

# Havacılık Alanında Kullanılan Birleştirme Yöntemleri

Emin Orhun Baştekeli \*

## ÖZ

Günümüzde helikopter ve uçak gibi uçan platformların motor ve gövde parçalarının imalatı büyük ölçüde çözülebilir ve çözülemez birleştirme tekniklerine dayanmaktadır. Özellikle çözülemez birleştirme tekniklerinin kullanıldığı kısımlarda ise sınırlı yerlerde yapıştırıcı kullanılmakta, ancak büyük ölçüde perçin, kaynak ve lehim bağlantıları kullanılmakta ve gün geçtikçe bağlantı verimliliği yüksek ve yeni, daha hafif ve dayanıklı birleştirme prosesleri üzerine çalışmalar yapılmaktadır. Özellikle yerli ve milli uçak ve helikopter yapımına hız verildiği şu günlerde, ülkemiz adına bu birleştirme tekniklerinin ve birleştirme felsefesinin anlaşılması ülkemiz mühendisleri için daha büyük önem arz etmektedir. Bu çalışmada hava taşıtlarının imalinde yoğun olarak kullanılan birleştirme teknolojileri, malzemeleri ve birleştirme konsepti ile ilgili genel kapsamda bilgi verilmekte ve güncel teknolojiler anlatılmaktadır.

**Anahtar Kelimeler:** Havacılık, uçak, helikopter, birleştirme, kaynak, lehim, perçini

## Welding and Brazing Techniques and Application in Aviation Industry

### ABSTRACT

Today, the manufacture of engine and fuselage parts of flying platforms such as helicopters and aircraft is largely based on solvable and indecipherable joining techniques. Especially in parts where unsolvable joining techniques are used, adhesive is used in limited places, but to a large extent Rivet, welding and solder connections are used and work is being done on new, lighter and more durable joining processes with higher connection efficiency. Especially in these days when the construction of domestic and national aircraft and helicopters is being accelerated, the understanding of these joining techniques and joining philosophy on behalf of our country is of greater importance for our country's engineers. In this study, information is given about joining technologies, materials and joining concept used extensively in the manufacture of aircraft and current technologies are explained.

**Keywords:** Aviation, aircraft, helicopter, integration, welding, brazing, rivet

---

Geliş/Received : 10.04.2020  
Kabul/Accepted : 20.06.2020

\* Araş. Gör., İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, bastekeli@itu.edu.tr  
ORCID: 0000-0001-8287-7030



# 1. GİRİŞ

## 1.1 Havacılık Kaza Tarihi ve Havacılıkta Kullanılan Birleştirme Tasarım Kuralları

Havacılık ve uzay sanayii, en ileri mühendislik bilgi birikiminin kullanıldığı alanlardan biri olarak geçmişte ve günümüzde yerini almaktadır. Uçan platformların genellikle hacim olarak fazla oluşu, birden çok mühendislik parçası ve sistemlerinin bir araya getirilerek birleştirilmesi sonucu oluşturulmakta ve bu birleştirme sürecinin sonucu olarak yoğun ve karmaşık mühendislik hesaplamalarının birlikte kullanılmasını gerektirmektedir. Geline son teknoloji ve bilgi birikimi bu alanda kullanılsa da, malzeme biliminde ve özellikle birleştirme proseslerinde var olan bilinmezlik süreçleri, bu alanda yapılan tasarımların defalarca doğrulanmasını günümüzde gerektirmektedir. Ancak, geçmişte birleştirme süreci ve malzeme bilimi ilgili olarak insanlığın bilgi birikiminin daha az oluşu ve test süreçlerinin yetersizliği, havacılık alanında bir çok kazanın yaşanmasına sebebiyet vermiştir. Özellikle, 1900’lü yılların başlangıcından, 1980 ‘li yıllara kadar, tasarım ve imalat süreçlerindeki bilgi eksikliği sivil ve askeri havacılıkta bir çok kazanın yaşanmasına sebebiyet vermiş ve yeni standartların oluşturulması gerekliliğini ortaya çıkarmıştır.

Bu kazalardan en çarpıcı olanlardan ilki, “Comet uçak kazası” olarak bilinen kazadır. Havacılık tasarım kriterlerinde, sadece, uçağın uçuşu için gerekli kuvvete anlık olarak mukavemet gösteren malzemelere ihtiyaç duyulmasının ve basit yorulma kabullerinin göz önüne alınarak yapılan tasarımların haricinde, bağlantı elemanlarına bağlı olan gerilme konsantrasyonu, çatlak oluşumu ve çatlak ilerleme kriterlerinin de önemli olduğu ve bu oluşumların mevcut tasarım kriterleri altında beklenen süreden çok daha erken ortaya çıktığını göstermiştir.

Benzer şekilde de 1969 yılında F-111 adlı General Dynamics adlı şirket tarafından imalat ve tasarım süreci gerçekleştirilen uçağın, yerden havalandıktan kısa bir süre sonra, uçak, tasarım dayanım yükünün yarısı olan 3.5 g ivmelenmesine maruz kaldığı sırada, alçak irtifa uçuşunda sol kanat kısmını kaybetmiş, olayın ardından yapılan inceleme sonucunda daha 107 uçuş saati tamamlamış bu uçağın, parçalarının imalat aşamasında kusur olduğu ve bir önceki uçuşu sırasında bu hatanın kendisini çatlak olarak ortaya çıkardığı, uçuş esnasında çatlağın hızla ilerlemesi sonucu kanadın aniden koptuğu anlaşılmıştır [2]. Bu kazanın ardından ise, uçakların uçuş ardından, uçağın belirli kısımlarının düzenli olarak bakım onarımına alınması gerektiği ve çeşitli testlere tabi tutulması gerektiğini ortaya çıkmıştır. Bu olay A.B.D hava kuvvetleri tarafından daha sonraları ortaya çıkarılacak olan MILA-83444 (Hasar Tolerans Metodolojisi) standardının ortaya çıkmasına sebebiyet verecektir.

Dan hava yollarının Boeing 707 uçağının kazasına sebebiyet veren olay ise, meka-

nik bağlantı elemanlarından birinin, bağlantı yuvasında çıkan çok küçük bir çatlakın bütün bir “spar” (kanat destek elemanı) boyunca yayılıp bu parçayı koparması olgusudur. Yaşanan bu kaza, belirli bir uçuş saatini tamamlamış uçağın, çatlakla bağlı olarak hasar içermesi durumunun, hiç uçuşa çıkmamış ancak belirli bir çatlakla sahip uçağın çatlak hasarı ile eşdeğer olamayacağını ortaya koymuş ve nispeten daha yaşlı olan uçaklar için ek hasar tespit metod ve analizlerinin yapılması gerektiğini ortaya çıkarmıştır.

Aloha hava yollarının Boeing 707 cinsi uçağının havada aniden motor kanatlarının birinin kopması sonucunda uçağın yere çakılmasıyla oluşan kazanın elde edilen sonuçlarında ise, kanat malzemesi olarak kullanılan titanyum alaşımının, ham malzeme iken iç yapısında hata oluşturacak şekilde üretildiği ve imalatçı firmanın, içinde hata barındıran ve işleme prosesine alacağı kütük/levhayı incelemesine rağmen bu hatayı tespit edemediği anlaşılmıştır. Sonuç olarak bu olay, üreticiden imalatçıya kadar geçen süreçlerde malzemeler her ne kadar standartlar dahilinde üretilse de, imalat sürecinden önce, imalat aşamasında ve imalattan sonra yapılacak tahribatlı yada tahribatsız muayenelerin ne kadar önemli ve hayati olabileceğini ortaya çıkarmıştır.

Yaşanan bu kazaların ardından çeşitli ülkelerde ve kıtalarda çeşitli havacılık otoriteleri toplanıp bir araya gelmişler ve tasarım, imalat, kalite standartlarını kapsamlı bir şekilde revize etmişlerdir. Örneğin A.B.D de AWS D17 komitesi 1993 yılında kurulmuş ve MIL-STD-2219 (Havacılık İçin Ergitme Kaynağı Standartları) ve MIL-STD-1595A( Uçakların Ve Füzelerin Ergitme Kaynakçılarının Kalifikasyonu) standartlarını yeniden belirlemişlerdir. D17.1 alt standardı havacılık alanında istihdam edilecek ergitme kaynakçılarının kalifikasyonuna atıfta bulunurken, D17.2 direnç kaynağı ve D17.3 ise sürtünme karıştırma kaynağı ile ilintilidir. D17.1 bugün dünyada en olgunlaşmış ve OEM ler ve onların tedarik zincirleri tarafından en çok kullanılan standart haline gelmiştir[1].

Her nereye birleştirme tekniği uygulanırsa uygulansın, bir konstrüksiyona yapılacak doğru birleştirme tekniğinden çok “bağlantının verimliliği” ön plandadır. Buna göre bağlantı verimliliği denklem (1) de görüldüğü gibidir[2].

$$\text{Bağlantı Verimliliği} = \frac{\text{Bağlantının Üstündeki gerilme değeri}}{\text{Bağlantının bulunduğu yapının sahip olduğu toplam gerilme değeri}} \quad (1)$$

Yani, birleştirme tekniği uygulayan firmalar, sadece uygun malzeme için doğru yöntemi seçmekle kalmamakta, aynı zamanda olayın ilk başındaki tasarım kısmında “bağlantı verimliliği” faktörünü de göz önünde bulundurarak tasarımlarını gerçekleştirmektedir. Dolayısıyla, örnek vermemiz gerekirse uçak kanadının aynı bölgesinde yapıştırma tekniği yada yapıştırma + perçin + şekil bağlantısı kullanılabilse de, verimlilik, dayanım, yapısal ağırlıktan tasarruf gibi parametrelerin optimizasyonu ger-



çekleştirilmekte ve belirlenen parçanın belirlenen bölgesi için “uygun” birleştirme teknikleri seçilmektedir.

## 1.2 Havacılık Alanında Kullanılan Malzemeler

Uçak içinde birleştirme tekniklerinin uygulandığı bu havacılık parçaları en genel anlamda

- Düşük sıcaklık alaşımları
- Yüksek sıcaklık alaşımları

olarak sınıflandırılmaktadır. Yüksek sıcaklık alaşımları, uçağın motor (gaz türbini-yanma odası ve egzoz bölümündeki parçalar olarak) bölümünde bulunan parçalar olmakta iken(kompresör hariç) ,düşük sıcaklık alaşımları kabaca motor harici olan ve uçağın yapısal kısmını oluşturan kanatlar, kanat destek eleman ve çerçeveleri, kabin/gövde elemanları olarak tanımlanabilir.

Düşük sıcaklık alaşımları uçağın yüksek irtifada aşırı soğuğa, neme değişken tekrarlı yüklere(dolayısıyla iyi yorulma dayanımı kabiliyetine sahip) ve mukavim, tok, kolay plastik şekil verilebilen, nispeten kolay birleştirilebilen ve talaşlı şekillendirilebilen ve hafif malzemeler grubu olarak bahsedilebilir. Örn; 7xxx serisi Al-Li ,6xxx serisi Al-Mg alaşımları, karbon fiber, cam fiber ve kuvars fiber esaslı kompozit malzemelerdir.

Yüksek sıcaklık alaşımları ise; yüksek sıcaklık etkisi altındaki şiddetli korozyon ve basınç etkilerine dayanıklı, nispeten hafif ve sürünmeye dayanıklı, termal etkilerden dolayı hemen çatlak vermeyen malzeme grubudur.Örn; gaz türbininin nozül kısmında kobalt esaslı alaşımlar (FSX-414 ve GTD-111) [3]yanma odasına yakın kısımlarda ise HSTR malzeme olarak adlandırılan nikel esaslı süperalaşımlar IN 738,U-500, U-720Li ve Nimonic, Hastalloy, Waspalloy gibi alaşımlardır. Türbin shaftında ise Maraging çelikleri, türbin teker kısmında Cr-Mo-V(%1Cr %1Mo %0.25 V) çelikleri, 12Cr...serisi çelikler(M152 yada A286 gibi paslanmaz tip östenitik çelikler) kullanılmakta olduğu bilinmektedir.[3]

## 1.3 Havacılık Alanında Kullanılan Birleştirme Yöntemleri

Havacılık alanında sık olarak kullanılan birleştirme yöntemleri ana hatları ile aşağıdaki gibidir;

### **A- Kaynak ve Kaplama Yöntemleri**

- A1) MIG Kaynağı
- A2) TIG Kaynağı
- A3) Elektron Işın Kaynağı
- A4) Laser Işın Kaynağı



- A5) Sürtünme Kaynağı(Sürtünme Karıştırma, Sürtünme Atalet ve Lineer Sürtünme Kaynağı)
- A6) Kaplama Teknikleri(Plazma Ark Spreyleme, Elektro-Kaplama, Lazer Cladding, Elektrik Ark Spreyleme)

### **B- Lehim Yöntemleri**

- B1) Sert Lehimleme(Yüksek Sıcaklıklarda)
- B2) TLP(Transitient Liquid Phase -Geçişken Sıvı Fazı) Birleştirme
- B3) Difüzyon Birleştirme

### **C- Perçin ve Mekanik Bağlantı**

- C1) Perçinle ve Şekil Bağlı Cisimler

### **C- Yapıştırma Yöntemleri**

- Ç1) Epoksi yapıştırıcılar
- Ç2) BMI (Bismaleiamid) Yapıştırıcılar
- Ç3) Akrilik Esaslı Yapıştırıcılar
- Ç4) Siyanoakrilat Esaslı Yapıştırıcılar
- Ç5) Fenolik ve Formaldehit Tipi Yapıştırıcılar
- Ç6) Sıcak-Ergiyik yapıştırıcılar(Hot-Melt Adhesives)[1,2,3,4]

### **D- Kaplama Yöntemleri**

- D1) Sert Kaplama
- D2) Yumuşak Kaplama

## **1.4 Malzemeler-Yapısal Elemanlar Ve Kullanımlarına Göre Kaynak Bağlantı Teknikleri**

### ***Paslanmaz Çelikler***

17-4 PH (Çökelti Serleştirme) ve 15-5 PH Tip Paslanmaz Çeliklerde, TIG ve EB kaynağının kullanıldığı belirtilmiştir. A286 gibi tam östenitik paslanmaz çeliklerde en iyi sonucu TIG kaynağının verdiği iddia edilmekte EB ve direnç kaynağında sıcak çatlakların görüldüğü söylenmektedir.

17-7 ve 15-7 gibi yarı östenitik tip paslanmazlarda en sık görülen uygulama (ince levhalar için) TIG, kalın levhalarda MIG (%75 He-%25 Ar), Nokta ve Dikiş Direnç kaynakları görülmektedir. Ayrıca Type 630, Type 632, Type 660(A286) tip paslanmazlarda TIG ve Laser kaynakları ön plana çıkmaktadır.[4]

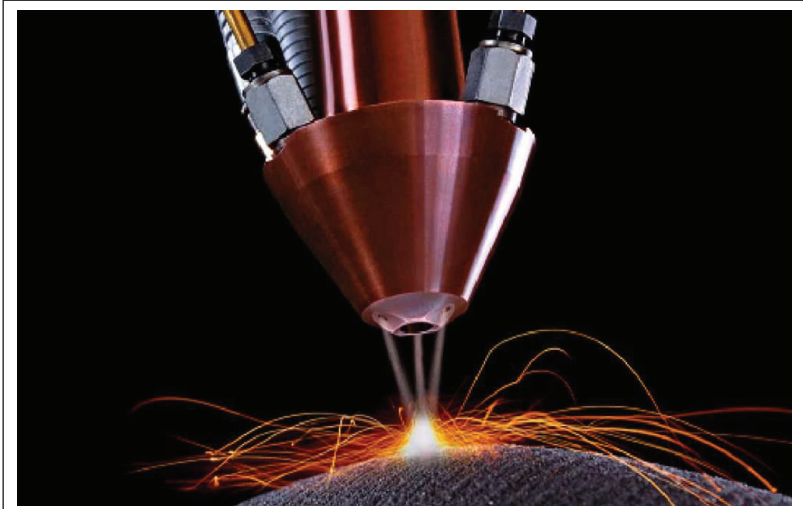
Ferritik çeliklerden SCMV çeliği (0.3% C, 3.15% Cr, 1.6% Mo 0.1% Va, 0.6% Si) ile AerMet100 0.2% C, 2.5% Cr, 10.1% Ni, 12.7% Co, 1.37% Mo, 3.26% Nb, 0.01% Mn çeliğinin kaynağında IFW kullanılmakta SCMV türbinin yüksek sıcaklık bölge-



sinin sonunda bulunan tahrik mili malzemesi iken AerMet100 tahrik milinin diğer ucunda bulunan kompresör kısmında bulunmaktadır.[1]

### ***Titanyum Alaşımları***

Ti6Al4V havacılık endüstrisinde yapılan bilimsel çalışmaların %50 sini kapsamaktadır. Bu parçanın kaynaklanmasında en ekonomik yöntem TIG kaynağı olsa da Laser yada EB, üretim hızını, dolayısıyla verimliliği arttırmaktadır. Ayrıca titanyum matrisli kompozitlerde sert lehim ve difüzyon kaynağı, fiber hasarını minimize ettiği için tercih edilmektedir. Titanyum alaşımlarında ise TIG-MIG standart olarak kullanılabilen Plazma/Laser kaynak teknolojisi 13 mm ye kadar kalınlıkta olan parçalarda , EB 6.4 mm'den 76 mm'ye kadar olan parçalarda, sürtünme kaynağı dönel parçalarda, direnç kaynağı ise bimetalik parçaların kaynatılmasında kullanılmaktadır.[4] Ayrıca titanyum ve alaşımları için (süperplastik şekillendirme ile) difüzyon kaynağı uygulanmaktadır.[1] Plazma kaynağı işlemine ait görsel Şekil 1'de verildiği gibidir.



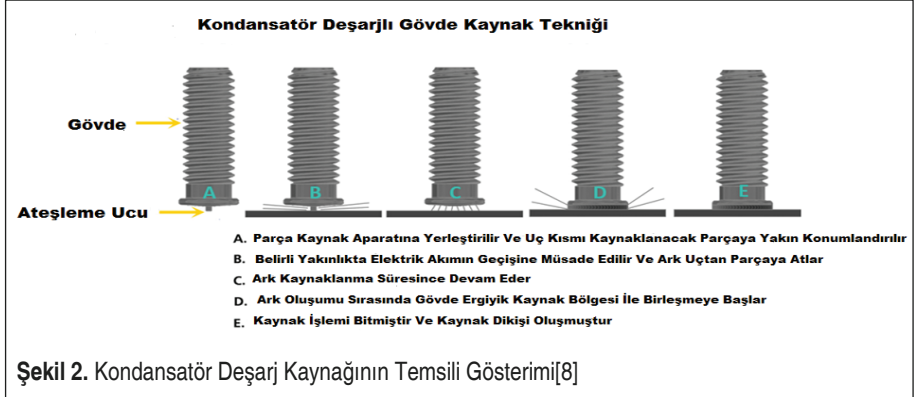
**Şekil 1.** Plazma Kaynak İşlemi Esnasında Çekilmiş Bir Fotoğraf [7]

### ***Alüminyum Alaşımları***

7xxx (Al-Li) ve 2xxx(Al-Mg) havacılık alanında gövde bileşenleri olarak kullanılmakta olup MAG ve TIG yöntemleri kaynaklanmalarında tercih edilmektedir. Ancak Al-Mg alaşımlarının ergitme kaynağı ile birleştirilmesi sırasında magnezyum ile alüminyum arasında intermetalik tabaka oluştuğundan bu durum çeşitli termomekanik özellikleri olumsuz etkilemektedir. Bu durumun önlenmesi için “kaynak hızı” yada “ilave malzeme seçiminin” dikkatli yapılması gerekmektedir. Bu malzemeler için Laser-TIG melez kaynağının kullanıldığı ve levhalar arasına Ce (Seryum) folyonun

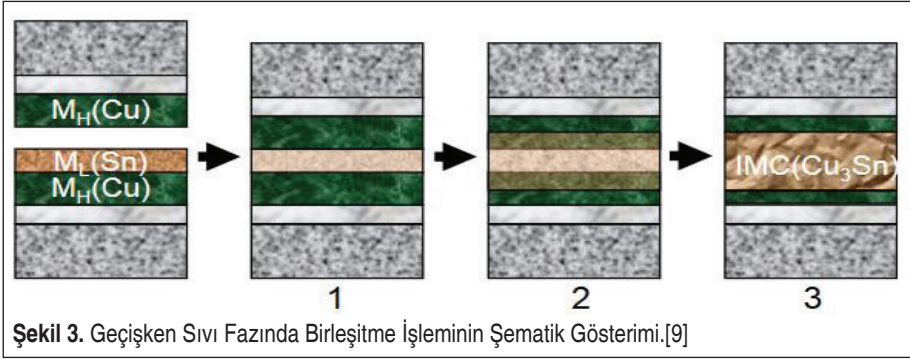
eklenmesi ITAB da çatlak oluşumunu azalttığı gözlemlenmiştir.[4] Ayrıca yüksek güçlü lazerlerde kaynak esnasında alaşım elementlerinin bazılarının buharlaştığı dolayısıyla kaynak sonrası dikişin mekanik özelliklerinde düşüş tespit edildiği için seçilen hibrit yöntemin dolgu malzemesi ilaveli düşük güçlü laser-TIG yöntemi olması gerekmektedir. [5]

Çözelti (Solüsyon) sertleşmesine maruz kalabilen süper dayanıklı alüminyum alaşımlarında sırasıyla Nd:YAG Laser, EB, TIG ve CDW yöntemleri ergitme usulü kaynak yöntemi olarak kullanılmaktadır. 7010, 7475 ve 8090 Alüminyum alaşımlarının difüzyon kaynağının en iyi uygulandığı alaşımlardır. Bu kaynak yöntemi tamamı seramik yada seramik kaplamalı metal motor teknolojisine geçiş için yapılan çalışmalarda kullanılmaktadır. Ayrıca alüminyum alaşımlarının kullanıldığı uçak panelinin gövdeye kaynatılmasında ultrasonik kaynağın kullanıldığı A-10 uçağı için belirtilmiştir. Ayrıca kondansatör deşarj kaynağına ait işlem görseli Şekil 2’de görüldüğü gibidir.



Alüminyum-Demir alaşımlarının katı hal kaynağı olarak sürtünme atalet kaynağı, lineer sürtünme kaynağı ve konvansiyonel sürtünme kaynağı aynı malzemede olmayan parçaların birbirine katı halde kaynatılmasına olanak sağlamaktadır. Havacılık taşıtlarının yapısında kullanılan 8090-T6 , 2090-T8, 2094-T8 gibi Alüminyum-Lityum alaşımlarının kaynatılmasında ise TIG, (Değişken Kutuplu) Plazma -Ark kaynağı, MIG ve EB kullanılmakta olduğu belirtilmiştir.[4] Al-MMC (Metal Matrisli Kompozit) bağlantılarında ise;

- TIG
- MIG
- Elektron Işın Kaynağı (EB)
- Lazer
- Direnç Kaynağı

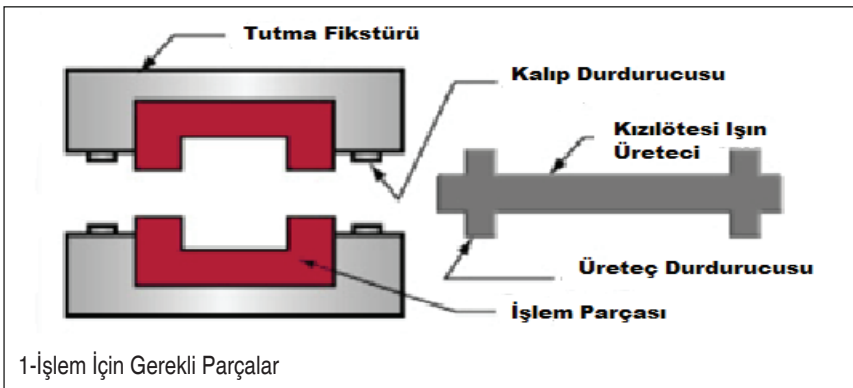


- Sürtünme Atalet
- Geçişken Sıvı Fazında Birleştirme(TLP Bonding)
- Kondansatör Deşarj Kaynağı(CDW) teknikleri kullanılmaktadır.[5]

Geçişken sıvı fazı ile birleştirmeye ait görsel Şekil 3'te verilmiştir. Burada, MH=Ergime Sıcaklığı İzaflı Olarak Yüksek Bileşen,ML=Ergime Sıcaklığı İzaflı olarak Düşük Bileşen, IMC=İntermetalik Bileşik olarak temsil edilsin.1 numaralı işlem görece düşük ergime sıcaklığı olan bileşen,ergime sıcaklığının hemen üstüne kadar ısıtılır (1).Ardından iki bileşik arasında yavaş yavaş intermetalik bir bileşen tabakası oluşmaya başlar ve birbirleri arasında bağ oluşumu gerçekleşir (2).Tam intermetalik bileşik oluştuğu esnada işlem tamamlanmış olur (3).

### **Magnezyum Alaşımları**

Magnezyum alaşımları havacılık endüstrisinde daha ziyade yük taşımayan parçalarda (örn; helikopter dişli kutusu) kullanılmakta olup üzerinde yoğun olarak kullanılabilmesi için halen çalışmalar yapılmaktadır. Magnezyum alaşımları genellikle alüminyum ile alaşımlandırılıp kullanılmaya çalışılmakta ve AZ31 nispeten sık kullanılan

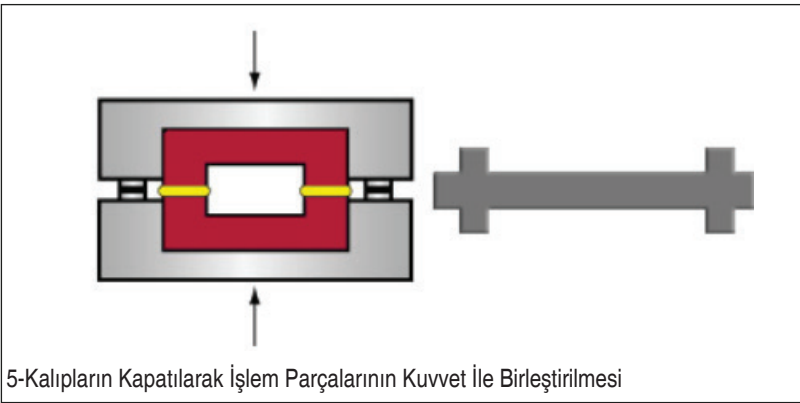
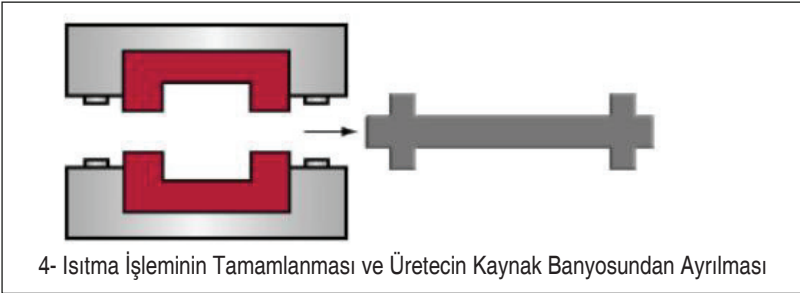
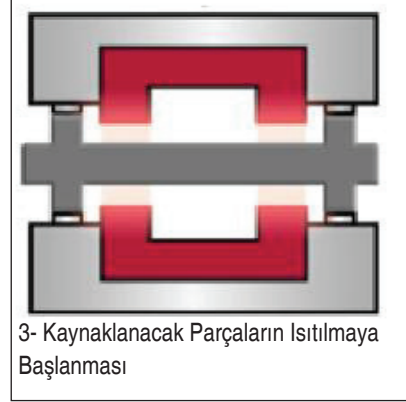


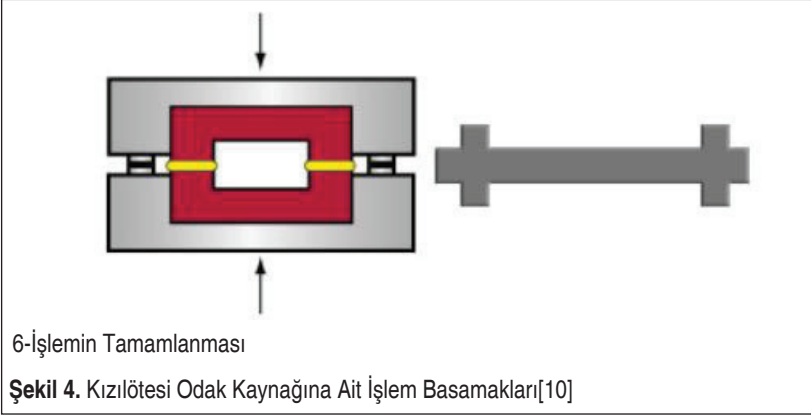


gibi havacılık alaşımlarında(Magnezyum -Alüminyum-Çinko) Ce(Seryum) ilaveli hibrit-laser -TIG yöntemi kullanılmaktadır.[4,6]

### Polimer/Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemelerin ilk çarpıcı örneği özellikle dış yapıda balpeteği formunda panel olarak (rudder) 1960'ların sonunda Concorde uçaklarında kullanılmıştır. Günümüzde ise Airbus A380 uçaklarının gövde (fuselage) alüminyumdur ve çerçeve ele-





manlarının %20 sinden fazlası kompozittir. Kanatlarda, gövdede (özellikle gövde uç-alt kısmında), kuyruk yüzeylerinde ve kapılarda kullanılmaktadır. GLARE adı verilen cam fiber takviyeli metal kompozit malzemeler gövdenin (fuselage) üst kısmı ve kanatlarda kullanılmakta ve sadece alüminyum kullanılan yapılara kıyasla %25 daha mukavim, %20 daha hafif ve yorulma çatlama daha az eğilimlidir. Dış yüzeyin alüminyum olması yüzeyin elektrik iletkenliğini artırmakta böylelikle yıldırım çarpması gibi sık rastlanan durumlarda uçağı korumaktadır. Ayrıca alüminyum çatlak durdurma ve cam fiberin korozyon azaltıcı etkileri bulunmaktadır. A380-800 uçağının 27 adet GLARE dış paneli bulunmakta ve bu 469 m<sup>2</sup>'lik tüm yüzeyi kaplamakta ayrıca askeri amaçla kullanılan C-17 Globemaster-3 uçağının kargo kapısı olarak kullanılmaktadır.[1]

Termoplastik katkılı kompozit malzemelerin kaynağında vibrasyon kaynağı konvansiyonel olarak kullanılmakta, odaklı kızılötesi kaynağı(FIR) ve laser kaynağı ile ilgili çalışmaların sonuçları yayınlanmamasına rağmen kullanıldıkları tahmin edilmektedir[4]. Kızılötesi odak kaynağına ait işlem basamakları ve görsel Şekil 4'te gösterildiği gibidir.

## 2. LEHİMLEME

Havacılık teknolojisinde yüksek sıcaklıkta sert lehimleme teknolojisinin olmazsa olmaz olarak kabul edildiği bazı yerler vardır ki bunlar uçak motorları, balpeteği sandviç yapılar ve uçak içinde bulunan yakıt transfer hatları/borularıdır. Sert lehim dolgu malzemesi olarak;

- Nikel
- Gümüş
- Altın
- Paladyum

- Kobalt esaslı dolgular kullanılmaktadır. Bu lehim türleri yüksek sıcaklık etkisindeki şiddetli korozyon etkisine dayanımdan, mekanik anlamdaki dayanımdan ve sıfır altı sıcaklık uygulamalarında (oksijenin, azot ve helyumun sıvılaştığı sıcaklıklarda) bu elementlerin oluşturabileceği olumsuz etkilerden korunmak amacıyla kullanılmaktadır. Nikel esaslı dolgu maddeleri demir ve demir dışı yüksek sıcaklık alaşımlarını birleştirmede kullanılmaktadır. Bu lehim türü yüksek ısılatma kabiliyetine sahip fosfor, bor ve silikon dekaplanlarla kullanılmaktadır. Nikel esaslı dolgu maddelerine birkaç örnek vermek gerekirse, türbin ve jet motor kanatlarında kullanılan BNİ-1 ve balpeteği formunda olan hava contalarında kullanılan BNİ-5 dolguları örnek verilebilir.

Gümüş esaslı dolgu, magnezyum ve alüminyum dışındaki demir esaslı ve demir dışı bütün metallere uygulanmaktadır. Gümüş dolgular yüksek çekme mukavemeti, tokluk ve termal iletkenliğe sahip olmakla birlikte ısılatma kabiliyetinin birçok metale göre daha iyi olduğu belirtilmektedir. Gümüş dolguların yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılması tavsiye edilmemekle birlikte, 427 C'yi aşmayan sıcaklıklar için motor bileşenlerinin lehimlenmesinde kullanılması tavsiye edilmektedir.

Saf gümüş ise dolgu malzemesi olarak yüksek sıcaklık uygulamalarına son derece uygun olup Ti-6Al-4V ve molibden alaşımlarına ve yüksek sıcaklık altında çalışan Niyobyum alaşımlarına entegre edilebilmektedir. Bu alaşımlara entegre edilirken uygulamalarda kızıl ötesi lehimleme yönteminin yapıldığı tespit edilmiştir.

Gümüş esaslı dolgu malzemelerine titanyum eklenmesi seramik ve grafit malzemelerinin birleştirilmesini sağlar. İndiyum eklenmesi titanyum ve alaşımlarının kolay lehimlenmesini sağlar. Altın esaslı dolgu malzemesi, jet motorlarında kullanılan (özellikle modern türbin kanatlarında) Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> malzemesine özellikle yüksek sıcaklıkta korozyona (870 C ve civarındaki sıcaklıklardaki ortamlarda) dayanım için lehimlenir. Paladyum esaslı dolgu malzemesi, 1240 ile 1260 C civarındaki ultra yüksek sıcaklık uygulamaları için "Palni" ve "Palco" isimleriyle kobalt ve nikel takviyeli olarak kullanılmaktadır. Kobalt esaslı dolgu malzemesi, yüksek sıcaklık uygulamalarında özellikle altın esaslı dolguların pahalılığından dolayı, altın esaslı olanların yerine, kobalt alaşımlarının lehimlemek için kullanılmaktadır. Özellikle süpersonik jetlerde ve tekrardan kullanılabilir uzay mekiklerinde kullanılan ve bu yapıların kanatlarına gövde elemanı olarak eklenen balpeteği elemanların lehimlenmesinde kullanılır.[1]

Uçaklarda gövde ve yapısal taşıyıcı elemanların birbirine sert lehimlenmesinde Al-Si (ötektik) alaşım özlü lehim dolgu malzemeleri, jet motoru ve türbin bileşeni olarak kullanılmış olan süper alaşım ve paslanmaz çeliklerde TM-Si-B (ötektik) alaşım özlü lehim dolgu malzemeleri (TM = Ni/Fe+Cr), jet motoru nozül kısmında kullanılan kobalt bazlı süper alaşımlar Co, Cr-Si-B özlü lehim dolgu malzemeleri, uçağın



özellikle balpeteği şeklinde imalatı gerçekleşen yapısal parçaları ve motor bileşeni olarak kullanılan titanyum/zirkonyum bazlı alaşımlar ise Cu-(Ti,Zr)-Ni (Ötektik ve Peritektik) özlü lehim dolguları ile lehimlenmektedir.[4]

### 3. PERÇİN BAĞLANTISI

Perçinli bağlantılar, çatlak ilerlemesine karşı çok iyi sonuç verdiği bilinmekte dolayısıyla günümüzde değişik kaynak yöntemleri bulunmuş olmasına rağmen halen geçerliliğini sürdürmektedir. Havacılık alanında kullanılan perçin tipleri malzemesine göre ; alüminyum alaşımlı perçinler, titanyum ve nikel esaslı perçinlerdir. Alüminyum alaşımları 1100, 2017, 2024, 2117, 7050, 5056 ve V-65 tipleridir. Ayrıca geometrisine göre 100 derece havşa başlı, universal, yuvarlak başlı, kep ve düz başlı perçinler kullanılmaktadır. Perçin bağlantısı yapılırken, aynı yapıda birden fazla perçin kullanılacaksa perçin tip ve malzemesinin aynı olması “bağlantı verimliliğinden” azami şekilde istifade etmeyi sağlar. Tasarımda perçinli bağlantının yapılması halinde yorulma çatlak dayanımının iyi olması için uçak üreticileri şu tavsiyelerde bulunmaktadır;

- 1- Birbiri ardına yerleştirilecek perçinler en az 4 perçin sap çapı kadar aralığa konulmalı
- 2- Köşe tarafa gelmesi icap edecek perçinler kenar ile arasında en az 2 perçin sap çapı boşluk olmalı
- 3- Seçilen perçin çapı, üstüne yerleştirileceği levhanın kalınlığının en az 3 misline eşit yada daha büyük olmalı
- 4- Perçinleme işleminden önce perçin yüksekliği ile diğer levha arasındaki yüzey arasında perçin sap çapının 1.5 misli mesafe bulunmalı



Şekil 5. Uçak Gövdesinde Perçinli Yapılara Örnek[11]

- 5- Perçin deliği perçin sap çapından 1/3000 - 1/6000 inç kadar büyük olmalı
- 6- Havşa başlı perçinlerde levha kalınlığı havşa başı uzunluğunun en az 1.5 misli olmalıdır[1]. Ayrıca,perçin yapılarının kullanıldığı bir uçak gövdesi Şekil 5’te görüldüğü gibidir.

#### 4. YAPIŞTIRMA YÖNTEMİ

Havacılık alanında polimer matrisli kompozitleri birleştirmek için yapıştırıcılar ve mekanik bağlantı elemanları kullanılmakta ancak yapıştırıcılar üstüne (tamir ve dolgu alanlarında kullanılmak üzere) çalışmalar devam etmektedir. Özellikle başlangıçta panel parçaları gibi plastik esaslı ve çok yük taşımayan parçalara uygulanmış ve termoplastik malzemelerde termoset malzemelere göre çok daha başarılı sonuç vermiştir. Fusion Bonding (ergiterek yapıştırma) tekniği uygulanmaktadır.

Özellikle helikopter kanatlarının, ince ama uzun sac panellerin birleştirilmesinde kullanılmaktadır. Yapıştırıcıların havacılıktaki en önemli testi, yapıştırıcının su ve nem altında yapışkanlık özelliğini koruyup korumadığını gösteren”su testi”dir. Havacılık termoplastikleri kaynak ile değil “fusion bonding” adı verilen yapıştırma yöntemi ile birleştirilmekte ve bu yöntem ile delaminasyon ve distorsiyon olgularının üstesinden gelinmiş olmaktadır.

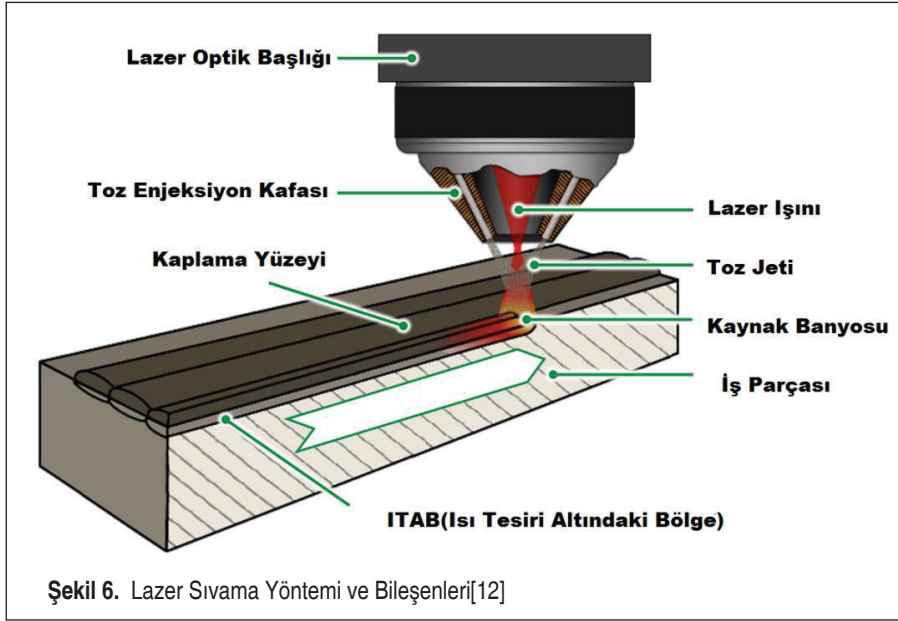
Ancak termoset ve vulkanize edilmiş kauçuk (rubber) malzemelerin kaynağı pek olası olmadığından yapıştırıcılar ve mekanik bağlantı elemanları kullanılmaktadır.[1] Epoksi reçineler yüksek sıcaklıklara uygun değildir, Adhezif yapıştırma yönteminde kompozit-kompozit yapıştırma ve metal metal yapıştırma olguları yapılan 40 yıllık araştırmalar sonucunda iyi ölçüde anlaşılmalı ve bu araştırma sonucunda yapıştırma anlamında tasarım yapılacaksa dikkat edilmesi gereken hususlar şunlardır;

- Kuvvetli bir yapıştırma bağlantısı olması için yapıştırıcı ile substrata şekil verilmiş olmalı
- Yapışkan maddenin mekanik dayanımı sağlaması için yapıştırıcının substratlara gerekli mekanik yükü ilettiliyor olması lazım
- Yapışkan madde, ortamda bulunan sıcaklık farklarından dolayı oluşan termal yer değiştirme olgusunu kendi içinde de yapıştığı elemanlarla uyumlu olarak sağlayabilmeli. Bu durum özellikle metal-kompozit bağlantılarında önem kazanmaktadır.
- Bağlanacak elemanlar birbirinden farklı malzemeler ise sıcaklık farklarından dolayı oluşan yükler kopma hasarındaki en büyük etkidir.
- Yapıştırma işleminde gözükmeyen ancak hayati öneme sahip işlemlerde yüzey hazırlık işlemleridir. Bu yüzey hazırlık işlemleri olarak özellikle tamir sırasında kullanılanlar yüzeye yama işlemi, yüzey pürüzlendirme işlemi, işlemdir.[3]

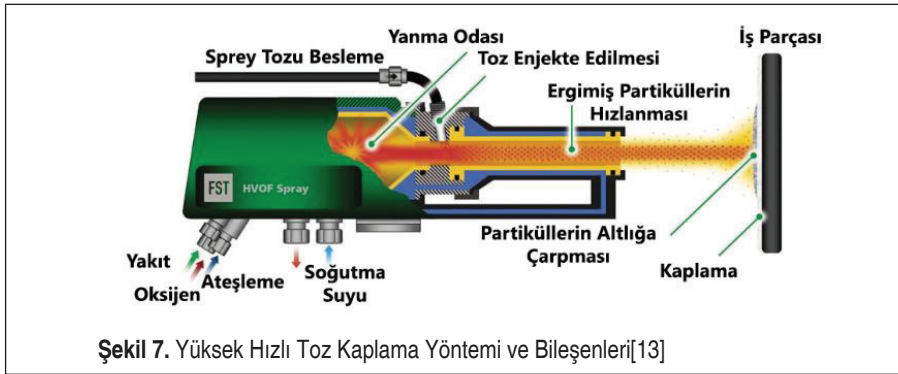


## 5. KAPLAMA YÖNTEMLERİ VE TİPLERİ

Havacılık sanayiinde kullanılan kaplamalar genellikle sert kaplama olarak bilinir ve özellikle yüksek sıcaklık parçalarında (gaz türbini kısmında) kullanılmakta ve birçok çeşidi bulunmaktadır. Bunlar;Elektrik ark kaynağı ile spreyleme (EAW), Elektrokaplama (electroplating), EB -PVD yöntemi, Sıçratma(Sputtering), Plazma ark spreyleme (PA)ve Laser ile Sıvama (Laser Cladding) yöntemleridir. Bunlar içinde Yüksek hızlı plazma ile kaplama en çok güvenilir sonuçlar verenidir. İngiltere’de bir otomotiv üreticisi laser sert kaplama(laser cladding) ile nikel alaşımlı türbin kanadına toz halinde (HVOF yöntemi-Yüksek Hızlı Toz Spreyleme )Tribaloy/Nimonic alaşımını kaplamıştır.



Şekil 6. Lazer Sıvama Yöntemi ve Bileşenleri[12]



Şekil 7. Yüksek Hızlı Toz Kaplama Yöntemi ve Bileşenleri[13]

Daha önceden yapılan bir uygulamada IN-738 gaz türbin kanadının üstüne RT-22 adı verilen platin esaslı malzemenin 0.00025 inç kalınlığında katman olarak elektrokaplama (electroplating) ile kaplandığı bilinmektedir. Ayrıca benzer tip bir kaplamanın yine PWA 270 motoruna (Pratt-Whitney) PVD yöntemini EB kaynağı ile ergitme yöntemi ile yapıldığı belirtilmiştir[3]. Şekil 6’da laser ile sıvama/kaplama olarak bilinen yöntemin görseli verilmiştir. Ayrıca Şekil 7’de Yüksek Hızlı Toz (HVOF) ile kaplama olarak bilinen yöntemin bileşenleri ve işlem sırası gösterilmiştir.

## 6. GÜNCEL TEKNOLOJİ VE GELECEK EĞİLİMLERİ

Güncel teknolojiye katmanlı imalat LMD (Laser Metal Deposition) yöntemine uygun toz metalürjisi ile üretilen Scalmetalloy (Skandiyum-Alüminyum-Magnezyum) tozlarının birleştirilmesi ile uçak parçaları üretilmeye çalışılmaktadır. Üretim ve imalat yöntemlerinin, eklemeli imalat yöntemlerine hizmet edeceği şekilde gelişmesi beklenmektedir.

Sürtünme Atalet kaynağı (IFW) üstüne çeşitli çalışmalar yapılmakta ve bu çalışmaların bir çoğu nikel alaşımları üstünde (RR1000, IN718 U720Li, Astroloy, Waspalloy malzemeleri) denenmekte, kaynak dikişinin olduğu bölgelerde düşük dislokasyon yoğunluğu ile olumlu sonuçlar vermektedir. Çelik, titanyum, alüminyum alaşımlarının IFW ile olan testleri ise bu yöntemin kendini kanıtlaması için halen devam etmektedir.

TLP (Geçişken Sıvı Fazında Birleştirme) birleştirme/lehimleme tekniği difüzyon birleştirmeye çok benzer olarak nikel ve kobalt esaslı süper alaşımlara uygulanmakta olan güncel bir tekniktir. Ergitme kaynağı yöntemleri ile çok zor yada hiç kaynamayan parçaların kaynatılmasında büyük pay sahibi olacağı düşünüldüğü için bu teknik üstünde laboratuvar seviyesinde çalışmalar halen sürdürülmektedir. Yöntem, günümüzde çok uzun sürmekte ve bazı elementler için(Al ve Ti gibi) mekanik anlamda katalaşma anında tehlikeli ara fazlar oluşturduğu bilindiği için kesinlikle kullanılmaması tavsiye edilmektedir.

METAGLAS Lehimleme (MBF), bilinen bütün toz lehim pastalarından çok daha fazla ısıtma ve lehimlenecek alanı doldurma kabiliyetine sahip olan Ni/Cr esaslı bor ve silikon dekapanlı ötektik formunda bulunan lehim dolgusu olup 900 C den yüksek sıcaklıklarda çalışan çelik ve metal alaşımlarının lehimlenmesinde kullanılmaya başlanan bir teknolojidir.

“Amorf Dolgu Metali” ise nikel esaslı dolgu malzemesi olup yüksek performanslı yapı çelikleri ve alaşımlarının yüksek mukavemet göstermesi beklenen ve şiddetli sıcaklık korozyonuna maruz kalan parçalarına uygulanan bir teknik olup uçak gövdelerinde, akustik kuyruk borularında (j-boruları), itki yönlendirme kapaklarında, türbin kanatlarında konvansiyonel olarak kullanılan bir tekniktir.



“Kendinden Yayılımlı Yüksek Sıcaklık Sistemleri”ise nanofolyo kalınlığında üretilen dolgu malzemesi olup dışarıdan lehimin ısı girdisinden dolayı mekanik özelliklerinin “nispeten” beklenen performansı sağlayamacağı düşünülen malzemelere uygulanan tekniktir. Nanofolyo şeklinde üretilen dolgu malzemesi endotermik yapıda olup lehimlenecek iki malzeme arasına yerleştirildiği zaman 9V luk bir pil ile verilen anlık harici enerji ile iki malzeme arasında çok hızlı bir şekilde ısımp içinde bulunduğu metale kaynatarak bağlantıyı oluşturmaktadır.[1]

## KAYNAKÇA

1. **Chaturvedi, M.C.** 2012. *Welding And Joining Of Aerospace Materials*, ISBN: 978-1-84569-532-3, Woodhead Publishing LTD., Philadelphia
2. **Messler, Jr.R.W.** 2004. *Joining of Materials and Structures*, ISBN: 978-0-7506-7757-8, Elsevier Press, New York
3. **Boyce, M.P.** 1987. *Gas Turbine Engineering Handbook*, ISBN 0-87201-878-4, Gulf Professional Publishing
4. **Olson, D.L., Siewert T.A., Liu S., Edwards G.R.** 1993. *ASM Handbook-Welding, Brazing And Soldering*, Volume 6., L.A. Harrison, ISBN 0-87170-382-3, ASM International
5. **Karaaslan, A.** 2009. *Laser ile Malzeme İşlemleri*, ISBN : 978-975-04-0489-4, Literatür Yayıncılık, İstanbul
6. **F.Öztürk, İ.Kaçar.** 2012. “Magnezyum Alaşımları ve Kullanım Alanlarının İncelenmesi”, Niğde Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi Cilt 1, Sayı 1, 12-20.
7. **Mathers, G.** 2014. <https://welding.org.au/welding/weld-costs-pt-2/>, ”Welding Costs 2” 10.04.2020
8. Stanley Engineered Fastening. 2020. <https://www.stanleyengineeredfastening.com/resources/stud-welding-methods> “Stud Welding Methods” 10.04.2020
9. **Sood, S.** 2014. [https://site.ieee.org/scv-mems/files/2013/09/2014\\_2\\_26\\_IEEE-MEMS-Sood-Handouts.pdf](https://site.ieee.org/scv-mems/files/2013/09/2014_2_26_IEEE-MEMS-Sood-Handouts.pdf) “Advanced Metal-Eutectic Bonding for High Volume MEMS WLP” 10.04.2020
10. Forward Technology Company. 2020. <http://www.forwardtech.com/plastic-assembly/infrared-welders/about-infrared-welding> “About Infrared Welding” 10.04.2020
11. **Blanche, P.** 2014. <https://www.pinterest.ru/pin/387309636680592737/> “Airplane Texture” 10.04.2020
12. Advanced Technology Company. 2010. <https://www.jobshop.com/techinfo/papers/laser-cladding.shtml> “Laser Cladding” 10.04.2020
13. Sakarya Üniversitesi Yazılım Grubu. 2020. <http://teslab.sakarya.edu.tr/tr/icerik/10716/42049/hvof> “Termal Sprey Nedir-Hvof” 10.04.2020