

GAZİ

JOURNAL OF ENGINEERING SCIENCES

The Examination of Composite Materials as Alternatives to Superalloys in Aircraft Engines

Serhat Yudar^a

Submitted: 02.10.2023 Revised: 06.11.2023 Accepted: 06.12.2023 doi:10.30855/gmbd.0705089

ABSTRACT

Keywords: Superalloys, Ceramic Composite Materials, Polymer Composite Materials, Metal Composite Materials, Aircraft Engine Materials

^a* Eskişehir Osmangazi University, Graduate School of Natural and Applied Sciences, Dept. of Mechanical Engineering 26040 -Eskişehir, Türkiye
Orcid: 0000-0002-4192-8759
e mail: serhatyudar@gmail.com

*Corresponding author:
serhatyudar@gmail.com

In contemporary aviation, superalloy materials are frequently preferred in areas of aircraft engines where high heat and temperature resistance are crucial. Superalloys are considered ideal for use in aircraft engines due to their high thermal resistance and strength values. However, the processing of superalloys is quite expensive, and they can be susceptible to corrosion at high temperatures. To prevent corrosion at elevated temperatures, a coating process with suitable materials is applied to superalloy materials. Research efforts aimed at reducing the weight of aircraft and enhancing their performance have focused on the use of ceramic, metal, and plastic composites with lower density in aircraft engines. Composite materials are lighter than superalloys, and they can contribute to a reduction in the total weight of aircraft by up to 10%. This study aims to create a resource by investigating composite materials that could be used instead of superalloys in aircraft engines.

Uçak Motorlarında Süperalaşım Yerin Kullanılabilecek Olan Kompozit Malzemelerin İncelenmesi

ÖZ

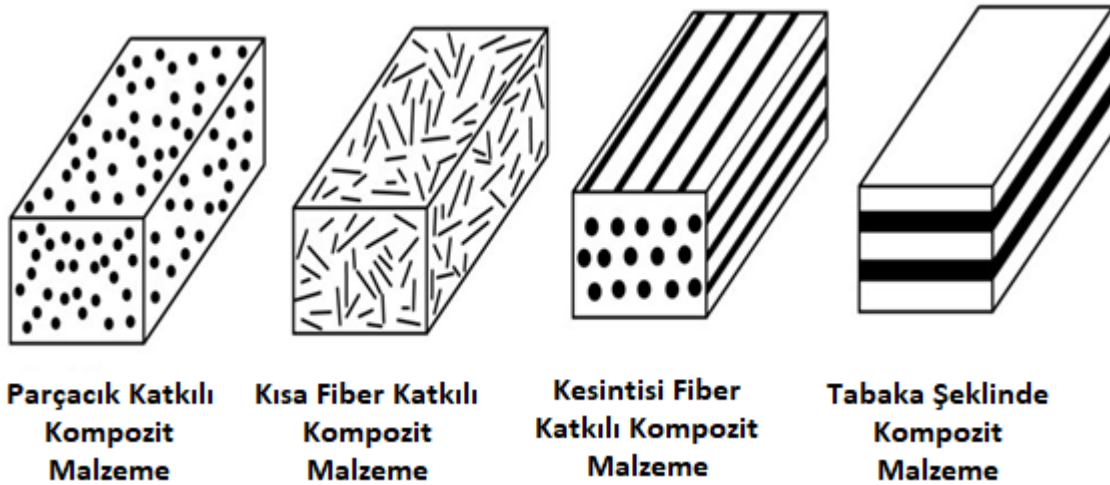
Günümüzde, uçak motorlarında yüksek ısı ve sıcaklık dayanımı gerektiren bölgelerde süperalaşım malzemeler sıkça tercih edilmektedir. Süperalaşım malzemeleri, yüksek ısı dayanımı ve mukavemet değerleri sayesinde uçak motorlarında kullanılmak için idealdir. Ancak, süperalaşımın işlenmesi oldukça pahalıdır ve yüksek sıcaklıklarda korozyona uğrayarak hasar görebilmektedir. Yüksek sıcaklıklardaki korozyonu önleyebilmek için süperalaşım malzemelere uygun malzemelerle kaplama işlemi uygulanmaktadır. Uçakların hafifletilmesi ve performanslarının artırılması amaçlarıyla gerçekleştirilen araştırmalarla, uçak motorlarında yoğunluğu daha düşük seramik, metal ve plastik kompozitlerin kullanımına odaklanılmaktadır. Kompozit malzemeler, süperalaşımından daha hafif olup uçakların toplam ağırlığında %10'a kadar azalma sağlanabilmektedir. Çalışmada uçak motorlarında süperalaşım yerine kullanılabilecek olan kompozit malzemeler araştırılarak kaynak oluşturulması hedeflenmiştir.

Anahtar Kelimeler:

Süperalaşım, Seramik Kompozit Malzemeler, Polimer Kompozit Malzemeler, Metal Kompozit Malzemeler, Uçak Motor Malzemeleri

1. Giriş (Introduction)

Kompozit malzemeler (Şekil 1) iki veya daha fazla malzemenin kendi özelliklerini kaybetmeden birbiri içerisine katılmasıyla elde edilip birbiriyle birleşik oluşturmamaktadır. Kompozit malzeme içerisinde yer alan hacimce fazla olan yapı matris olarak adlandırılırken, içerisine ilave edilen malzemeye ise takviye denilmektedir. Takviyeler fiber, partikül veya tabaka şeklinde olmaktadır. Genellikle fiber ve partikül takviyeleri kompozit malzemeler içerisinde sıkça kullanılmaktadır. Örneğin bir kompozit malzemenin ana malzemesi polimer, takviye malzemesi cam elyaf ise polimer matrisli cam elyaf takviyeli kompozit malzeme olarak adlandırılmaktadır. Kompozit malzemeler matris malzemesine göre üçe ayrılıp metal matrisli, polimer matrisli ve seramik matrisli kompozit malzemeler şeklinde isimlendirilmektedir [1-4].



Şekil 1. Kompozit Malzemelerin Katkı Şekline Göre İsimlendirilmesi (Naming of Composite Materials According to Their Reinforcement Method)

Özellikle son yıllarda çeşitli havacılık ve-uzay projelerinde kompozit malzemelerin kullanımlarının artmasıyla kompozit malzemelere olan güven artmış ve havacılık ve-uzay projelerde birincil yapısal malzeme olarak kullanımlarının önü açılmıştır. Alüminyum ve polimer matrisli kompozit malzemeler uçak yapılarında en sık kullanılan malzemelerdir. 1990'lardan bu yana kompozitlerin sivil ve askeri hava taşıtlarında kullanımı hızla artmış ve kompozitler özellikle uçak gövdelerinde alüminyum malzemesinin yerine tercih edilen bir malzeme olmuştur [1-4].

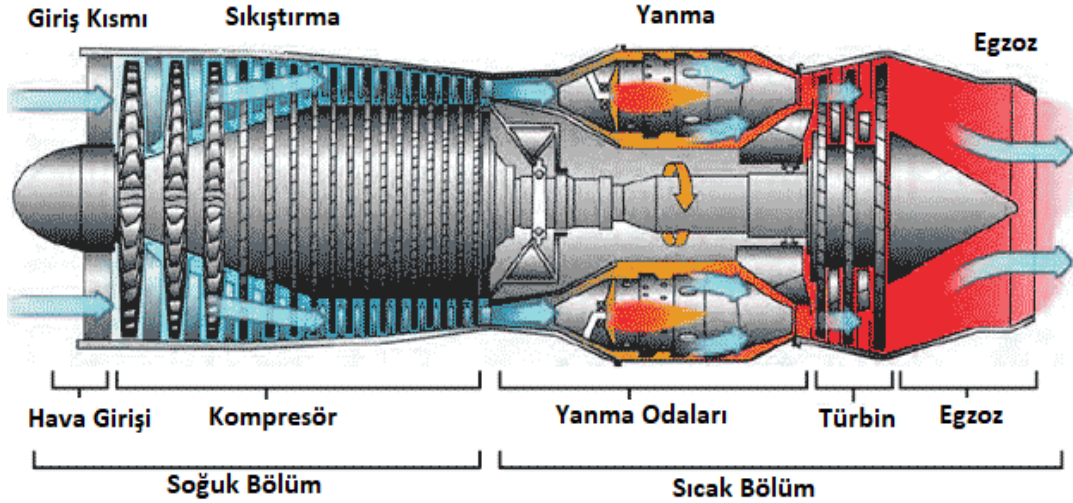
Günümüzde uçak motorlarında kullanılan süperalaşım yerine de kompozitlerin kullanılması için çalışmalar gerçekleştirilmektedir. Kompozitlerin kullanılmasının ana nedenleri ağırlık azaltmak, belirli sertlik ve mukavemeti arttırmak, yorulma ömrünü uzatmak, termal dayanımları iyileştirmek ve korozyon problemlerini en aza indirmektir. Kompozit malzemelerde doğal yöntemlerle elde edilmiş veya kimyasal olarak yapılmış şekilde iki çeşit takviye malzemesi bulunabilmektedir. Doğal elyaf kompozitler, insan yapımı elyaf kompozitlere göre düşük maliyet, hafiflik, yüksek spesifik mekanik özellikler, tehlikesiz yapı, çevre dostu olma, yenilenebilirlik vb. gibi çeşitli avantajlar sunar ve sonuç olarak havacılık sanayi dahil olmak üzere çeşitli endüstriyel sektörlerde kullanımları oldukça fazladır [1-4].

Çalışmanın amacı, uçak motorlarında süperalaşım yerine kullanılacak olan kompozit malzemeleri araştırarak uçak motorlarında ağırlık hafifletilmesinin önünü açmak ve süperalaşım dışındaki termal dayanımı ve mukavemet değerleri yüksek olan kompozit malzemeleri belirleyerek bir derleme oluşturulmasıdır.

2. Uçak Motorları (Aircraft Engines)

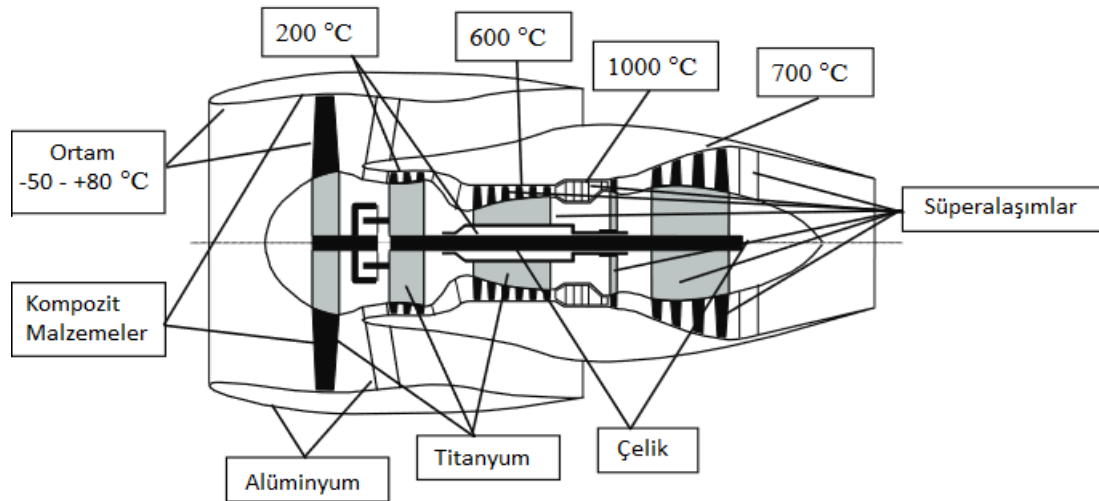
Uçak motorları fan, kompresör, yanma odası ve türbin kısımlarından (Şekil 2) oluşmaktadır. Uçak motorlarında yer alan fan, havanın motor içerisinde ilerlemesine yardımcı olup ilerleyen hava kompresör yardımıyla sıkıştırılarak belli bir basınca ulaşması sağlanmaktadır. Sıkıştırma yapılmasının nedeni hava içerisinde yer alan oksijen moleküllerinin birim hacimde daha fazla olmasını sağlayıp yanma olayının oksijenle zengin bir ortamda gerçekleşmesini mümkün kılmaktır. Sıkıştırılan hava

içerisine bir sonraki adımda yakıt enjekte edilerek özel bir karışım elde edilip karışım yanma odasında yakılarak ateşleme sağlanmaktadır. Yanma sonucunda sıcak gazlar ve yanma ürünleri türbin kısmından geçerek dışarı atılarak itme kuvveti oluşturulmaktadır. Belli bir seviyede elde edilen itme kuvveti sayesinde uçak havalanıp türbin sonrasında ise sıcak gazlar ve yanma ürünleri egzoz kısmında dışarı atılmaktadır [5, 6].



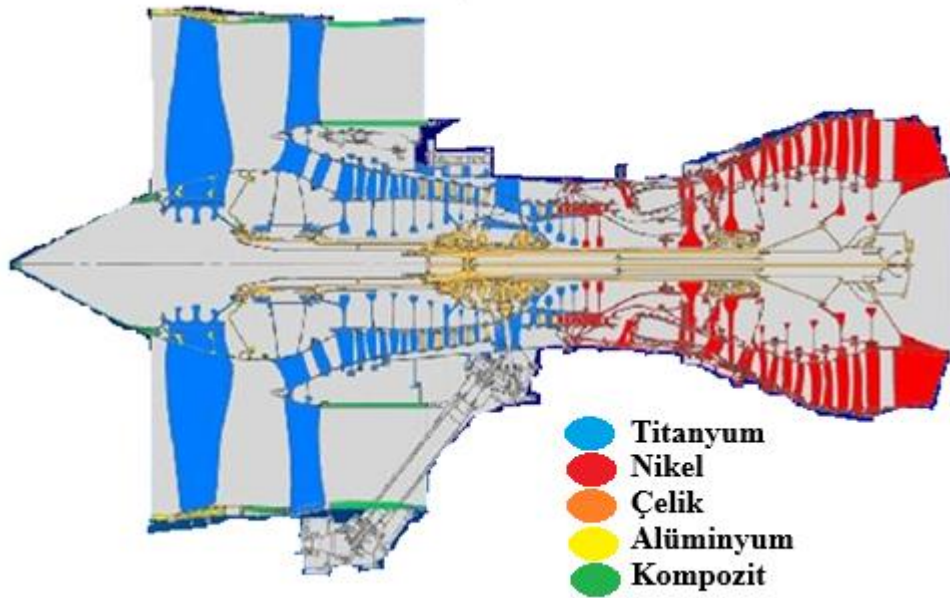
Şekil 2. Uçak Motoru İç Yapısının Şematik Gösterimi [5] (Schematic Illustration of Aircraft Engine Internal Structure)

Uçak motorlarında oluşan sıcaklıklara baktığımızda (Şekil 3) giriş kısmında -50°C ile 80°C arasında bir hava girişi olmaktadır. Hava kompresör tarafından sıkıştırılmaya başladığında yaklaşık 200°C ve sıkıştırma sonucunda yaklaşık 600°C sıcaklıklara ulaşmaktadır. Yanma odasında ise 1000°C gibi sıcaklıklara ulaşmaktadır. Türbin kısmının çıkışındaki sıcak gaz ise 700°C sıcaklık değerlerine düşmektedir. Sonrasında sıcak gazlar egzoz yardımıyla dışarı atılmaktadır. Belirtilen sıcaklık değerleri kullanılan motor türüne göre değişmekte olup motor türüne göre sıcaklık değerleri azalıp artabilmektedir [5-7].



Şekil 3. Uçak Motorlarında Oluşan Sıcaklık Değerleri [6] (Temperature Values in Aircraft Engines)

Uçak motorlarında ısıyla temas eden alanlar özellikle süperalaşım malzemelerden yapılmaktadır. Süperalaşım malzemeler yüksek ısıl dirence sahip ve yüksek sıcaklıklarda bile mekanik özelliklerini koruyabildikleri için tercih edilmekte ve ısıl dayanım özelliklerinin yetersiz kaldığı durumlarda korozyon ve oksidasyonu engelleyebilmek amacıyla malzemelere kaplama işlemi yapılmaktadır. Böylelikle ana malzeme korunarak kaplama malzemesi feda edilmektedir. Şekil 4'te örnek bir motorda kullanılan malzemeler gösterilmektedir [7-9].



Şekil 4. Örnek Olarak Uçak Motorlarında Kullanılan Malzemeler [8] (As an Example, Materials Used in Aircraft Engines)

3. Süperalaşım Yerine Kullanılan Kompozit Malzemeler (Composite Materials Used Instead of Superalloys)

Uçak motorlarında kullanılan Ni ve Ti alaşımlı süperalaşım malzemeleri yerine kompozit malzemelerin kullanılması yönelik çalışmalar son yıllarda hız kazanmıştır. Nikel ve Titanyum alaşımlı malzemelerin pahalı olması, işlemedeki riskler ve maliyet öne çıkan problemlerdir. Kompozit malzemelerin Titanyum ve Nikel malzemelere göre birçok avantajları bulunmaktadır. Örneğin polimer kompozitler nikel alaşımlara göre daha hafif, seramik ve metal kompozitler ise sıcaklık dayanımları süperalaşım malzemelerine göre daha iyi olduğu için uçuş performansında artış sağlamaktadır [10-15]

Uçak motorlarında kullanılması üzerinde poliimid matrisli kompozit malzemeler üzerinde çalışmalar gerçekleştirilmektedir. Özellikle poliimid malzemesinin grafit, cam ve karbon fiber takviyeleri ile oluşturduğu kompozit malzemeler üzerinde çalışılmaktadır. Poliimid malzemesinin türevleri olan PMR-15 ve DMBZ-15 üzerinde oldukça yoğun araştırmalar bulunmaktadır. PMR15 reçine malzemesinin grafit ve karbon ile yaptığı kompozit malzeme 288°C'de uzun kullanım ömrüne sahip ve mukavemet özelliklerini koruyabilmektedir. PMR-15 malzemesi, bilinen bir kanserojen ve bir karaciğer toksini olan metilen dianilinden (MDA) yapılmaktadır. Bu nedenle Mesleki Güvenlik ve Sağlık İdaresi (OSHA), PMR-15 kompozitlerinin üretimi sırasında MDA'nın kullanılmasına ilişkin katı düzenlemeler uygulamaya koymuştur. PMR-15 bileşenlerinin üretimi ve onarımında yer alan işçilerin güvenliğine ilişkin son endişeler, çalışanların maruziyetini sınırlamak ve iş yeri güvenliğini sağlamak için maliyetli koruyucu önlemlerin uygulanmasına yol açmıştır. Bu nedenle üretim maliyeti artmış ve insan sağlığına zararlarından dolayı DMBZ15 malzemesi geliştirilmiştir. DMBZ-15 malzemesinin grafit (Celion 6000, Thornel B vb.) ve karbon fiberler ile yaptığı kompozit malzemesi ise 343°C'de uzun kullanım ömrüne sahip olup mukavemet özelliklerini koruyabilmekte ve yüksek termo-oksidatif özelliğe sahiptir. Yüksek sıcaklıklarda bile oksijenle bileşen oluşturma olasılığı oldukça düşüktür. DMBZ-15 poliimidinin, uçak motoru bileşenlerinde PMR-15'e benzer hafif, yüksek sıcaklıklı kompozit uygulamalar için cam, kuvars ve karbon elyafı bir reçine matrisi olarak yararlı olduğu kanıtlanmıştır. Yüksek sıcaklık kapasitesi nedeniyle, kanatçıklar, radon ve gövde bileşenleri dahil olmak üzere füze uygulamalarında kullanım için özellikle uygundur. NASA için özellikle ilgi çekici olan DMBZ-15, fırlatma ve atmosfere yeniden giriş sırasında yüksek sıcaklıklarla karşılaşan yeniden kullanılabilir fırlatma araçları için bal peteği veya termal koruma sistemleri ile yüzey levhaları olarak kullanılmaya çok uygundur. Diğer uygulamaları arasında, motor veya yağ sondajı bileşenleri için burçlar ve yataklar yapmak için kıyılmış liflerle ve yüksek sıcaklıkta kaplama ve mürekkep uygulamaları yer almaktadır. DMBZ-15 poliimid kompozitlerinin hafifliği, petrol sondaj bileşenlerinin yanı sıra havalandırma boruları, nozul kapakları ve burçlar gibi ikincil, yük taşımayan uçak motoru bileşenlerinde kullanılmasına olanak sağlamaktadır. Hafif polimer kompozitler ayrıca, havacılık ve uzay tahriki ve otomotiv uygulamalarında ağırlık hafifletmesi sağlayarak yakıt verimliliğinde önemli artışlar elde

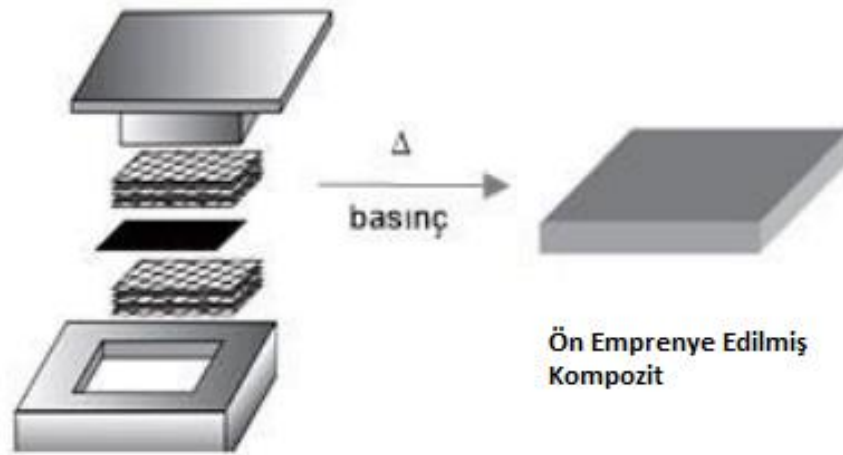
edilmekte ve müteakip iyileştirmeler sunmaktadır. İki malzemede NASA tarafından ses altı uçaklarda kullanılmak üzere geliştirilmiştir. Ses üstü hızlarda oluşan sıcaklık miktarları 400°C ve üzerinde olduğu için halen Titanyum ve Nikel alaşımlarının bir alternatifi durumunda olamamaktadır. Nikel alaşımı olan In718, 750°C ve In625, 650°C'de rahatlıkla çalışabilmektedir. Ti alaşımlı malzeme olan Ti64 ise 350°C'de mekanik özelliklerini koruyarak çalışabilmektedir. Poliimid matrisli kompozit malzeme nikel alaşımlı malzemeler için bir alternatif olmasa bile Ti alaşımlı malzemelerin yerine kullanılabilirler. Poliimid malzemesinin bağ yapıları değiştirilerek yeni türev bir polimer ile ses hızı ve üstü hızlarda çalışabilecek bir malzeme geliştirilmesi hedeflenmektedir. Poliimid, grafit, karbon elyaf, In718, In625 ve Ti64 malzemelerinin özellikleri Tablo 1'de gösterilmiştir [10–16].

Tablo 1. Poliimid ve Takviye Malzemelerinin Ti64, In718 ve In625 ile Karşılaştırılması (Comparison of Polyimide and Reinforcements with Ti64, In718 and In625)

Malzeme Adı	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Termal İletkenlik (W/m-K)	Ergime Noktası (°C)	Servis Sıcaklığı (°C)
Ti64	4,43	897	6,7	1604	350
In625	8,44	1100	9,8	1290	650
In718	8,26	1241	11,2	1300	750
Poliimid	1,37	345	1,73	371	260
Grafit	1,3	-	24	3338	-
Karbon Elyaf	1,81	5490	34	-	-

1960'lı yıllarda Rolls Royce firması jet motorlarında karbon fiber destekli polimer kompozit malzemeler kullanılmıştır. Kompozit malzeme kullanılan parçalarla uçak motor ağırlığında %10'luk bir hafifletilme sağlanmıştır [17, 18]. Günümüzde halen palelerde Ni ve Ti bazlı süperalaşımlar kullanılmaktadır. Fakat kompozit malzemelerin gelişmesiyle beraber Ti ve Ni bazlı süperalaşımların yerine kullanılabilir olan kompozit malzemeler üzerinde çalışma yapılmaktadır. Karbon fiber destekli polimer kompozit malzemelerin yorulma dirençleri oldukça yüksektir ve mukavemet değerleri de süperalaşımlara yakındır [17]

Süperalaşımlar yerine geçmesi düşünülen en kuvvetli kompozit malzemeler seramik matrisli kompozit malzemelerdir. Süperalaşımların yerini almadaki en büyük problemleri yüksek kırılabilirlikleri ve işleme zorluklarıdır. MoSi₂ matrisli Si₃N₄ takviyeli seramik kompozit malzeme üzerine çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmektedir. MoSi₂ seramik malzemesi oldukça yüksek sıcaklıklarda rahatlıkla çalışabilmekte ve 1600°C'de bile mekanik özelliklerini kaybetmemektedir. Kırılma tokluğu arttırmak amacıyla MoSi₂ içerisine Si₃N₄ takviye edilmiştir. MoSi₂ seramik malzemesinin kırılma tokluğu 3 MPa iken Si₃N₄ ile oluşturduğu kompozitin kırılma tokluğu 15 MPa kadar çıkmaktadır. MoSi₂ matrisli Si₃N₄ takviyeli seramik kompozit malzemesinin süperalaşımlara göre daha hafif olmasından dolayı uçak performansında artış sağlamaktadır. Mukavemet açısından da akma dayanımlarını arttırmaya yönelik çalışmalarda devam etmektedir. Si₃N₄ ilavesi ile akma dayanımında da %30'a varan bir iyileştirme olduğu gözlenmiştir [19, 20]. MoSi₂ matrisli Si₃N₄ takviyeli seramik kompozit malzeme 1400-1800°C arasında sıcak pres altında 2 ile 3 saat arasında preslenmesi sonucunda elde edilmektedir. Sıcak pres kalıplama yöntemi, çift yönlü kompozitlerin üretiminde sıklıkla kullanılmaktadır. Bu yöntemde, dokuma formdaki fiberler bir kalıba yerleştirilir ve matris öncül toz malzemelerle sandviç formuna getirilmektedir. Kalıp, matris ve fiberler, matris malzemesi tamamen ergiyinceye kadar ısıtılır ve belirli bir noktaya gelindiğinde mekanik basınç uygulanarak ergimiş matris fiberlerin içine girer ve etkin bir impregnasyon sağlanmaktadır. Basınç uygulama sürecinde sıkışmış hava ve matris malzemesinin fazlası kalıp dışına atılmaktadır. İmpregne edilmiş malzeme soğutulur ve karbonizasyon işlemi yapılmaktadır. İstenilen yoğunluğa ulaşılan kadar infiltrasyon/karbonizasyon çevrimi tekrarlanıp bu sayede yüksek mukavemetli, hafif ve dayanıklı malzemeler üretilmektedir. İmpregnasyon işlemi, fiberlerin arasında homojen bir matris oluşmasını sağladığından, malzemenin mekanik özellikleri de önemli ölçüde artmaktadır. Ancak, yöntem oldukça zaman alıcı ve işlem süresi üretim miktarına bağlı olarak değişebilmektedir. Yöntem şematik olarak Şekil 5'te gösterilmiştir [19, 21, 22]. MoSi₂ esaslı kompozit malzemeler mekanik özellikleri ve üretim maliyetleri göz önüne alındığında, uçak motorlarındaki yapısal uygulamalar için süperalaşımların yerini alabilecek aday malzemelerdir. MoSi₂ matrisli Si₃N₄ takviyeli seramik kompozit malzeme Nikel ve Titanyum alaşımlı malzemelere göre yüksek sıcaklık dayanımları nedeniyle üzerine oldukça fazla çalışma gerçekleştirilmektedir. Seramik malzemelerin kompozit yapılarla en mekanik özelliklerin iyileştirilmesi sonucunda süperalaşımların yerine alacağı ön görülmektedir. Seramik kompozit malzemeler özellikle yanma odası parçaları, füze lüleleri, eriyik metal boruları, endüstriyel gaz brülörleri ve dizel motorların ateşleme bujileri kullanılması hedeflenmektedir [19, 20]. MoSi₂ matrisli Si₃N₄ takviyeli seramik kompozit malzeme içerisinde kullanılan iki malzemenin özellikleri Tablo 2'de gösterilmiştir.

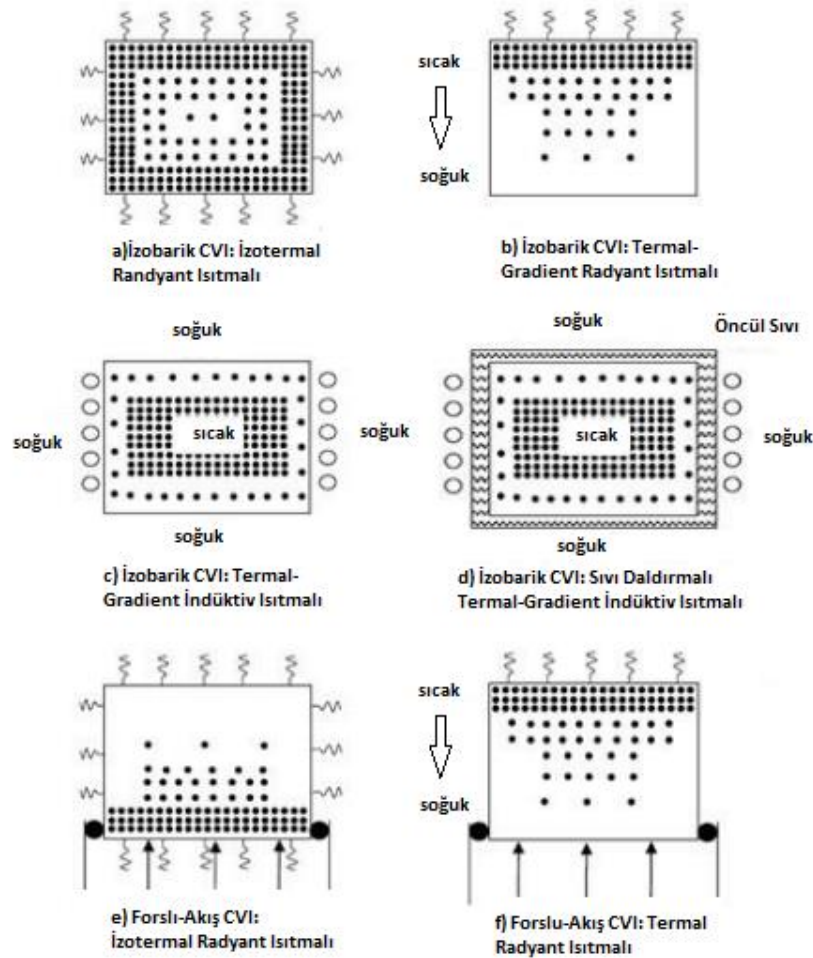


Şekil 5.Sıcak Pres Kalıplama İmpregnasyon Tekniği [10] (Hot Press Molding Impregnation Technique)

Tablo 2. MoSi₂ ve Si₃N₄ Malzemelerin Özellikleri (Properties of MoSi₂ and Si₃N₄ Materials)

Malzeme Adı	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Kırılma Tokluğu (MPa)	Termal İletkenlik (W/m-K)	Ergime Noktası (°C)	Servis Sıcaklığı (°C)
MoSi ₂	6,23	185	3	66,2	2050	1600
Si ₃ N ₄	3,2	-	3	37	2100	1800

Günümüzde 1250°C'ye kadar termo-yapısal kapasiteye sahip SiC/SiC seramik kompozit malzemenin askeri ve ticari gaz türbini motorlarının yanma oda ve türbin bileşenlerinde kullanılmaktadır. 1100°C'ye kadar yüksek sıcaklıklarda çalışan süperalaşımli metalik bileşenlerle karşılaştırıldığında, SiC/SiC seramik kompozit malzeme ağırlık hafifletilmesi sağlamanın yanı sıra aynı zamanda bileşen soğutma havası gereksinimlerini de azaltmaktadır. Soğutma havasındaki azalma, itme-ağırlık oranının artması, yakıt tüketiminin azalmasına ve zararlı egzoz emisyonlarında azalma gibi ek faydalar elde edilmektedir. Bu ek faydalarda daha fazla gelişme gerçekleştirmek için, NASA bünyesinde daha da yüksek yapısal güvenilirlik ve sıcaklık kapasitesi ile SiC/SiC CMC geliştirmeyi amaçlayan araştırmalar devam etmektedir. 1300°C'lere kadar malzeme kaybı ve oksidasyon problemi yaşamadan kullanılabilen ve yüksek sıcaklıklarda mekanik özelliklerini koruyabilmektedir. SiC/SiC seramik kompozit malzemenin içerisinde kullanılan SiC fiberlerinin özelliklerinin iyileştirilmesiyle çalışma sıcaklıkları 1450°C'ye kadar arttırılmıştır. Tyranno SA3 isimli SiC fiberlerinin kullanılmasıyla ise 1600°C'lere problemsiz çalışabildiği gözlenmiştir. Ancak Tyranno SA3 malzemesinin mekanik özelliklerinin diğer SiC fiber türlerine göre daha az olduğu belirtilmektedir [20, 23–25]. SiC/SiC seramik kompozit malzemenin özellikleri Tablo 3'te belirtilmiştir. Karbon fiberlerin üretiminde birkaç farklı yöntem kullanılmaktadır. Bunlar arasında kimyasal buhar infiltrasyonu, polimer emdirme ve piroliz ile eriyik sızması yöntemleri yer almaktadır. Bu yöntemlerin her biri farklı avantajlara sahiptir. Kimyasal buhar infiltrasyonu, karbon fiberlerin en popüler üretim yöntemidir. Bu yöntem, infiltrasyon homojenliğinin iyi olması ve matris mikroyapısının kontrol edilebilmesi nedeniyle klasik izotermal ve izobarik prosesler kullanılmaktadır. Ancak, düşük difüzyon sabiti nedeniyle infiltrasyon hızı oldukça düşüktür. Polimer emdirme yöntemi, karbon fiberlerin özelliklerini kontrol etmek için daha fazla esneklik sağlamaktadır. Bu yöntemde, karbon elyaf kumaşları önceden imal edilmiş bir polimer matrisi içinde doyurulmaktadır. Polimer emdirme yöntemi ile üretilen karbon fiberler, yüksek mukavemet özelliklerine sahip olmasına rağmen, yüksek sıcaklıklara dayanıklılık konusunda daha az başarı göstermektedir. Piroliz ile eriyik sızması yöntemi ise yüksek yoğunluklu karbon fiberlerin üretimi için kullanılmaktadır. Bu yöntemde, polimer karışımı yüksek sıcaklıkta pirolize edilmekte ve elde edilen karbon elyafları bir matris içine yerleştirilmektedir. Piroliz yöntemi ile üretilen karbon fiberler, yüksek yoğunluklu ve düşük gaz difüzyon katsayısına sahiptir. Temel kimyasal buhar infiltrasyon yöntemleri Şekil 6'da gösterilmiştir [23, 24, 26, 27].



Şekil 6. Kimyasal Buhar İnfiltrasyon (CVI) Metotları [13]
(Chemical Vapor Infiltration (CVI) Methods)

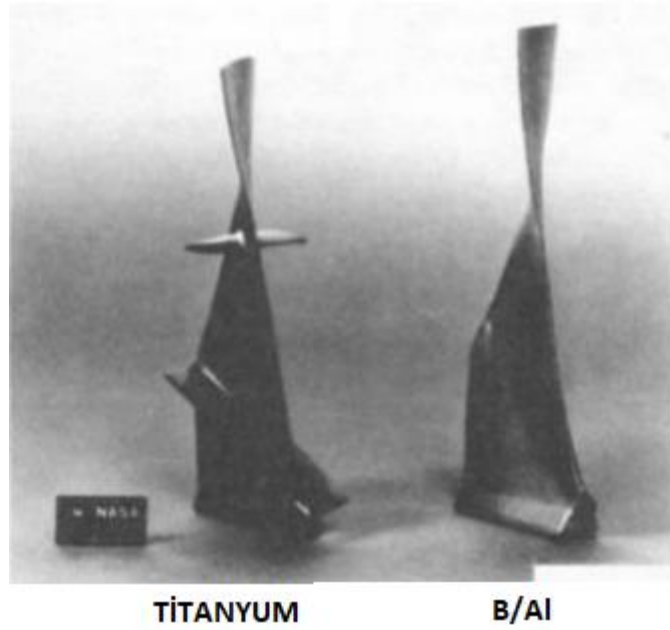
Tablo 3. SiC/SiC Seramik Kompozit Malzemenin Özellikleri (Properties of SiC/SiC Ceramic Composite Material)

Malzeme Adı	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Termal İletkenlik (W/m-K)	Ergime Noktası (°C)	Servis Sıcaklığı (°C)
SiC/SiC	3,2	380	45	2000	1400

Günümüzde C/C seramik kompozit malzemeler üzerinde de çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmektedir. C/C seramik kompozit malzemeler 1050°C'de mekanik özellikleri koruyabilmekte ve özgül çekme dayanımları 2000°C'de 160 MPa/(g/cm³) olarak belirlenirken geleneksel seramiklerin özgül çekme dayanımları 1200°C'de 40 MPa/(g/cm³) ulaşabilmektedir. C/C seramik kompozit malzemeler yerine kullanılan SiC/Al₂O₃ veya SiC (elyaf)/Si₃N₄ malzemelerine göre yüksek performanslıdır. Metallere göre 2,5 kat daha iyi ısı kapasite ve 2 kat daha iyi dayanıma sahiptir. C/C seramikler kimyasal buhar infiltrasyonu, sol-jel, sıvı infiltrasyonu ve sinterleme ile üretilebilmektedir. C/C seramik kompozit malzemeleri SiC bileşiği ile kaplandıktan sonra performansının daha da arttığı belirtilmektedir [20, 25].

Metal kompozit malzemelerde diğer kompozit malzemeler gibi halen üzerinde çalışmalar devam etmektedir. Metal kompozit malzemeler iyileştirilmiş yüksek sıcaklık özellikleri, artırılmış tokluk ve süneklik, yüksek elektriksel/ısı iletkenlik, yüksek oksidasyon direnci ve darbe direnci gibi avantajlar sunmaktadır. Metal matris kompozit geliştirme, üç malzeme uygulama kategorisi altında sınıflandırılmaktadır. Bunlar hafif metal matrisler, yüksek sıcaklık metal matrisleri ve özel metal matrisler şeklindedir. Hafif metal matrislerin üzerine gerçekleştirilen çalışmalar alüminyum malzemesi üzerine yoğunlaşmıştır [28, 29]. NASA B/Al metal kompozit malzemesini uçak fan kanatlarında kullanılması için geliştirmektedir. Fan kanatları tipik turbofanla çalışan ses altı nakliye uçağının motor ağırlığının %10'unu oluştururken, toplam uçak ağırlığının %1'ini oluşturmaktadır. B/Al malzemesinin kullanımda bulunan en büyük engel yeterli darbe direncinin ve hasar toleransının oldukça düşük olmasıdır. Bunun önüne geçmek içinde NASA fan kanatçıklarının tasarımını (Şekil 7) değiştirerek darbe direncinde 4 kat artış sağladığı belirtilmektedir. Alüminyum matrisli Boron takviyeli

metal kompozit malzemesi içerisinde yer alan Boron takviyesi yerine SiC fiberleri veya parçacıkları ekleyerek düşük maliyetli, elastik modülü artırılmış, mukavemet değerleri iyileştirilmiş olan malzeme üzerinde de çalışmalar yapılmaktadır [29].



Şekil 7. Ti F404 Fan Kanadının, Deneysel Boron/Alüminyum Fan Kanat Tasarımlarının Karşılaştırılması [29] (Comparison of Ti F404 Fan Blade, Experimental Boron/Aluminum Fan Blade Designs)

Yüksek sıcaklık metal kompozit malzemeler alanındaki çalışmaların çoğu, elyaf takviyeli süperalaşımın geliştirilmesine odaklanmıştır. Bu kompozitler, süperalaşım matrislerini güçlendirmek için yüksek mukavemetli, yüksek ısı dirençli lifler kullanılmaktadır. Uygun malzemeler ve üretim süreci seçimi, liflerin özelliklerini tamamlamak için sünek, oksidasyona dirençli bir matris sağlarken, liflerin yüksek ısı direnci özelliklerini korumasına izin vermektedir. Elyaf takviyeli süperalaşım, motor çalışma koşullarında rakip süperalaşımlara göre servis sıcaklığında önemli bir artış yaşanması olanak sağlamaktadır. Çalışmalarda ayrıca tungsten elyaf takviyeli süperalaşım matris kompozitleri ile niyobyum ve SiC takviyeli süperalaşım gibi diğer yüksek sıcaklık kompozitleri de incelenmektedir. Yüksek sıcaklık metal kompozit malzemeler üzerindeki çalışmalar uçak motorlarındaki türbin kanadı ve kanat uygulamaları için sürünme özelliklerini ve izin verilen çalışma sıcaklıklarını artırmak üzerine odaklanmıştır. Elyaf takviyeli süperalaşımlarla aşılması gereken temel teknik engel, takviye elyafının özelliklerinin bozulmasını önlemek için elyaf/matris uyumluluğudur. En kötü senaryoda fiber ve matris, yüksek sıcaklıkta üretim veya servis sırasında reaksiyona girerek kırılabilir intermetalik bileşikler oluşturmakta veya fiberler ayrılmaktadır. Ayrıca, geleneksel nikel bazlı süperalaşımın, tungsten elyaf içinde difüzyonla tetiklenen yeniden kristalleşmeye neden olarak elyafın zamanla mukavemetini ve sünekliğini kaybetmesine neden olabileceği de keşfedilmiştir. Bu bozunma reaksiyonlarını azaltmak için, modifiye edilmiş FeCr-Al-Y süperalaşımları bir matris malzemesi olarak kullanılmaktadır. Çünkü demir bazlı alaşımlar tungsten elyafı ile çok daha iyi uyumluluğa sahip ve oksidasyona dirençli, yüksek ısı iletkenliği, için sünek bir matris elde edilmektedir [15, 24, 30, 31]

Özel matrisli kompozitler, belirli bir uygulamayı karşılamak için gereken özel bir elyaf ve matris kombinasyonuna sahiptirler. Tungsten lifleri veya grafit ipliklerle güçlendirilmiş bakır matrisli kompozitler, bu tip kompozitlere bir örnektir. W/Cu kompozitleri, tungsten liflerinin yüksek sıcaklık mukavemeti ve sertliğinden ve hem W hem de Cu'nun üstün termal ve elektrik iletkenliğinden yararlanarak, herhangi bir yüksek iletkenliğe sahip bakır alaşımından daha üstün bir yüksek sıcaklık mukavemetine sahip bir kompozit oluşturulmaktadır [15, 24, 30, 31]. W/Cu kompozit yapısında %20 Cu içermesi durumunda yapılan çalışma sonucunda 30 MPa basınç altında 1450°C'de sıcak presleme ile malzemenin yoğunluk elastisite, sertlik, eğilme mukavemeti sonuçlarının ideal olduğu belirtilmektedir [32]. W/Cu içerisinde yer alan bakır oranının kompozit içerisinde artmasıyla beraber termal iletkenlik katsayısı artmaktadır. Ancak elastik modül düşmektedir. 800°C sıcaklıklara çıkıldığında ise düşük bakır oranı içeren kompozit malzemede bükülme elastik modülü dramatik olarak düşmektedir. Oda

sıcaklığında ise en iyi bükülme elastik modülüne düşük bakır oranına sahip olan kompozit malzemeye elde edildiği anlaşılmıştır [33].

Gr/Cu kompozitler ayrıca olağanüstü bir termal iletkenliğe sahiptir ve buna ek olarak, çok çeşitli mevcut termal genleşme katsayıları ile daha düşük yoğunluklu, daha yüksek modüllü bir kompozit malzeme oluşmaktadır. Gr/Cu kompozit malzemesinin içerisine sertlik ve ısıl iletkenliklerinin arttırmak için metal oksit ($MnO_2+Co_3O_4$) nano parçacıklar eklenmesiyle beraber sertlik değerinde %30'luk ve termal iletkenlik değerinde ise %10'luk bir artış sağlanmıştır. Halihazırda yüksek termal iletkenliğe sahip olan bir kompozit olan Gr/Cu bu sayede daha da yüksek bir termal iletkenliğe sahip olduğu belirtilmektedir [34, 35].

NASA roket motorları için kriyojenik olarak soğutulan itme odası gömleklerine uygulama için W/Cu kompozitleri üzerinde çalışmaktadır. Mevcut gömleklerin sınırlı bir ömrü bulunmaktadır. Çünkü hazne gömleği duvarlarındaki şiddetli termal gerilimler, halihazırda kullanılan bakır alaşımlarının akmasına ve deforme olmasına neden olmaktadır. Sürünme testlerinde astar duvarlarının termal döngülerle çatlamasına ve bozulmasına yol açtığı gözlenmiştir. W/Cu kompozitlerinin iyileştirilmiş yüksek sıcaklık dayanımı ve yüksek termal iletkenliği, soğutma sıvısından daha verimli ısı transferini gerçekleştirirken itme odası duvarlarının gücünü artırarak ve daha uzun ömürlü, daha güvenilir roket motoru elde edilmesi hedeflenmektedir. Ek olarak, yüksek sıcaklıklardaki yüksek rijitlikleri ve termal iletkenlikleri nedeniyle, Gr/Cu kompozitleri, uzay güç sistemleri için ısıyı reddeden radyatörler olarak değerlendirilmektedir [15, 20, 24, 36].

4. Sonuçlar ve Tartışma (Results and Discussion)

Kompozit malzemelerin uçak motorları içerisinde kullanılması için yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Özellikle bu sektörün öncülerinden olan NASA ve GE gibi merkezler süperalaşım yerini alabilecek malzemeler üzerinde çalışmalar gerçekleştirmektedir. Bunların nedenleri arasında uçak performanslarını arttırmak, hafifletme sağlanması, yüksek ısıl dayanımlar elde edilmesi bulunmaktadır. Polimer kompozit malzemeler üzerinde özellikle yüksek ısıl ve sıcaklık dayanımı bulunan poliimid üzerinde yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Poliimid matrisli kompozit malzemelerinin içerisine ilave edilen takviye malzemeler sayesinde $400^{\circ}C$ 'ye yakın dayanımları sayesinde ses altı uçaklarda kullanılmaları söz konusudur. Ancak matris malzemesi olarak polimer malzeme kullanılmasından dolayı yüksek sıcaklıklara erişen yanma odalarında kullanılması olası gözükmemektedir. Ancak $400^{\circ}C$ 'ye kadar olan sıcaklıklarda süperalaşım malzemelere alternatif olarak kullanılabilirler.

Metal kompozit malzemeler ise yüksek sıcaklıklar çalışmak için polimer kompozit malzemelere göre daha uygundur. Ancak metallerin yüksek sıcaklıklarda oksijen ile bileşik oluşturma riskleri bulunmaktadır. Bu nedenle matris malzemesi olarak kullanılan metal malzemeler üzerinde çalışmalar gerçekleştirilerek bozunmaların önüne geçilmeye çalışılmaktadır. Metal matrisli kompozit malzeme oldukları için mukavemet dayanımları da polimer kompozitlere oranla daha iyidir. Ancak ağırlık olarak polimer kompozit malzemelerden daha ağırdır. Fakat süperalaşımlara göre içerisinde elyaf malzemelerinin yer almasında dolayı daha hafiftir. Özellikle NASA'nın B/Al kompozit malzemesi üzerinde yaptıkları çalışmalar öne çıkmaktadır ve şu anda süperalaşım yerine kullanılacak en iyi malzeme metal kompozit malzemelerdir.

Son olarak seramik kompozit malzemelere baktığımız zaman en iyi ısıl dayanımlara sahip oldukları gözlenmektedir. Ancak en büyük dezavantajları işleme zor ve pahalı olmasının yanı sıra oldukça kırılgan malzemelerdir. Yüksek sıcaklıklara dayanımları yüksek olsa dahi parçaya etki eden darbe anında kırılma yaşanması oldukça yüksektir. İşleme anında bile parçaya gelen kesme kuvvetleri sonucunda da kırılmalar yaşanmaktadır. Wu/C ve Si/C günümüzde üzerinde çalışmalar gerçekleştirilen kompozit malzemelerdir. Ancak seramik kompozitler kırılgan oldukları için kırılma toklukları arttırmaya yönelik malzemeler geliştirilmeye çalışılmaktadır.

Kompozit malzemeler incelendiğinde metal kompozit malzemelerin süperalaşımın yerini alabilmek için bir adım önde olduğu gözlenmiştir. Ancak polimer ve seramik kompozit malzemeler üzerinde yapılan çalışmalarda göz ardı edilmemesi gerekmektedir. Kompozit malzemeler günümüzde uçaklarda bazı motor parçaları yerini almıştır. Yüksek sıcaklığın olduğu yerlerde halen süperalaşım kullanılsa da birkaç yıl içerisinde yerini kompozit malzemelere bırakacağı öngörülmektedir.

Çıkar Çatışması Beyanı (Conflict of Interest Statement)

Yazarlar tarafından herhangi bir çıkar çatışması bildirilmemiştir.

Kaynaklar (References)

- [1] I. Elfaleh, F., Abbasi, M., Habibi, F., Ahmad, M., Guedri, N., Mondher, and C., Garnier, "A comprehensive review of natural fibers and their composites: An eco-friendly alternative to conventional materials," *Results in Engineering*, vol. 19, pp. 1-31, Sep. 2023, doi:10.1016/j.rineng.2023.101271.
- [2] A. K. Kaw, *Kompozit Malzeme Mekaniği*, 1st ed. Ankara: Efil Yayınevi, 2014.
- [3] Y. Şahin, *Kompozit Malzemelere Giriş*, 4th ed. Ankara: Seçkin Yayıncılık, 2022.
- [4] P. Balakrishnan, M. J. John, L. Pothan, M. S. Sreekala, and S. Thomas, *12 - Natural fibre and polymer matrix composites and their applications in aerospace engineering*, Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering, S. Rana and R. Fanguero, Ed., Woodhead Publishing, 2016, pp. 365-383. doi:10.1016/B978-0-08-100037-3.00012-2.
- [5] J. Zhang, P. Wang, R. Yan, and R. X. Gao, "Long short-term memory for machine remaining life prediction," *Journal of Manufacturing Systems*, vol. 48, pp. 78-86, Jul. 2018, doi:10.1016/j.jmsy.2018.05.011.
- [6] G. Sjöberg, "Aircraft Engine Structure Materials," North Atlantic Treaty Organization Science and Technology Organization, pp. 1-24, January 2012, doi:10.14339/RTO-EN-AVT-207-13-pdf
- [7] N. R. Muktinatalapati, *Materials for Gas Turbines – An Overview*, Advances in Gas Turbine Technology, IntechOpen, 2011, pp. 293-314. doi:10.5772/20730.
- [8] E. Akca and A. Gürsel, "A review on superalloys and IN718 nickel-based INCONEL superalloy," *Periodicals of Engineering and Natural Sciences*, vol. 3, no. 1, pp. 1-13, Jun. 2015, doi:10.21533/pen.v3i1.43.
- [9] T. M. Pollock and S. Tin, "Nickel-Based Superalloys for Advanced Turbine Engines: Chemistry, Microstructure and Properties," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, no. 2, pp. 361-374, Mar. 2006, doi:10.2514/1.18239.
- [10] B. Beşergil, "Karbon-Karbon Kompozitler; Üretim Prosesler (production processes)." *bilsenbesergil.blogspot.com*. Jun. 15, 2019. [Online]. Available: http://bilsenbesergil.blogspot.com/p/blog-page_90.html. [Accessed: Nov. 12, 2023]
- [11] S. Kesarwani, "Polymer Composites in Aviation Sector," *International Journal of Engineering Research and Technology*, vol. 6, no. 6, pp. 518-525, June 2017, doi:10.17577/IJERTV6IS060291.
- [12] NASA, "Polyimide Boosts High-Temperature Performance," *ntrs.nasa.gov*, September 1, 2008. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20090002513>. [Accessed: Nov. 12, 2023].
- [13] K. J. Bowles and G. Nowak, "Thermo-Oxidative Stability Studies of Celion 6000/PMR-15 Unidirectional Composites, PMR-15, and Celion 6000 Fiber," *Journal of Composite Materials*, vol. 22, no. 10, pp. 966-985, October 1988, doi:10.1177/002199838802201005.
- [14] K. Bowles, L. McCorkle, and L. Ingrahm, "Comparison of Graphite Fabric Reinforced PMR-15 and Avimid N Composites After Long Term Isothermal Aging at Various Temperatures," *Journal of Advanced Materials*, pp. 1-29, February 1998.
- [15] D. L. McDanel, T. T. Serafini, and J. A. DiCarlo, "Polymer, metal, and ceramic matrix composites for advanced aircraft engine applications," *Journal of Materials for Energy Systems*, vol. 8, no. 1, pp. 80-91, June 1986, doi:10.1007/BF02833463.
- [16] D. Wilson, "PMR-15 processing, properties and problems—a review," *British Polymer Journal*, vol. 20, no. 5, pp. 405-416, November 1988, doi:10.1002/pi.4980200505.
- [17] R. D. Vannucci, "Properties of PMR Polyimide composites made with improved high strength graphite fibers," *Twelfth National SAMPE Technical Conference Seattle, January 1980*, pp. 1-19. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19800019943>. [Accessed: Nov. 12, 2023].
- [18] J. Dominy, "Structural composites in civil gas turbine aero engines," *Composites Manufacturing*, vol. 5, no. 2, pp. 69-72, June 1994, doi:10.1016/0956-7143(94)90057-4.
- [19] Y. Uzunonat, "Uçak Motoru Uygulamalarında Alternatif Çözümler: MoSi2 Esaslı Malzemelerin Yapısal Eleman Olarak Kullanımı," *Mühendis ve Makina*, vol. 57, no. 679, pp. 44-52, August 2016.
- [20] B. Parveez, M. I. Kittur, I. A. Badruddin, S. Kamangar, M. Hussien, and M. A. Umarfarooq, "Scientific Advancements in Composite Materials for Aircraft Applications: A Review," *Polymers*, vol. 14, no. 22, pp. 1-32, Jan. 2022, doi:10.3390/polym14225007.
- [21] E. Nas, H. Gökkaya, and G. Sur, "Sıcak Presleme Yöntemi Kullanılarak Kompozit Malzemelerin Üretilebilirliği Üzerine Bir Değerlendirme," *Karaelmas Fen ve Mühendislik Dergisi*, vol. 3, no. 2, pp. 56-65, Jun. 2013.

- [22] D. Sciti, S. Guicciardi, and A. Bellosi, "Properties of Si₃N₄ – MOSi₂ Composites with a Nanostructured Matrix," *26th Annual Conference on Composites, Advanced Ceramics, Materials, and Structures: B: Ceramic Engineering and Science Proceedings, January 13-18, 2002, Florida, USA*, Volume 23, H. T. Lin, M. Singh, Eds., 2002, pp. 673–679. doi:10.1002/9780470294758.ch74
- [23] J. A. DiCarlo, "Advances in SiC/SiC Composites for Aero-Propulsion," *nasa.gov*, NASA/TM-2013-217889, Jul. 2013. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20140000988>. [Accessed: Nov. 12, 2023].
- [24] M. Jinsheng, S. Liwei, and H. Yongxiang, "Application of Composite Materials in Engine," *Materials Science: Advanced Composite Materials*, pp. 1–9, 2017, doi:10.18063/msacm.v1i1.499.
- [25] G. Karadimas and K. Salonitis, "Ceramic Matrix Composites for Aero Engine Applications—A Review," *Applied Sciences*, vol. 13, no. 5, pp.1-42, Jan. 2023, doi:10.3390/app13053017.
- [26] T. M. Besmann, D. P. Stinton, R. A. Lowden, and W. Y. Lee, *Chemical Vapor Deposition (CVD) and Infiltration (CVI), Carbide, Nitride and Boride Materials Synthesis and Processing*, A. W. Weimer, Ed., Dordrecht: Springer Netherlands, 1997, pp. 547–577. doi:10.1007/978-94-009-0071-4_22.
- [27] A. Lazzeri and M. B. Coltelli, *Chemical vapour infiltration of composites and their applications*, Chemical Vapour Deposition (CVD), CRC Press, 2019, pp. 1–28. doi:10.1201/9781315117904-8.
- [28] K. U. Kainer, *Basics of Metal Matrix Composites*, Metal Matrix Composites, John Wiley & Sons, Ltd, 2006, pp. 1–54. doi:10.1002/3527608117.ch1.
- [29] C. T. Salemme and G. C. Murphy, "Metal spar/superhybrid shell composite fan blades," *ntrs.nasa*, NASA-CR-159594, Aug. 1979. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19790022124>. [Accessed: Nov. 12, 2023]
- [30] Z. Ali, Y. Gao, B. Tang, X. Wu, Y. Wang, M. Li, X. Hou, L. Li, N. Jiang and J. Yu, "Preparation, Properties and Mechanisms of Carbon Fiber/Polymer Composites for Thermal Management Applications," *Polymers*, vol. 13, 169, pp. 1-22, Jan. 2021, doi:10.3390/polym13010169.
- [31] D. D. L. Chung, Ed., *Composite Materials*, Springer, London, 2010, pp. 1–34, doi:10.1007/978-1-84882-831-5.
- [32] M. Roosta, H. Baharvandi, and H. Abdizade, "An experimental investigation on the fabrication of W-Cu composite through hot-press," *International Journal of Industrial Chemistry*, vol. 3, 10, pp.1-6, Jul. 2012, doi:10.1007/978-1-84882-831-5_1
- [33] E. Tejado, A. v. Müller, J.-H. You, and J. Y. Pastor, "The thermo-mechanical behaviour of W-Cu metal matrix composites for fusion heat sink applications: The influence of the Cu content," *Journal of Nuclear Materials*, vol. 498, pp. 468–475, Jan. 2018, doi:10.1016/j.jnucmat.2017.08.020.
- [34] Y. Zhang, Y. Li, Y. Li, M. Song, X. Zhang, and W. Zhang, "TMOs@Gr/Cu composites: Microstructure and properties," *Materials & Design*, vol. 182, pp. 1-7, 30, Nov. 2019, doi:10.1016/j.matdes.2019.108030.
- [35] A. R. Shelke, J. Balwada, S. Sharma, A. D. Pingale, S. U. Belgamwar, and J. S. Rathore, "Development and characterization of Cu-Gr composite coatings by electro-co-deposition technique," *Materials Today: Proceedings*, vol. 28, pp. 2090–2095, Jan. 2020, doi:10.1016/j.matpr.2020.03.244.
- [36] C. Hou, X. Song, F. Tang, Y. Li, L. Cao, J. Wang and N. Zouren, "W-Cu composites with submicron- and nanostructures: progress and challenges," *NPG Asia Materials*, vol. 11, no. 74, pp. 1-20, Dec. 2019, doi:10.1038/s41427-019-0179-x.

This is an open access article under the CC-BY license

