Kompozit Kanat İçin Deneysel Modal Testler

Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde bulunan deney düzeneği, modal analizde kısıtlama kaynaklı hataları ortadan kaldıran ve dolayısıyla tanımlanan titreşim modlarının yapay kısıtlamalardan etkilenmemesini sağlayarak doğruluğu artıran serbest-serbest sınır koşuluna sahip bir test yapısını (kompozit kanat (Şekil 10)) içeren deneysel modal analizi (Zemin Titreşim Testleri (GVT)) için kullanılmıştır. Bu konfigürasyon modal analiz için kilit nokta olan deneysel ve analitik sonuçlar arasındaki korelasyonu da iyileştirir. Modal test sırasında, Brüel&Kjaer 4524B tipi Triaksiyel DeltaTron ivmeölçeri, kanat ucundaki (Şekil 10'deki 36. Ölçüm Noktası) ivmeyi ölçmek için kullanıldı ve Brüel&Kjaer Tip 8206 darbe çekici (Şekil 11.), Brüel&Kjaer PULSE spektrum analizörü (Şekil 11.) aracılığıyla frekans tepki fonksiyonları (FRF'ler) elde etmeyi amaçlayan kanadı uyarmak için kullanıldı.

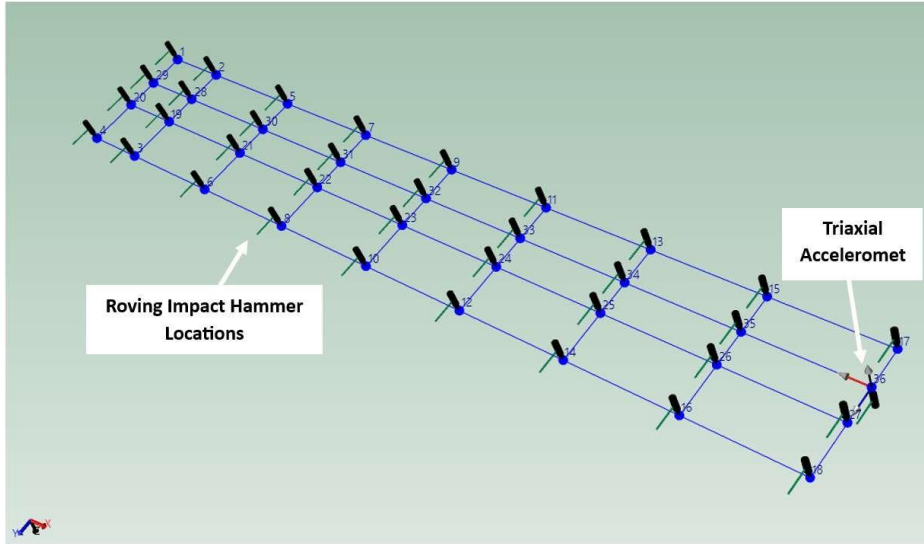


Şekil 10. Serbest-serbest sınır koşuluna sahip kompozit kanat yapısı



Şekil 11. (a) Darbe Çekici ve (b) PULSE Spektrum Analizörü

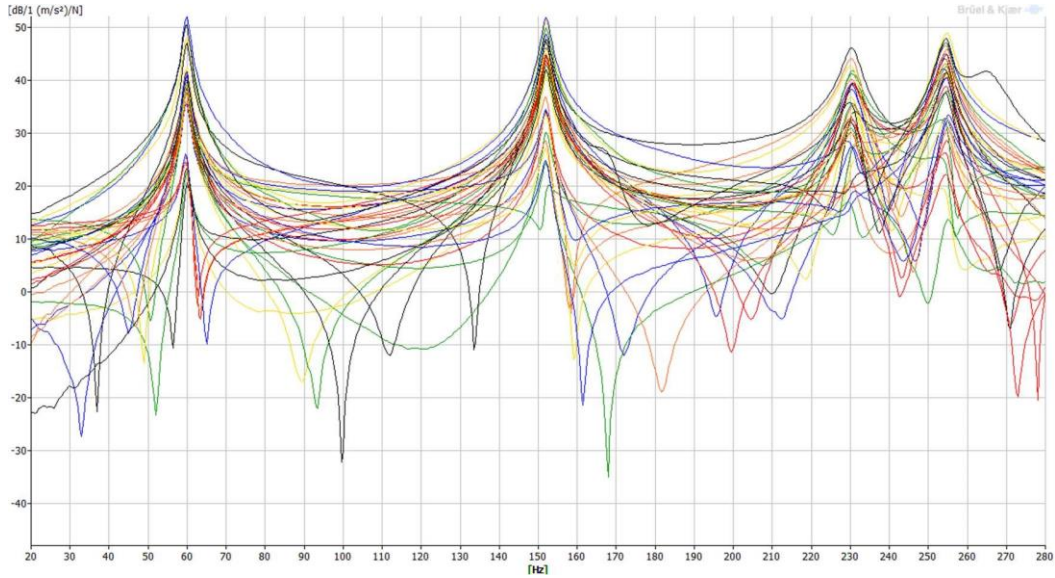
Modal test serbest-serbest koşulunda yürütülürken, kompozit kanat iki yüksek elastik bant kullanılarak bir çerçeveye asıldı. Ölçüm noktaları kompozit kanadın “spar boyunca 4 farklı istasyonda” (yani, 0,0 cm'de (ön kenarda), 5,5 cm'de (spar boyunca), 10,5 cm ve 18 cm'de (arka kenarda) bulunan noktalar) ve “kanat açıklığı boyunca 9 farklı istasyonda” (yani, 0,0 cm'de (kökte), kökten 9,5 cm uzakta ve ardından uca doğru eşit aralıklı 16,5 cm'lik noktalarda) seçildi. Kanadın toplam 36 ölçüm noktasını gösteren deneysel örgüsü Şekil 12'de gösterilmiştir.



Şekil 12. Kanadın deneysel ızgarası (ölçüm noktaları)

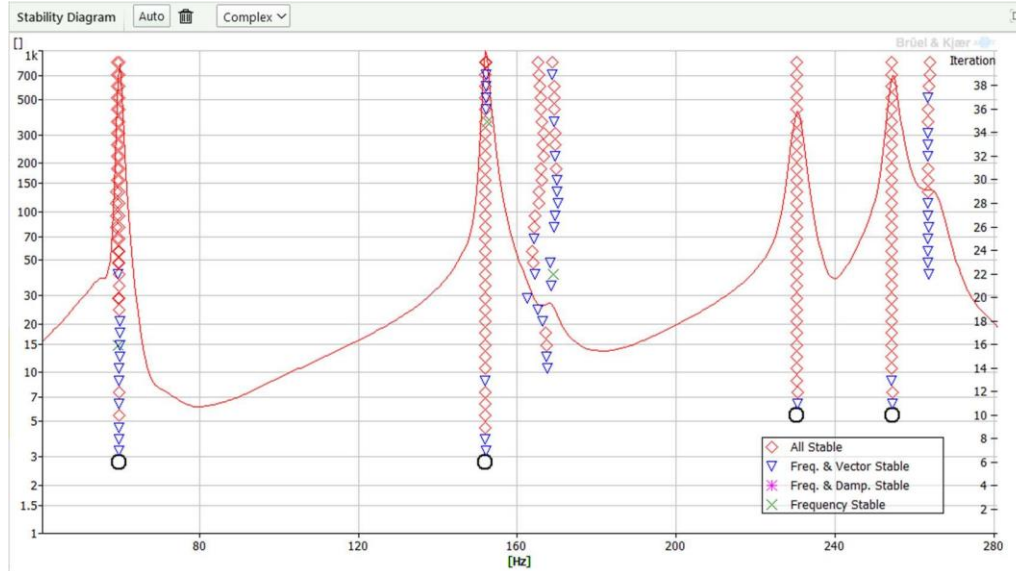
Kürek çekici yöntemi (400 Hz. frekans aralığında, 280 Hz'e yaklaştırılarak, her ölçüm noktasında üç vuruş üzerinden doğrusal spektrum boyunca 800 FFT çizgisiyle kanadın ilk dört küresel modunu kapsayarak) 36 farklı noktada uygulanmış ve karşılık gelen frekans tepki fonksiyonları elde edilerek Şekil 13'te sunulmuştur.



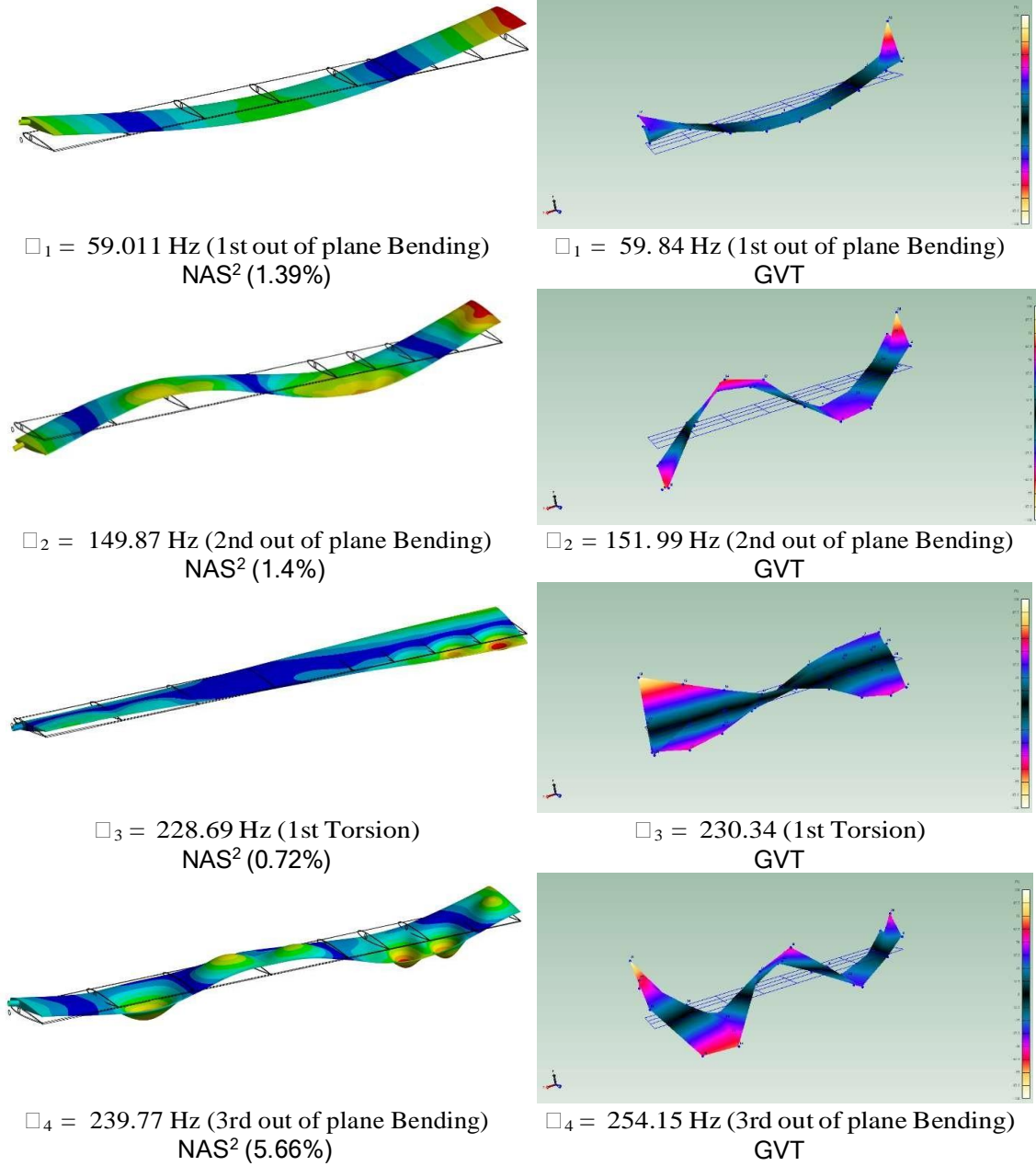


Şekil 13. Gezici çekiş ölçümlerinin Frekans Tepki Fonksiyonları (ivme)

Ardından, Şekil 15'te verilen rezonans frekanslarını hesaplamak ve karşılık gelen mod şekillerini görsel olarak elde etmek için 40 yinelemeden sonra Rasyonel Kesir Polinom-Z yöntemi ile kararlılık diyagramı (Şekil 14.) çizildi. Deneysel olarak elde edilen rezonans frekansları ile sayısal olarak hesaplananlar arasındaki yüzdeler aynı şekilde parantez içinde verilmiştir. Birinci, ikinci düzlem dışı eğilme ve burulma için tahminler sırasıyla yaklaşık %1,39, %1,4 ve %0,72'lik bir hata ile iyi olarak kabul edilir. Mod şekilleri ve bunların sırası NAS<sup>2</sup> ve GVT arasında tüm modlar için tutarlıdır.



Şekil 14. Rasyonel Kesir Polinom-Z yöntemi ile kararlılık diyagramı



Şekil 15. NAS<sup>2</sup> modeli ve GVT'den elde edilen kanadın doğal frekanslarının ve karşılık gelen mod şekillerinin karşılaştırılması

### SONUÇ

Bu araştırma, sayısal optimizasyon tekniklerini sorunsuz bir şekilde entegre eden aeroelastik uyarlanmış Çok Amaçlı, Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu (MDO) yaklaşımını tanıtmaktadır. Amaç, ağırlığı en aza indirmek ve yapısal bütünlüğü sağlamaktır; bunu optimize edilmiş kanat konfigürasyonunun üretilmesi ve sayısal modeli doğrulamak ve ilişkilendirmek için bir Yer Titreşim Testi gerçekleştirilmesi takip etmektedir. Tam otomatik Doğrusal Olmayan Aero-elastik Simülasyon Yazılımı (NAS<sup>2</sup>) paketine entegre edilen önerilen sayısal metodoloji, yapısal performansı simüle etmek için FEM kodunu, geometrik olarak doğrusal olmayan aeroelastik analizler için kurum içi bir ROM çerçevesini ve popülasyon tabanlı stokastik optimizasyon tekniği olarak PSO'yu birleştirmektedir. Sağlam bir sayısal yaklaşım oluşturan bu

entegrasyon, kompozit kanatların aeroelastik ve yapısal performansının iyileştirilmesi için tasarlanmıştır. Bu çok disiplinli yaklaşım sayesinde, yüksek en-boy oranlı kompozit kanatların gelişmiş tasarım ve üretiminde aeroelastik çözümlerin uyarlanması önemli rolünü vurgulayarak havacılık teknolojisinin sürekli gelişimine katkıda bulunuyoruz.

### **Kaynaklar**

Belardo, M.; Marano, A.D.; Beretta, J.; Diodati, G.; Graziano, M.; Capasso, M.; Di Palma, L. 2021. *Wing structure of the Next-Generation Civil Tiltrotor: From concept to preliminary design*. Aerospace 8, 102.

Bordogna, M.T.; Lancelot, P.; Bettebghor, D.; De Breuker, R. 2020. *Static and dynamic aeroelastic tailoring with composite blending and maneuver load alleviation*. Struct. Multidiscip. Optim. 61, 2193–2216.

Dillinger, J.K.; Abdalla, M.M.; Meddaikar, Y.M.; Klimmek, T. 2019. *Static aeroelastic stiffness optimization of a forward swept composite wing with CFD-corrected aero loads*. CEAS Aeronaut. J. 10, 1015–1032.

Dillinger, J.K.S.; Klimmek, T.; Abdalla, M.M.; Gürdal, Z. 2013. *Stiffness optimization of composite wings with aeroelastic constraints*. J. Aircr. 50, 1159–1168.

Jutte, C.; Stanford, B.K. 2014. *Aeroelastic Tailoring of Transport Aircraft Wings: State-of-the-Art and Potential Enabling Technologies*; (No. NASA/TM-2014-218252); NTRS—NASA Technical Reports Server: Fort Worth, TX, USA,

Rafiee, R.; Farsadi, T.; Tehrani, M.A.; Sharifi, P. 2023. *Linkage Learning Optimization of Aeroelastic and Structural Behavior of Composite Wings*. Int. J. Aeronaut. Space Sci. 24, 1187–1198.

Stanford, B.K.; Jutte, C.V.; Wieseman, C.D. 2016. *Trim and structural optimization of subsonic transport wings using nonconventional aeroelastic tailoring*. AIAA J. 54, 293–309.

Stodieck, O.; Cooper, J.E.; Weaver, P.M.; Kealy, P. 2013. *Improved aeroelastic tailoring using tow-steered composites*. Compos. Struct. 106, 703–715.

Toffol, F.; Ricci, S. 2023. *Preliminary Aero-Elastic Optimization of a Twin-Aisle Long-Haul Aircraft with Increased Aspect Ratio*. Aerospace 10, 374.

Wang, Z.; Peeters, D.; De Breuker, R. 2022. *An aeroelastic optimisation framework for manufacturable variable stiffness composite wings including critical gust loads*. Struct. Multidiscip. Optim. 65, 290.

Wunderlich, T.F. 2015. *Multidisciplinary wing optimization of commercial aircraft with consideration of static aeroelasticity*. CEAS Aeronaut. J. 6, 407–427.

Zhao, W.; Kapania, R.K. *Static aeroelastic optimization of aircraft wing with multiple surfaces*. In Proceedings of the 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Denver, CO, USA, 5–9 June 2017; p. 4320.