

# PEKİŞTİRİLMİŞ KOMPOZİT PANELLER İÇİN FARKLI BİRLEŞTİRME YÖNTEMLERİNİN YAPISAL PERFORMANS ETKİNLİĞİ

**Faruk Elaldi**

Başkent Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Bağlıca Yerleşkesi 06530, Ankara Turkey  
elaldi@baskent.edu.tr

(Geliş/Received: 06.12.2010; Kabul/Accepted: 15.12.2011)

## ÖZET

Kompozit malzemelerin uçakların ana yapılarında kullanılmaya başlanması ile daha hafif ve daha yüksek performanslı malzeme üretimi yapılmaya başlanmıştır. Bütün bu gelişmeler ağırlık ve maliyet etkin üretim tekniklerinin yaratılmasını gerekli kılmaktadır. Hâlihazırdaki üretim teknikleri kabuk ile pekiştiricinin birlikte ve aynı anda kür edilmesine olanak sağlayan “yerinde kürleşme” ile kabuk ve pekiştiricinin ayrı ayrı kür edilerek sonradan yapıştırılması esasına dayanan “sonradan yapıştırma” yaklaşımlarına odaklanmış bulunmaktadır. Bu çalışmada, öncelikle “yerinde kürleşme” ve “sonradan yapıştırma” teknikleri kullanılarak dört adet panel üretilmiştir. Daha sonra, bu paneller ultrason C-tarama yöntemi ile muayene edilerek imalat hatası olup olmadığına bakılmış ve birleştirme tekniklerinin yapısal performans etkinliğini görmek amacıyla “basma” testlerine tabi tutulmuşlardır. Bu makalede, iki farklı pekiştirici/kabuk birleştirme tekniğinin ayrıntıları ve bu tekniklerin her birinin avantajlı ve dezavantajlı tarafları yapısal performans etkinlik penceresinden bakılarak anlatılmaya çalışılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Pekiştirilmiş Panel, Kompozit, Yapısal Etkinlik

## STRUCTURAL PERFORMANCE EFFICIENCY OF DIFFERENT ASSEMBLY METHODS FOR STIFFENED COMPOSITE PANELS

### ABSTRACT

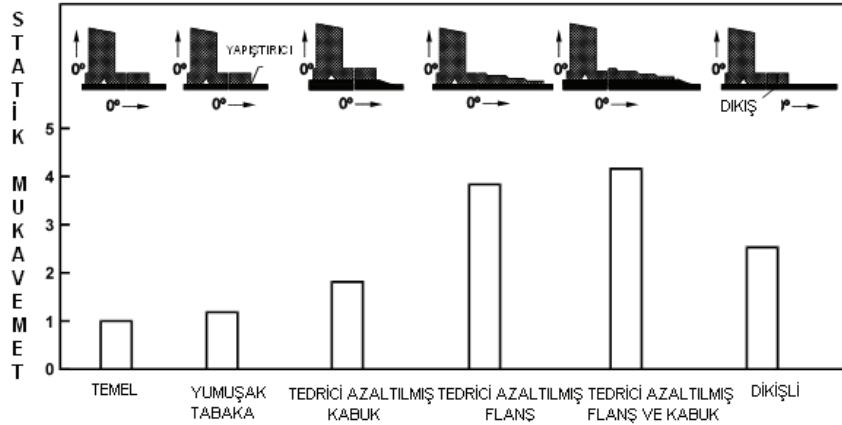
The recent introduction of composite materials in aircraft primary structures has resulted in lower weight and improved performance. These improvements require the development of new design concept and manufacturing techniques for weight and cost efficient structures. Current manufacturing approaches are focused on cocurring, where the skin and stiffeners are cured together in a single autoclave cure, and secondary bonding, where stiffeners and skin are cured separately and then bonded together with an adhesive film. For this study, firstly, cocurring and secondary bonding manufacturing techniques were used to produce four stiffened panels. Ultrasound C-scan inspection was carried out to detect any defects in the panels and the panels were later tested in compression to verify their structural efficiency of assembling technique. This paper presents the details of different assembly methods, and identifies and discusses the advantages and disadvantages of each manufacturing technique.

**Key words:** Stiffened panel, composite, structural efficiency

### 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Uçak yapılarında gelişmiş kompozit malzeme kullanılmasının uçak ağırlığını azaltmak için önemli bir potansiyel oluşturacağı artık açıkça ispat edilmiş bulunmaktadır. Ağırlıktaki bu tasarrufun karbon gibi elyafların yüksek peklilik/yoğunluk ve

mukavemet/yoğunluk oranlarından kaynaklandığı bilinmektedir. Sivil havacılıkta kullanılan teknolojiler, önceliklerin farklı olması nedeniyle askeri havacılıkta tercih edilen teknolojilerden farklılık gösterebilir. Askeri havacılık açısından performans daha önemli bir faktördür. Çoğu zaman bu verilen görevin en düşük ağırlık ile yapılması anlamına gelir. Aslında, ömür devir



**Şekil 1.** Farklı pekiştirici-kabuk panel birleştirme usulü için statik mukavemet mukayesesi [3] (Comparison of static strength for several stiffener-skin interface design)

maliyeti ki bu maliyet başlangıçtaki donanım maliyetini, doğrudan işletim maliyeti ile bakım ve onarım maliyetini kapsamaktadır, her türdeki hava aracı için oldukça önemlidir. Geleneksel olarak, pekiştirilmiş panel ve kabuk yapılar kompozit malzeme kullanılsın veya kullanılsın uçakların ağırlığını azaltmak için tasarlanan yapılar [1-7].

Pekiştirilmiş yapıların tasarımını optimize etmek için tasarım konseptlerinin deneyler ile doğrulanması gerekir. Ayrıca, yekpare pekiştirilmiş yapılar elde etmek için yeni imalat tekniklerinin geliştirilmesi kaçınılmazdır. Yekpare pekiştirilmiş yapı demek daha az sayıda parça ve dolayısı ile daha düşük montaj zamanı demektir. “Yerinde kürleşme” kompozit pekiştirici elemanlar ile kabuk panelin otoklava birlikte konularak kür edilmesi, “sonradan yapıştırma” ise kompozit pekiştirici ve kabuk panelin ayrı ayrı kür edilerek imal edilmesi ve sonradan bu elemanların bir yapıştırıcı ile yapıştırılması esasına dayanan yaygın tekniklerdir.

Bu çalışma, pekiştirilmiş kompozit panellerin tasarım, üretim ve testlerini kapsamakta ve özellikle kompozit parça birleştirme tekniklerinden olan “yerinde kürleşme” ve “sonradan yapıştırma” tekniklerine odaklanarak bu tekniklerin malzeme performanslarına etkisini yapısal etkinlik faktörü açısından ele almaktadır. Ayrıca her iki tekniğin avantaj ve dezavantajları vurgulanmaktadır.

## 2. PEKİŞTİRİCİ-KABUK PANEL BİRLEŞTİRME TASARIMI (STIFFENER-SKIN ATTACHMENT DESIGN)

Pekiştirici-kabuk panel birleştirme usulünün pekiştiricinin kabuk panel üzerindeki performansına olan etkisi birçok araştırmacı tarafından [1-3] ele alınmıştır. Referans [3]’te yapılan çalışmada birkaç farklı birleştirme usulünün statik-yükleme mukavemetine etkisi incelenmiş ve sonuçları Şekil 1’de özet olarak gösterilmiştir. Bu çalışmadan elde edilen test verilerine bakıldığında; kalınlığı tedrici azaltılmış flanş ile kalınlığı tedrici olarak birlikte azaltılmış flanş ve

kabuk plaka modelinin basma yükü altında, özellikle burkulma sonrası daha etkin performans sergilediği görülmektedir.

Pekiştirici flanş ile kabuk plaka arasındaki bağlantıya dikiş atılması birleşim mukavemetini belli bir miktar artırmakla birlikte bu dikişin oluşturulmasındaki güçlükler nedeniyle genel bir kabul görmemiştir. Ayrıca, dikiş ilmiklerinin her biri delaminasyon için potansiyel bir kaynak oluşturmaktadır. Buna ilave olarak, bazı çalışmalarda ise pekiştirici flanşları ile kabuk plaka birleşimindeki köşe yuvarlanma yarıçapının büyümesi ile birleşim mukavemetinin arttığı rapor edilmektedir [3,4].

## 3. ÜRETİM KONSEPTLERİ (MANUFACTURING CONCEPTS)

Gelişmiş kompozit yapıların üretilebilirliği malzeme sınırları, üretim karakteristikleri ve tasarım gereksinimlerinin uyumlu dengesine bağlıdır. Bundan dolayı, hava araçlarında gelişmiş kompozitlerin başarılı bir şekilde kullanılabilmesinde üretim prosesi en önemli faktörlerden biri olmaktadır. Bir üretim prosesinin geliştirilmesinin temel amacı tasarıma uyumlu üretim teknikleri geliştirmek ve kompozit yapıların maliyet etkin olarak üretilebilmelerine olanak sağlamaktır. Genel olarak, pekiştirilmiş kompozit panel üretiminde kalıplama alet edevatı ile imalatın kritik parametreler olduğu bilinmektedir.

### 3.1 Kalıplama alet edevatı (Tooling)

Genel olarak, tecrübe göstermiştir ki büyük ve karmaşık yapıları kompozit parçaların sıcaklık ve basınç altında kür edilmesi için kullanılan kalıplama alet edevatının belli özelliklere sahip olması şarttır. Bir kısım çalışmada [4,5] büyük ve karmaşık kompozit parçaların imalatında kullanılan kalıplama alet edevatı için aşağıda sıralanan parametrelerin en önemli parametreler olduğu ortaya konmuştur.

#### a. Isıl özellikler

- b. Yapısal özellikler
- c. Yüzey karakteristikleri
- d. Bakım
- e. Makul maliyet ve hazırlama süreci

Gövde veya kanat paneli gibi pekiştirilmiş kompozit malzemeden yapılmış uçak yapılarında iki önemli kalıplama alet edevatı mevcuttur. Bunlar; gövde veya kanatın konturlu yüzeyini oluşturmak üzere kullanılan kabuk kalıp plakası ve diğeri ise pekiştiricilerin oluşturulmasında kullanılan mandreldir. Kabuk kalıplama plakası ve mandrel için kullanılacak malzemenin seçiminde yukarıda belirtilen parametreler göz önüne alınır. İkisinin de aynı malzeme olmaması halinde imal edilecek kompozit parça ile ısıl genleşme uyumlu kalıplama malzeme seçimi oldukça zordur. Bu, pekiştirici ile kabuk panel imalatında kullanılacak kalıplama malzemesinin çelik, alüminyum veya plastik malzeme olmayacağı anlamına gelmemelidir.

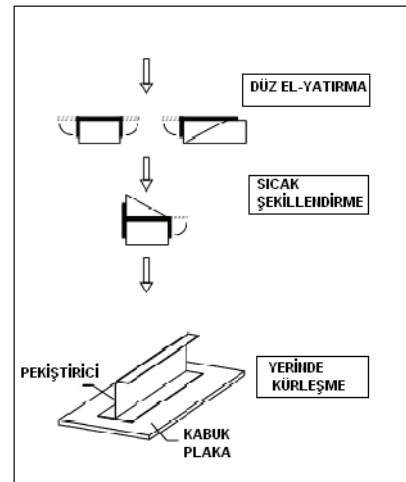
Bu malzemelerden yapılmış kabuk kalıplama plakası ve mandrel aynı zamanda düz ya da hafif konturlu kompozit parça üretiminde, çarpılmanın tasarım ile kontrol edilmesi koşulu ile kullanılabilir. Son araştırmalar göstermiştir ki pekiştiriciler için en uygun mandrel malzemesi elastomerik veya köpük malzemelerdir. Diğer yandan düz ya da konturlu kabuk plakalar için en uygun malzeme karbon elyaf takviyeli kompozitler olmaktadır. Elastomerlerin, açık ya da kapalı kesitli pekiştiricilerin imalatında kullanılacak mandrel için ihtiyaç duyulan özelliklerin birçoğunu yerine getirecek özellikte olduğu tespit edilmiştir [1-7]. Gövde ya da kanat parçalarının imalatında kullanılacak kabuk kalıplama plakaları ise genellikle, karbon elyafı kumaş ile yüksek sıcaklıklarında kür olabilen reçine sistemleri ile el-yatırma tekniği ile imal edilmektedirler.

### 3.2 İmalat (Fabrication)

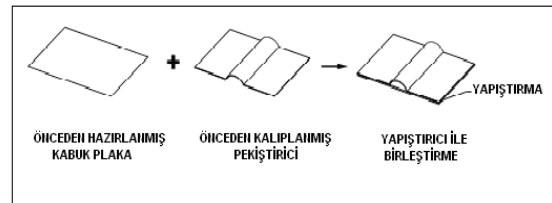
Açık ya da kapalı kesitli tüm pekiştiriciler “el-yatırma” yöntemi ile imal edilirler. Açık kesitli pekiştiriciler (I, J, bıçak gibi), mandrel üzerine önceden tasarlanmış fiber oryantasyonuna göre kesilmiş prepreg’lerin tabaka tabaka üst üste konulmasıyla oluşturulur. Bu işlem mandrel üzerine doğrudan bu şekilde yapılabileceği gibi kesilmiş prepreg malzemelerin önce düz bir plaka üzerinde tasarlanan oryantasyona göre önce dizilmesi ve hemen sonra mandrel üzerine transfer edilerek topluca sarılması ile de yapılabilir. Bu işlem tamamlandıktan sonra tüm prepreg plakalar mandrelleri ile birlikte naylon bir torba içine alınarak içindeki hava vakum ile boşaltılır. Prepreg katmanların mandrelin şekline tamamen uyması ve katmanlar arası olası hava kabarcıklarının kalmaması için vakum yapılırken ilave olarak yüzeylere sıcak hava verilir. Bu işlem nedeniyle el-yatırma tekniği ile yapılan bu işleme zaman zaman “sıcak şekillendirme” adı verilir.

Kapalı kesitli pekiştiriciler (şapka veya ondülin gibi) için kullanılan teknik, açık kesitli pekiştiriciler için kullanılan teknik ile aynıdır. İlave olarak, pekiştiricinin içinde oluşturulacak boşluğu yaratmak için kullanılacak mandrelin yanı sıra dış yüzeyini oluşturmak üzere pekiştirici profilinde bir dış kalıp da kullanılmak zorundadır. Benzer şekilde, prepreg katmanların kalıp üzerine daha iyi yapışmasını sağlamak için sıcak hava ve çelik rulolar kullanılmaktadır. Pekiştiriciler prepreg malzeme kullanılarak oluşturulduktan sonra pekiştirilmiş kompozit paneli oluşturan kabuk plaka ile birleştirmenin iki yolu mevcuttur [6];

- a. **Yerinde Kürleşme (Cocuring):** Pekiştiriciler ve kabuk plaka vakumlandıktan sonra otoklavda birlikte kür edilerek sertleştirilirler, Şekil 2.
- b. **Sonradan Yapıştırma (Secondary bonding):** Pekiştiriciler ile kompozit kabuk plaka ayrı ayrı otoklavda kür edilerek sertleştirilir ve müteakiben bir yapıştırıcı film tabakası kullanılarak birbirine yapıştırılırlar, Şekil 3.



Şekil 2. Yerinde kürleşme tekniğinin şematik gösterimi (Schematic view of cocuring technique)



Şekil 3. Sonradan yapıştırma tekniğinin şematik gösterimi (Schematic view of secondary bonding technique)

### 4. PANEL BOYUTLARI VE KONFİGÜRASYONU (PANEL SIZE AND CONFIGURATION)

Deneysel çalışmada kullanılacak uygun panel ölçüleri ve konfigürasyonunun seçilmesinde iki temel unsur yer almaktadır. İlki, panel konfigürasyonu gerçek bir uçağın kanat veya gövdesinde karşılaşılabilecek tipte bir



tok bir reçine sistemi daha yüksek süneklik ve kopmaya kadar daha yüksek gerinim oranı demektir. Prepreg katmanların el-yatırma yöntemi ile üst üste konulması esnasında katmanlar arasında hava kabarcığı kalmasın ve kırışmasın diye teflondan yapılmış bir sıvazlama aleti ve çok sıcak olmayan bir ısı tabancası (saç kurutma makinesi) kullanılmıştır. Kullanılan prepreg malzemenin mekanik ve fiziksel özellikleri açık literatürde mevcuttur.

Panel kabuk plakasında kullanılmak üzere 12,7 mm kalınlığında 625 mm genişliğinde ve 865 mm uzunluğunda bir alüminyum plaka kalıplama plakası olarak kullanılmış olup, yüzeyi kumlanarak temizlenmiş ve daha sonra yüzey parlatılma işlemine tabi tutulmuştur. Pekiştiricilerin şekillendirilmesinde kullanılan mandreller ve dış yüzey plakaları alüminyum malzemeden yapılmış olup uzunlukları pekiştiricilerin uzunlukları ile aynı olacak şekilde imal edilmişlerdir.

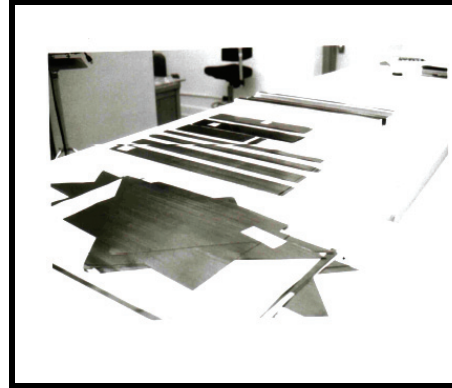
## 5.2 Yerinde Kürleşme Yöntemi ile İmal Edilmiş Paneller (Fabrication of Cocuring Panels)

Bir birini takip eden dört aşamalı üretim planı hazırlanmış ve bu planın her aşamasında basamak sayısını azaltmak amacıyla adaptif bir yaklaşım belirlenerek bazı basamaklar süreç içinde çıkarılmış, buna karşılık bazıları ilave edilmiştir.

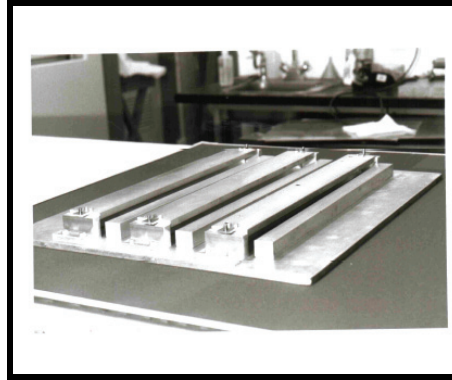
Yerinde kürleşme tekniğinin evrimsel olarak geliştirilmesinde el-yatırma yöntemi ile prepreg katmanlar yerleştirilmeden önce tüm kalıp, mandrel, alet edevat silikon olmayan bir kalıp ayırıcı ile kaplanarak kür işlemi sonucunda kompozit parçaların kolayca kalıp ve mandrelden ayrılması sağlanmıştır.

Tüm pekiştirici ve kabuk plakalarda kullanılacak prepreg katmanlar önceden tasarlanmış olan geometrilere göre şablon pafta kullanılarak kesilmişlerdir. Tasarıma dayalı olarak belirlenen katman sıralamasına bağlı kalarak prepreg katmanlar kalıp ve mandrel üzerine birbiri üzerine fiber konum açısına dikkat ederek yerleştirilir. Katmanlar her defasında mandrel veya kalıbın şeklini alması için teflon bir parça ile sıvazlanarak baskı yüküne maruz bırakılırlar. Üzerilerine prepreg kompozit katmanların yerleştirildiği mandrel ve kalıp malzemeler montaj formatında birleştirilerek işkence ile sıkıştırılırlar. Daha sonra, hazırlanan pekiştiricilerin panel kabuk plakasına yapışacak yüzünde flanşlar arasında meydana gelmiş olan birleşme boşluğunu doldurmak üzere pekiştirici boyunda, fiberlere eksenine paralel olarak kesilmiş prepreg malzeme elle yuvarlanarak rulo haline getirilir ve pekiştirici flanşındaki boşluğu dolduracak biçimde yerleştirilirler. Flanş boşluğuna yerleştirilen bu malzeme ısı ve teflon merdane vasıtasıyla bastırılarak malzemenin tüm boşluğu doldurması sağlanmaktadır.

Pekiştiriciler hazır hale getirildikten sonra kalıplanmış bu pekiştiriciler ile panelin kabuk plakasını oluşturacak, üzerinde kabuk prepreg katmanların el-yatırma yöntemi ile yerleştirildiği düz bir alüminyum plaka Şekil 5'de görüldüğü gibi birleştirilir. Bir kat ayırıcı film ile fazla reçineyi emmek maksadıyla bir emici-tabaka ile üzeri kapatıldıktan sonra sistemin çevresini dolanacak biçimde yerleştirilen ve nefes almayı kolaylaştıran bir gözenekli malzeme yerleştirilerek vakum yapmak üzere naylon bir sızdırmaz örtü ile kaplanır.



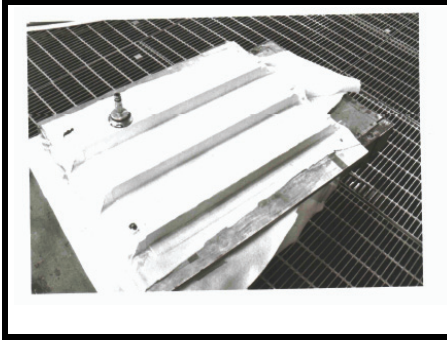
(a)



(b)

**Şekil 5.** (a) Pekiştiricilerin kalıplanması ve (b) Kabuk plaka ile birleştirilmesi (Stiffener/skin lay-up and tooling)

Havası alınan komple sistem, Şekil 6, kür edilmek üzere programlanabilir bir otoklav içine yerleştirilir. Komple sistem otoklav içinde önce 125°C'de ve 690 KPa basınçta 30 dakika tutularak kalıp ve mandrelin üzerindeki prepreg malzemenin iyice yapışarak boşluksuz bir şekillendirmenin oluşması sağlanır. Daha sonra, prepreg (IM6/5245C) üreticisinin önerdiği kür döngüsü ki bu döngü sıcaklık, basınç ve süre parametrelerini içermektedir, başlatılarak sistemin bir bütün olarak kürleşmesi temin edilir. Böylece, yerinde kürleşme tekniği kullanılarak üç adet panel üretimi tamamlanmış ve J1, J2 ve J3 olarak adlandırılmıştır, bak Şekil 7.



**Şekil 6.** Kalıplanmış, otoklava konulmaya hazır komple sistemin vakumlanmış görünüşü (Vacuum bagged stiffened composite panel ready for autoclave curing)



**Şekil 7.** Üretilmiş panellerden bir tanesinin görünüşü (One of the J-stiffened composite panel)

### 5.3 Sonradan Yapıştırma Yöntemi ile İmal Edilmiş Panel (Fabrication of Secondary Bonded Panel)

Kalıplama, prepreg kompozit malzemelerin el-yatırma yöntemi ile yerleştirilmesi ve kürleşme işlemleri yerinde kürleşme yöntemi ile tamamen aynıdır. Tek farklılık, pekiştiriciler ile kompozit kabuk plakasının ayrı ayrı kür edilerek FM 300 adıyla piyasada bilinen bir yapıştırıcı film tabaka kullanılmak suretiyle birleştirilmesidir. “Sonradan yapıştırma” tekniği ile bir adet panel üretimi yapılmıştır ve J4 olarak adlandırılmıştır.

### 5.4 Tahribatsız Muayene ve Panelin Test için hazırlanması (Scanning and Panel Preparation)

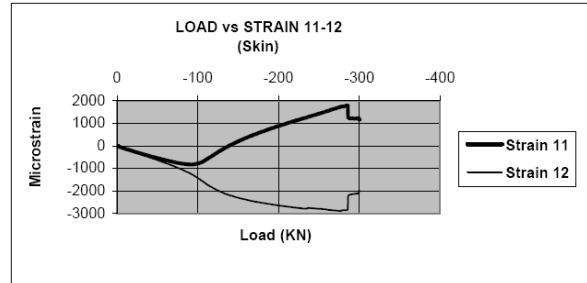
Üretilen 4 panel ultrasonik C-tarama cihazıyla taranmıştır. Panellerin taranmış yüzeyleri incelendiğinde az da olsa bir miktar panel çarpılması olduğu görülmüş, ancak, bir iki minör noktasal boşluk

haricinde panellerin tamamının delaminasyon olarak tanımlanan, tabakaların birbirinden ayrılması gibi, kabul edilemeyecek bir hataya sahip olmadığı tespit edilmiştir.

Panellerin kenarları nihai ölçülere ulaşmak amacıyla kesilip traşlanmış ve temizlendikten sonra basma testi için her iki kısa kenarı U şeklinde olan metal bir kanala girecek biçimde oda sıcaklığında kürleşebilen bir epoksi reçine ile sabitlenerek kendi halinde donmaya bırakılmıştır.

## 6. TESTİN YAPILMASI VE TEST SONUÇLARI (TESTING AND TEST RESULTS)

Paneller 2,7 MN kapasiteli bir test cihazında basma testine tabi tutulmuşlardır. Test esnasında yük değerleri makinenin hidrolik sistemine entegre edilmiş bir basınç sensöründen alınmıştır. İki kenarı reçine ile sabitlenmiş paneller test makinesinin alt plakasına dik olarak yerleştirildikten sonra üst çene ile sabit bir yük artışı ile basma yüklemesine maruz bırakılmıştır. Yükleme panel tamamen kırılıncaya kadar sürdürülmüştür. Panel üzerinde meydana gelen deformasyonları ölçmek üzere 12 ayrı lokasyona arka arkaya yapıştırılmış “gerinim ölçer” ler kullanılmıştır. Gerinim ve yük verileri bir veri toplama cihazı marifetiyle bilgisayar hafızasına kayıt edilmiştir. Örnek olarak panel kabuk kısmına sırt sırta yapıştırılmış iki gerinim ölçer yardımı ile elde edilen yük-gerinim eğrisi Şekil 8’de verilmiştir.



**Şekil 8.** Panel kabuk kısmına ait yük-gerinim eğrisi (A typical load-strain curve for panel skin)

Daha sonra kaydedilen bu verilerden yola çıkarak yük-gerinim eğrileri oluşturulmuştur. Panellerin kabuk, pekiştirici flanş, gövde ve şapka kısımlarına yapıştırılmış bu gerinim ölçerlerin okuduğu veriler ile yük değerleri kullanılarak burkulmanın başladığı ve burkulma sonrası süreç irdelenebilmiştir. Panellere ait kırılma yükleri ile kırılmaya kadar olan deformasyon değerleri Tablo 1’de gösterilmiştir.

**Tablo 1.** Panellerin Kırılma Yüğü, Kırılma Gerinimi ve Yapısal Etkinlik Değerleri (Failure load/failure strains and structural efficiency of the panels)

Panel	Panel Tipi	Burkulma		Kırılma		Yapısal Etkinlik Katsayısı $K, (kN)^{1/2}/m^2$
		Yük (kN)	$\mu$ Gerinim	Yük (kN)	$\mu$ Gerinim	
J1	Yerinde	54,9	900	224,2	6123	$2,32 \times 10^{-3}$
J2	Yerinde	63,7	1000	208,3	6070	$2,35 \times 10^{-3}$
J3	Yerinde	55,9	1080	198,7	5708	$2,48 \times 10^{-3}$
J4	Sonradan	51,9	900	249,1	7482	$2,23 \times 10^{-3}$
	<b>Ortalama</b>	56,5 (58,2)	970 (993,3)	220,0 (210,4)	6346 (5967)	$2,34 \times 10^{-3}$ ( $2,38 \times 10^{-3}$ )

( )= Sadece J1, J3 ve J3 numaralı panellerin ortalaması.

## 7. SONUÇLARIN İRDELENMESİ (DISCUSSION)

Pekiştiricilerin şapka bölümlerine yapıştırılan gerinim ölçerlerden alınan gerinimlere bakıldığında pekiştiricilerin şapka kısımlarının panele ait esas yükü taşıyan elemanlar olduğu ve burkulma olmaksızın kırılmaya kadar eleman bütünlüğünü koruduğu, çok az miktarda deforme olduğu gözlenmiştir. Bu durum beklendiği gibi “burkulma sonrası” panel davranışına uygundur. Sırt-sırt yapıştırılmış gerinim ölçerlerden alınan verilere bakıldığında yük arttıkça gerinimin arttığı, dolayısıyla pekiştirici flanşlarının kırılma oluşuncaya kadar önemli bir deformasyona uğramadan kaldığını ortaya koymaktadır.

Buna karşılık, flanşlardaki bu yüksek gerinim değerlerinin pekiştiriciler ile kabuk plaka arasında oluşan lokal ayrılmalara (delaminasyon) sebebiyet verdiği değerlendirilmektedir.

“Yerinde Kürleşme “ tekniği ile üretilen ilk üç panel (J1, J2 ve J3) ortalama olarak 21,500 kg lık yük ile kırılmıştır. “Sonradan yapıştırma” tekniği ile üretilen dördüncü panel ise ilk tekniğin aksine % 18 artışla 25,360 kg lık bir yük ile kırılmıştır. J3 panelinin daha düşük bir yükte (20,230 kg) kırılmış olmasını bu panelin pekiştirici gövdelerinde C-tarama sonucunda tespit edilen küçük üretim hatalarına bağlamak yanlış olmayacaktır. Zaten, bu panel pekiştirici gövdelerinde bulunan hatalı bölgelerden kırılmıştır.

Panellerin kırılmasından sonra yapılan incelemede, kırılma şeklinin pekiştirici şapkalarının kırılması, pekiştirici-kabuk plaka ayrılması ve panelin dik eksenine göre 45° lik bir açıyla yırtılması ile oluştuğu görülmektedir. Tüm test panellerinde elde edilen maksimum gerinim yaklaşık olarak %6 (5708  $\mu\epsilon$ ) ile %7 (7482  $\mu\epsilon$ ) arasındadır, bak Tablo1.

Kırılmanın temel sebebinin başlangıçta kabuk plaka – pekiştirici ayrılması veya katman ayrılması (delaminasyon) olduğu ancak bu ayrılmaların pekiştirici şapkalarının kırılmaya başlaması ile arttığı şeklinde yorumlanması mümkündür. Test panellerinin kırılma şekli Şekil 9’ da gösterilmiştir.

## 8. TEST PANELLERİNİN YAPISAL PERFORMANSI (STRUCTURAL EFFICIENCY OF TEST PANEL)

Test panellerinin yapısal performanslarını ölçmek amacıyla “Yapısal Etkinlik” yöntemi kullanılmıştır [7]. Bu yöntem kullanılarak panellerin her biri için yapısal etkinlik katsayısı analitik olarak hesaplanmıştır. Bu katsayının hesaplanmasında kullanılan denklem aşağıda verilmiştir.



**Şekil 9.** Test panellerinin kırılma modu (General failure model of the test panels)

$$K = (AL / W) \cdot (\bar{N} / L)^{1/2}$$

Bu denklemde  $K$  yapısal etkinlik katsayısı,  $W$  panel ağırlığı,  $A$  panelin kesit alanı,  $L$  panel uzunluğu ve  $\bar{N}$  uygulanan yük/ panel genişliği oranıdır.

Tablo 1’de verilen yapısal etkinlik katsayıları deneysel verilere dayalı olarak hesaplanmıştır. Yerinde kürleşme ile imal edilmiş paneller için hesap edilen yapısal etkinlik katsayısı  $2,38 \times 10^{-3}$  iken aynı katsayının karbon – epoksi malzemeden yapılmış J tipi pekiştirilmiş paneller için [7] hesaplanan teorik değeri  $2,10 \times 10^{-3}$  ve yine J-kesitli pekiştirici kullanan ancak alüminyumdan yapılmış paneller için  $3,48 \times 10^{-3}$  olmaktadır. Bu ise, bu çalışma için imal edilen panellerin teorik olarak hesaplanmış eşdeğer panel ağırlığından biraz daha ağır ancak aynı basma yükünü taşıyacak minimum

ağırlıktaki alüminyum eşdeğerinden oldukça hafif olduğunu ortaya koymaktadır.

Benzer şekilde, “sonradan yapıştırma” tekniği kullanılarak imal edilen panel için hesaplanan yapısal etkinlik katsayısı  $2,23 \cdot 10^{-3}$  iken aynı basma yükünü taşımak için tasarlanmış J kesitli pekiştiricili kompozit panel için teorik olarak hesaplanan değer ile kıyaslandığında sadece 1,07 kat daha ağır kalmaktadır. Diğer bir deyişle, “yerinde kurlleşme” metodu ile üretilen J-kesitli pekiştiricili kompozit paneller Alüminyum eşdeğerine oranla % 32 daha yapısal olarak performans-etkin olurken “sonradan yapıştırma” ile üretilen J-kesitli pekiştiricili panel alüminyum eşdeğerine oranla % 36 daha performans-etkin olmaktadır.

## 9. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

- Pekiştirici elemanların üretimi için kompozit katmanların el-yatırma yöntemi ile yerleştirilmesine olanak sağlayan basit bir teknik geliştirilmiştir.
- Pekiştiriciler için geliştirilen mandrel, kalıp ve diğer alet edevat başarılı sonuç alınması için yeterli performansı göstermiştir.
- Panellerin tümüyle kırılmasından önce önemli ölçüde pekiştiriciler ile kabuk plaka arasında ayrılma görülmemiştir. Sadece lokal olarak birkaç noktada ayrılma mevcuttur.
- “Sonradan Yapıştırma” yöntemi ile imal edilen paneller “Yerinde Kurlleşme” yöntemi ile imal edilen panellere göre bir miktar daha fazla basma yükü taşıyabilmektedir. Ancak bu, artan imalat maliyeti göz önüne alarak değerlendirildiğinde önemsiz kalmaktadır.
- Elde edilen verilere bakıldığında; “Sonradan Yapıştırma” tekniğinin karmaşık yapıları parçalar için uygulanması daha kolay ve mandrel, kalıp, alet ve edevatındaki basitlik nedeniyle maliyeti daha düşüktür. Ancak, “Yerinde Kurlleşme” şu avantajlara sahiptir;
  - Birleşme noktalarındaki ve diğer süreksizliklerin elimine edilmesi halinde büyük ve tek bir kompozit parça imalatına uygundur, böylece yapısal bütünlük korunabilmektedir,
  - Üretim prosesi daha az sayıda operasyon gerektirmektedir,
  - Daha az sayıda parça uyum problemi olacaktır ve imalat maliyetini düşürecek biçimde daha az miktarda sızdırmazlık malzemesi kullanılacaktır.
- Sonuçlar göstermiştir ki; belirlenmiş bir basma yükünü taşımak için J-kesitli pekiştiricili kompozit paneller aynı geometriye sahip alüminyum eşdeğerine oranla %32-36 arasında değişen oranda daha hafif olabilmektedir.

## 10. TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENT)

Bu çalışma için, panel üretiminde emeği geçen Canada/IAR personeline ve testleri yaparken yardımlarını esirgemeyen TEK laboratuvarı teknik personeline teşekkürleri borç bilirim.

## 11. KAYNAKLAR (REFERENCES)

- Agarwal, B.L., "Post buckling Behavior of Composite Shear Webs", *AIAA Journal*, 19, No. 7, 933, 1981
- Cope, R.D., and R.B. Pipes, "Design of the Spar-Wing skin Joint", **Fibrous Composites in Structural Design**, E. Edward, D.W. Oplinger, and J.J. Burke, Eds., Plenum Press, New York, 1980
- Renieri, M.P., and R.I. Garret, "Stiffener/Skin Interface Design Improvements for Post-buckled Composite Shear Panels", **NADC-80134-60**, Naval Air Development Centre, 1982
- Starnes, J.H. Jr., Knight, N.F., and Rouse, M., "Post buckling Behavior of Selected Flat Stiffened Grp/Epoxy Panels Loaded in Compression", **AIAA Paper**, No. 82-0777, 464, 1982
- Bell, J.E., and Muha, I.J., "Integrally Stiffened Co-Cured Shear Panel", **Fibrous Composites in Structural Design**, M. Edward, D.W. Oplinger, Ed., Plenum Press, New York, 187, 1980
- Elaldi, F., Lee, S., and Scott, R.F., **NRC LTR-ST-1872**, p.8, 1992
- Williams, J.G., and Mikulas, M. M. Jr., "Analytical and Experimental Study of Structurally Efficient Composite Hat-Stiffened Panels Loaded in Axial Compression", Paper presented at the **16<sup>th</sup> Structures, Structural Dynamics and Materials Conference**, Denver, USA, 1975