

HAVACILIK DÜNYASINDAN TERMOPLASTİK KOMPOZİTLERE GENEL BİR BAKIŞ

Deniz ÖZEL¹ ve Ayşe ŞOLPAN TEMİZ²
TUSAŞ, Ankara

ÖZET

Bu bildiride, havacılıkta kullanılan termoplastik kompozitler, özellikleri ve bu malzemelerin üretim ve birleştirme teknolojilerinden bahsedilerek; TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nin termoplastik yol haritası ve bu konuda yürütülen kazanım çalışmalarına değinilecektir.

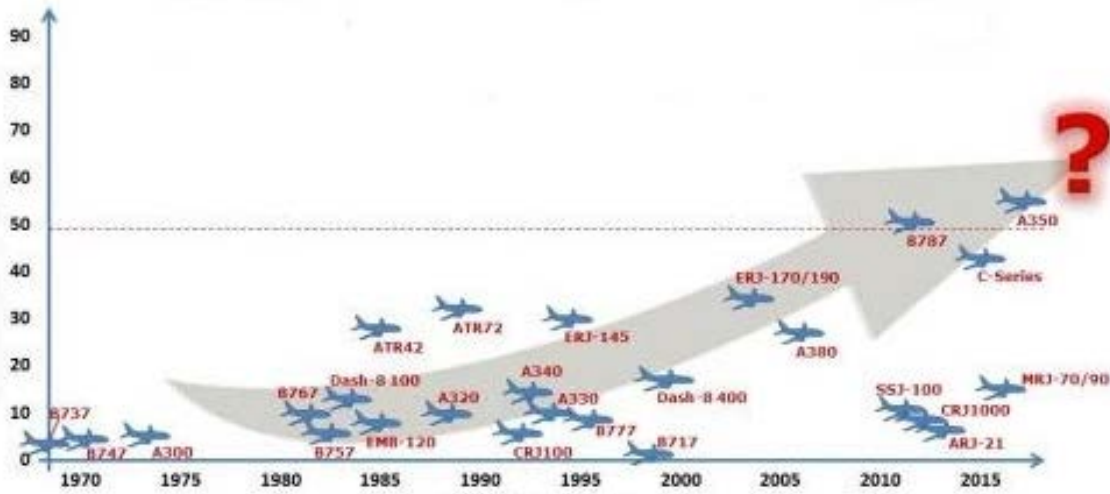
GİRİŞ

Havacılık endüstrisinin sivil ve askeri hava araçlarının performansını arttırmak üzerine yoğunlaşması ve araştırma çalışmalarını bu yöne kanallama etmesi, yüksek performanslı yapısal malzemelerin gelişimini tetiklemektedir. Kompozit malzemeler, bu sınıfa giren malzemeler arasında şimdiki ve gelecekteki hava aracı yapısalı için büyük öneme sahiptir. Bu malzemelerin havacılık ve uzay endüstrisini cezbetmelerinin en önemli nedeni yüksek mukavemet/yoğunluk oranları ve üstün fiziksel özellikleridir [Quilter]. 1980 yılının ikinci yarısı ile beraber kompozit malzemelerin yeni bir ailesi, karbon elyaf takviyeli termoplastik (TP) kompozitler bu sektörde dikkat çekmeye başlamıştır. Bu malzemeler, ısı ile şekil verilebilme özellikleri sayesinde tamamen yeni, hızlı ve otomize süreçlere olanak sağlayarak havacılık dünyası için zaman içinde geleceğin malzemeleri konumuna gelmiştir [Offringa, 1996; Marsh, 2014].

Dünya genelinde, 10 milyondan fazla insanın yaşadığı mega şehirlerin sayısının her geçen yıl artması ile beraber hava taşımacılığı da hızla büyümektedir. ICAO (International Civil Aviation Organization) verilerine göre 2011 yılında günde 84.000 uçuş gerçekleşirken, 2030 yılında bu rakamın %100 artış ile 170.000 civarında olması beklenmekte; bu da önümüzdeki 20 yıl içinde yaklaşık 32.500 yolcu uçağının pazara girmesi anlamına gelmektedir [Flaig 2016].

Düşük maliyet, daha az yakıt tüketimi ve bu hızlı büyümenin beraberinde getireceği çevresel etkileri (CO₂ ve NO_x emisyonları) en aza indirmek havacılık endüstrisinin önde gelen hedefleri arasındadır. Yüksek performanslı motorlar (örn. A320 neo) ve hafif yapılar bu hedeflere giden iki önemli yol olarak görünmektedir. Buna bağlı olarak sivil ve askeri hava araçlarında kompozit malzeme kullanımı son yıllarda kayda değer oranda artmıştır (Şekil 1). Boeing tarafından geliştirilen B787 ve Airbus tarafından geliştirilen A350 XWB bu durumun önde gelen örnekleri olarak dikkat çekmektedir. Her iki yolcu uçağında da %50 mertebesinde kompozit malzeme kullanılmış, bu sayede %25'e varan yakıt tasarrufu sağlanabilmektedir.

¹ Kıdemli Teknoloji Yönetimi Uzmanı, Teknoloji Yönetimi, TUSAŞ, E-posta: dozel@tai.com.tr



Şekil 1: Yıllara göre sivil hava araçlarında kullanılan kompozit malzeme oranları (%)
[Gardiner, 2014]

Havacılık endüstrisinde termoset kompozitler üstün özellikleri, ticarileşmiş fiyatları, belli bir olgunluğa ulaşmış üretim teknikleri ve iyi kurulmuş tedarik zincirlerinin bulunması nedenleri ile “Original Equipment Manufacturer, OEM” firmaları tarafından öncelikli kompozit malzeme olarak tercih edilmekteyken; termoplastik kompozitler daha maliyetli olduğu değerlendirilerek sadece klip (Şekil 2) ve braket gibi hava aracı ikincil yapı parçalarında kullanılmıştır. Fakat bu bakış açısı son zamanlarda değişmiş, dayanma profilleri (stringer), güçlendiriciler (stiffener), kanat kutusu ve hatta gövde gibi hava aracı yapısal parçaları da termoplastik kompozitler ile tasarlanmaya ve üretilmeye başlanmıştır. Termoplastik kompozitlerin oda sıcaklığında ömürsüz olması, yeniden şekillendirilebilmesi, kaynaklanabilme özelliği, geri dönüştürülebilir olması ve daha yüksek tokluk ve darbe dayanımı özellikleri bu değişimde etkili olmuştur. Bu avantajlarının yanı sıra düşük maliyetli olmaları ve hızlı üretim teknolojileri sayesinde termoplastik kompozitlerin geleceğin malzemeleri olacağı değerlendirilmektedir.

Termoplastik kompozitler TUSAŞ – Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş. tarafından stratejik öneme sahip olan kompozit malzemeler arasında yer almaktadır. Savunma Sanayii Başkanlığı tarafından hazırlanan Savunma Sanayii Teknoloji Taksonomisi- Kısaltmalar ve Terimler Sözlüğü [SSM, 2017] dokümanının A01.03 Polimer ve Polimer Matris Kompozit Teknolojileri bölümünde de, yapısal amaçlı organik malzemelerin, polimer ve polimer matris kompozitlerin, termosetlerin, termoplastiklerin, elastomerlerin, ve polimer ve polimer matris kompozitlerde kullanılan fiber, katı parçacık ve laminat takviye malzemelerinin özelliklerinin ve karakteristiklerinin belirlenmesine yönelik araştırmalardan bahsedilmektedir. SSB tarafından desteklenen “Havacılıkta Kullanılan Karbon Elyaf Takviyeli Termoplastik Reçineli Prepreg Geliştirilmesi (KOZA) Projesi” TUSAŞ ve Mir Ar-Ge firması ortaklığında 2014 yılında başlamış olup, halen devam etmektedir. Görüldüğü üzere termoplastik kompozitlere yönelik araştırmalara SSB tarafından da önem verilmektedir. 2018 yılında SSB önderliğinde yürütülen Kompozit Teknolojileri Yol Haritası çalışmasında da termoplastik malzemelerin geliştirilmesi, tasarım ve analizi, imalatı ile test edilmesine yönelik konulara yer verilmesi planlanmaktadır.

Neden Termoplastik?

Geçtiğimiz yıllarda karbon elyaf takviyeli termoplastik kompozitlerin gerek yüksek performanslı havacılık uygulamaları, gerekse diğer endüstriyel uygulamalar için yapısal malzemeler olarak kullanımına başlanmıştır. Yüksek deformasyon direnci, üstün kırılma tokluğu ve darbe dayanımı; kısa üretim döngüsü, sınırsız ömrü, geri dönüştürülebilir ve tamir edilebilir olması bu malzemelerin popülerliğini arttıran özelliklerden bazılarıdır.

Bu güne kadar yaygın olarak kullanılan termoset matrisli malzemelere göre üstünlükleri ve dezavantajları Tablo 1’de kıyaslanmıştır. Termoplastik kompozitlerin en önemli avantajı şüphesiz seri üretim için kritik olan hızlı ve düşük maliyetli üretim potansiyelleridir [Hou, Ye ve Mai, 1997; Offringa, 1996].

Tablo 1: Termoset ve termoplastik matrislerin genel özellikleri

Termosetler	Termoplastikler
- Kürlenmeden önce viskozitesi düşüktür - Polimerin çapraz bağlanmasına neden olan kimyasal reaksiyon yoluyla katılaşır - Üç boyutlu çapraz bağlanma nedeniyle kürlendikten sonra akmaz; tekrar eriyebilme ve proses edilebilme özelliği yoktur - Birincil ve ikincil tüm hava aracı yapılarının üretiminde kullanılabilir - Nispeten yavaş üretim prosesine sahiptir - İşçilik maliyeti yüksektir - Yüksek yatırım maliyeti gerektirir - Çeşitli bileşenlerden oluşur; reçine karıştırıldıktan sonra $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$’de saklanması gerekir; 12-18 ay ömrü vardır $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ ya da $180\text{ }^{\circ}\text{C}$’de kürlenir - FST (fire, smoke, toxicity) özelliğini sağlaması için çeşitli katkı maddelerine ihtiyaç vardır - Maksimum servis sıcaklığı $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ civarındadır - Kaynaklanamaz; yapıştırma ve mekanik bağlayıcılar ile birleştirilebilir	- Viskozitesi yüksektir - İşleme sırasında kimyasal reaksiyon gerçekleşmez - Katılaşmadan sonra tekrar eriyebilme özelliğine sahiptir - Bu güne kadar çoğunlukla ikincil hava aracı yapılarında kullanılmıştır - Proses süresi kısadır - İşçilik maliyeti düşüktür - Yüksek yatırım maliyeti gerektirir - Oda sıcaklığında sınırsız ömrü vardır - Proses sıcaklığı yüksektir ($>200\text{ }^{\circ}\text{C}$) - FST (fire, smoke, toxicity) özelliğine sahiptir $150\text{ }^{\circ}\text{C}$’ye kadar servis sıcaklığına sahip malzemeler mevcuttur - Kaynaklanabilir - Amorf: moleküller rastgele düzen içindedir - Yarı kristal: moleküller komşuları ile 3-D düzen oluşturacak şekilde dizilmiştir

Termoplastik kompozitleri termosetlerden ayıran en temel özellik eriyebilir olmasıdır. Bu sayede, önceden, belli serim açıları ile yüksek sıcaklık ve basınç altında konsolide edilmiş plakaların ısıtılıp tekrar şekil verildiği *thermoforming* gibi yöntemler ile çok kısa sürede karmaşık şekilli parçaların üretilmesi mümkündür (detaylı bilgi için bkz. Bildirinin “Üretim Teknolojileri” bölümü). Yeni nesil Airbus A350 XWB yolcu uçağında gövde elemanlarını (kabuk, dayanma profilleri ve çerçeveleri) birbirine bağlamak amacıyla kullanılan klipler termoplastik kompozitlerin bu avantajından faydalanılarak üretilmiştir. Kanat kabuğu, gövde vb. büyük komponentlerin otoklavda termoset (epoksi) matrisli malzemeler ile üretilmesi iyi bir çözüm iken; uçak başına 2000 farklı tasarımda 5000 den fazla klip parçasının (Şekil 2) üretimi için çok daha hızlı, esnek ve maliyet etkin bir proses

ihtiyacı olmuş, bu koşullara ulaşmak için termoplastik kompozitler tercih edilmiştir. [Miaris, Edelman ve Boeligen, 2014].



Şekil 2: A350XWB yolcu uçağı gövde klipleri

Termoplastik kompozitler hızlı, esnek ve düşük maliyetli üretim imkânı sağlamakla beraber termoset kompozitler ile eş değer ya da daha üstün mekanik özelliklere sahiptir. Bununla birlikte, nem alma seviyeleri çok düşük olduğundan sıcak/nemli ortam koşulunda mekanik özelliklerini termoset kompozitlere göre çok daha iyi korurlar. Tablo 2’de üretici firmalar tarafından sağlanmış olan, tek yönlü, standart modül AS-4 karbon elyaf ile takviye edilmiş termoset (epoksi) ve termoplastik (PEEK) matrisli prepreg malzemelerin oda sıcaklığı/kuru koşulunda bazı mekanik özellikleri karşılaştırılmıştır.

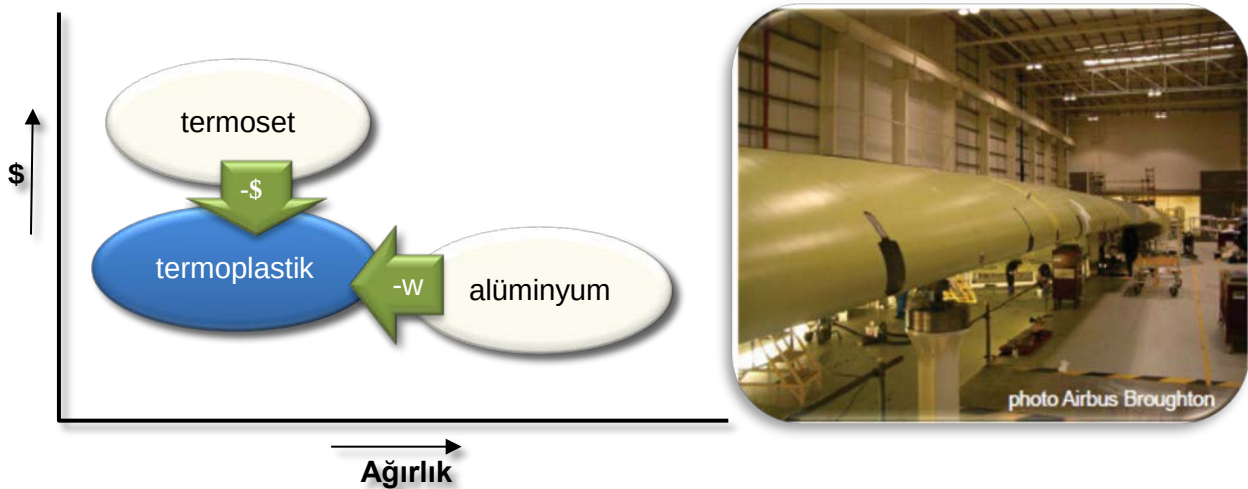
Tablo 2: Termoset ve termoplastik matrisli prepreg malzemelerin mekanik özellikleri

Özellik	Birim	Epoksi/AS-4	PEEK/AS-4
Çekme Mukavemeti (0°)	MPa	2207	2280
Çekme Modülü (0°)	GPa	141	130
Çekme Mukavemeti (90°)	MPa	81	76
Çekme Modülü (90°)	GPa	10	10
Basma Mukavemeti (0°)	MPa	1531	1579
Basma Modülü (0°)	GPa	128	142
Düzlemsel Kesme Mukavemeti	MPa	114	83.4
Darbe Sonrası Basma Dayanımı (CAI) (25/50/25)	MPa	160	279

PEEK/AS-4 malzemesi için Tablo 2’de verilen basma mukavemeti değeri test metoduna göre değişkenlik gösterebilmektedir. Örneğin ASTM D6641 metoduna göre elde edilen maksimum ortalama değer 1296 MPa civarında iken, ASTM D3410 metoduna göre 1082, ASTM D695 metoduna göre ise 1579 MPa civarında değerler görülebilmektedir. Bu durum termoplastik kompozitlerin mekanik olarak test edilmeleri sırasında yaşanan zorluklardan kaynaklanmaktadır. Birçok mekanik test için test kuponu tab malzemesi yapıştırılarak test edilmekte; özellikle PEEK bazlı kompozit test kuponlarına tab yapıştırılamadığından farklı test metotları ile çalışılması gerekmekte; bu da testin doğasına bağlı olarak farklı sonuçların alınabilmesine neden olmaktadır.

Termoset ve termoplastik kompozitlerin mekanik özellikleri arasındaki en belirgin fark darbe sonrası basma dayanımı (CAI) değerlerinde görülmektedir. PEEK/AS-4 malzemesinin CAI değeri, Epoksi/AS-4 malzemesi ile elde edilen değerden %74 oranında daha yüksek olabilmektedir. Bu sayede termoplastik kompozitler özellikle kuş çarpması gibi darbelere maruz kalacak bölgelerde (örneğin hücum kenarı, vb.) tercih edilmektedir. Gulfstream Aerospace G650 ve Dassault F5X uçaklarının yön ve irtifa dümenleri (rudder & elevator), A380 uçağının hücum kenarı, AW169 helikopteri yatay kuyruk torsiyon kutusu, hücum ve firar kenarları termoplastik kompozitlerin bu avantajından faydalanılarak tasarlanıp üretilmiş parçalarıdır.

A380 kanadı J-burun (J-nose) parçasının termoplastik kompozit kullanılarak tasarlanıp üretilmesi ile elde edilebilecek ağırlık ve maliyet avantajı termoset kompozit ve alüminyum malzeme ile Şekil 3’deki gibi karşılaştırılmıştır. Şekilde görüldüğü gibi termoplastik malzeme termoset malzemeye göre maliyet avantajı sağlarken, Al malzemeye göre ağırlık avantajı sağlayarak en optimum malzeme olarak belirlenmiştir [Offringa, 2014].



Şekil 3: A380 yolcu uçağı J-burun malzeme çalışması

Özet olarak termoplastik kompozitler, günümüzde yaygın olarak kullanılan termoset kompozitler ile karşılaştırıldığında fiziksel, kimyasal ve mekanik üstünlükleri ile hızlı, esnek ve düşük maliyetli üretim potansiyelleri sayesinde yakın gelecekte termoset kompozitlerin yerini alacak gibi görünmektedir.

Havacılıkta Dünyasında Termoplastik Kompozitler

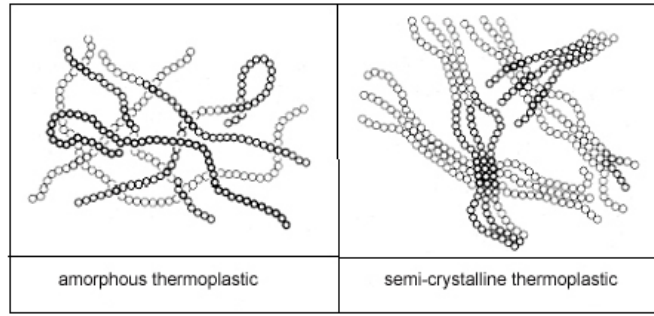
OEM firmaları, polyether-ether-ketone (PEEK), polyether-ketone-ketone (PEKK), polyphenylene sulphide (PPS) ve polyetherimide (PEI) gibi üstün özellikli termoplastik kompozitlerin kullanımına öncülük etmektedir. Termoplastik kompozitler ilk defa 1980'li yıllarda yarı-kristal PEEK ile havacılık dünyasına girmiştir. Bu girişimi, 1990'lı yıllarda PEI, 1990'ların sonunda PPS ve 2005 yılında PEKK takip etmiştir. Bu malzemelerin özellikleri Tablo 3'te karşılaştırılmıştır [Offringa, 2014; Hultink, 2016].

Tablo 3: Havacılıkta kullanılan termoplastik malzemeler

	PEEK 1980'ler	PEI 1990'ların başı	PPS 1990'ların sonu	PEKK 2005
Polimer Yapısı	Kristal	Amorf	Kristal	Kristal
Mekanik Özellikler	++	+	+	++
Malzeme Fiyatı	-	+	+	0
Erime Sıcaklığı (T _m), °C	343	310	280	331
Proses Sıcaklığı, °C	370-400	315	330	380
Camsı Geçiş Sıcaklığı (T _g), °C	143	210	90	162
Kimyasal Direnci	+	-	++	+
Yapışma	-	+	-	+
Kullanım Yeri	Birincil yapılar	Kabin içi	İkincil yapılar	Birincil yapılar

Avantaj sıralaması: 0 < - < + < ++

Yukarıda da belirtildiği gibi termoplastikler ısıtıldığı zaman eriyebilen ve yeniden şekillendirilebilen polimerlerdir. Bir kere eritildikten sonra enjeksiyon kalıplama, thermoforming ve ekstrüzyon gibi yaygın olarak kullanılan tekniklerle hemen her türlü şekilde kalıplanabilirler. Üretimde ya da kalıplama esnasında eriyik halden soğutulan termoplastik polimerler kolaylıkla kristal yapıyı kuramazlar; çünkü polimer zincirinin çokça kıvrılan ve büzülen yapısını, düzenli bir yapıya sokup, polimerin kristal oluşturmaya için yüksek enerjiye ihtiyaç vardır. Termoplastikleri oluşturan kristalleşebilen zincirler ise tam anlamıyla mükemmel bir kristal yapı kuramaz. Bunun yerine hem amorf hem de kristal yapıyı barındıran yarı-kristaller oluştururlar (Şekil 4). Yarı kristalin içindeki amorf yapı elastikiyet sağlarken, kristal yapı da mukavemeti ve bükülmezliği sağlar [Evcin, 2017]. Amorf termoplastikler genellikle kabin içi (interior) yapılarda kullanılırken; yarı-kristal termoplastikler yakıt ve hidrolik sıvıları gibi agresif sıvılara karşı dirençli olduğundan uçak dış yapılarında kullanılabilmektedir.



Şekil 4: Amorf ve yarı-kristal termoplastikler

Üstün mekanik özellikleri sayesinde PEEK ve PEKK matrisli malzemeler birincil hava aracı yapılarında kullanılabilmektedir. PPS daha çok ikincil hava yapıları (hücum kenarları, J-burun, vb.) için tercih edilmekte; PEI matrisli malzemeler ise mükemmel yanmazlık (FST) özelliklerinden dolayı özellikle kabin içinde, taban panellerinin üretiminde kullanım alanı bulmaktadır.

Leonardo Aerospace (Agusta Westland) firması bundan 10 yıl önce helikopter yatay stabilizatörlerinde PEEK kullanımını tecrübe etmiştir. Günümüzde ise ticari AW169 helikopterlerinin 3m uzunluğundaki yatay stabilizatörleri, yüksek darbe dayanımının yanı sıra önceki metal versiyonuna göre %15 hafiflik sağlayan PPS matrisli kompozit malzeme ile üretilmektedir. Airbus'ın amiral gemisi süper Jumbo A380 ve dört motorlu A340 yolcu uçaklarının hücum kenarları da yüksek darbe dayanımı sayesinde yine PPS matrisli kompozit malzeme ile üretilmektedir. A400M yeni nesil askeri nakliye uçağında gövde kenarlarını çeşitli hava koşullarında motor pervanelerinden düşen buz parçalarına karşı korumak amaçlı semi-preg formunda termoplastik kompozit kullanılmaktadır. Gulfstream Aerospace G650 özel jet uçaklarının ise yön ve irtifa dümeni (rudder & elevator) parçaları (Şekil 5) indüksiyon kaynaklama yöntemi ile birleştirilmiş karbon elyaf takviyeli PPS malzeme ile üretilmektedir [Marsh, 2014].



Şekil 5: G650 özel jet uçağının TP malzeme ile üretilmiş yön ve irtifa dümeni parçaları [Offringa, 2014]

Dünyada termoplastik kompozitler ile birincil hava aracı yapılarının tasarımı ve üretimine yönelik çalışmalar yoğun olarak devam etmektedir. Avrupa'nın önde gelen havacılık firmaları, üniversiteleri

ve enstitülerinin dâhil olduğu TAPAS (*Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure*) Projesi Mart 2009'da Toulouse'da imzalanarak başlatılmış, 2013 yılında tamamlanan proje sonucunda bir adet uçak gövde paneli ile Gulfstream G650 uçağının kuyruk yapısı (torsion box) termoplastik kompozit malzeme ve kaynak teknolojisi ile üretilerek test edilmiştir. Gelecekte uçak gövde kabukları ve güçlendiricilerinin entegre halde tümüyle termoplastik kompozitler ile tasarım ve üretimine yönelik *Fully Integrated Revolutionary Shell in Thermoplastic (FIRST)* konulu bir diğer proje çağrısı 2017 yılında Airbus tarafından gerçekleştirilmiştir. Benzer şekilde kanat yapılarının da (kabuk, kaburga, kiriş, vb.) termoplastik kompozitler ile üretilmesine yönelik çalışmalar yürütülmektedir. Böylece hızla artan hava taşımacılığına cevap verebilecek düşük maliyetli, hızlı üretim teknolojileri ve daha hafif yolcu uçakları hedeflenmektedir.

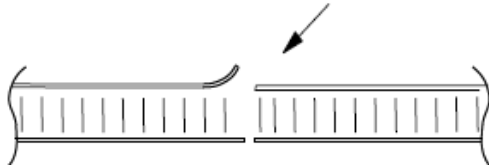
Üretim Teknolojileri

Termoplastik kompozitlerin bu güne kadar sadece ikincil yapılarda kullanılmalarının en önemli nedeni yüksek proses sıcaklıkları ve büyük ölçekli yapısal parçaların üretim teknolojilerinin yeterince olgunlaşmamış olmasıdır. Fakat son yıllarda termoplastik üretim teknolojileri konusundaki çalışmalar bir hayli hız kazanmış, önemli bir yol kat etmiştir. Otomatik fiber serme teknolojisi ve in-situ konsolidasyon işleminin olgunlaşması ile uçak gövdesi ve kanat kabuğu gibi büyük ölçekli, yapısal hava aracı parçalarının termoplastik kompozitler ile üretilmesi mümkün olacaktır.

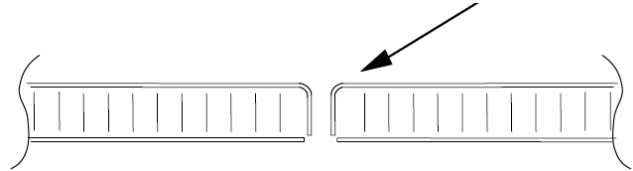
Yaygın olarak kullanılan termoplastik üretim teknolojilerinden aşağıda bahsedilmiştir. Bu proseslerin tamamı termoplastik reçine sisteminin faz değişimine dayanmaktadır: Termoplastik malzeme erime sıcaklığının üstünde ısıtılmakta, deforme edilmekte, istenilen şekil verilerek basınç altında soğultulmaktadır [Hultink, 2016; Offringa, 1996].

Thermofolding: Termoplastik kompozitlere şekil vermenin en kolay yoludur. Doğrusal şeritler lokal olarak ısıtıcı bir bıçak ile ısıtılır ve bükülerek şekil verilir. Uçak taban panelleri gibi geniş hacimli üretimlerde kullanılır. Hem laminatlara hem de sandviç panellere uygulanabilir. Uygulamanın örnekleri Şekil 6'da gösterilmiştir. Fokker 100, Airbus Beluga, Gulfstream 450, 550 ve 650 uçaklarının taban panelleri ile Dornier 328 uçağı buzdan koruma plakaları termoplastik kompozit kullanılarak bu yöntem ile üretilen parçalara örnek verilebilir.

Geleneksel taban paneli, kaza riskine açık



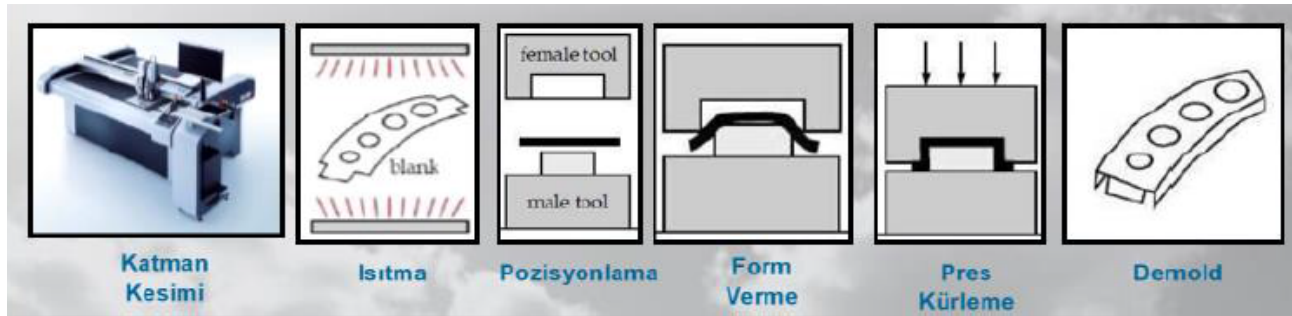
Termofolding yöntemi ile üretilmiş termoplastik taban paneli





Şekil 6: Termofolding yöntemi ile üretilmiş Fokker 100 ve Airbus Beluga kargo uçakları taban panelleri [Offringa, 2014]

Thermoforming (Pres-forming): Thermoforming ya da pres-forming metaller için uygulanan proses ile benzerlik göstermekle birlikte; "blank" olarak adlandırılan ve önceden belirli serim açıları ile serilip konsolide edilen plakaların malzemenin erime sıcaklığının üstünde ısıtılması ve çok kısa sürede kalıba basılması ile uygulanır (Şekil 7). Bu proseste, malzeme ile kalıbın ilk temas ettiği an ile basıncın uygulanması arasındaki sürenin saniyeler mertebesinde olması kritiktir. Üretilecek parçanın geometrisine bağlı olarak düz paneller kullanılabileceği gibi daha önce form verilmiş paneller de kullanılarak karmaşık şekilli parçaların birkaç dakika içinde üretilmesi mümkündür.



Şekil 7: Thermoforming yöntemi şematik gösterimi

Thermoforming yöntemi uygulama örnekleri Şekil 8'de gösterilmiştir. Kanat-kaburga yapıları, klip, riblet, vb. parçalar bu yöntem ile üretilebilmektedir. Farklı kumaş formları ile yapılan çalışmalar, üç boyutlu, karmaşık şekilli parçaların üretimi için tek yönlü şeritten ziyade dokuma kumaşların en uygun seçenek olduğunu göstermiştir. Dornier turboprop flap kaburgaları 1991 yılından beri termoplastik kompozitler ve bu yöntem ile seri olarak üretilmektedir. A380 J-nose kaburgaları, A350 XWB gövde klipleri bu yöntem ile üretilen termoplastik kompozit parçaların diğer örnekleridir.



Şekil 8: Termoforming uygulama örnekleri

Sürekli sıkıştırılmalı kalıplama (*continuous compression molding – CCM*): Tek yönlü şerit ya da dokuma kumaş formunda karbon elyaf takviyeli semi-preg malzemelerin kullanıldığı sürekli konsolidasyon işlemidir. Bu çok basamaklı proseste semi-preg malzeme ısıtılmış bir kalıp boyunca sürekli bir prosese beslenir ve laminat olacak şekilde preslenir. Bu laminata daha sonra thermoforming yöntemi ile istenilen profile şekil verilir. Son aşamada parça, sürekli sıkıştırılmalı kalıplama olarak adlandırılan işlem ile eğri profil içine ısı ve basınçla kalıplanır. Klip, ray, kiriş ve profil gibi öğeler (Şekil 9) bu işlem ile üretilebilmektedir. CCM prosesinin en önemli avantajı, düşük maliyet ile kaliteli parça üretimine olanak sağlayan yüksek otomasyon derecesidir [Canart, Gilliot, Schubert ve Ossa, 2014].



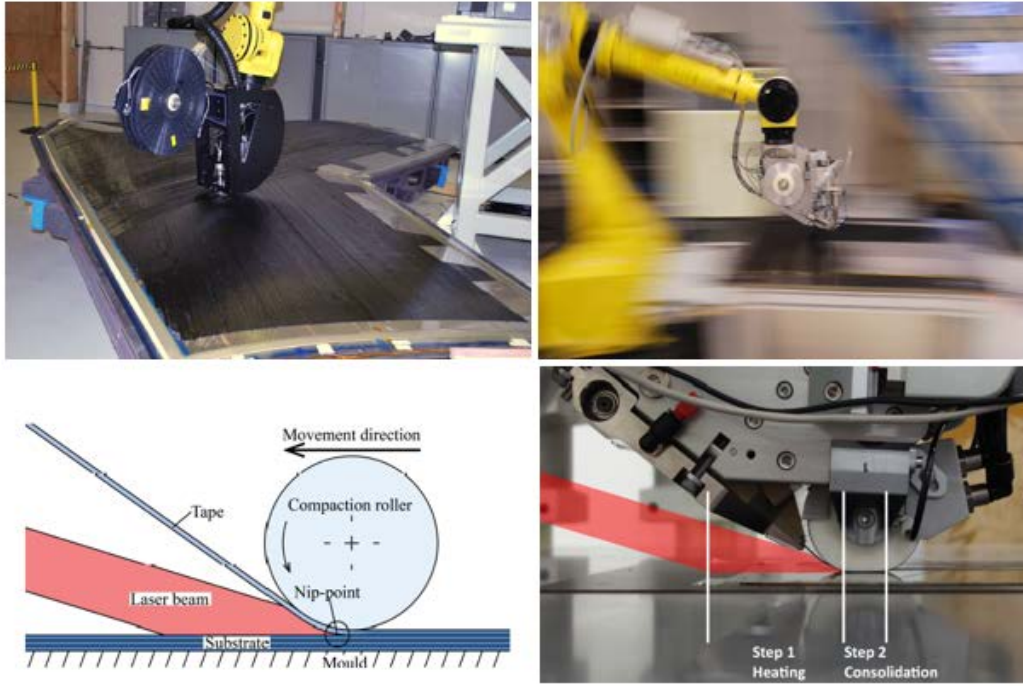
Şekil 9: Sürekli sıkıştırılmalı kalıplama (CCM) yöntemi ile üretilen profil örnekleri

Otoklav: Lokal olarak güçlendirilmiş bölgelere ihtiyacın olduğu kompleks serimler için kullanılan üretim şeklidir. Prepreg formunda malzeme istenilen açılarda el ile serilerek vakum torbasına alınır (Şekil 10). Malzemelerin tack (yapışma) özelliği olmadığından serim sırasında lokal kaynak yöntemi ile katların sabit durması sağlanır. Vakum torbalama için Kapton ya da polyimide gibi yüksek sıcaklığa dayanıklı malzemeler kullanılır ve döngü boyunca vakumun korunması gerekir. Torbaya alınmış parça otoklavda, kullanılan malzemenin proses sıcaklığında (330-400 °C), 7-21 bar basınç altında, 5-30 dakika boyunca pişirilir. Döngünün son aşamasında 5-20 °C/dk hızla oda sıcaklığına soğutularak kristal yapının korunması sağlanır.



Şekil 10: Otoklavda üretim için torbalama [Offringa, 2014; Hultink, 2016]

Lazer yardımcı otomatik fiber serme yöntemi (laser-assisted fiber placement – LAFP): Otoklav dışı, bir çeşit eklemeli imalat yöntemidir. 6-25 mm genişliğinde ince şeritler halindeki prepreg malzeme otomatik serme yöntemi ile serilirken, lazer ile erime sıcaklığının üstünde ısıtılır, hemen ardından bir merdane yardımı ile basınç uygulanarak konsolidasyon gerçekleştirilir (Şekil 11). Bu yöntem serim ve konsolidasyonun aynı anda gerçekleştirilmesine (*in-situ consolidation*) olanak sağlar. Ancak konsolidasyon kalitesi konvansiyonel yöntemler ile elde edilen seviyeye henüz ulaşmamıştır [Kok, Grouve, Warnet ve Akkerman, 2015]. LAFP yöntemi yeterli olgunluğa ulaştığında gövde ve kanat kabuğu büyük ölçekli yapısal parçaların termoplastik kompozitler ile üretilmesi mümkün olacak, üretim süresi ve maliyeti kayda değer oranda düşürülebilecektir. Diğer taraftan, otomasyon sayesinde üretimin tekrarlanabilirliği artacak, operatörden kaynaklı hatalar elimine edilecek ve üretilen parçaların kalitesi arttırılacaktır. Parçalar orijinal boyuta yakın ölçekte üretilebileceğinden, kesim işlemleri en az seviyeye indirilecektir. Bu yöntem ile ayrıca, pres-forming yöntemleri ile mümkün olmayan lokal serim şekli mümkün hale gelecektir.



Şekil 11: Lazer yardımcı otomatik fiber serme yöntemi

Injection Overmolding: Thermoforming yöntemi, üstün mekanik özelliklere sahip sürekli elyaf takviyeli termoplastik parçaların yüksek hacimli üretimi için kullanılabilir. Bununla birlikte, işlem şu anda nispeten basit kabuk benzeri yapılar ile sınırlıdır. *Overmolding* teknolojisi, iki işlemi birleştirerek bu sınırlamayı potansiyel olarak aşmaktadır. İlk aşamada sürekli elyaf takviyeli termoplastik kompozit plaka (blank), thermoforming yöntemi ile şekillendirilir. Ardından, kaburgalar veya insertler gibi ilave parçalar, şekillendirilmiş parça üzerine enjeksiyonlu kalıplama yöntemi ile kalıplanır (Şekil 12). İki işlem aynı takım (kalıp) ve ekipmanda gerçekleştirilebilir. Bu sayede overmolding, sürekli elyafların yüksek mukavemet ve sertliğini, kısa elyaf takviyeli enjeksiyon kalıplama yönteminin tasarım özgürlüğü ve esnekliği ile birleştirir. Otomasyon ve yüksek hacimli üretim için uygundur [Wijskamp, 2018]. Ancak henüz yeterli olgunluğa ulaşmamış olup, Ar-Ge seviyesinde çalışmalar devam etmektedir.



Şekil 12: Injection overmolding yöntemi ile üretilebilen parçalar

Birleştirme Teknolojileri

Termoplastik kompozitlerin yavaş yavaş termoset kompozitlerin yerini almasıyla beraber, birleştirme teknolojileri konusundaki çalışmalar daha da önemli hale gelmiştir. Havacılık endüstrisinin yüksek standartlarına karşılık verecek kompozit-kompozit ve kompozit-metal birleştirme teknikleri, üzerinde çalışılan kritik konular arasındadır.

Önceki bölümlerde bahsedildiği gibi termoset matrislerin aksine termoplastik kompozitler eritilerek tekrar şekillendirilebilirler. Bu özellikleri farklı birleştirme teknolojilerinin uygulanabilmesine de olanak sağlamaktadır.

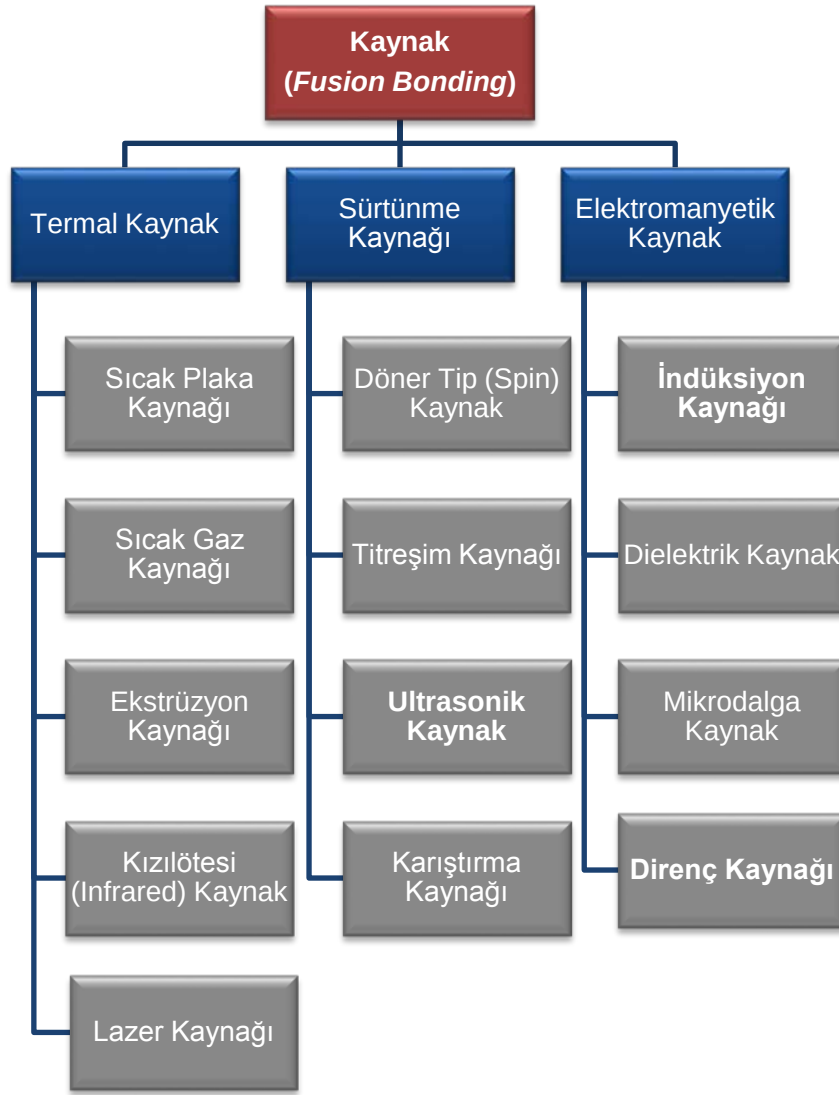
Birleştirme kompozit parça üretiminde önemli bir role sahiptir. Geleneksel olarak kullanılan mekanik bağlayıcılar kompozit yapının delinmesi nedeniyle stres konsantrasyonuna ve korozyon problemlerine neden olmakta; yapıştırma yöntemi ise uzun zaman alan yüzey hazırlama işlemleri gerektirmektedir. Termoplastik kompozitlerin kullanımı ile birlikte bu problemleri elimine edecek kaynak teknolojilerinin alternatif olarak uygulanması mümkün hale gelmiştir.

Kaynak teknolojilerinin kullanımı ile beraber, mekanik bağlayıcılar kullanıldığında uçak maliyetinin %19-42 kadarı olan birleştirme maliyetinin kayda değer oranda düşeceği ve bu teknolojilerin mekanik bağlayıcılar ile yapıştırma yönteminin yerini alacağı değerlendirilmektedir. Boeing Savunma ve Uzay Grubu tarafından gerçekleştirilen bir çalışmada, kaynak teknolojileri ve mekanik bağlayıcılar ile bir kompozit kanat yapısının birleştirme maliyeti karşılaştırılmış; kaynak teknolojilerinin işçilik maliyetinde %61 oranında azalma sağlayacağı tespit edilmiştir. Termoplastik kompozitlerin yapıştırma ile birleştirilmesi ise yapışma sorunu nedeni ile ayrıca problemlidir.

Füzyon birleştirme (*fusion bonding*) olarak ta bilinen kaynak işlemi prensip olarak yüzey hazırlama (gerekmesi halinde), polimer ara yüzeyinin, fiziksel olarak polimer zincirlerinin birbirine geçmesine neden olacak şekilde belli bir viskoziteye dek ısıtılması ve birleşim konsolidasyonu için polimerin soğutulması basamaklarını içerir. Kaynak kalitesi genellikle otoklav konsolidasyonu veya kalıplama yöntemlerinin kalitesi ile kıyaslanır. Kaynak sırasında otoklav konsolidasyonu ve kalıplama sırasında olduğu gibi, ara yüzeyde polimer zincirleri birbirine karışır ve yüklerin kaynak bölgesine dağıtım kabiliyeti geliştirilir. Kaynak teknikleri birleşme hattında ısı üretim mekanizmalarına göre sürtünme kaynağı, termal kaynak ve elektromanyetik kaynak olarak sınıflandırılır (Şekil 13).

Ultrasonik titreşim (*ultrasonic vibration*), elektromanyetik indüksiyon (*electromagnetic induction*) ve elektrik direnç kaynağı (*electric resistance*) bu teknolojiler arasında en çok olgunlaşan ve öne çıkan tekniklerdir [da Costa, Botelho, Costa, Narita ve Tarpani, 2012; Eveno ve Gillespie, 1988; Liu ve Rowe, 2014; Yousefpour, Hojjati ve Immarigeon, 2004].

İdeal kaynak tekniğinden beklenen özellikler küçük ve büyük alanlı farklı birleştirme konfigürasyonları için uygun, otomasyona uyumlu ve muayene edilebilir olması, aynı zamanda minimum yüzey hazırlama işlemi ile tekrar edilebilir, mukavim ve güvenilir birleşme sağlaması olarak sıralanabilir. Uygulanan kaynak yönteminin yük taşıma kapasitesinin doğru bir şekilde tespit edilmesi kritik öneme sahiptir. Diğer yandan, tüm konfigürasyonlar için uygun tek bir yöntem olmadığından ancak küçük bir grup tamamlayıcı birleştirme tekniği geniş bir yelpazeyi kapsayacak şekilde tanımlanabilmektedir. Her ne kadar kaynak teknolojileri hali hazırda uygulanıyor olsa da yukarıda belirtilen özelliklerin tam manasıyla sağlanabilmesi için çalışmalar devam etmektedir [Sacchetti, 2017; Yousefpour, Hojjati ve Immarigeon, 2004].



Şekil 13: Termoplastik kaynak teknolojileri

TUSAŞ'ta Yürütülen Çalışmalar

TUSAŞ termoplastik kompozitlere yönelik çalışmalarına 2014 yılında yürütücüsü olduğu "Havacılıkta Kullanılan Karbon Elyaf Takviyeli Termoplastik Reçineli Prepreg Geliştirilmesi (KOZA) Projesi" ile başlamıştır. MİR Ar-Ge ortaklığında yürütülen proje kapsamında, Türkiye'de şu anda üretimi bulunmayan, havacılık ve uzay sanayii sınıfı, PEEK reçineli aşağıda belirtilen malzemelerin ve bu malzemelerin üretilebileceği pilot hattın yerli imkânlarla geliştirilmesi hedeflenmektedir.

- 1 adet karbon elyaf takviyeli tek yönlü prepreg,
- 1 adet karbon elyaf takviyeli 5HS dokuma prepreg ve
- 1 adet yapısal olmayan cam elyaf takviyeli prepreg

Proje 2014 yılında başlamış olup halen devam etmektedir. Projede pilot ortak olarak yer alan TUSAŞ, havacılık standartlarına uygun PEEK reçineli malzemelerin fiziksel, kimyasal ve mekanik isterlerini belirlemiş; proje ortağının bu malzemelerin test ve karakterizasyon kabiliyetini kazanmasını sağlamıştır. Ayrıca Malzeme geliştirme, ön eleme, karakterizasyon ve vasıflandırma süreçlerinde, önceden planlanan test paylaşımına göre fizikokimyasal ve mekanik testlerin icrası sürecinde yer almıştır.

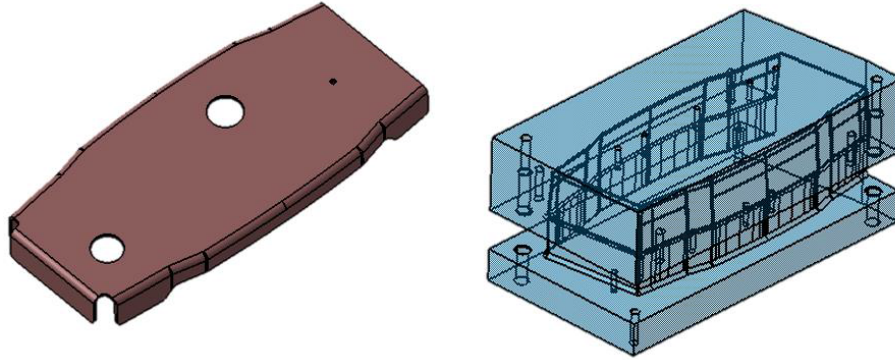
Havacılık standartlarına uygun termoplastik kompozit malzemenin geliştirilmesi sürecinden başlayarak, uçan parça üretimine giden yol haritası Şekil 14’de gösterilmiştir. Geliştirilecek malzemenin ilk etapta çeşitli çevresel koşullarda (-55°C/kuru, oda sıcaklığı/kuru, 70°C/nemli, vb.) mekanik, fiziksel ve kimyasal testleri gerçekleştirilerek kalifikasyonu tamamlanacak; bu arada malzeme müsaade edilir değerleri üretilecektir. Ardından tasarım ve analize girdi oluşturacak tasarım müsaade edilir değerleri üretilecek, bu veriler ile tasarım ve analiz süreci tamamlanacaktır. Bu çalışmalara paralel olarak termoforming yöntemi ile parça üretimine yönelik üretim alt yapısı kurulacaktır. Proses ve ilk parça kalifikasyonunu da kapsayan mühendislik sürecinin sonunda, thermoforming prosesi ile «uçan termoplastik parça» üretilmesi; termoplastik kompozit ile tasarım ve üretim kabiliyetinin kazanılması hedeflenmiştir.



Şekil 14: Termoplastik kompozit ile parça üretim yol haritası

“Termoplastik Malzeme ile Proses ve Ürün Geliştirme” ve “Termoplastik Malzeme ile Yekpare Uçak Yapısallarının Geliştirilmesi” konuları da şirketimizin Teknoloji Yol Haritasında bulunmakta olup kısa ve orta vadede kazanımları planlanmaktadır. Ticari olarak tedarik edilen PEEK ve PPS kompozitlerin karakterizasyonu ve thermoforming yöntemi ile parça tasarımı ve üretimine yönelik çalışmalar yürütülmektedir. İlk konu kapsamında; PPS reçineli prepreg ile üretim hızı yüksek projelerin braket, angle gibi parçalarını üretmeye yönelik proses geliştirme çalışması hedeflenmektedir. Bu süreç sırasında, kalıp ısıtma soğutma sistemi, kalıp açma-kapama sistemi, ve otomatik kalıp hareketleri gibi çalışmaların geliştirilmesi ve uygulanması çalışmaları da ele alınacaktır. Bu kapsamda, Hollanda’da bulunan *Thermoplastic Research Center*’a (TPRC) üye olunmuş, bu merkezin tecrübe ve altyapısını kullanma imkânı bulunmuştur. Deneme üretimleri için Şekil 15’de bir örneği gösterilen farklı geometri ve kalınlıklarda çeşitli parçalar tasarlanmıştır. İlk deneme üretimleri TPRC’de gerçekleştirilmiş olup, çalışmalar devam etmektedir. İkinci konu kapsamında; Termoplastik malzemenin uygulama imkanı verdiği, 3D printing, kaynak ve enjeksiyon yöntemlerinin de kullanılması ile yekpare uçak yapısallarının geliştirilmesi ve üretilmesi hedeflenmektedir. Bu çalışmada bahsi geçen termoplastik üretim yöntemlerinin her biri için

mühendislik çalışmaları yapılarak, tasarım, analiz, test ve üretim çalışmalarının yapılması planlanmaktadır.



Şekil 15: Termoplastik kompozit ile tasarlanan kanat/kaburga parçası

SONUÇ

Havacılık dünyası için zaman içinde geleceğin malzemesi konumuna gelecek termoplastik kompozitler oda sıcaklığında ömürsüz olmaları, yeniden şekillendirilebilmeleri, kaynaklanabilme özellikleri, geri dönüştürülebilir olmaları, daha yüksek tokluk ve darbe dayanımı özellikleri ile ülkemizde de çalışılması gereken teknolojilerin başında gelmektedir.

1980'li yıllarda hava aracı yapılarında kullanılmaya başlanan termoplastik kompozitler, üretim teknolojilerinin yeteri kadar olgunlaşmamış olmasından dolayı bugüne kadar sadece ikincil yapılarda kullanılagelmiştir; ancak bu teknolojilerin olgunlaşmasına yönelik çalışmalar ile kısa zamanda birincil yapılarda da kullanılması öngörülmektedir. Avrupa'da yürütülen TAPAS ve FIRST Projeleri bu durumun önde gelen örneklerindedir.

Ülkemizde ise termoplastik kompozitler olgunlaşacak teknolojiler arasındadır. SSM destekli Koza projesi ile termoplastik kompozitlerin yerli imkânlar ile üretilmesine yönelik ilk adım 2014 yılında atılmış, böylece termoplastik kompozitler konusunda çalışmalara başlanmıştır. Termoplastik kompozitlerin karakterizasyonu, tasarım verilerinin üretilmesi, üretim ve birleştirme teknolojilerinin geliştirilmesi ile tasarım ve üretim kabiliyetinin kazanılmasına yönelik çalışmalara TUSAŞ bünyesinde ağırlık verilmektedir. Bu çalışmalar sonucunda elde edilecek olumlu sonuç ve çıktıların ülkemize sağlayacağı katma değer oldukça fazla olacaktır.

Kaynaklar

ASTM D695: *Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics*

ASTM D3410: *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading*

ASTM D6641: *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*

Canart, J.P., Gilliot, A., Schubert, M. ve Ossa, L., 2014. *Competitiveness of High Performance Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics UD Tape*, SAMPE Conference Proceedings. Seattle, WA, June 2-5, 2014. Society for the Advancement of Material and Process Engineering.

- da Costa, A.P., Botelho, E.C., Costa, M.L., Narita N.E. ve Tarpani J.R., 2012. *A Review of Welding Technologies for Thermoplastic Composites in Aerospace Applications*, J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.4, No 3, s. 255-265
- Evcin, A., 2017. *Polimer Malzemeler*, <http://blog.aku.edu.tr/evcin/files/2017/05/10-polimer-uygulamalar%C4%B1-termoplastik-polimerler.pdf>
- Eveno, E.C. ve Gillespie, J.W., 1988. *Resistance Welding of Graphite Polyetheretherketone Composites: An Experimental Investigation*, Journal of Thermoplastic Composite Materials, Vol. 1, s. 322
- Flaig, A., 2016. *Airbus Research & Technology. New Horizons*, 3rd International Conference & Exhibition on Thermoplastic Composites (ITHEC), Bremen, Germany, 11-12 October 2016.
- Gardiner, G., 2014. *Composites face challenges in next commercial airframes*, <https://www.compositesworld.com/blog/post/sampe-europe-highlights-composites-face-challenges-in-next-commercial-airframes>
- Hou, M., Ye, L. ve Mai, Y.W., 1997. *Manufacturing Process and Mechanical Properties of Thermoplastic Composite Components*, Journal of Materials Processing Technology 63, s.334-338
- Hultink, G., 2016. *Tencate Cetex® Thermoplastic Composites – Aerospace*
- Jackowski, J.K., Goldstein, R.C. ve Nemkov V.S., 2014. *Induction Process and Coil Design for Welding of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics*, SAMPE Conference Proceedings, Seattle, WA, June 2-5, 2014
- Kok, T. Grouve, W.J.B., Warnet, L.L. ve Akkerman, R., 2015. *Effect of Ply Orientation on Bond Strength in Fiber-Placed Composites*, Research Project supported by the Thermoplastic Composites Research Center (TPRC)
- Liu, H. ve Rowe, K., 2014. *Joining of High Performance Thermoplastic Composites for Next Generation Aerospace Structure Components*, SAMPE Conference Proceedings. Seattle, WA, June 2-5, 2014. Society for the Advancement of Material and Process Engineering.
- Marsh, G., 2014. *Reinforced thermoplastics, the next wave?* <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/reinforced-thermoplastics-the-next-wave/>
- Miaris, A., Edelmann, K., Boelingen, M. von H., 2014. *A350 WXB: Thousands of Thermoplastic Composite Parts in an FRP Aircraft - The Breakthrough to a Highly Automated Composite Manufacturing*, SAMPE Conference Proceedings. Seattle, WA, June 2-5, 2014. Society for the Advancement of Material and Process Engineering.
- Offringa, A. R., 2014. *Thermoplastic Composites*, SAMPE Seattle 2014 tutorial
- Offringa, A. R., 1996. *Thermoplastic composites – rapid processing applications*. Composites: Part A 27A, s. 329-336
- Quilter, A., *Composites in Aerospace Applications*. IHS ESDU.
- Sacchetti, F., 2017. *Interlaminar Toughness of Fusion Bonded Thermoplastic Composites*, Research Project supported by the Thermoplastic Composites Research Center (TPRC)
- Savunma Sanayii Teknoloji Taksonomisi – Kısaltmalar ve Terimler Sözlüğü, 2017.
- Wijsskamp, S., 2018. *Overmolding*, <https://tprc.nl/research-overview/overmolding/>
- Yousefpour A., Hojjati M. ve Immarigeon J. P., 2004. *Fusion Bonding/Welding of Thermoplastic Composites*, Journal of Thermoplastic Composite Materials, Vol. 17, s. 303-340