

Fiber Metal Laminatlar ve Uçak Sanayiinde Kullanımı Üzerine Bir İnceleme

Orhan Gülcan^{*1}, Kazım Tekkanat², Burhan Çetinkaya³

ÖZ

Günümüzün rekabetçi havacılık ortamında, yüksek performanslı ve hafif uçakların tasarlanması, üretilmesi ve bu kapsamda, yeni üretim metodlarının ve yeni üretim malzemelerinin kullanılması önem arz etmektedir. Bu amaçla, Delft Üniversitesi tarafından geliştirilen Fiber metal laminatlar (FML), yüksek yorulma dirençlerinden dolayı, uçaklarda kullanılan geleneksel alüminyum malzemelere alternatif olarak kullanılacak özel kompozit malzemelerdir. Bu çalışmanın amacı FML'lerin tarihçesi, kullanım alanları, çeşitleri ve özellikleri (statik, yorulma, darbe, korozyonve ısı dayanımı) hakkında geniş bir literatür özeti sunmak ve ileride yapılabilecek çalışmalar hakkında fikir vermektir.

Anahtar Kelimeler: Laminat, fiber, arall, carall, glare

A Review on Fiber Metal Laminates and Their Usage in Aerospace Industry

ABSTRACT

In today's competitive aerospace environment, it is very important to design and produce aircrafts with high performance and lightweights and in this context, to find new production processes and new production materials. Forth is reason, Fiber metal laminates (FML) developed by Delft University, are special composite materials that can be used as an alternative to the conventional aluminium materials used in aircrafts for their high fatigue resistance. The aim of this study is to provide a broad literature review about the history of FML, their usage areas, variants and properties (static, fatigue, impact, corrosion and thermal resistance) and to suggest research areas in the future.

Keywords: Laminate, fiber, arall, carall, glare

* İletişim Yazarı

Geliş/Received : 10.10.2018

Kabul/Accepted : 02.04.2019

¹ Dr., FAUS Machinery, Ankara - ogulcan1981@gmail.com, ORCID: 0000-0002-6688-2662

² Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. - kazim.tekkanat@tai.com.tr, ORCID: 0000-0001-6346-1611

³ Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. - burhan.cetinkaya@tai.com.tr, ORCID: 0000-0002-4653-0467



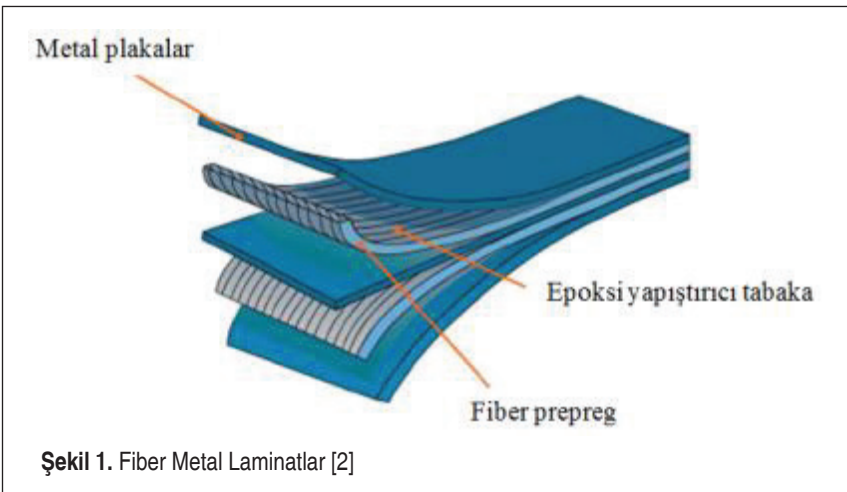
GİRİŞ

Uçak şirketleri için, işletim masraflarının yaklaşık % 20'sini bakım onarım masrafları oluşturmaktadır. Bundan dolayı, bakım onarım masraflarını azaltmak için daha dayanaklı, uçağın ağırlığını azaltmak için ise daha hafif parçaların tasarlanması ve buna uygun malzemelerin kullanılması önem arz etmektedir [1]. Uçak performansını arttırmak için uçağın yapısal ağırlığının azaltılması ve bu amaçla farklı malzemelerin kullanılması (alüminyum, titanyum, kompozit malzemeler vb.) üzerine yapılan çalışmalar on yıllar öncesine gitmektedir. Fiber metal laminatlar (FML), bu amaçla geliştirilen ve kullanılan, 0,2-0,5 mm ince metal levhaların (alüminyum, çelik, magnezyum ve titanyum) arasına fiber/epoksi katmanlar (aramid, cam, karbon) serilerek oluşturulan hibrit malzemelerdir (Şekil 1) [2].

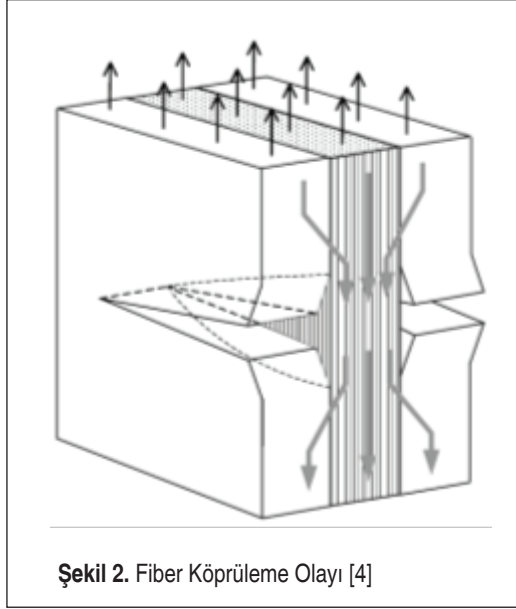
FML'ler, yüksek mekanik ve yorulma özelliklerinden dolayı, kargo zemini, gövde kabuğu gibi uçağın farklı bölgelerinde kullanılmaktadır. Farklı amaçlarla kullanılacak FML'ler üretilirken öncelikle fiber/epoksi katmanın daha iyi yapışabilmesi için metal katmanın mekanik ya da kimyasal olarak (kromik asitle ya da fosforik asitle dağlama) aşındırılması gerekmektedir. Metal ve fiber/epoksi katmanlar serildikten sonra otoklavda kütleme işlemi uygulanır. Kürtlemeden sonra malzemede biriken kalıntı gerilmelerin giderilmesi için parçalar esnetilebilir [3].

Literatürden elde edilen bilgilere göre, FML'lerin avantajları şu şekilde sıralanabilir;

- FML'lerde bulunan fiberler, bir çatlak meydana geldiğinde Şekil 2'de görüldüğü gibi metal katmanlar arasında yükün akmasını sağlar. Bu olaya fiber köprüleme adı verilir [4]. Fiber köprüleme özellikleri sayesinde, FML'lerin yorulma dayanımları yüksektir.



Şekil 1. Fiber Metal Laminatlar [2]



Şekil 2. Fiber Köprüleme Olayı [4]

- Özellikle azami çekme dayanımı ve kör çentik dayanımı dikkate alındığında, FML'ler yekpare alüminyumlara göre daha üstün özelliklere sahiptir [5].
- Yapılan deneylerde FML'lerin darbe dirençlerinin yekpare alüminyuma göre yüksek olduğu belirtilmiştir [6].
- Yekpare alüminyumlara göre aynı kalınlıktaki FML'lerin yoğunlukları daha düşüktür. Dolayısıyla uçak sanayii gibi ağırlığın önemli bir tasarım kriteri olduğu durumlarda kullanılabilir [7].
- FML'lerin çevresel koşullara dayanımı (korozyon direnci, nem direnci vs.) yekpare alüminyumlara göre yüksektir [8].
- FML'lerde kullanılan elyafın yüksek ergime sıcaklığından dolayı, FML'lerin yangına karşı dirençleri çok yüksektir.

FML'lerin dezavantajları ise şu şekilde sıralanabilir;

- Kanat gövde bağlantısı gibi kalınlığın 10-15 mm'ye çıktığı bölgelerde 18-20 katman FML kullanmak gerekebilir. Bu durumda iş gücü ve üretim maliyetleri ciddi oranda artmaktadır [9].
- En dış katmanda kullanılan metal malzemenin düşük kalınlığından dolayı, havşa başlı perçin, vida vs.'nin kullanılması imkansız olabilmektedir [9].
- Metal ve elyaflar arasında galvanik korozyon riski vardır.



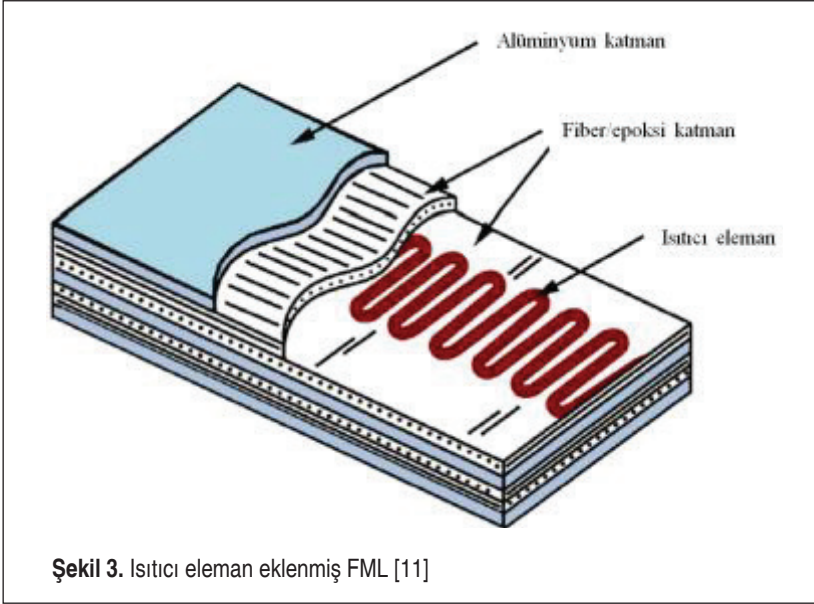
FML'lerin bahsedilen bu avantajlarından dolayı birçok uçak firması, geliştirme veya uygulama aşamasında farklı FML türlerini uçakların farklı bölgelerinde kullanmaktadır (Tablo 1).

Bahsedilen bu kullanımlarının haricinde, uçak sistemleri için özel olarak geliştirilen FML'ler de vardır. Uçaklardaki hücum kenarlarının uçuş sırasında buzlanmaması için, ısıtılması gerekir. Konvansiyonel olarak, motorlardan gelen sıcak hava, borular yardımıyla hücum kenarlarına üflenir ve bu sayede buzlanma önlenmiş olur. Fakat bu durumda, kullanılan borular ve sistemler uçağın daha fazla ağırlaşmasına yol açmaktadır. Konvansiyonel yöntem alternatif olarak FML'lerde metal ve fiber/epoksi katmanın arasına bakır ısıtıcı elemanlar eklenebilir. Bu sayede ısıtıcı elemanlar dış çevresel etkilere karşı metal katman sayesinde korunmuş olur. Ayrıca fiber/epoksi katman sayesinde de ısıtıcı elemanlar elektriksel olarak korunur (Şekil 3) [11].

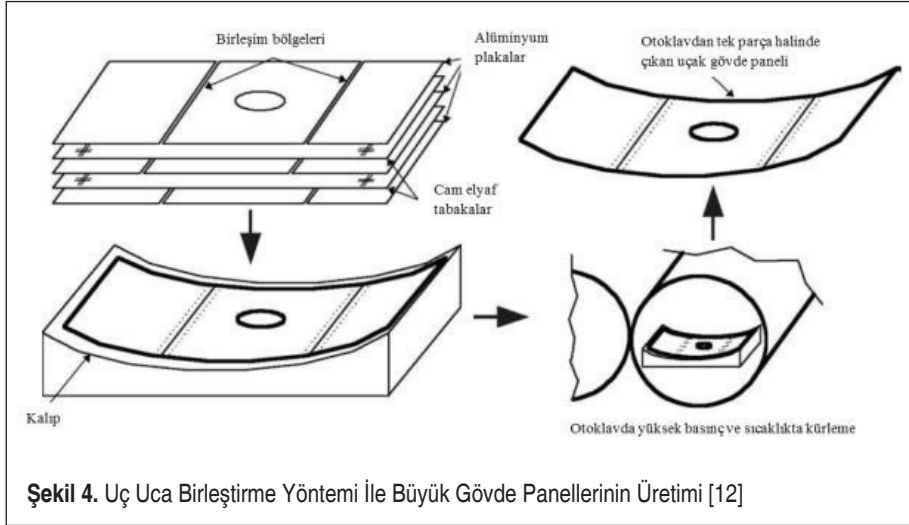
FML'lerin bir diğer avantajı ise çok büyük uçak gövde panellerinin uç uca birleştirme yöntemi ile üretilebilmesine imkan vermesidir. Bu yöntemde, Şekil 4'teki gibi pa-

Tablo 1. FML'lerin Farklı Firmalar Tarafından Kullanımı [10]

Firma/Uçak	FML'nin kullanıldığı uçak ve parça tipi	Mevcut durum	FML tipi
Bombardier	DHC 8 alt flap kabuğu	Geliştirme	ARALL
Lockheed Martin	C130 alt flap kabuğu	Geliştirme	ARALL
Bombardier	Test gövdesi	Geliştirme	ARALL/GLARE
Deutsche Aerospace	Airbus test gövdesi	Geliştirme	GLARE
Cessna	Test gövdesi	Geliştirme	GLARE
Deutsche Aerospace	Airbus arka basınç duvarı	Geliştirme	GLARE
Aerospatiale	A330/A340 kokpit tavanı	Geliştirme	GLARE
USAF	C-5 gövde tamir yamaları	Geliştirme	GLARE
US Airways	737 kargo zemini	Geliştirme	GLARE
Garuda	MD-11 kargo zemini	Geliştirme	GLARE
Northwest Airlines	A320/321 kargo zemini	Geliştirme	GLARE
Air Canada	A320 kargo zemini	Geliştirme	GLARE
Boeing 737	Alt flap kabukları	Geliştirme	GLARE
USAF	C17 arka kargo kapısı	Uygulama	ARALL
US government	T38 sırt kaplamaları	Uygulama	ARALL
Fokker	F100 çatlak stoperi	Uygulama	ARALL
Boeing 777	Kargo zemini	Uygulama	GLARE
United 737 ve 757	Kargo zemini	Uygulama	GLARE
Quantas All Boeing Aircraft	Kargo zemini	Uygulama	GLARE
Midwest Express DC9	Kargo zemini	Uygulama	GLARE
Aviation Equipment Structures	Kargo zemini	Uygulama	GLARE
Bombardier	Lear 45 ön duvarı	Uygulama	GLARE
AT&T	Uçak elektronik kabinleri	Uygulama	GLARE



neller otoklav'ın içine sığacak büyüklüğe kadar uç uca eklenir ve bu haliyle kalıpta şekil verilir. İlgili parça, otoklav'da kürlendikten sonra ise uçak gövdesinde kullanılabilir. Bu sayede ayrı ayrı üretilmiş uçak gövde panellerinin perçinle bağlantısından kurtulmuş ve hem ağırlık hem de maliyet yönünden kazanç sağlanmış olur [12].





2. TARİHÇE

İkinci dünya savaşından sonra kompozit malzemeler, yüksek korozyon ve yorulma dirençleri ve yüksek mukavemetleri sayesinde özellikle havacılık sanayiinde artan oranda kullanılmıştır. Fakat kompozit malzemelerin darbe davranışlarının düşük olması, darbe davranışlarının yüksek olduğu FML'lerin geliştirilmesine yol açmıştır [13]. FML'lerin tarihçesi 1945'li yıllarda Rob Schliekelmann'ın Fokker firmasında alüminyum tabakaları yapıştırıp otoklavda kürlenmesine dayanmaktadır. Jaap Schijve bu metal tabakalarda yorulma çatlaklarının ilerlemesinin yavaş olduğunu fark etmiştir: çatlak bir tabakada ilerlese bile, diğer tabakalar buna engel olmaktadır [14]. Bunun üzerine, Jaap Schijve ve Boud Vogelesang karbon ve aramid takviyeli metal plakaları yapıştırarak Delft üniversitesinde başarılı sonuçlar elde etmişlerdir. Fakat deneyler ve testler ilerledikçe delaminasyon (yapıştırıcının metalden ayrışması) problemi ile karşılaşmışlardır. Çatlağın olduğu ama delaminasyonun olmadığı durumda fiberler çok uzuyor ve sonunda kırılıyor, delaminasyon olduğu durumda ise bu sefer çatlak çok açılıyor ve çok hızlı bir şekilde ilerliyordu. Çatlak büyümesi ve delaminasyon arasında dengenin bulunması gerekiyordu. Bu amaçla Marissen, aramid fiber-alüminyum plakalar kullanılarak elde edilen hibrit malzemelerdeki yorulma çatlak ilerleyişini hesaplayacak analitik model üzerinde çalışmıştır. Delft üniversitesinde yapılan çalışmalar, üniversitenin, aramid fiber üreten AKZO firması, ince metal plakalar üreten ALCOA firması ve yapıştırıcı üreten 3M firması ile ortak çalışmalar yapmalarına yol açmıştır [15].

1950'lerde F-27'lerin, 1960'larda ise F-28'lerin geliştirilmesinden sonra Fokker firması yeni bir uçak geliştirmede için, aramid fiber takviyeli FML'ler ve sonrasında (1990'lar) cam elyaf takviyeli FML'lerin yeni bir uçakta kullanılma çalışmaları yarım kalmıştır. Fakat daha sonra Hollanda Havacılık Programları Kurulu'nun (NIVR) destekleri ile 1984 yılında Fokker, Delft üniversitesi ve ALCOA, daha önceden Fokker tarafından üretilen ve başarılı bir şekilde uçan F-27 kanadının bir parçasının aramid takviyeli alüminyum laminatlar ile üretilmesi konusunda anlaşmışlardır. ALCOA firması 2 metre uzunluğunda ve 1,5 metre genişliğinde bir kanat parçası üretime taahhüdünde bulunmuştur (o zamana kadar üretilen en büyük parça A4 kağıdı boyutlarında idi). Aramid takviyeli alüminyum laminatlar 1982/83 yılında ALCOA firması tarafından ARALL adı altında ticarileştirilmiştir. İlk başta ARALL 1 ve 2'yi ticarileştiren ALCOA, 1987 yılında ARALL 3 ve 4'ü piyasaya sürmüştür [16]. Yapılan uzun çalışmalardan sonra, 1985 yılında ARALL ile üretilen ilk parça Paris Air Show'da sergilenmiştir (Şekil 5) [15].

Basma durumunda, ARALL'ın düşük yorulma özelliklerini arttırmak için, alüminyum plakalar arasına camın serildiği FML'ler (GLARE) geliştirilmiştir. GLARE, 1987 yı-



Şekil 5. ARALL ile Üretilen F-27 Paneli [15]

İnıda AKZO tarafından patentlenmiş, 1989'da Airbus A330/340'ın gövdesinde test edilmiş ve ilk kez 1990'lı yıllarda Boeing 777'nin kargo zemininde ve Bombardier 125'in kirişlerinde kullanılmıştır [15, 17].

3. FML'LERİN ÇEŞİTLERİ

FML'ler, kullanılan metallerin cinsine göre ARALL (Aramid Reinforced Aluminum Laminates), CARALL (Carbon Reinforced Aluminum Laminates), GLARE (Glass Reinforced Aluminum Laminates) gibi isimlerle adlandırılmaktadır. Bunların haricinde FML'lerde alüminyum yerine magnezyum gibi farklı malzemelerin kullanımı da denenmiş ama istenilen darbe, yorulma ve statik özellikler elde edilememiştir [18]. Karbon fiber takviyeli titanyum laminatlar (TiGr) literatürde çalışılmış ama ticarileşmemiştir [19, 20].

Farklı FML'leri birbirinden ayırabilmek için basit bir kodlama sistemi geliştirilmiştir. GLARE 6 kademede, ARALL ise 4 kademede Tablo 2'deki gibi sınıflandırılır [2].

Örneğin; GLARE 2B-5/4-0,5 denildiğinde, tablodaki GLARE 2B'ye karşılık gelen oryantasyonlarda, 5 metal, 4 fiber katmandan (5/4) oluşan ve metal katman kalınlığı 0,5 mm olan FML malzeme kastedilmiş olmaktadır [2].

**Tablo 2.** GLARE ve ARALL'ın Sınıflandırmaları [21,2]

FML tipi	Metal tabaka	Metal tabaka kalınlığı (mm)	Fiber	Fiber katman oryantasyonu (°)	Fiber katman kalınlığı (mm)	Kürleme Sıcaklığı (°C)	Reçine
GLARE 1	7475-T761	0,2-0,4	S2 cam	0/0	0,25	120	FM94
GLARE 2A	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	0/0	0,25	120	FM94
GLARE 2B	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	90/90	0,25	120	FM94
GLARE 3	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	0/90	0,25	120	FM94
GLARE 4A	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	0/90/0	0,275	120	FM94
GLARE 4B	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	90/0/90	0,275	120	FM94
GLARE 5	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	0/90/90/0	0,5	120	FM94
GLARE 6A	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	+45/-45	0,25	120	FM94
GLARE 6B	2024-T3	0,2-0,5	S2 cam	-45/+45	0,25	120	FM94
ARALL 1	7075-T6	0,2	Aramid	0/0	0,22	120	AF163-2
ARALL 2	2024-T3	0,2	Aramid	0/0	0,22	120	AF163-2
ARALL 3	7475-T761	0,2	Aramid	0/0	0,22	120	AF163-2
ARALL 4	2024-T8	0,2	Aramid	0/0	0,22	175	AF191

3.1 ARALL

İlk kez Fokker F-27 uçaklarının kanat alt kabukları ve Boeing C-17'nin kargo kapağı için geliştirilen ARALL'da aramid fiberler ve alüminyum plakalar kullanılır. ARALL yüksek yorulma direncine, yüksek Young modülüne ve düşük ağırlığa sahiptir fakat bükülme, burulma ve basma durumunda üstün özelliklerini kaybetmektedir. Ayrıca nem emmektedir [22, 3].

ARALL, F-27 uçaklarında kullanılarak %30 ağırlık kazancı ve daha uzun ömür sağlanmıştır [23]. ARALL, her ne kadar malzemenin yorulma özelliklerini arttırıyorsa da, delik delinmesi durumunda mekanik özelliklerde ciddi azalma meydana gelmektedir. Ayrıca bazı durumlarda fiber kırılması da yaşanabilmektedir [23]. ARALL'da fiberlerin birbiri ve reçine ile olan bağlantısı zayıftır. Dolayısıyla istenilen mukavemeti sağlayabilmek için toplam hacmin en fazla %50'si kadar fiber kullanılabilir [22]. ARALL'daki fiberlerin tek yönlü dizilimi, iki boyutlu yüklere maruz kalan uçak gövde kabuğu gibi yerlerde bu malzemenin kullanımını engellemektedir [24].

3.2 GLARE

GLARE, üstün çekme ve basma mukavemetine sahiptir, nem emmez, darbe direnci yüksektir. Fakat ARALL'a göre ağırlığı fazladır [3]. GLARE'deki cam fiberlerin reçineye bağlanmaları, ARALL'daki aramid fiberlerin reçineye bağlanmalarına göre daha iyi olduğu için, GLARE'deki fiber/epoksi elyaflar iki yönlü serilebilmektedir [24].

3.3 CARALL

ARALL'ın düşük basma direncine karşı geliştirilen CARALL'da alüminyum plakalar arasına karbon fiberler serilir. CARALL sayesinde metallerle aynı mukavemete sahip



ama daha hafif uçak parçaları üretilebilmektedir [25]. Fakat CARALL'ın en büyük dezavantajı galvanik korozyona maruz kalmasıdır.

4. FML'LERİN ÖZELLİKLERİ

4.1 Statik Özellikler

FML'lerin havacılıkta geleneksel olarak kullanılan alüminyumlara göre en önemli avantajı yorulma dirençlerinin yüksek olması ise de, birçok FML'nin statik özellikleri, alüminyuma eşdeğer veya yüksektir. Yekpare alüminyum yerine statik özellikleri daha yüksek FML'lerin uçak sanayiinde kullanılması durumunda ciddi ağırlık kazançları sağlanabilmektedir. Üzerine basma yüklerinin geldiği panellerde, yekpare alüminyum yerine GLARE kullanıldığı durumlarda, panele uygulanan yükün miktarına göre değişmekle beraber %3-13 civarında ağırlık azalışı sağlanabildiği literatürde belirtilmiştir [19].

FML'lerin statik özelliklerini ölçmek için ASTM D3039 standardına göre testler yapılmaktadır [3]. Elde edilen test sonuçlarına göre FML'lerin statik özellikleri fiber/epoksi elyaf malzemesine ve dizilimine ve metal malzemesine bağlıdır [26].

Farklı ARALL ve GLARE türleri için, literatürde bulunan çekme statik özellikleri Tablo 3'te verilmiştir [10].

ARALL ve GLARE'e ait basma statik özellikleri ise Tablo 4'te gösterilmiştir.

Tablo 3. GLARE ve ARALL'ın Çekme Statik Özellikleri [10, 21]

FML tipi	Yön	Azami Çekme Mukavemeti (MPa)	Akma Mukavemeti (MPa)	Çekme Elastik Modülü (GPa)	Azami gerinim (%)
ARALL 1	L	800	641	67,6	-
	LT	386	331	48,3	-
ARALL 2	L	717	366	66	2,5
	LT	317	228	53	12,7
ARALL 3	L	821	607	66	2,2
	LT	373	331	49	8,6
ARALL 4	L	731	373	64,1	-
	LT	338	317	49	-
GLARE 2	L	1213	393	66	4,7
	LT	317	228	50	10,8
GLARE 3	L	745	303	58	4,7
	LT	745	303	58	4,7
GLARE 4	L	1027	352	57	4,7
	LT	607	285	50	4,7
GLARE 5	L	683	-	70	-
	LT	683	-	70	-

**Tablo 4.** ARALL ve GLARE'in Basma Statik Özellikleri [27, 21]

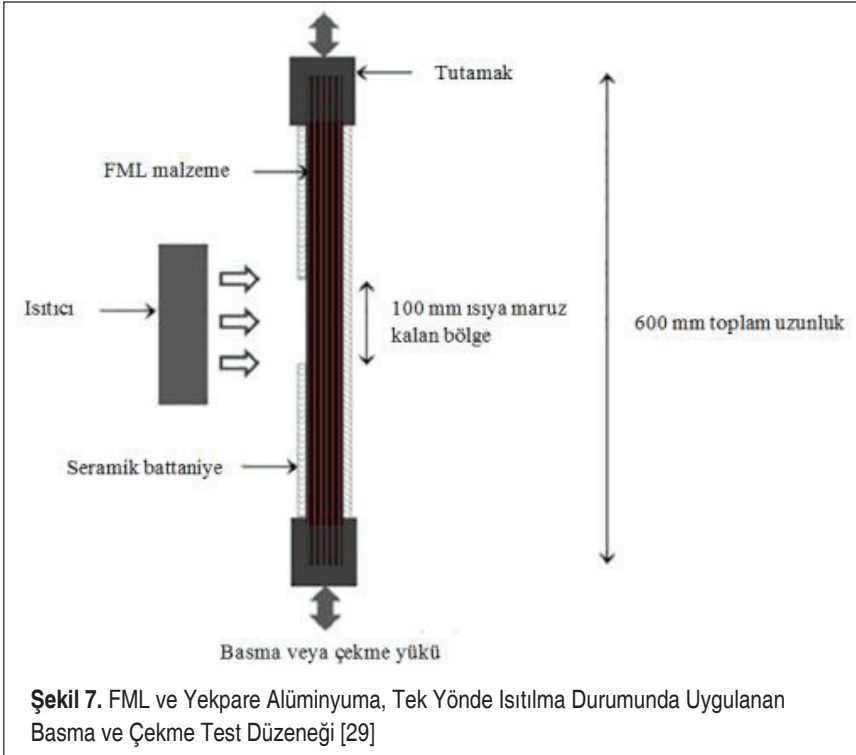
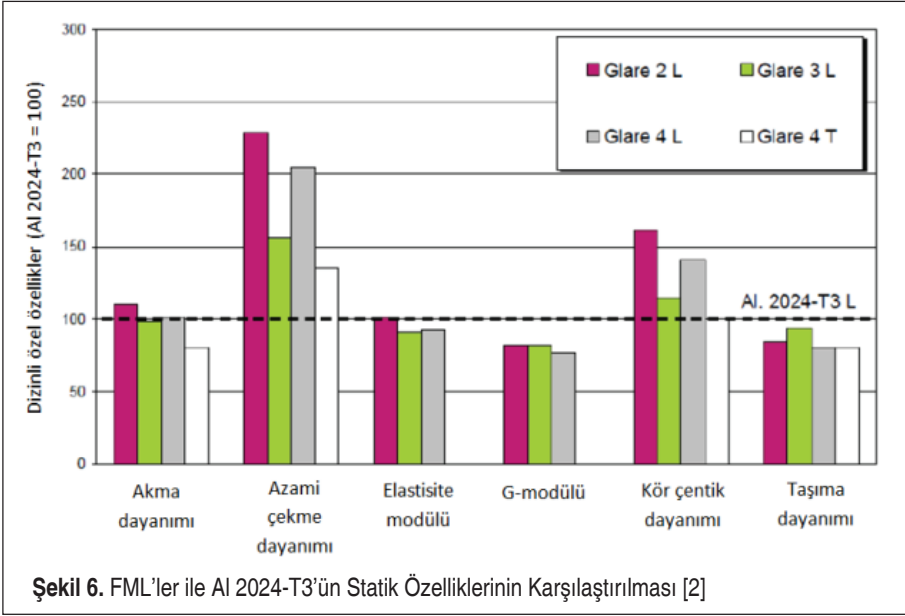
FML tipi	Yön	Basma Akma Mukavemeti (MPa)	Basma Elastik Modülü (GPa)
ARALL 1	L	372	70
	LT	393	52
ARALL 2	L	262	67
	LT	234	52
ARALL 3	L	345	66
	LT	365	50
GLARE 1	L	424	67
	LT	403	51
GLARE 2	L	414	67
	LT	236	52
GLARE 3	L	309	60
	LT	306	60
GLARE 4	L	365	60
	LT	285	54

Tablo 3 ve 4 incelendiğinde çekme ve basma durumunda Young modülünün çok değişmediği görülmektedir.

FML'lerin kayma dayanımları incelendiğinde ise literatürde yapılan çalışmalara göre, FML'lerin kayma modülü ve kayma akma dayanımı, yekpare 2024-T3 Al'ye göre %50 daha azdır [28]. ARALL ve GLARE'e ait kayma dayanımları Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 5. ARALL ve GLARE'in Kayma Özellikleri [10, 21]

FML tipi	Yön	Kayma Akma Mukavemeti (MPa)	Kayma Elastik Modülü (GPa)
ARALL 2	L-LT	111	17
	LT-L	111	16
ARALL 3	L-LT	117	17
	LT-L	117	16
GLARE 2	L	112-122	13,6-16,1
	LT	112-122	13,6-16,1
GLARE 3	L	115-125	16,4-18,4
	LT	115-125	16,4-18,4
GLARE 4	L	100-111	13,4-15,6
	LT	100-111	13,4-15,6



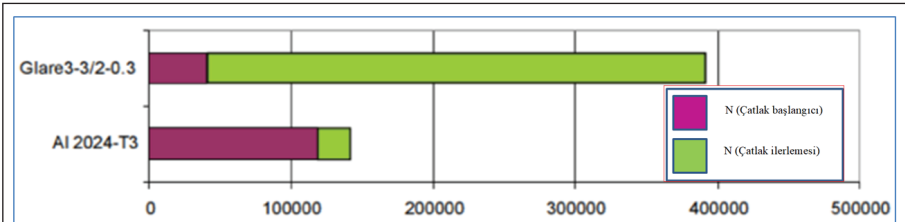


Grigoriou ve Mouritz, 6,4 mm kalınlıkta, 2024 Al ve cam elyaftan oluşan GLARE ile yekpare 2024-T3 Al'nin yanma direncini karşılaştırdıkları çalışmalarında, Şekil 7'deki gibi bir test düzeneği kullanmışlardır. Isının uygulanma süresi arttıkça FML ve yekpare alüminyumun ısınmasının hemen hemen aynı olduğu belirtilmiştir. Ayrıca ısının uygulanma süresi arttıkça, FML'lerin çekme dayanımlarının (yekpare alüminyuma göre daha az) ciddi oranda azaldığı belirtilmiştir [29].

4.2 Yorulma Özellikleri

Uçaklarda, basınçlı gövde kabukları ve alt kanat kabuğu gibi yorulmanın kritik olduğu bölgelerde, yorulma direnci yüksek malzemelerin kullanılması önem arz etmektedir. FML'lerde kürlenme sırasında meydana gelen kalıntı gerilmeler ve dış yüklemeler kaynaklı gerilmelerden dolayı metal katmanda yorulma çatlakları başlar ve ilerler [30]. Fakat metal katmanda başlayan bu çatlak ilerlerken, fiber/epoksi katman çatlakların ilerlemesine engel olur. Fiber köprüleme adı verilen bu olay sayesinde FML'lerdeki (özellikle GLARE'deki) çatlak ilerlemesi, yekpare alüminyuma göre 10-100 kat daha yavaş olur [28]. Alderliesten, yekpare 2024-T3 Al ve GLARE 3-3/2-0.3 numunelerinin çatlak başlangıcı ve ilerlemesi aşamasındaki yorulma ömürlerini karşılaştırmıştır. Şekil 8'de görüldüğü gibi çatlak başlangıcı GLARE'de 2024-T3'e göre daha kısa sürede meydana gelmektedir fakat çatlakların kırılmaya neden olması için ilerlemesi daha önemlidir. GLARE malzemenin köprüleme nedeniyle çatlak ilerlemesi 2024-T3'e göre kat kat yavaştır ve bu sebepten yorulma ömrü çok daha fazladır [21].

Yorulma ömrü iki aşamaya ayrılabilir; bir çatlakların başlaması için gerekli olan yüklem döngüsü sayısı ve çatlakların parçada kritik seviyeye gelmesi için gerekli olan yüklem döngüsü sayısı. FML'lerde bu iki aşamayı birbirinden net bir şekilde ayıran bir ayırım yoktur. Kürlenme sırasında oluşan ısıl kalıntı gerilmeler, FML'lerin yükten kurtulmaları sonucunda, metal yüzeyinde çekme gerilmelerinin oluşmasına yol açar. Dolayısıyla FML'lerdeki gerilim seviyeleri yekpare malzemelerdeki gerilim seviyelerinden yüksektir. FML'lerdeki yüksek çekme gerilmeleri, çatlakların başlama süresini dolayısıyla yorulma ömrünü azaltır [2]. Beumler, GLARE malzemelerde, 1 mm çatlak oluşması için gerekli süreyi (çatlak başlama süresi) incelediği çalışmada, her ne ka-



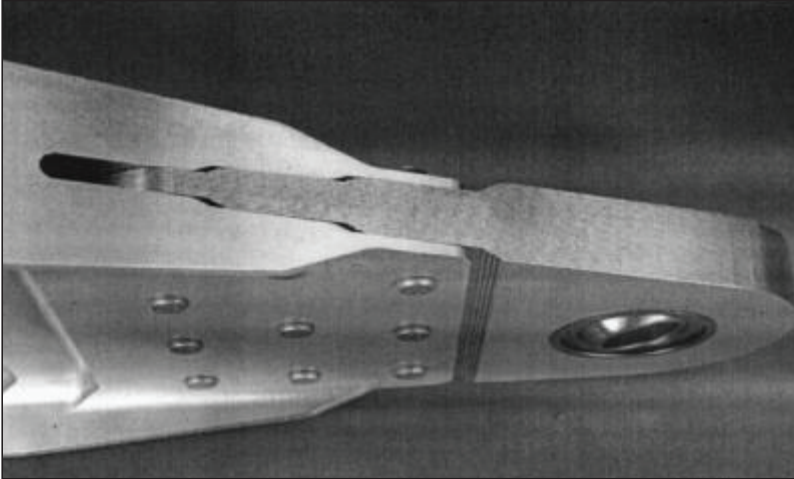
Şekil 8. 2024-T3 ve GLARE numunelerinin Çatlak Başlangıcı ve Çatlak İlerlemesi Ömürlerinin Karşılaştırılması [21]



dar GLARE'deki çatlak başlama süresi yekpare alüminyuma göre kısaysa da, GLARE'deki çatlağın perçinli bağlantıların akma dayanımını etkilemediğini belirtmiştir [31]. Roebroeks'un da belirttiği gibi perçinli bağlantılarda, çatlak meydana geldikten sonra, eğer malzeme yekpare alüminyum ise yorulma döngüleri arttıkça bağlantının mukavemeti çok hızlı bir şekilde düşmekte ve çatlak ilerlemektedir. FML'lerde ise perçinli bağlantıda çatlak başladığında, bağlantının mukavemeti çok yavaş bir şekilde düşmekte, hatta sabit kalmaktadır. Dolayısıyla FML'lerde çatlak muayene periyotları uzun tutulabilir ve bu sayede bakım onarım maliyetleri düşürülebilir [32]

Uçaklar farklı ortamlarda çok düşük (yüksek irtifada uçarken) veya yüksek (apronda sıcak havada tutulurken) sıcaklıklara maruz kaldığı için, bu sıcaklık değişimlerinin malzemenin yorulma direncine etkisinin incelenmesi önem arz etmektedir. Kieboom, GLARE ile üretilen parçalardaki çatlak başlangıcını farklı sıcaklıklarda denemiş ve 70 ve 20 °C'de benzer davranışlar gözlemiştir. -55 °C'de çatlak başlama ömrü, yekpare alüminyum ile benzer şekilde, ciddi oranda artmıştır. GLARE'de, çatlak başlama ömrü üzerinde sıcaklığın ciddi bir etkisinin olmadığı belirtilmiştir [33]. Çatlak ilerleme hızı ise yüksek sıcaklıklarda artmakta, düşük sıcaklıklarda azalmaktadır [34].

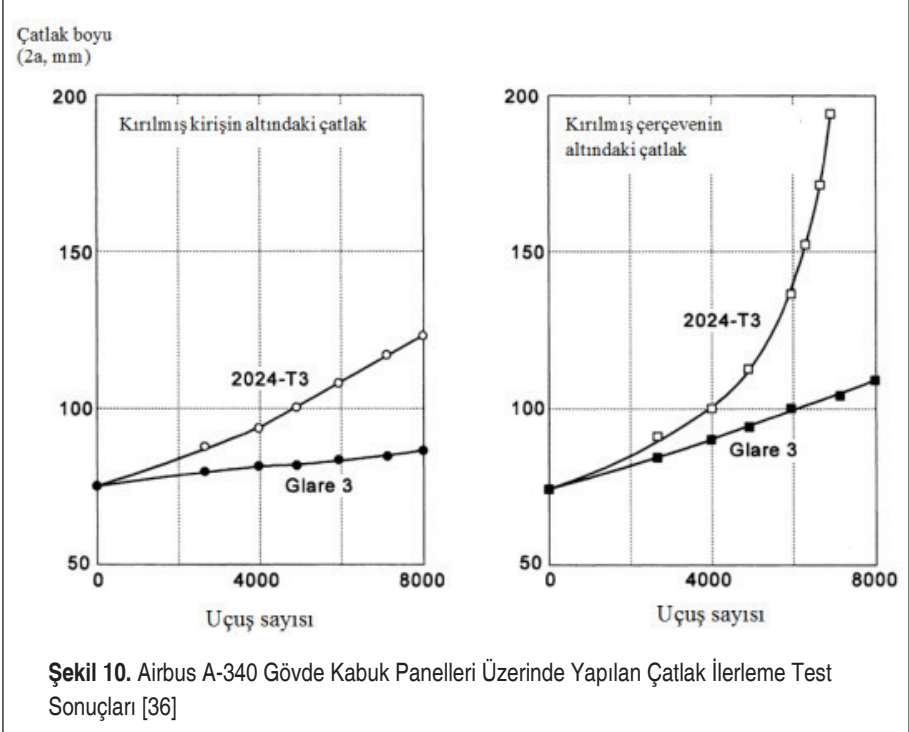
FML'lerin bahsedilen bu üstün yorulma direncinden dolayı, farklı uçaklardaki yorulmaya maruz kalan bölgelerde kullanılması üzerine literatürde çalışmalar yapılmıştır. Mattousch, CN-235 uçaklarının kanat gövde bağlantı kulağını 25 tabaka metal plaka kullanarak Glare 1 olarak üretmiştir (Şekil 9). Uçuş simülasyon testlerinde denenen kulakçıkta 120000 uçuşta bile herhangi bir çatlak meydana gelmemiştir. Yükleme koşulları üç defa 1,25 oranında artırılmasına rağmen yine 120000 uçuşta çatlak oluşmamıştır [35].



Şekil 9. Glare 1'den Üretilen Uçak Kanat Gövde Bağlantı Kulağı (kulak kalınlığı .75 in, delik çapı 1.75 in) [35].



Airbus A-340 gövde kabuk panelleri üzerinde yapılan testlerde ise 1,4 mm kalınlıkta Glare 3 malzeme ve 1,6 mm kalınlıkta 2024-T3 malzeme kullanılmıştır. Kırılmış bir kirişin altındaki ve kırılmış bir çerçeve parçasının altındaki 75 mm uzunlukta testere ile kesilmiş bölgedeki çatlak ilerleyişinin incelendiği çalışmada, Glare 3 malzemede çatlakların çok yavaş ilerlediği belirtilmiştir (Şekil 10). Glare 3 malzemenin yoğunluğunun da düşük olmasından dolayı (Glare 3: 2.52 g/cm³, 2024-T3: 2.78 g/cm³), kullanımının avantajlı olduğu belirtilmiştir [36]



4.3 Darbe Direnci

Uçaklar, bakım kazaları, kargo veya servis aracı çarpışması, alet düşmesi gibi düşük-hızlı darbe hasarı oluşturabilecek olayların yanı sıra dolu yağması, kuş çarpması, pist üzerindeki yabancı maddeler gibi yüksek-hızlı darbe hasarı oluşturabilecek olaylarla karşılaşmaktadır [37]. Vogelesang ve Vlot, 71 adet Boeing 747 gövdesinin hasar tamiirini inceledikleri çalışmalarında, toplam tamirin %57,6'sının yorulma çatlaklarından, % 29,4'ünün korozyondan ve % 13'ünün ise darbe hasarlarından kaynaklandığını belirtmişlerdir [1, 6]. Dolayısıyla FML'ler uçaklarda kullanılırken, darbe davranışlarının bilinmesi önem arz etmektedir [38]. Uçak yapılarında karşılaşılan darbe çeşitleri 3 başlığa ayrılabilir; düşük-hızlı darbe, yüksek-hızlı darbe ve patlama. FML'ler hem



metal hem de kompozit katmanlardan oluştuğu için; darbe etkisi sonucu plastik deformasyon, matris çatlağı, kompozit katmanlarda delaminasyon, metal katmanlarda burkulma ve farklı katmanlar arası ayrılma gibi hasar tipleri gözlemlenmektedir [39].

Yekpare metallerde, uçağa yerde iken örneğin taşıma arabasının çarpması gibi düşük hızda meydana gelen çarpmalar ya da kuş çarpması gibi yüksek hızda meydana gelen çarpmalar, metalin sünekliğinin yüksek olmasından dolayı ciddi bir sorun teşkil etmez. Çünkü yekpare metaller, akma sınırına kadar ciddi miktarda darbe enerjisini absorbe edebilirler. Kompozit malzemeler ise daha kırılıgandır ve daha az darbe enerjisini absorbe ederler. FML'lerde ise fiber/epoksi malzemenin düşük darbe davranışı, metallerin yüksek darbe davranışı ile birleştirilmiş olur [17]. FML'ler düşük hızdaki darbelere karşı güçlü bir mukavemet gösterirler. Darbe durumunda, GLARE, darbe enerjisini, delaminasyon başlangıcı ve yayılması ile plastik deformasyon yoluyla sönmüler [40]. Kompozit malzemelerle karşılaştırıldığında, metal ve fiber/epoksi katmanın yapıştırılmasından dolayı, FML'ler düşük hızdaki darbelere maruz kaldıktan sonra yüksek enerji emilimi ve düşük hasar gösterirler [41]. Bienias ve Jakubczak, 0,5 mm kalınlıkta 2 kat 2024-T3 Al plakalar ve 1 kat 0,13 mm kalınlığında fiber/epoksi elyaf kullanarak elde ettikleri FML'lerin düşük hızdaki (<10 m/s) darbe davranışlarını inceledikleri çalışmalarında, darbe anında hasarın beş aşamada büyüdüğünü belirtmişlerdir [42].

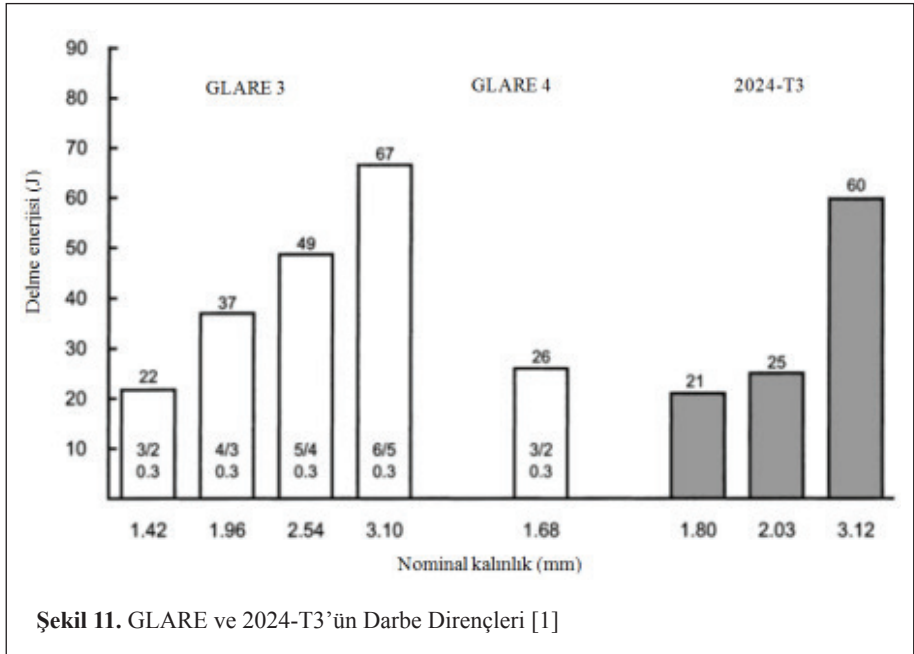
FML'lerde darbe anında, darbeye maruz kalan en dıştaki Al tabaka, darbe şiddetinin fiber/epoksi elyafa aktarılmasında bariyer görevi görür. Darbeye maruz kalmayan en dıştaki Al katman ise delaminasyonun artmasını önler. Yani, darbe sonrası meydana gelen hasar sadece darbeye maruz kalan bölgede oluşur. Bu özellik, FML'leri ve özellikle GLARE'yi, darbeye dayanıklı yapılar için uygun bir malzeme haline getirir [43]. Aynı ağırlıktaki yekpare alüminyuma göre FML'lerin balistik dirençlerinin % 15 fazla olduğu literatürde belirtilmiştir [44]. Bundan dolayı, Airbus A380'in yatay ve dikey kuyruk hücum kenarlarında FML malzemeler kullanılmaktadır [28].

Farklı FML türlerinin darbe davranışı farklılık göstermektedir. Düşük enerjili darbe-lerde (2,35 J) CARALL'da herhangi bir deformasyon olmadığı, darbe enerjisi arttıkça (9,4 J) Al tabakada çatlakların oluştuğu, fiber epoksi katmanda ise bozulmalar meydana geldiği literatürde belirtilmiştir [45]. 1,828 mm GLARE 4-3/2 ve 1,562 mm GLARE 5-2/1 kullanılarak yapılan darbe testlerinde, darbe sonucunda delik oluşması için gerekli olan enerjinin GLARE'de, yekpare Al'ye göre daha fazla olduğu belirtilmiştir. GLARE'in darbe özelliklerinin, yekpare Al'den daha iyi olduğu yapılan özgül enerji, hasar alanı ve kalıcı sapma ölçüm ve testleri sonucunda belirtilmiştir [46]. Morinier, GLARE 5-2/1-0,4 malzemenin düşük hızdaki darbeye karşı davranışını incelediği çalışmada, darbe sırasında malzeme tarafından emilen enerjinin darbe enerjisine oranının, GLARE'de % 78 iken, 0,4 mm, iki adet Al plakanın 0,5 mm kalınlıkta yapıştırıcı ile yapıştırılmasıyla oluşan hibrit malzemede % 100 çıktığını belirtmiştir. Yani Al



hibrit malzemede darbe sonucu delik oluşmuşken, GLARE'de bu hasar daha düşük olmuştur [47]. İki farklı kalınlıkta (0,3 ve 0,5 mm) Al 1050 plakalar kullanılarak hazırlanan GLARE'in balistik test sonuçlarına göre, GLARE, Al laminat veya yekpare Al'ye göre, çarpma sonucunda daha az deformasyona uğramaktadır [48]. Morinière ve ark., 1,3 mm kalınlıktaki GLARE 5-2/1-0.4 ve 2024-T3 malzemelerin darbe davranışını inceledikleri çalışmalarında, GLARE'in 2024-T3'ten %86 daha fazla darbeye dayanıklı olduğunu bunun sebebinin ise GLARE'i oluşturan ince katmanların daha fazla darbe enerjisi sönmülemeleri olduğunu belirtmişlerdir [49]. Langdon ve arkadaşları 200x200 mm boyutlarındaki GLARE 3 malzemenin 200 mm uzaklığında PE4 patlayıcı patlatarak, patlama sonucunda GLARE malzemede oluşan deformasyonu incelemişlerdir. GLARE malzemenin diğer metaller veya kompozitlere göre çok daha üstün darbe direncine sahip olduğu belirtilmiştir [50]. Vlot ve Krull, GLARE'in yekpare Al'ye göre, 10 m/s hızla yapılan düşük hızlı darbe testlerinde %15 daha iyi, 100 m/s hızla yapılan yüksek hızlı darbe testlerinde ise 2-3,5 kat daha iyi darbe direnci gösterdiğini belirtmişlerdir [51]. GLARE ve kaplamasız 2024-T3 Al malzemenin darbe davranışları karşılaştırıldığında (Şekil 11), GLARE'in daha yüksek darbe direncine sahip olduğu literatürde belirtilmiştir [1].

Yapılan çalışmalar darbe sırasında ARALL ve CARALL'in fiber hasarından dolayı, GLARE'in ise laminatların dizilimine bağlı olarak fiber ve Al hasarından dolayı zarar gördüğünü göstermiştir [52]. FML'lerin darbe davranışları incelendiğinde, en fazla





kalıcı hasar CARALL'da, daha sonra GLARE'de, en son ARALL'da meydana gelir. Hasar genişliği ise en düşük GLARE'de çıkar [53, 54]. Yu ve ark. CARALL'ın düşük hızlı darbe davranışı üzerine yaptıkları deneysel ve sayısal analiz çalışmalarında, CARALL'ın içerisinde bulunan karbon fiberlerin mukavemetinin GLARE'deki cam fiberlerin mukavemetinden yüksek olmasından dolayı, darbe direncinin daha yüksek olduğunu, kullanılan Al çeşidine göre, Al'nin akma dayanımı arttıkça CARALL'ın darbe direncinin arttığını belirtmişlerdir [55]. GLARE'de kullanılan cam/epoksi elyafın, ARALL'da kullanılan aramid/epoksi elyafa göre daha mukavim ve sünek olmasından dolayı, GLARE'in darbe toleransı daha yüksektir. Bundan dolayı düşük hızdaki darbelerde, GLARE'in darbeye maruz kalmayan yüzeylerinde çok küçük çatlaklar oluşurken, ARALL'ın içinde ciddi deformasyonlar/çatlaklar oluşur [56].

FML'lerin darbe davranışını metal ve fiber/epoksi malzemelerin cinsi, fiber/epoksi elyafların dizilimi, darbe yeri, darbe uygulanan cismin şekli, hedef şekli, metal hacmi oranı vs. gibi parametreler etkilemektedir [57]. Kürlemeden sonra metalde oluşan çekme ve fiber/epoksi'de oluşan basma kalıntı ısıl gerilmelerin ise, malzemenin darbe davranışına ciddi bir etkisinin olmadığı belirtilmiştir [58]. FML'lerde fiber/epoksi katman sayısı arttıkça malzemenin darbe direncinin arttığı birçok çalışmada belirtilmiştir [59-61]. Fiber/epoksi katmanda kullanılan fiber miktarının artmasının ise darbe direncini arttırdığı yine literatürde belirtilmiştir [62]. FML'lerde kullanılan metal malzemelere kaplama yapılarak ta malzemenin darbe direnci artırılabilir [63]. Metal ve elyafların yapışma kuvveti de FML'lerin darbe direncini etkileyen önemli bir parametredir. Yapışma kuvveti düşük olduğu durumlarda, katmanlar arası ayrışma riski yüksek olduğu için darbe direnci azalmaktadır [57]. FML'lerin darbe dayanımını arttıran bir diğer parametre soğutma hızıdır. GLARE üzerine yapılan deneysel çalışmalar sonucunda, hızla soğutulan malzemenin darbe dayanımının yavaş soğutulana göre yüksek olduğu literatürde belirtilmiştir [64].

FML'lerin darbe davranışları üzerinde etkili faktörlerden biri fiber/epoksi elyafların dizilimleridir [65-68]. Literatürde tek yönde serilmiş fiberlerin yüksek mukavemet ve sertliklerinden dolayı darbe dirençlerinin yüksek olduğu, dokuma şeklinde serilmiş fiberlere göre daha fazla yüke dayanabildiği belirtilmiştir [69, 70]. FML'lerde kullanılan fiber/epoksi katmanlarda, fiberlerin tek yönlü ya da çapraz serilmesi de darbe direncini etkilemektedir. Çapraz yapılan serimlerde (0 ve 90°) elde edilen darbe direncinin tek yönlü serimlerde elde edilenden daha yüksek olduğu birçok çalışmada belirtilmiştir [71-74]. Farklı yönlerde dizilime sahip GLARE 3'ün darbe direnci, tek yönlü dizilen GLARE 2'nin darbe direncinden daha yüksektir. Fakat GLARE 3 delaminasyona daha çok maruz kalabildiği için, mekanik özellikleri GLARE 2'den daha düşüktür. Dolayısıyla kullanım alanına göre mekanik özellikler veya darbe direncinden hangisi daha önemliyse, ona göre malzeme seçimi yapmak gerekmektedir [13]. Ibekwe ve ark. ise elyafının dizilim yönünden ziyade uygulanan yükün yönünün malzemenin darbe davranışı üzerinde daha etkili olduğunu belirtmiştir [75].



FML'lerdeki metal levhaların farklı dizilimlerinin darbe direnci üzerindeki etkisi literatürde incelenmiştir. Üç farklı kalınlıkta (0,3, 0,4 ve 0,6 mm) 2024-T3 Al malzeme ve epoksi emdirilmiş cam fiber elyafarla üretilen dört farklı malzemeden, Tablo 6'daki 1 numaralı malzeme en yüksek, 4 numaralı malzeme ise en düşük darbe direnci göstermiştir [76].

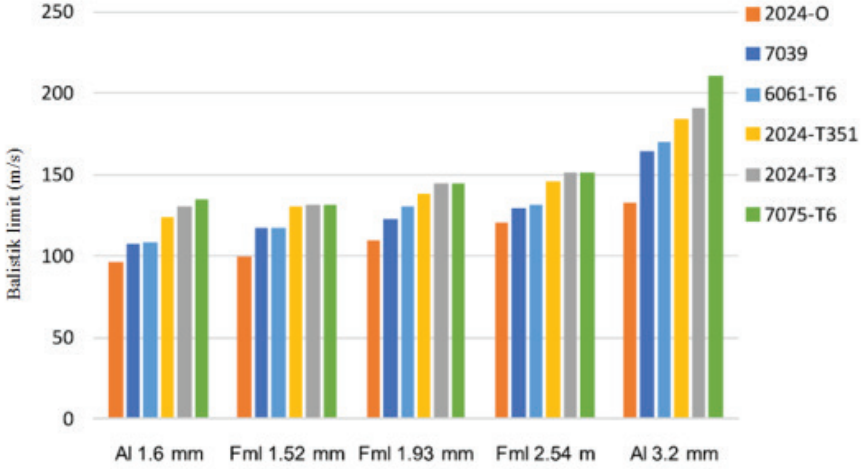
Tablo 6. Farklı Dizilimlerdeki FML'lerin Darbe Direnci [76]

FML no	Gösterim	Dizilim	Toplam Kalınlık (mm)
1	2/1-0.6	[2024-T3/0/90/90/0/2024-T3]	3,55
2	3/2-0.4	[2024-T3/0/90/2024-T3/90/0/2024-T3]	3,60
3	3/2-0.3	[2024-T3/0/90/2024-T3/90/0/2024-T3]	3,65
4	4/3-0.3	[2024-T3/0/2024-T3/90]	3,70

FML'lerde kullanılan malzemenin cinsi FML'nin darbe davranışını etkilemektedir. 2024-T3 Al malzeme, 7075-T6 Al veya 7475-T6 Al malzemeye göre daha sünek olduğu için, 2024-T3'ün kullanıldığı GLARE 2'nin darbe direnci, 7475-T6'nın kullanıldığı GLARE 1'e göre daha yüksektir [77]. FML'lerde 2024-T0 ve 2024-T3 malzeme kullanımının etkilerinin incelendiği bir başka çalışmada ise, 2024-T3'ün akma ve azami çekme dayanımlarının yüksek olmasından dolayı, FML'de kullanıldığında, FML'nin darbe direncini ciddi oranda arttırdığı belirtilmiştir [78]. Metal malzeme olarak titanyumun kullanıldığı durumlarda, titanyumun sünekliğinin düşük olmasından dolayı, darbe direnci düşük çıkmıştır [79]. AZ31 B-H24 magnezyum alaşımı kullanıldığı durumda da darbe direncinde, 2024-T3'e göre bir kazanç sağlanamamıştır [52, 53]. Metal olarak Al'nin kullanıldığı durumlarda ise, sünekliğinin fazla olmasından dolayı 2024-T3'ün 2024-T0'a göre daha fazla darbe direncine sahip olduğu belirtilmiştir [80]. İki farklı kalınlıkta yekpare Al ve üç farklı kalınlıkta GLARE'in (her bir kalınlık için 6 farklı malzemeden FML üretilmiştir: 2024-T3, 2024-T351, 2024-O, 6061-T6, 7039 ve 7075-T6) balistik dirençlerinin ölçümlerine göre, benzer kalınlıkta GLARE, yekpare Al'ye göre daha yüksek balistik dirence sahiptir. Kullanılan farklı Al çeşitleri arasında ise 7075-T6'dan üretilen GLARE'in balistik direncinin en

Tablo 7. Balistik Direnç Ölçümünde Kullanılan Malzemeler [81]

Malzeme	Panel kalınlığı (mm)	Balistik limit (m/s)
GLARE 5-3/2-0.5	2.54	156
GLARE 5-3/2-0.3	1.93	151
GLARE 5-2/1-0.5	1.52	136
Al plaka 1	1.6	131
Al plaka 2	3.2	196



Şekil 12. Farklı Malzemelerden Üretilen GLARE ve Yekpare Alüminyumun Balistik Dirençleri [81].

yüksek, 2024-T0'dan üretilenin ise en düşük olduğu literatürde belirtilmiştir (Tablo 7, Şekil 12) [81].

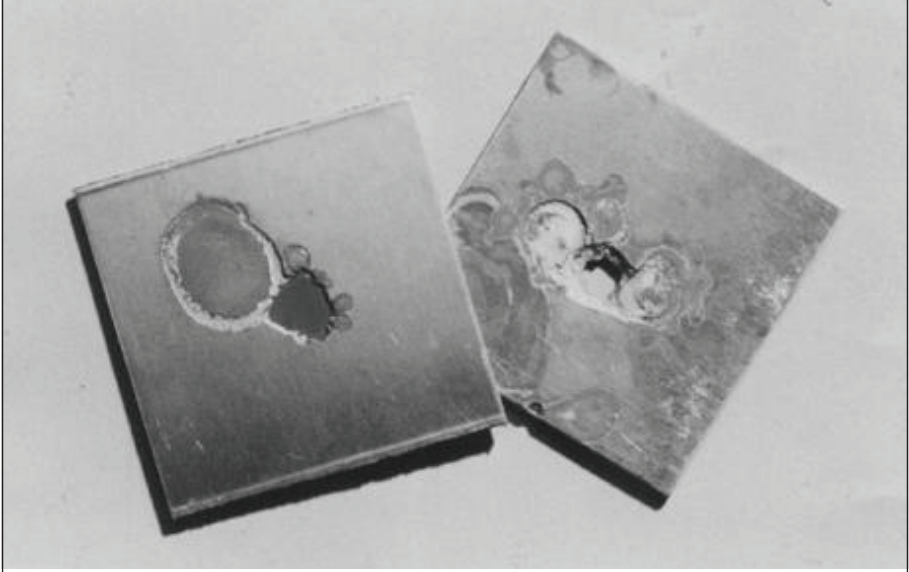
4.4 Korozyon Direnci

FML'ler ilk başta yüksek yorulma dirençlerinden dolayı, yorulma kritik bölgeler için tasarlanmıştır. Bu üstün özelliğinin yanında, metaller arasında bulunan fiber/epoksi katmanların nemin ilerlemesini engelleyen bir duvar görevi görmesinden dolayı, FML'lerin yüksek korozyon dirençleri vardır [52]. FML'ler sadece kenarlardan neme maruz kalır. Kenar kısımlarının macunla kapatıldığı durumlarda, nemin FML'lerin iç kısımlarına nüfuz etmesi çok sınırlı kalır [12].

FML'lerde kullanılan metallere, fiber/epoksi elyaflarla yapıştırılmadan önce astar boya sürüldüğü ve en dış katmana korozyon direncini arttırmak için kaplama yapıldığı için, FML'lerin korozyon direnci yüksektir. Ayrıca, fiber/epoksi elyaflar, korozyon durumunda, pasın içeri bölgelere yayılmasını engelleyen duvar işlevi görür. Şekil 13'te görüldüğü gibi, asit banyosuna daldırılan 2024-T3'te, korozyon, kalınlık boyunca ilerlediği halde, ARALL 3'te sadece ilk elyafa kadar ilerlemiştir [36].

FML'lerin üstün korozyon dirençlerinden dolayı, Endonezya F28 uçağındaki korozyona maruz kalan alüminyum kirişler 1995 yılında GLARE kirişler ile değiştirilmiş ve korozyon problemi çözülmüştür [82].

FML'ler arasında galvanik korozyona en çok maruz kalan CARALL'dır. Bu problemi



Şekil 13. ARALL 3 (solda) ve 2024-T3 (sağda) 'ün Korozyon Dirençleri [1]

çözmek için literatürde karbon elyaf ve metal plaka arasına 0,02 mm kalınlıkta termoplastik levha ya da 0.1 mm kalınlıkta cam fiber takviyeli plastik levha konulması araştırılmıştır. Bu şekilde her ne kadar galvanik korozyona karşı ciddi koruma sağlanmış olsa da malzemenin mekanik ve yorulma mukavemeti azalmıştır [83, 84].

4.5 Yanma Direnci

Uçak kabukları farklı iklim koşullarında yaklaşık -60 ile +80 °C arasında sıcaklıklara maruz kalabilmektedir. Yapılacak tasarımların ve uçak kabuklarında kullanılacak malzemelerin bu sıcaklık değerlerine dayanması önem arz etmektedir [85]. Yine, uçakların kabuklarında kullanılan alüminyum alaşımları bir yangın sırasında 20-30 saniye içerisinde eriyebilmektedir. Bu durumda uçağın içerisinde eğer yolcu varsa, 90 saniye içerisinde uçağı tahliye etmek zorundadır. FML'lerde metal plakalar arasında kullanılan elyaf, metaldeki bir yangının iç katmanlara geçmesini engellemektedir. Bu da FML'lerin, özellikle yolcu uçaklarının gövde kısmında kullanılmasını cazip hale getirmektedir [12].

GLARE'in en önemli özelliklerinden birisi yanmaya karşı dayanıklı olmasıdır. Testlerde 1100 °C'deki alevin 15 dk. geçmesine rağmen GLARE 3'ün iç katmanlarına geçmediği, alev maruz kalmayan yüzeyde sıcaklığın en fazla 300 °C'ye çıktığı gözlenmiştir [23]. Van der Kevie 105x105 mm boyutlarında toplam kalınlığı 2,1 mm olan GLARE 4-3/2-0,5 paneller ve kalınlığı 2 mm olan 2024-T3 Al panellerin yanma



dirençlerini test etmiştir. Paneller 1150 °C sıcaklığa maruz bırakıldıklarında, 2024-T3 Al malzeme 100 saniyede boydan boya yandığı halde, GLARE’de sadece üst katman ergimiş, hemen altında bulunan cam fiberler, ergime sıcaklığı yüksek olduğu için (1500 °C), sıcaklığın daha alt katmanlara geçmesini önlemiş, epoksinin ergimesi sonucu cam fiberler etrafında bir karbon tabakası oluşmuştur [86]. 1,6 mm kalınlıkta iki adet 2024-T3 Al malzemenin arasına iki adet 0,133 mm kalınlıkta cam fiber/epoksi elyaf ve iki adet 0,127 mm kalınlıkta yapıştırıcı serilerek oluşturulan FML’lerin -50 ila +80 °C arasında değişen sıcaklıklara 2000 döngü boyunca maruz bırakılmaları durumunda mekanik özelliklerinde ciddi bir değişim gözlenmediği literatürde belirtilmiştir [87].

SONUÇ

Bu çalışmada FML’lerin statik, yorulma, darbe, korozyon ve ısı özellikleri ve yekpare alüminyumla farkları geniş bir literatür taraması eşliğinde sunulmuştur. FML’lerin başta yorulma olmak üzere farklı üstün özelliklerinden dolayı uçak sanayiinde kullanıldığı ve gelecekte daha yaygın olarak kullanılabilmesi için yapılan çalışmaların devam ettiği belirtilmiştir. Literatür incelendiğinde aşağıdaki konularda eksikliklerin olduğu, bu konularda yapılacak detaylı çalışmaların, hem bilime hem de sanayiye ciddi katkı sağlayacağı düşünülmektedir;

- FML’lerin darbe davranışları üzerinde kullanılan metalin ve reçinenin cinsi, fiberlerin dizilimi, darbe uygulanan ucun şekli, hedef şekli gibi parametrelerin etkileri literatürde farklı zamanlarda incelenmiş iken, bu parametrelerin sonuca ne kadar etki ettiği üzerine bir çalışma (örneğin Taguchi yöntemi kullanılarak yapılacak deneysel ve teorik bir çalışma) literatürde eksiktir.
- Düşük hızdaki darbe davranışı üzerinde sıcaklığın etkisi detaylı araştırmayı beklemektedir.
- Şekil hafızalı malzemelerin kullanımı konusunda yapılan çalışmalar yok denecek kadar azdır.
- FML’lerde termoset ve termoplastik kompozitlerin kullanımı konusunda yapılan çalışmalar azdır.
- Alüminyum lityum alaşımlar son yıllarda uçak sanayiinde, üstün mekanik ve yorulma özelliklerinden dolayı tercih edilmektedir [88]. Örneğin F16 uçaklarının BL 19 lonjeronunun malzemesinin 2124’ten 2097’ye değiştirilmesi sayesinde, parçanın servis ömrü iki katına çıkmış ve bu sayede USAF tarafından kullanılan 850 uçakta toplamda 21 milyon dolar kazanç sağlanmıştır. Yine F16 uçaklarının kabuklarında kullanılan 2024 malzemenin 2098’e çevrilmesi sayesinde kabukların yorulma ömürleri 6 kat arttırılmıştır [89]. FML’lerde metal katman olarak Al-Li alaşımlarının kullanılması araştırılmayı beklemektedir.



KAYNAKÇA

1. **Vogelesang, L.B., Vlot, A.** 2000. "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures", *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 103, p. 1-5.
2. **Şen, İlhan.** 2015. "Lay-up optimisation of fibre metal laminates: development of a design methodology for wing structures", PhD Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
3. **Sinmazçelik, T., Avcu, E., Bora, M. Ö., Çoban, O.** 2011. "A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods", *Materials and Design*, vol. 32, p. 3671-3685.
4. **Alderliesten, R.** 2005. "Fatigue crack propagation and delamination growth in Glare", PhD Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
5. **Alderliesten R.C., Benedictus R.** 2007. "Fiber/metal composite technology for future primary aircraft structures", 48th Aiaa/Asme/Asce/Ahs/Asc structures, structural dynamics, and materials conference, 23-26 April, Honolulu, Hawaii.
6. **Vlot, A.** 1993. "Impact properties of fibre metal laminates", *Composites Engineering*, vol. 3, no. 10, p. 911-927.
7. **Gutowski, T. G.** 1997. "Advanced composites manufacturing", First edition, John Wiley & Sons, New York, USA.
8. **Alderliesten, R.** 2009. "On the development of hybrid material concepts for aircraft structures", *Recent Patents in Engineering*, vol. 3, p. 25-38.
9. **Roebroeks, G. H. J. J., Hooijmeijer, P. A., Kroon, E. J., Heinimann, M. B.** 2007. "The development of CentrAl", First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures, Delft University of Technology, The Netherlands.
10. **Laliberte, J. F., Poon, C., Straznický, P. V., Fahr, A.** 2000. "Applications of fiber-metal laminates", *Polymer Composites*, vol. 21, no. 4, p. 558-567.
11. **Müller, B., Hagenbeek, M., Sinke, J.** 2016. "Thermal cycling of (heated) fibre metal laminates", *Composite Structures*, vol. 152, p. 106-116.
12. **Vlot, A., Vogelesang, L.B., de Vries, T. J.** 1999. "Towards application of fibre metal laminates in large aircraft", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 71, no. 6, p. 558-570.
13. **Das, R., Chanda, A., Brechou, J., Banerjee, A.** 2016. "Impact behaviour of fibre-metal laminates", *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, Elsevier Ltd.
14. **Schijve, J., Van Lipzig, H.T.M., Van Gestel, G.F.J.A., Hoeymakers, A.H.W.** 1979. "Fatigue properties of adhesive-bonded laminated sheet material of aluminum alloys", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 12, p. 561-579.
15. **Vermeeren, C. A. J. R.** 2003. "An historic overview of the development of fibre metal laminates", *Applied Composite Materials*, vol. 10, p. 189-205.



16. **Surowska, B., Jakubczak, P., Bienias, J.** 2017. "Structure and chemistry of fiber metal laminates", Hybrid Polymer Composite Materials: Properties and Characterisation, Elsevier Ltd.
17. **Chai, G. B., Manikandan, P.** 2014. "Low velocity impact response of fibre-metal laminates – A review", Composite Structures, vol. 107, p. 363-381.
18. **Alderliesten, R., Rans, C., Benedictus, R.** 2008. "The applicability of magnesium based Fibre Metal Laminates in aerospace structures", Composites Science and Technology, vol. 68, p. 2983-2993.
19. **de Koos, M. G.** 1990. "PEEK Carbon fibre reinforced titanium laminates", Master Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
20. **Medenblik, E. W.** 1994. "Titanium fibre-metal laminates", Master Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
21. **Alderliesten, R.** 2017. "Fatigue and fracture of fibre metal laminates", Springer International Publishing AG, Switzerland.
22. **Linganiso, L.Z., Anandjiwala, R. D.** 2016. "Fibre-reinforced laminates in aerospace engineering", Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering, Elsevier Ltd.
23. **Roebroeks, G. H. J. J.** 1991. "Towards GLARE-the development of a fatigue insensitive and damage tolerant aircraft material", PhD Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
24. **Asundi, A., Choi, A. Y. N.** 1997. "Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft", Journal of Materials Processing Technology, vol. 63, p. 384-394.
25. **Mangalgiri, P. D.** 1999. "Composite material for aerospace applications", Bulletin of Material Science, vol. 22, no. 3, p. 656-664.
26. **Vlot, A., Gunnink, J. W.** 2001. "Fiber metal laminates: an introduction", Kluwer Academic Publishers, Dordrecht.
27. **Wu, G., Yang, J. M.** 2005. "The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures", JOM, vol. 75, p. 72-79.
28. **Bienias, J., Jakubczak, P., Surowska, B.** 2017. "Properties and characterization of fiber metal laminates", Hybrid Polymer Composite Materials: Properties and Characterisation, Elsevier Ltd.
29. **Grigoriou, K., Mouritz, A. P.** 2018. "Modelling and testing of fibre metal laminates and their constituent materials in fire", Composite Structures, vol. 200, p. 25-35.
30. **Alderliesten, R., Hagenbeek, M., Homan, J. J., Hooijmeijer, P. A., De Vries, T. J., Vermeeren, C. A. J. R.** 2003. "Fatigue and damage tolerance of glare", Applied Composite Materials, vol. 10, p. 223-242.
31. **Beumler, T.** 2004. "Flying GLARE®: A contribution to aircraft certification issues on strength properties in non-damaged and fatigue damaged GLARE® structures", PhD thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.



32. **Roebroeks, G. H. J. J.** 1992. "Fiber metal laminates-recent developments and applications", *Fatigue of Aircraft Materials*, Delft University Press, Delft.
33. **Kieboom, O.** 2000. "Fatigue crack initiation and early crack growth in Glare at different temperatures", Master thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
34. **Vermeeren, C. A. J. R., Beumler, Th., De Kanter, J. L. C. G., Van der Jagt, O. C., Out, B. C. L.** 2003. "Glare design aspects and philosophies", *Applied Composite Materials*, vol. 10, p. 257-276.
35. **Mattousch, A.C.** 1992. "Structural application of stacked GLARE – Design, production and testing of the CN-235 forward attachment fitting lug", Master Thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
36. **Vogeleang, L.B., Schijve, J.** 1995. "Fibre metal laminates: damage tolerant aerospace materials", *Case Studies in Manufacturing with Advanced Materials*, vol. 2, p. 259-260.
37. **Vlot, A.** 1993. "Low-velocity impact loading: on fibre reinforced aluminium laminates (ARALL and GLARE) and other aircraft sheet materials", PhD thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
38. **Jakubczak, P., Bienias, J., Surowska, B.** 2017. "Impact resistance and damage of fiber metal laminates", *Hybrid Polymer Composite Materials: Properties and Characterisation*, Elsevier Ltd.
39. **Compston, P., Cantwell, W.J., Jones, C., Jones, N.** 2001. "Impact perforation resistance and fracture mechanisms of a thermoplastic based fiber-metal laminate", *Journal of Materials Science Letters*, vol. 20, no. 7, p. 597-599.
40. **Bienias, J., Surowska, B., Jakubczak, P.** 2016. "The comparison of low velocity impact resistance of aluminum/carbon and glass fiber metal laminates", *Polymeric Composites*, vol. 4, no. 3, p. 1056-1063.
41. **Lawcock, G. D., Ye, L., Mai, Y. W., Sun, C. T.** 1997. "Effects of fibre/matrix adhesion on carbon-fibre-reinforced metal laminates-II. Impact behavior", *Composite Science Technology*, vol. 57, p. 1621-1628.
42. **Bienias, J., Jakubczak, P.** 2017. "Impact damage growth in carbon fibre aluminium laminates", *Composite Structures*, vol. 172, p. 147-154.
43. **Morinière, F.D., Alderliesten, R.C., Sadighi, M., Benedictus, R.** 2013. "An integrated study on the low-velocity impact response of the GLARE fibre-metal laminate", *Composite Structures*, vol. 100, p. 89-103.
44. **Hoo, M. S. F., Lin, C., Revilock, D. M., Hopkins, D. A.** 2003. "Ballistic impact of GLARE fiber-metal laminates", *Composite Structures*, vol. 61, no. 1-2, p. 73-88.
45. **Song, S. H., Byun, Y. S., Ku, T. W., Song, W. J., Kim, J., Kang, B. S.** 2010. "Experimental and numerical investigation on impact performance of carbon reinforced aluminium laminates", *Journal of Material Science and Technology*, vol. 26, no. 4, p. 327-332.
46. **Wu, G. Yang, J. M. Hahn, H. T.** 2007. "The impact properties and damage tolerance of



- bi-directionally reinforced fiber metal laminates”, *Journal of Material Science*, vol. 42, p. 948-957.
47. **Moriniere, F. D.** 2014. “Low-velocity impact on fibre-metal laminates”, PhD thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
 48. **Zarei, H., Sadighi, M., Minak, G.** 2017. “Ballistic analysis of fiber metal laminates impacted by flat and conical impactors”, *Composite Structures*, vol. 161, p. 65-72.
 49. **Morinière, F.D., Alderliesten, R.C., Benedictus, R.** 2013. “Low-velocity impact energy partition in GLARE”, *Mechanics of Materials*, vol. 66, p. 59-68.
 50. **Langdon, G. S., Chi, Y., Nurick, G. N., Haupt, P.** 2009. “Response of GLARE panels to blast loading”, *Engineering Structures*, vol. 31, p. 3116-3120.
 51. **Vlot, A., Krull, M.** 1997. “Impact damage resistance of various fibre metal laminates”, *Journal de Physique IV Colloque*, vol. 7, no. 3, p. 1045-1050.
 52. **Vlot, A.** 1996. “Impact loading on fibre metal laminates”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 18, no. 3, p. 291-307.
 53. **Sadighi, M., Alderliesten, R. C., Benedictus, R.** 2012. “Impact resistance of fiber-metal laminates: A review”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 49, p. 77-90.
 54. **Sadighi, M., Pärnänen, T., Alderliesten, R.C., Sayeefabi, M., Benedictus, R.** 2012. “Experimental and numerical investigation of metal type and thickness effects on the impact resistance of fiber metal laminates”, *Applied Composite Materials*, vol. 19, p. 545-559.
 55. **Yu, G., Wu, L., Ma, L., Xiong, J.** 2015. “Low velocity impact of carbon fiber aluminum laminates”, *Composite Structures*, vol. 119, p. 757-766.
 56. **Caprino, G., Spataro, G., Del Luongo, S.** 2004. “Low-velocity impact behaviour of fibre glass-aluminium laminates”, *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 35, p. 605-616.
 57. **Morinière, F. D., Alderliesten, R. C., Benedictus, R.** 2014. “Modelling of impact damage and dynamics in fibre-metal laminates-a review”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 67, p. 27-38.
 58. **Homan, J. J.** 2006. “Fatigue initiation in fibre metal laminates”, *International Journal of Fatigue*, vol. 28, no. 4, p. 366-374.
 59. **Patryk, J., Jaroslaw, B., Krzysztof, M., Monika, O., Barbara, S.** 2014. “The impact behavior of aluminum hybrid laminates”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 86, p. 287-294.
 60. **Fan, J., Guan, Z.W., Cantwell, W.J.** 2011. “Numerical modelling of perforation failure in fibre metal laminates subjected to low velocity impact loading”, *Composite Structures*, vol. 93, p. 2430-2436.
 61. **Asaee, Z., Shadlou, S., Taheri, F.** 2015. “Low-velocity impact response of fiberglass/magnesium fmls with a new 3d fiberglass fabric”, *Composite Structures*, vol. 122, p. 155-165.



62. **Thomason, J. L.** 2009. "The influence of fibre length, diameter and concentration on the impact performance of long glass-fibre reinforced polyamide 6,6", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 40, p. 114-124.
63. **Özşahin, E., Tolun, S.** 2010. "Influence of surface coating on ballistic performance of aluminum plates subjected to high velocity impact loads", *Material Design*, vol. 31, no. 3, p. 1276-1283.
64. **Guillén, J. F., Cantwell, W. J.** 2002. "The influence of cooling rate on the fracture properties of a glass reinforced/nylon fiber-metal laminate", *Polymer Composites*, vol. 23, no. 5, p. 839-851.
65. **Liaw, B., Liu, Y., Villars, E.** 2001. "Impact damage mechanisms in fiber-metal laminates", *SEM Annual Conference on Experimental and Applied Mechanics*, 4-6 June, Portland, Oregon, p. 536-539.
66. **Laliberté, J. F., Straznicky, P. V., Poon, C.** 2005. "Impact damage in fiber metal laminates, Part 1: experiment", *AIAA Journal*, vol. 43, no. 11, p. 2445-2453.
67. **Laliberté, J.F., Poon, C., Straznicky, P.V., Fahr, A.** 2002. "Post-impact fatigue damage growth in fibermetal laminates", *International Journal of Fatigue*, vol. 24, no. 2-4, p. 249-256.
68. **Yaghoubi, A.S., Liu, Y., Liaw, B.** 2012. "Stacking sequence and geometrical effects on low-velocity impact behaviors of GLARE 5 (3/2) fibermetal laminates", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 25, no. 2, p. 223-247.
69. **Badawy, A.A.M.** 2012. "Impact behavior of glass fibers reinforced composite laminates at different temperatures", *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 3, p. 105-111.
70. **Zhu, S., Chai, G.B.** 2012. "Low-velocity impact response of fibre-metal laminates, experimental and finite element analysis", *Composites Science and Technology*, vol. 72, p. 1793-1802.
71. **Tsartsaris, N., Meo, M., Dolce, F., Polimeno, U., Guida, M., Marulo, F.** 2011. "Low-velocity impact behavior of fiber metal laminates", *Journal of Composite Materials*, vol. 45, no.7, p.803-814.
72. **Kashani, M. H., Sadighi, M., Mohammadkhah, M., Alavijeh, H. S.** 2013. "Investigation of scaling effects on fiber metal laminates under tensile and flexural loading", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials Design and Applications*, DOI: 10.1177/1464420713507411
73. **Yaghoubi, A. S., Liaw, B.** 2012. "Thickness influence on ballistic impact behaviors of glare 5 fiber-metal laminated beams: Experimental and numerical studies", *Composite Structures*, vol. 94, p. 2585-2598.
74. **Yaghoubi, A. S., Liaw, B.** 2013. "Effect of lay-up orientation on ballistic impact behaviors of glare 5 fml beams", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 54, p. 138-148.



75. **Ibekwe, S.I., Mensah, P.F., Li, G., Pang, S. S., Stubblefield, M. A.** 2007. "Impact and post impact response of laminated beams at low temperatures", *Composite Structures*, vol. 79, p. 12-17.
76. **Sharma, A. P., Khan, S. H., Kitey, R., Parameswaran, V.** 2018. "Effect of through thickness metal layer distribution on the low velocity impact response of fiber metal laminates", *Polymer Testing*, vol. 65, p. 301-312.
77. **Liu, Y., Liaw, B.** 2010. "Effects of constituents and lay-up configuration on drop-weight tests of fiber-metal laminates", *Applied Composite Materials*, vol. 17, p. 43-62.
78. **Guan, Z. W., Cantwell, W. J., Abdullah, R.** 2009. "Numerical modeling of the impact response of fiber-metal laminates", *Polymeric Composites*, vol. 30, no. 5, p. 603-611.
79. **Burianek, D.A., Spearing, S.M.** 2002. "Fatigue damage in titanium-graphite hybrid laminates", *Composites Science and Technology*, vol. 62, p. 607-617.
80. **Abdullah, M.R., Cantwell, W. J.** 2006. "The impact resistance of polypropylene-based fibre-metal laminates", *Composites Science and Technology*, vol. 66, p. 1682-1693.
81. **Bikakis, G. S. E., Dimou, C. D., Sideridis, E. P.** 2017. "Ballistic impact response of fiber-metal laminates and monolithic metal plates consisting of different aluminum alloys", *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, p. 201-208.
82. **Tjahjono, S.** 1998. "Consequences and challenges of Glare for structural repair and newly designed fuselage structure", PhD thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
83. **Vermeeren, C. A. J. R.** 1991. "The application of carbon fiber in ARALL Laminates", Delft University of Technology, Report LR-658.
84. **Lin, C. T., Kao, P. W., Jen, M. H. R.** 1994. "Thermal residual strains in carbon fiber-reinforced aluminum laminates", *Composites*, vol. 25, no. 4, p. 303-307.
85. **Rans, C.D., Alderliesten, R.C., Benedictus, R.** 2011. "Predicting the influence of temperature on fatigue crack propagation in Fibre Metal Laminates", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 78, p. 2193-2201.
86. **van der Kevie, G.** 1997. "The modification of GLARE to develop a more fire-resistant and non-delaminating fuselage skin for the Airbus A3XX", PhD thesis, Delft University of Technology, The Netherlands.
87. **da Costa, A. A., da Silva, D. F. N. R., Travessa, D. N., Botelho, E. C.** 2012. "The effect of thermal cycles on the mechanical properties of fiber-metal laminates", *Materials and Design*, vol. 42, p. 434-440.
88. **Prasad, N. E., Gokhale, A. A., Wanhill, R. J. H.** 2014. "Aluminum – Lithium alloys, processing, properties, and applications", Butterworth-Heinemann, Boston, p. 503-535.
89. **Williams, J. C., Starke, E. A.** 2003. "Progress in structural materials for aerospace systems", *Acta Materialia*, vol. 51, p. 5775-5799.