T.C.
İSTANBUL ÜNİVERSİTESİ-CERRAHPAŞA
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

INCONEL 718 NİKEL BAZLI SÜPER ALAŞIMIN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE KAYNAK HASARININ İNCELENMESİ

DİNÇER SARAÇ

DANIŞMAN
Doç. Dr. ÖZDOĞAN KARAÇALI

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Mühendisliği Programı

İSTANBUL-2019

Bu çalışma 16.07.2019 Tarihinde aşağıdaki jüri tarafından
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Makine Mühendisliği Programı Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

TEZ JÜRİSİ

Doç. Dr. Özdoğan KARAÇALI
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Fakülte

Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOĞLU
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Fakülte

Doç. Dr. Aykut KENTLİ
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Fakülte

20.04.2016 tarihli Resmi Gazete'de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince; Bu Lisansüstü teze, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa'nın abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün belirlemiş olduğu ölçütlere uygun rapor alınmıştır.

ÖNSÖZ

Bu çalışma İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Makine Mühendisliği Programında yüksek lisans tezi olarak hazırlanmıştır.

Bu çalışma ile havacılık sektöründe kullanılan Inconel 718 malzemesinin kaynak sonrasındaki mekanik değerlerinin teorik ve pratik sonuçlarının uyumu sorgulanmıştır.

Bu tez çalışmasının yürütülmesinde bilgi ve tecrübesini esirgemeyen değerli hocam Doç. Dr. Özdoğan KARAÇALI' ya teşekkür ederim.

Çalışma esnasında bana yardımcı olan firma yetkililerine ve çalışanlarına, hiçbir zaman desteğini esirgememiş olan aileme teşekkürü borç bilirim.

Temmuz 2019 Dinçer SARAÇ

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ ..... **iv**
İÇİNDEKİLER ..... **v**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **vii**
TABLO LİSTESİ ..... **x**
ÖZET ..... **xi**
SUMMARY ..... **xiii**
1. GİRİŞ **1**
1.1 ARAŞTIRMANIN AMACI VE ÖZETİ 1
1.2 LİTERATÜR ÖZETİ 1
2. GENEL KISIMLAR **3**
2.1 HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN MALZEMELER 3
2.1.1 Kompozit Malzemeler 4
2.1.2 Alaşım Malzemeleri 9
2.1.2.1 Alüminyum Alaşımları 9
2.1.2.2 Magnezyum Alaşımları 10
2.1.2.3 Alaşımlı Çelikler 14
2.1.2.4 Titanyum Alaşımları 16
2.1.2.5 Nikel Alaşımları (Hstr Alaşımları) 18
2.2 HAVACILIK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN KAYNAK TEKNOLOJİLERİ 20
2.2.1 Difüzyon Kaynağı 20
2.2.2 Lazer Işın Kaynağı (LBW) 21
2.2.3 Elektron Işın Kaynağı (EBW) 23
2.2.4 Sürtünme Karıştırma Kaynağı (FSW) 25
2.2.5 Plazma Ark Kaynağı (PAW) 27
2.2.6 Doğrusal Sürtünme Kaynağı (LFW) 29
2.2.7 Atalet Sürtünme Kaynağı (IFW) 32
2.2.8 Hibrid Lazer Ark Kaynağı (HLAW) 36
2.2.9. Mig/Mag ve Tig Kaynakları (Gazaltı Kaynak Tekniği) 38
3. MALZEME VE YÖNTEM **40**

3.1. GAZALTI KAYNAK MAKİNELERİ 40
3.2. KAYNAK TORCU 41
3.3. ELEKTROD SÜRME MEKANİZMASI 41
3.4. GAZLAR 41
3.4.1. Helyum 42
3.4.2. Argon 42
3.4.3. Karışım 42
3.4.4. Karbondioksit 43
4. BULGULAR 44
4.1 DENEYSEL ÇALIŞMA-ÇEKME TESTİ 44
4.2 SİMÜLASYON TESTİ ANALİZİ 46
5. TARTIŞMA VE SONUÇ 57
KAYNAKLAR 58
ÖZGEÇMİŞ 60

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1: Örnek Bir Sivil Hava Taşıtında Kullanılan Parçaların Taşıt Üstündeki Yüzdece Dağılımı[1] 3

Şekil 2.2: Turbojet Uçak Motoruna Ait (Fan,Kompresör Türbin Kademelerini İçeren) Katı Cisim Görseli[3] 10

Şekil 2.3: AZ91E Alaşımı Helikopter Yapısal Parçası[6] 12

Şekil 2.4: ZE41 Alaşımı -CH47 Chinook Helikopteri Yapısal Parçası[6] 13

Şekil 2.5: EZ33A Alaşımı-Rolls Royce RB211 Dişli Kutusu[6] 13

Şekil 2.6: ZE41 Alaşımı- Motor Gövdesi [6] 14

Şekil 2.7: WE43 Alaşımı- Dişli Kutusu Parçası[6] 14

Şekil 2.8: Örnek Bir Uçağın İniş Takımı[9] 15

Şekil 2.9: Yüksek Alaşımlı Çeliklerin Kullanımına Örnek - Helikopter Dişli Kutusu[10] 16

Şekil 2.10: Askeri Ve Sivil Jetlerdeki Titanyum Kullanımının Yıllara Göre Değişimi[11] 17

Şekil 2.11: Yapısal Bir Titanyum Çerçeve Elemanı[13] 18

Şekil 2.12: Gaz Türbininde Yanma Odasına Yakın Bölgelerdeki Türbin Kanatçıkları[15] 19

Şekil 2.13: Yanma Odası Muhafazası Nikel Alaşımı (IN-718)[16] 19

Şekil 2.14: Difüzyon Kaynağı Sırasında Taneler Arası Etkileşim[17] 21

Şekil 2.15: Lazer Işın Kaynak Şeması[17] 22

Şekil 2.16: Lazer Işın Kaynağındaki Nüfuziyet[17] 23

Şekil 2.17: Elektron Işın Kaynağı (EBW)[17] 24

Şekil 2.18: Elektron Işın Kaynaklı Bir Parçanın Ara Kesit Görünüşü[17] 25

Şekil 2.19: Sürtünme Sürtünme Karıştırma Kaynağının Şematik Gösterimi[17] 26

Şekil 2.20: Sürtünme Sürtünme Karıştırma Kaynağı Pim (Karıştırıcı Uç) Görünüşü[17].....27

Şekil 2.21: Plazma Plazma Ark Kaynağının Şematik Gösterimi[17] 27

Şekil 2.22: Plazma ve Tungsten Kaynak Tekniğindeki Şalumo Yapısının Şematik Gösterimi[17] 28

Şekil 2.23: Anahtar Deliği (non-transferred) ve Ergitme (transferred) Yöntemleri[17].....29

Şekil 2.24: Blisk Modeli (sol resim) ve Standart Kanat-Disk Modeli (sağ resim)[17].....30

Şekil 2.25: Doğrusal Sürtünmeli Kaynak İle Blisk Üretiminin Şematik Bir Görüntüsü[17].....30

Şekil 2.26: Doğrusal Sürtünme Kaynağı[17] 31

Şekil 2.27: Doğrusal Sürtünme Kaynağı İşlem Fazları[17] 32

Şekil 2.28: Sürekli Tahrikli Sürtünme Kaynağı Ve Atalet Sürtünme Kaynağının Şematik Diyagramı(a) IFW (b) CDFW[17] 34

Şekil 2.29: Atalet Sürtünme Kaynağı Aşamaları[17] 35

Şekil 2.30: Bir Borunnu IFW tekniği kullanıldığı sıradaki evreleri ,a) ilk temas, (b) geçiş aşaması ve (c) dövme[17] 36

Şekil 2.31: Hibrid Lazer Ark Kaynağı Tekniğinin Şematik Görünüşü, (a) ön lazerli(b) ön arklı[17] 37

Şekil 2.32: Farklı Kaynak Uygulamaları, (a) GMAW (b) Lazer (c) Hibrid lazer ark kaynağı[17].....38

Şekil 2.33: Gazaltı Kaynak Tertibatı Ve Çalışma Prensibi[18] 38

Şekil 4.1: Alaşım İçeriğinde Bulunan Elementlerin Kütlece Dağılımı[22] 44

Şekil 4.2: Alaşımın Fiziksel Özellikleri[22] 45

Şekil 4.3: Alaşım Malzemesinin Mekanik Özelliklerine Ait Bilgiler.....45

Şekil 4.4: Alaşım Malzemesinin Dolgu Teline Ait Verilen Mekanik Özellik Değerleri[22] 46

Şekil 4.5: Teste Tabi Tutulan Numunelerin CAD Modelleri.....47

Şekil 4.6: Sonlu Elemanlar Ağ Modeli 47

Şekil 4.7: Numunenin Test Öncesi Malzeme Özelliklerinin Atanması 48

Şekil 4.8: Dolgu Malzemesinin Özelliklerinin Atanması (SG 625) 48

Şekil 4.9: Sınır Koşullarının Belirlenmesi 49

Şekil 4.10: Parçanın Çekme Testi Altında Kopmaya Başladığı Yer 49

Şekil 4.11: Parçanın kopmaya başladığı Yer Detay.....50

Şekil 4.12: Parçanın İlk Kopmaya Başlayacağı Yerin LS-DYNA Analizi ile Simüle Edilmesi.....50

Şekil 4.13: LS-DYNA Programında Adım Adım Kopma İşleminin Simüle Edildiği Durum.....51

Şekil 4.14: Alın Kaynağının Sonlu Eleman Ağ Modeli.....52

Şekil 4.15: Simülasyon Öncesi Malzeme Değerlerinin Atanması.....52

Şekil 4.16: Analiz Öncesi Kaynak Dolgu Malzemesinin Atanması 53

Şekil 4.17: Analiz Öncesi Sınır Şartlarının Belirlenmesi 53

Şekil 4.18: Statik Çekme Testi Altında Parça Üstünde Oluşan Gerilme Dağılımının Tespiti.....54

Şekil 4.19: Çekme Testi Altında Kaynak Dikişi Üstüne Gelen Gerilme Dağılımı.....54

Şekil 4.20: Plastik Gerinim Değerlerini Veren LS-DYNA Analizi.....55

Şekil 4.21: LS-DYNA Analizinde Kopmanın Başladığı Bölgenin Gösterilmesi 56

Şekil 4.22: LS-DYNA analizinde kopmanın başladığı bölgenin gösterilmesi(Devam) 56

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 2.1: Uçak Dış Yüzey Sıcaklıkları Ve Uçuş Hızları İşlişkisini Gösteren Tablo[1] 6

Tablo 2.2: Geleceğin Süpersonik Uçaklarını Tasarlamak İçin Malzeme Seçim Kılavuzu[1].....7

Tablo 2.3: NASA MSMM Yol Haritası Malzeme Teknolojileri Ve Teknoloji Hazırlık Düzeyleri[1].....9

Tablo 2.4: Magnezyum Alaşımlarına Eklenen Elementlerin Özellik Ve Etkileri[5] 11

Tablo 2.5: Havacılık Endüstsinde Genel Olarak Kullanılan Çeliklerin Kodu ve Element İçeriği[7].....15

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

INCONEL 718 NİKEL BAZLI SÜPER ALAŞIMIN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE KAYNAK HASARININ İNCELENMESİ

Dinçer SARAÇ

İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman : Doç. Dr. Özdoğan KARAÇALI

Dünyada en ileri mühendislik çalışmalarının ve malzeme teknolojisinin kullanıldığı havacılık endüstrisi, son yıllarda ülkemizde de büyük bir ivme kazanmıştır. Global havacılık endüstrisinde hali hazırda kullanılmakta olan teknoloji ve malzemeler, ülkemiz havacılık endüstrisinde ise ancak keşfedilmeye başlanmıştır.

Bu tez kapsamında havacılık sanayisinde kullanılan malzemeler ile ilgili olarak genel bilgiler verilmiştir. Ayrıca yine bu sanayide kullanılan kaynak teknolojileri hakkında ayrıntılı bilgiler sunulmuştur.

Yapılan çalışmanın ana konusu ise havacılık sektöründe kendisine geniş bir kullanım alanı bulan Inconel 718 nikel alaşımının ANSYS ve LS-DYNA paket programlarında yapılan gaz altı kaynak analizidir. Çalışma kapsamında Inconel 718'in içeriğine ve fiziksel özelliklerine ait ayrıntılı bilgi verilmiştir.

Analiz için kullanılan malzeme parametreleri bu bilgilere ve malzemenin çekme testinden elde edilen (literatür kapsamında bulunan bilgidir) sonuçlara dayandırılmıştır. Analize sokulan parçaların CAD çalışmaları yapılmış, alın kaynağı ve köşe kaynağı için birer model oluşturulmuştur. Bu modeller söz konusu analiz programlarına aktarılmış ve burada ihtiyaç duyulan ağ yapıları oluşturulmuştur. Kaynak dolgusu olarak SG 625 ve SG 718 seçilmiş, bu dolguların parametreleri analiz programlarına tanıtılarak her iki programda da alın ve köşe kaynağı için analize sokulmuştur.

Elde edilen sonuçlar literatürde bulunan mevcut bilgileri ile ve Inconel 718'in çekme deneyinin sonuçları ile karşılaştırılıp yorumlanmıştır. Çalışmanın sonunda konu ile ilgili çalışan araştırmacılar için önemli olabileceği düşünülen çıktılar elde edilmiş ve tezin son bölümünde bu çıktılar paylaşılmıştır.

Temmuz 2019, 75 sayfa.

Anahtar kelimeler: Inconel 718, kaynak,

SUMMARY

M.Sc. THESIS

WELDING DAMAGE ANALYSIS OF INCONEL 718 NICKEL BASED SUPER ALLOY BY FINITE ELEMENT METHOD

Dinçer SARAÇ

Istanbul University-Cerrahpasa

Institute of Graduate Studies

Department of Mechanical Engineering

Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Özdoğan KARAÇALI

Aviation with the most advanced engineering studies and materials technology in the World the industry has gained a great momentum in our country in recent years. The technology and materials that are currently being used in the global aviation industry have only begun to be discovered in the aviation industry of our country.

General information about materials used in aviation industry in the scope of this thesis has been given. Also detailed information about welding technologies used in this industry is presented.

The main subject of the study is the analysis of Inconel 718 nickel alloy under gas welding in Ansys and LS-DYNA package programs, which has found a wide area of use in the aviation sector. Detailed information on the contents and physical characteristics of Inconel718 has been given in the scope of the study.

The material parameters used for the analysis were based on this information and the results obtained from the pull test of the material (which is the information in the context of the literature). CAD studies of the parts introduced in the analysis were made, a model for forehead welding and corner welding has been created. These models have been transferred to the analysis programs in question and need here the network structures that are heard have been created. SG 625 and SG 718 selected as source fill, this parameters of fillings are introduced to analysis programs and taken in both programs and introduced into analysis for the corner source.

The results were compared and interpreted with the available information in the literature and with the results of Inconel 718's pull experiment. At the end of the study, results were obtained which were thought to be important for the researchers working on the subject and these results were shared in the last part of the thesis.

July 2019, 75 pages.

Keywords: Inconel 718, welding

1. GİRİŞ

1.1 ARAŞTIRMANIN AMACI VE ÖZETİ

Dünyada gelişen teknolojinin lokomotiflerinden birisi olan havacılık sanayii günümüzde ülkemizde yeni gelişmekte olan ve ciddi bilgi birikimi eksikliği çekilen bir alandır. Bu çalışmanın amacı sivil ve askeri birçok hava taşıtında kullanılan Inconel 718 alaşımının kaynak prosesi sonrasında sahip olduğu mekanik özelliklerin incelenmesi ve tasarımlarda ne ölçüde güvenilir olduğu hakkında çoklu metodlarla test edilerek bilgi edinilmesidir. Bu çalışma vesilesiyle ülkemiz havacılık endüstrisine literatürde eksikliği bulunan bu alanda önemli katkı sağlanacağı düşünülmektedir.

1.2 LİTERATÜR ÖZETİ

Bölüm 1' de yapılan tezin amacı ile yöntemi hakkında kısa bilgiler verilmiştir. Ayrıca tezdeki bölümler hakkında, ülkemizde ve dünyada Inconel 718 malzemesinin havacılık alanında değişik prosesler ile birlikte kullanımına dair somut bilgiler verilmiş, tez ve bu çalışmanın literatüre katkısı hakkında okuyucunun bilgilendirilmesi amaçlanmıştır.

Bölüm 2' de Havacılık alanında temel olarak kullanılan metal ve metal dışı malzemeler hakkında araştırmalar yapılmıştır. Özellikle döner(helikopter) yada sabit kanatlı uçan platformlarda(uçak) kullanılan malzemeler, bunların hangi kısım ve aksamlarda hangi amaçla kullanıldığına dair bilgiler okuyucuya aktarılmış, özellikle, ileriki bölümlerde kaynak prosesine tabi tutulması planlanan Inconel 718 parçası gibi alaşımlar hakkında göreceli olarak daha detaylı bilgi verilmiştir. Ayrıca özellikle havacılık endüstrisinde kullanılan kaynak teknolojileri ile, bunların hangi türden parçalara, hangi geometrilere sahip parçalara uygulandığı hakkında endüstriden ve literatürden örnek verilmeye çalışılmıştır. Uygulanan proseslerin nasıl sonuç verebileceğine dair fikir edinilmesiyle, bu tez çalışması için gerçekleştirilen kaynak prosesinin sonuçları hakkında okuyucuya bir öngörü kazandırılmaya çalışılmıştır.

Bölüm 3’ te gazaltı kaynak teknolojileri, tipleri ve işlem parametreleri ile ilgili detaylı bilgi verilmiş ve teknolojinin kendisi endüstriyel uygulamalarla birlikte tanıtılmıştır.

Bölüm 4’ te teste alınacak numunenin malzeme özellikleri, analiz ve test süreci ile ilgili olarak yapılan çalışmalara yer verilmiş, numune parçanın kendisinin ve kaynak dikişinin, kaynak prosesi sonrasında, çekme testi vb. testler altında nasıl davrandığı ve mekanik özellikleri deneysel yol ile analiz edilip yorumlanmıştır. Ayrıca bu parçanın geçirdiği ilgili kaynak proseslerinden sonra , aynı şekilde ya da daha farklı geometrilerde kaynak işlemine tabi tutulacak Inconel 718 malzemesinin yapılan mekanik testlerle olan uyumluluğu sorgulanmış ve daha sonraki kaynak prosesleri sonrası ,deney koşulları altında edilme imkanı olmayan geometrilerde , malzemenin nasıl bir davranış sergilediği LS-DYNA programı ile simüle edilmiştir. Çıkan sonuçların doğruluğu kıyaslanarak bundan sonra yapılacak tasarımlarda fikir vermesi hedeflenmiştir.

Bölüm 5’ te gerçekleştirilen çalışmanın daha da iyileştirilmesi ve mevcut tasarımlara katkıda bulunabilmesi için yapılan çalışma değerlendirilmiş ve öneriler ortaya konmuştur.

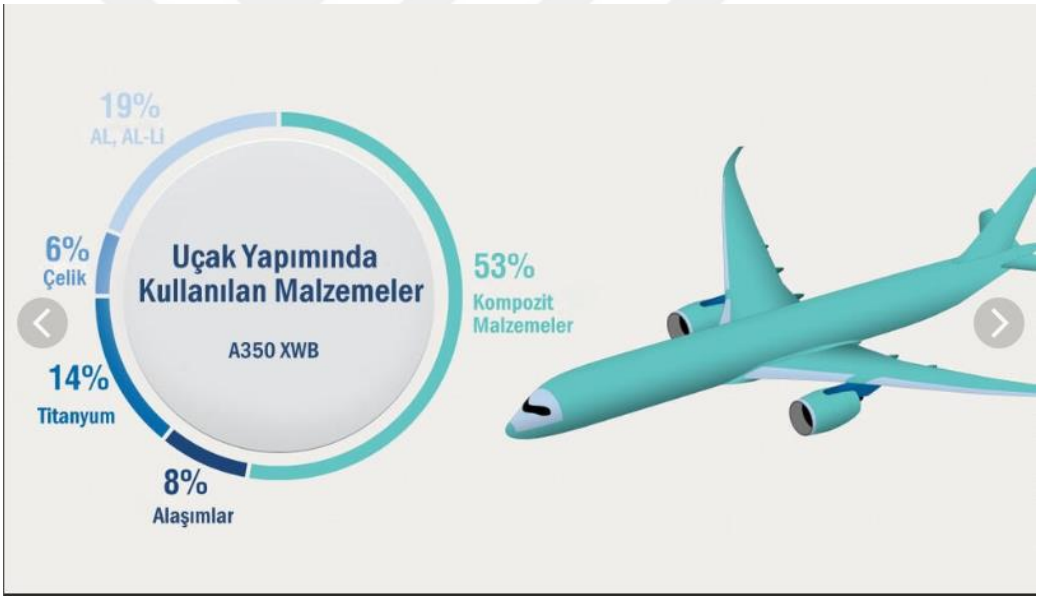
2. GENEL KISIMLAR

2.1 HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN MALZEMELER

Günümüz havacılık endüstrisinde kullanılan malzemeleri sınıflandırmamız gerekirse;

a) Kompozit Malzemeler
b) Alaşım Malzemeler

Olarak sınıflandırmamız yerinde olacaktır. İstisnai olarak seramik malzemeler ve seramik kaplamalı bir takım uygulamalar bazı hava taşıtlarında kullanılsa da şu an hala laboratuvar ölçeğinde, test aşamasında ve eser miktarda (Ör; türbin kanat kaplamalarında) kullanılmaktadır. Şekil 1'de örnek bir hava taşıtında kullanılan malzemelerin dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 2.1: Örnek Bir Sivil Hava Taşıtında Kullanılan Parçaların Taşıt Üstündeki Yüzdece Dağılımı[1]

Esasında bu parçaların hava taşıtı içindeki dağılımı, kullanılan parçaların oluşturacağı ağırlık, bu ağırlığın güç/ağırlık oranındaki yeri, yüksek sıcaklık yada aşırı soğuk şartlarda değişken yükleme ile mi çalışacağı gibi soruların cevaplanmasından sonra belirlenen bir durumdur. Ancak yine belirtilmesi gerektiği üzere, taşıtın içinde kullanılan parçaların dağılımı ''yüksek sıcaklıklar altında çalışıp çalışmayacağı'' temel sorusundan sonra belirlenmektedir. Öyle ki yüksek sıcaklıklar altında moleküler bağ kuvvetleri zayıf olan polimer bazlı kompozitler ,

yüksek sıcaklıklar altında yüksek korozyon ve itme kuvvetlerinin etkidiği motor kısmında kullanılmamakta, bu bölgede yüksek sıcaklıklara dayanıklı özel metalik alaşımlar kullanılmaktadır. Yüksek sıcaklıklara çıkılmadığı yerlerde ise karbon yada cam elyaf takviyeli kompozitler kuvvetlere karşı güzel sonuçlar vermektedir. Bu malzemelerin nerelerde kullanıldığını ve kullanılabileceğini anlamak için bu malzemeler hakkında bilgi sahibi olmak gerekmektedir.

2.1.1 Kompozit Malzemeler

20. yy başlarında Wright kardeşlerin yaptığı uçuşların havacılık tarihini aralamasıyla, kompozit malzemeler bu sektörün vazgeçilmez unsurları haline gelmiştir. Özellikle ilk hava taşıtlarında dikkat edilen parametrenin ‘’özgül mukavemet değeri’’ olmasıyla büyük önem taşıyan bu malzemeler, günümüzde havacılık endüstrisinde sürekli olarak göz önünde bulundurulan ‘’hasar tolerans’’ ve ‘’korozyon direnci’’ parametreleri için geliştirilmekte ve iyileştirilmektedir.

Kompozit malzemelerin yoğun olarak kullanıldığı hava taşıtları;, A.B.D kökenli F-16, F14, F35, F-117 taarruz uçakları ve Apache taarruz helikopterinin yanı sıra, B-2 gibi yüksek irtifalı seyir kabiliyetine sahip bombardıman uçakları ve Avrupa menşeili Eurofighter jet uçakları örnek olarak verilebilir. Günümüz havacılık endüstrisinde, uçağın statik ve dinamik yapısal dayanımının yanı sıra, uçağın üretim maliyetleri de ciddi anlamda önem taşıdığı için ,uçakların en azından 40-70 yıl arası envanterde kalmaları istenmekte ve buna uygun olarak yüksek yorulma ömrüne sahip çok işlevli nanoparçacık takviyeli malzemeler geliştirilmektedir.

Kompozit malzemeler sadece yapısal dayanım anlamında değil, bakım/onarım, stok ve işletme masraflarını da kendisine alternatif olan materyallere göre bir hayli düşürdüğü ve uçak içinde kullanılan toplam parça sayısını azalttığı için de tercih edilmektedir. Örneğin, gövde malzemesi olarak bugün çeşitli uçaklarda kullanılan titanyum, sahip olduğu üstün yorulma ve korozyon direncine karşılık kompozitlerin alternatifi olsa da, temin etmesi ve üretimi son derece ekonomik anlamda uçak işletmecilerini zorlamakta, özellikle kompozitlere göre yoğunluğunun bir hayli fazla olması uçağın yakıt tüketimini, bu durumda işletme giderlerini oldukça yukarı seviyelere çekmektedir.

Kompozit malzemelerin bu kadar ilgi çekici olması ,onların, daha düşük maliyete üretilmesi için teşvik edici bir faktör olmakta ve bu malzemeler için yeni üretim teknolojileri geliştirilmektedir. Günümüzde bunların en yeni ikisi; ''otoklav dışı'' ve ''otoklav içi'' olarak tabir edilen yöntemlerdir.

Özellikle ani manevra kabiliyeti oldukça fazla olan askeri uçaklar, manevraların daha seri yapılabilmesi adına kompozit malzemelerin en yakın takipçileridir. Bu uçaklar ,gövdelerinde ''polimer matrisli kompozit malzeme'' adı verilen ve temelde iki çeşit polimerden oluşan (termoplastik ve termoset) plastik matrise sahip kompozit malzeme barındırmaktadır. Bu polimerler tam anlamıyla kompozit malzeme grubu oluşturmadan önce ''kürleme'' adı verilen bir proses sonucu aralarında çapraz bağlar oluşturarak malzemenin dayanımının artmasını sağlamak zorundadır.

Havacılık alanında kullanılan kompozitlerden birine örnek vermemiz gerekirse bu CFRP (Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Malzeme) olacaktır. Bu malzemenin kullanıldığı askeri uçaklara örnek vermemiz gerekirse , A400 M tipi nakliye, F-22 ve F35,Eurofigther gibi taarruz uçakları ile, Eurocopter gibi taaruz helikopteri olacaktır. EFA ve JSF gibi kurumların yayınladığı raporlara göre polimer matrisli kompozit malzemelerin (PMC) askeri uçaklarda kütlece % 40 , uçak yüzeyi boyunca % 70 oranında kullanılmaktadır. Beklenenin aksine , sadece düşük sıcaklık uygulamalarında değil özellikle yüksek sıcaklıkların görüldüğü motor rulmanları ve yatakları ile kasalar gibi elemanlar da flaplarda kullanılmaktadır. Bu malzemelerin daha yoğun olarak kullanılmasının yapısal ağırlıkta ve bakım maliyetlerinde azalmaya neden olacağı sonucu çeşitli araştırmacılar tarafından öngörülmektedir.

Askeri yada sivil, özellikle nakliye endüstrisinde görev yapan uçaklarda, ağırlığın azalması sadece yakut tasarrufu yada uzun menzilli uçuş değil, aynı zamanda daha fazla faydalı yük taşıma kapasitesi anlamına gelmektedir. Bu sebeple C17 gibi taşımacılık yapılan uçaklarda kuyruk bölümünde CFRP malzemenin kullanılması sonucunda %20 daha fazla faydalı yük taşıyabildiği bilinmektedir. Keza, A400M gibi uçaklarda kullanılan kompozitlerde de stabilizatörler, hareketli kanat yüzeyleri vb. parçalarda % 40 a yakın bir ağırlık azalması olduğu ve bu durumun da uçağın faydalı yük taşıma kapasitesini olumlu anlamda etkilediği bilinmektedir. Günümüzde havacılık endüstrisinde sık kullanılan kompozit malzeme

terimlerinden ARALL (Aramid Fiber Tabanlı – Fiber Metal Laminant Kompozit) ve GLARE (Yüksek Mukavemetli Cam Fiber Tabanlı Kompozit Malzeme) yeni nesil olarak geliştirilen kompozit malzemelerdendir.

Vogelesang ve Vlot gibi araştırmacılar, ARALL adı verilen malzemenin genellikle kanat bölgesinde, GLARE adı verilen malzemenin gövde için kullanımının uygun olduğu tespitini yapmışlardır. Özellikle yeni nesil savaş uçaklarının süpersonik uçuş kabiliyetleri olduğu göz önünde bulundurulursa, ses üstü hızlar için özel tip fiber kompozit malzeme geliştirilmesinin ne kadar önemli olduğu anlaşılacaktır.

PMR-15 ve PMR-11-55 gibi grafit fiber kompozitler, yaklaşık 300-350 C derece arasında binlerce saat emniyetli dayanım sağlayacak kabiliyetteki malzemelerdir ve sesin 4 misline kadar çıkılan hızlarda kullanılabilmektedirler. Tablo 2.1' de süpersonik uçakların dış yüzeyinde ulaşılan sıcaklık değerleri gösterilmiş olup bu sıcaklık aralığında kullanılabilecek kompozit malzemelerin geliştirilme çalışmaları halen sürmektedir.

Tablo 2.1: Uçak Dış Yüzey Sıcaklıkları Ve Uçuş Hızları İşlişkisini Gösteren Tablo[1]

Hız (Mach Numarası)	Dış Yüzey Sıcaklığı (°C)
2,0	100
2,5	150
3,0	200
3,5	300
4,0	370

Kompozit malzeme sektörü günümüzde, geçmişe nazaran daha hızlı değişen ve gelişen bir alandır. Ar-Ge çalışmaları sürekli olarak devam etmektedir ve gelecekte hangi fiziksel koşullar altında hangi yapısal eleman olarak kullanılabileceklerini tahmini olarak veren projeksiyon, Tablo 2.2'de görüldüğü gibidir.

Tablo 2.2: Geleceğin Süpersonik Uçaklarını Tasarlamak İçin Malzeme Seçim Kılavuzu[1]

Uçak Parçası	**Hâlihazırdaki süpersonik uçuş hızı : 2.0 Mach'a kadar**	**Hâlihazırdaki süpersonik uçuş hızı : 2.0 – 4.0 Mach arası**	**Gelecek hipersonik uçuş hızı : 4.0 Mach üstü**
	Seçilebilecek olası malzemeler	*Seçilebilecek olası malzemeler*	*Seçilebilecek olası malzemeler*
Yapı	**Kanatlar :** ticari CFRP (carbon giber reinforced polymers)	**Gövde :** CFRP: PMR-15, PMR-11-55 veya daha yüksek modüllü benzer malzemeler,modüllü benzer malzemeler **Kanatlar :** CFRP : PMR-15, PMR-11-55 veya benzer bileşenler	**Gövde :** BMI (Bis-maleimids)'lar, CE(carbon-epoksi)'ler, grafit fiber pitalonitril (pthalonitrile) veya FGM (seramik-metal kompozit) **Kanatlar:** Meş (mesh) korumalı CFRP, poliyamitler, BMI'lar, CE'ler
Motor	-	-	**Yakma Bölmesi ve Türbin :** Alüminyum ekli seramik kompozitler

Bilim ve teknolojinin sadece insanlık yararında yapılmadığı , askeri teknolojinin , gelişmenin temeli olduğu göz önünde bulundurulursa, farklı disiplinlerden olan teknolojik kolların, daha hızlı sonuç almak adına birbirleriyle çapraz teknolojik bağ kurarak ilerlemeleri anlaşılacaktır. Özellikle günümüzde nanoteknoloji ve kompozit malzeme teknolojileri birbirleri ile çapraz bağ kurarak ilerlemektedir. Örnek vermek gerekirse; nano malzemelerin bazıları, kompozit malzemelerin takviye ve reçine grupları içinde , nano partikül yada nanotüp formunda dahil edilerek beraber kullanıldığı bilinmektedir.

Daha detaylı örnek vermek gerekirse, yüksek tokluk elde etmek amacıyla ,''Tek Cidarlı KNT (Karbon Nano Tüp) ''kısaca TCKNT' ler kompozit malzemeler içinde kullanılmaktadır. Özellikle Bor Nitrür NT' ler çekme dayanımını arttırmak maksadıyla SiC fiberli ,SiC seramik matrisli kompozitlerin üzerinde kaplanarak kullanılabilmektedir.

Malzemelerin kendisi değil, yönlendirildikleri geometriler de günümüz havacılık uygulamalarında oldukça dikkat çekmektedir. Özellikle dikiş atılarak oluşturulan ''2 boyutlu kumaş'' ve ''3 boyutlu örgü tipi tekstil'' geometrileri uçaklarda kullanılmaktadır. İletişim amaçlı kullanılan uçak antenlerinin uçakların yapısal dayanımını oluşturan kompozit elemanlar tarafından taşıtılması, bu antenlerin göz önünden kalkmasını sağlayacaktır.

Hava araçlarının dış gövdesinde bulunan yapısal parçalar, günümüzde mukavemet özelliklerinin haricinde elektrik iletkenliği ve ısıl iletkenlik parametreleri açısından da

değerlendirilerek uçakta kullanıma alınmaktadır. Kullanılan elektronik ekipmanların hem etkin olarak soğutulması hem de yıldırımlardan korunma kabiliyeti olması, kompozit malzemeler üstünde sürekli araştırma konusu haline gelmiştir. Bu sebeple, polimer matrisli malzemelerin yerine ‘’iletken polimer nano-kompozitlerin’’ kullanılmaya çalışılması sağlanmaya çalışılmaktadır.

Kompozit malzemelerin bir diğer üstün ve 6. jenerasyon askeri uçaklarda olmazsa olmaz özelliği ‘’görünmezliktir’’. Bu jenerasyondaki uçaklarda görünmezlik standart bir özellik olduğundan ve kompozit malzemeler mükemmel bir radyo dalgası sönümleme özelliğine sahip olduklarından, günümüz askeri jetlerinde sıkça kullanılmaktadır. Ülkemizin de envanterine yakın gelecekte girmesi planlanan F-35 savaş uçağının gövdesinde barındırdığı kompozit malzeme vasıtasıyla görünmezlik sağladığı bilinmektedir. Sadece malzeme bazında değil, yerleştirildikleri geometri bazında da farklı sönüm ve yansıtıcılık kabiliyeti sağlayan polimer kompozitler üstünde hala araştırmalar sürdürülmektedir.

A.B.D Savunma Bakanlığının ve NASA’ nın yaptığı çalışmalara göre, yeni geliştirilen UHMWPE adı verilen (Ultra Yüksek Moleküler Ağırlığa Sahip Polietilen) kompozit malzeme suda yüzebilecek kadar hafif ve hidrofobik davranış sergilemektedir. Ayrıca daha hafif kompozitlerin geliştirilmesi için ‘’otoklav olmayan’’ (yada İngilizce ismi ile ‘NONA’) birincil kompozit malzemeler geliştirilmiştir.

NONA malzemeler otoklav gerektirmeden serleştirme kürüne olanak sağlayan ve NASA tarafından geliştirilen üretim tekniğidir. Buna göre, ebatları çok büyük olan havacılık parçalarının bu teknik sayesinde daha ekonomik bir biçimde üretilmesi planlanmaktadır. Ayrıca NASA tarafından yakın gelecekte geliştirilmesi planlanan bazı malzemeler; ‘Hibrit Lamine Kompozit’’,’’Terzi Usulü Üretilebilecek Kompozitler’’, ‘’Seramik Matrisli Kompozitler’’(itki elemanları olarak kullanılması planlanmakta),’’Kendi Kendini Onaran Kompozit Yapılar’’ ve ‘’Çok İşlevli Kompozit Yapılar’’ şeklinde sıralanmaktadırlar. Bu malzemeler ve bu malzemelerin geliştirilmesine yönelik hazırlıklar Tablo 2.3’te görüldüğü gibidir.[1]

Tablo 2.3: NASA MSMM Yol Haritası Malzeme Teknolojileri Ve Teknoloji Hazırlık Düzeyleri[1]

Hafif Malzeme Teknolojileri	THD Düzeyi
Otoklav dışı malzemeler (out-of-autoclave materials)	4
Düşük kütleli, çok fonksiyonlu malzemeler (low mass, multifunctional materials)	2
Kendi kendini iyileştirebilen/tamir edebilen malzemeler (Self-Healing/Repair Materials)	3
Yüksek/Aşırı Yüksek Sıcaklık Malzemeleri (High/Ultra-High Temperature Material)	2
Kaplamalar (Coatings)	3
Uç Derecede Aşırı Sıcaklığa Dayanıklı Elektronik Malzemeler (extreme Temperature Electronic Material) (-200°C ile +200°C sıcaklıklar arası çalışabilen)	2
Otoklav Dışı Birincil Yapı (out-of-autoclave primary structure)	4
Çok fonksiyonlu Basınçlı Yapı (Multifunctional Pressurized Structure)	3
Çok fonksiyonlu Basınçsız Yapı (Multifunctional Non-Pressurized Structure)	2
Entegre Pencere (Integrated Window)	3
Seramik Matris Kompozit Süreci (Ceramic Matrix Composite (CMC)	3

2.1.2 Alaşım Malzemeleri

Havacılık endüstrisinde kullanılan alaşımları genel olarak sınıflandırmamız gerekirse, (eser miktarda kullanılanlar Ör; hafniyum alaşımları, scandiyum- molibden- vanadyum alaşımı, bakır- berilyum alaşımı, vs. hariç) 5 çeşit alaşım tipi bulunmaktadır. Bunlar ;

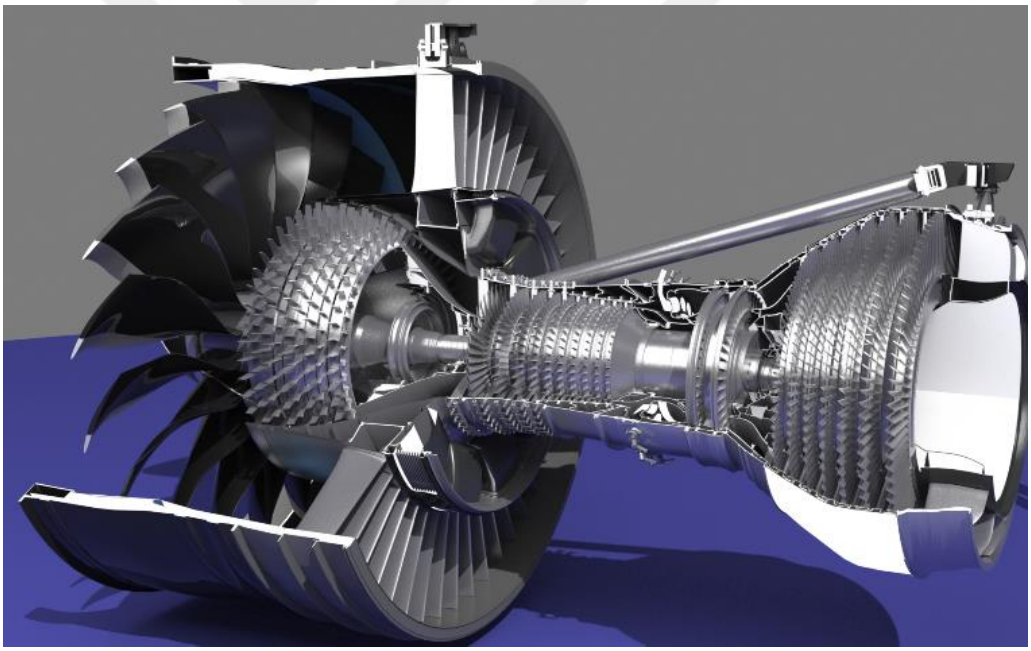
a) Alüminyum Alaşımı
b) Magnezyum Alaşımları
c) Alaşımlı Çelikler
d) Titanyum Alaşımları
e) Nikel Alaşımları şeklindedir.

2.1.2.1 Alüminyum Alaşımları

Alüminyum alaşımları özellikle düşük özgül ağırlık ve yüksek yorulma dayanımlarından dolayı uçağın ön çerçeve ve motor kompresör kanatlarının ön kademelerinde kullanılmaktadır. Düşük ergime sıcaklığından ötürü yanma odasına yakın ya da yüksek sıcaklık ortamlarında işletilen kısımlarda kullanılmamaktadır.

Alüminyum alaşımlarının ısıl işlem görebilir ve ısıl işlem göremez şeklinde sınıflandırılan tipleri olduğu gibi kaynaklanabilirliği açısından da A, B, C, D şeklinde sınıflandırıldığı literatürde bilinmektedir. Bunlardan, A-rahatlıkla kaynak yapılabilir tipleri, B-Kaynak yapılabilir ancak bazı özel tekniklerin kullanılması veya denemeler yapılması gerekebilen tipleri, C-Korozyon dayanımının bozulması ve kaynak dikişinde çatlak oluşumu nedeniyle kaynak yapılabilirliği sınırlı olan tipleri D-Kaynak yapılamaz tipleri tarif etmektedir.

Alüminyum alaşımlarının talaş kaldırılabilme özellikleri, düşük takım aşınmasına sebebiyet vermesi ve parça yüzey kalitesi açısından çok iyidir. Havacılık endüstrisinde sıklıkla kullanılan alaşımlar Al-Li ve Al-Mg-Zn tipinde alaşımlardır. Malzeme kataloglarındaki isimlerine göre,2014,2024,2219,6061,7075 ve 7005 serileridir.[2]



Şekil 2.2: Turbojet Uçak Motoruna Ait (Fan,Kompresör Türbin Kademelerini İçeren) Katı Cisim Görseli[3]

2.1.2.2 Magnezyum Alaşımları

Alüminyumdan 1/3 , çelikten 3/4 kadar daha hafif olan ve günümüz havacılık endüstrisinde popülerleşmeye başlayan bir başka element magnezyumdur.1740 kg/m3 lük yoğunluğa sahip olması nedeniyle , hava taşıtlarında ani manevra kabiliyeti ve uzun menzilli uçuşlarda yakıt performansı olarak kullanıcılara pozitif bir geri dönüş sağlamaktadır[4].En büyük özellikleri

yüksek sönüm kabiliyetleri ve iyi dökülebilme özelliği olduğu için endüstriyel uygulamalarda basınçlı döküm hatlarında kullanılması sıkı bir yapıya ve hafif konstrüksiyon tasarımına olanak vermektedir. Doğada yaygın olarak bulunması teminini kolay kılsa da, diğer metallere nazaran mukavemeti daha düşük olmaktadır.

Oksijen ve su ile hızlı temasa girmesi ve özellikle, suyun/dolayısıyla nemin magnezyum özelliklerini olumsuz etkilemesi, nispeten düşük yorulma direncine sahip olması sebebiyle günümüzde üstünde hala araştırma çalışmaları süren bir element olmasına sebep olmuştur. Ancak alaşımlandırıldıklarında, özellikle çinko ve alüminyum eklendiğinde dayanımları nispeten artmaktadır.[4,5]

Tablo 2.4: Magnezyum Alaşımlarına Eklenen Elementlerin Özellik Ve Etkileri[5]

Alaşım El. Ag	Ergitme ve Döküm Özellikleri	Mekanik ve Teknolojik Özellikler	Korozyon Özelliklerine Etkisi
Ag		Yüksek sıcaklıkta çekme ve sürünme dayanımlarını iyileştirir.	Zararlıdır
Al	Dökülebilirliği iyileştirir	Katı ergiyik sertleştiricidir	Az etkili
Ca	Etkili tane inceltıcidir, ergimiş metalin oksidasyonunu önler.	Sürünme özelliklerini iyileştirir.	Zararlıdır
Fe	Magnezyum çelik kalıplarla çok yavaş reaksiyona girer.		Zararlıdır
Si	Dökülebilirliği arttırır.	Sürünme özelliklerini iyileştirir.	Zararlıdır
Th	Mikroporoziteyi bastırır.	Yüksek sıcaklıkta çekme ve sürünme dayanımlarını iyileştirir.	
Zn	Ergimiş metalin akışkanlığını arttırır.	Çökelme sertleşmesi ortam sıcaklığında dayanımı arttırır.	Az etkili
Zr	Etkili tane inceltıcidir.	Ortam sıcaklığında çekme iyileştiricidir.	Az etkili
Toprak Alkali	Dökülebilirliği iyileştirir	Yüksek sıcaklıklarda çökelme sertleşmesini iyileştirir.	İyileştirir.

Özellikle karmaşık şekilli parçalarda ihtiyaç duyulmaları ve çok yüksek mukavemet gerektirmemeleri, döküm teknolojisiyle birlikte kullanılmalarını daha pratik hale getirmiştir. En yaygın olarak kullanılan tipleri ZE41, EZ33A, QE22, WE43 ve AZ92/91E/81 alaşımlarıdır. AZ91 hidrolik depo elemanı olarak kullanılmaktadır. ZE41 gibi alaşımlar ise güç iletim şaftlarının muhafaza kutusu olarak imal edilmiştir ve aktif olara Sikorsky S92 ve Eurocopter EC120 gibi helikopter modellerinde kullanılmaktadır.Bu kullanım ve uygulamalara ait görseller Şekil 2.3 –Şekil 2.7 arasında gösterildiği gibidir.

Dövme magnezyum genellike uydu ekipmanlarında kullanılmakta ve ve yaygın olarak AZ61, AZ31 gibi alaşımlar olmaktadır. Çukurcuk korozyonu oluşumuna son derece duyarlı olan magnezyum yüksek aktiflik seviyesine sahip olduğundan birçok metalle kimyasal reaksiyona girmekte(kısacası korozyona uğramakta) bu durum endüstriyel anlamda yaygınlaşmasını güçleştirmektedir.[6]

Ancak alaşımlandırma çalışmalarıyla korozyona olan ilgisinin azaltılması hedeflenmektedir. Ayrıca metal davranışı sergileyip polimer gibi hafif olması nedeniyle önümüzdeki 10-15 yıl içinde sivil ve askeri alanlardaki havacılık alanlarında kullanımının artacağı öngörülmektedir.



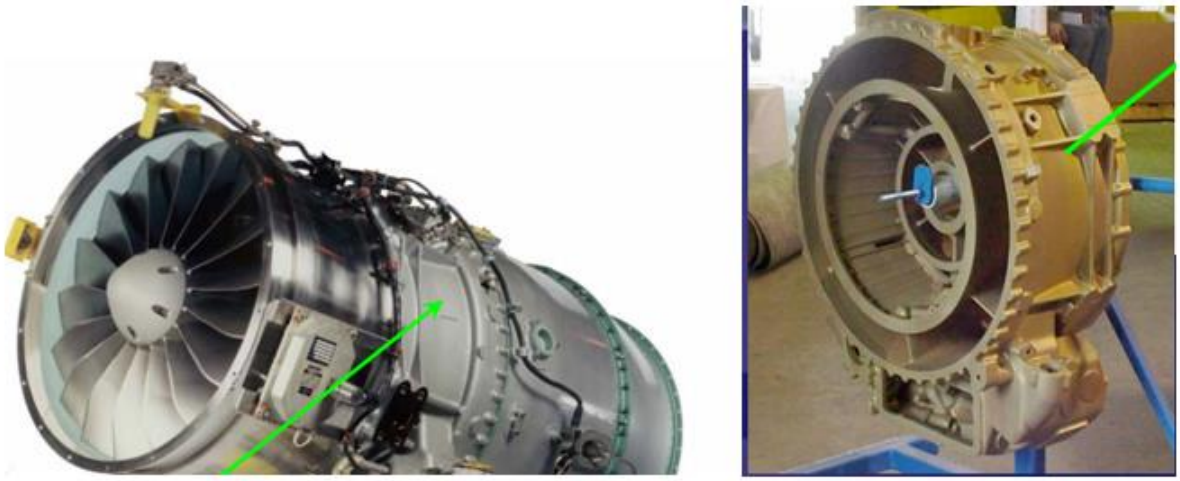
Şekil 2.3: AZ91E Alaşımı Helikopter Yapısal Parçası[6]



Şekil 2.4: ZE41 Alaşımı -CH47 Chinook Helikopteri Yapısal Parçası[6]



Şekil 2.5: EZ33A Alaşımı-Rolls Royce RB211 Dişli Kutusu[6]



Şekil 2.6: ZE41 Alaşımı- Motor Gövdesi [6]



Şekil 2.7: WE43 Alaşımı- Dişli Kutusu Parçası[6]

2.1.2.3 Alaşımlı Çelikler

Havacılık alanında kullanılan çelikler en genel anlamda iki kategoriden oluşmaktadır. Bu kategorilerden ilki düşük alaşımlı çelikler, ikincisi ise yüksek alaşımlı çeliklerdir. Havacılık endüstrisinde kullanılan düşük alaşımlı çeliklere örnek olarak 4340 ve 300M, AF1410, 15-5 PH, C250 verilebilir. Bahsi geçen çeliklerin tiplerinin bir kısmı Tablo 2.5' te görüldüğü gibidir.[7]

Tablo 2.5: Havacılık Endüstsinde Genel Olarak Kullanılan Çeliklerin Kodu ve Element İçeriği[7]

Alloy	C	Ni	Co	Cr	Mo	Mn	Cu	V	Si	Al	Ti
4340	0.40	1.8	—	0.85	0.25	0.7	—	—	0.2	—	—
300M	0.40	1.8	—	0.85	0.4	0.7	—	0.1	1.6	—	—
HP9-4-20	0.20	9	4	0.8	1	0.1–0.3	—	0.08	0.2 max	—	—
HP9-4-30	0.30	9	4	1	1	0.15–0.3	—	0.08	0.1 max	—	—
HY180	0.10	10	8	2	1	0.15	—	—	—	—	—
AF1410	0.16	10	14	2	1	—	—	—	—	—	—
15-5PH	0.04	4.6	—	15	—	0.25	3.3	—	0.4	—	—
PH13-8	0.04	8	—	13	2.2	—	—	—	—	1.1	—
C250	0.005	18	8	—	4.8	—	—	—	—	0.1	0.4

Bu çelik tipleri genel olarak %5 in altında alaşım elementi barındıran çelikler olarak tanımlanmaktadır. Düşük alaşımlı çelikler genel olarak hava taşıtlarının iniş takımlarında kullanılmakta, C250 (yada ‘’maraging çeliği’’ olarak bilinmektedir) gibi çelikler ise türbin şaftlarında kullanılmaktadır.[8]



Şekil 2.8: Örnek Bir Uçağın İniş Takımı[9]

Yüksek alaşımlı çelikler ise alaşım elementlerinin yüzdesi %5 den fazla olan çelikler olarak literatürde tanımlanmakta ancak havacılık endüstrisinde düşük alaşımlı çelikler kadar kullanılmamaktadır. Sahip olduğu göreceli sertlik sebebiyle, özellikle havacılık endüstrisine ait parçaların kalıplarının yapımında kullanılan takım çelikleri olarak dolaylı yoldan kullanılmaktadır. Bazen de yüksek aşınma direnci ve tokluk istenen uygulamalarda (Ör; helikopter dişli kutularında dişli çark olarak) kullanılmaktadır.

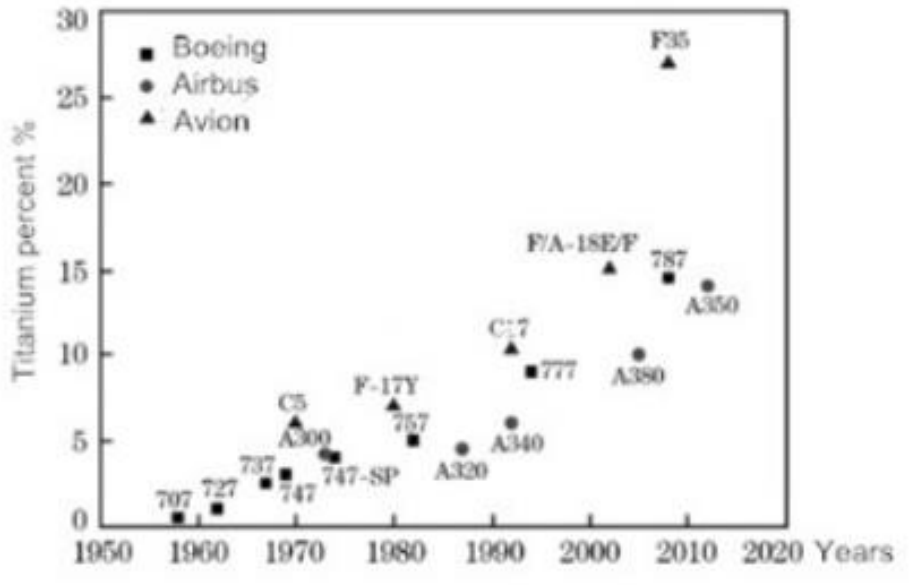


Şekil 2.9: Yüksek Alaşımlı Çeliklerin Kullanımına Örnek - Helikopter Dişli Kutusu[10]

2.1.2.4 Titanyum Alaşımları

20. yy. ikinci yarısından itibaren ilk olarak A.B.D tarafından askeri uygulamalarda kullanılmak amacıyla geliştirilen Ti-13V-11Cr-3Al alaşımı ile birlikte havacılık endüstrisine kazandırılan titanyum elementi,1960 lı yıllardan itibaren sivil havacılık uygulamalarında da yer edinmiştir.

Yüksek mukavemet değerine sahip olması, çeliğe oranla nispeten hafif olması ve ısıl işleme tabi tutulabiliyor olması titanyumun, çelik ve alüminyum alaşımlarından sonra havacılık alanındaki en önemli yapısal element olarak kabul edilmesine yol açmıştır. Günümüzde titanyum kullanım oranı, uçakların ne ölçüde ileri teknolojiye sahip olup olmadığının bir göstergesi olarak günümüzde kabul edilmektedir. Şekil 2.10'da askeri ve sivil jetlerdeki titanyum kullanım oranının yıllara bağlı değişimi görülmektedir.



Şekil 2.10: Askeri Ve Sivil Jetlerdeki Titanyum Kullanımının Yıllara Göre Değişimi[11]

1950'li yıllardan itibaren günümüze kadar titanyum kullanım oranı önemli ölçüde artmış ve günümüz modern jetlerinden kabul edilen, F-35 jetlerinde, titanyum alaşımı kullanımı %30 mertebesine ulaşmıştır. Sivil havacılıkta kullanılan jetlerde bu oran günümüzde %15 civarındadır. Özellikle uçak gövdesi, hidrolik borular, çerçeve elemanları, fan ve kompresör kanatları gibi elemanlarda yaygın olarak kullanılmaktadır.[11]

Özellikle gaz türbinlerinin sahip olduğu güç/ağırlık oranı yaklaşık 5 civarından, 10 civarına yükseldiği zaman kompresör çıkış sıcaklıkları 200-300 C civarından 500-600 C civarına gelmekte, kullanılan alçak basınç kompresör kanatçıkları alüminyumdan titanyum elementine dönmektedir. Yaygın olarak kullanılan titanyum alaşımı ise Ti6Al4V olmaktadır. Bu alaşımla birlikte Ti-5553 (çerçeve elemanı olarak) ve Ti2AlNb, Al3Ti ve TiAl gibi intermetalik alaşımlar seramik benzeri yapı sergilediği ve 800 C civarında bile çatlak dayanımı ve yüksek elastisite modülünden ötürü kullanılmaktadır. Özellikle süpersonik uçuşlar yapan askeri uçaklarda, örn; SR-71 avcı keşif uçağı gibi 26612 m irtifada seyreden ve 3 mach hıza erişen bir uçakta, kullanılan titanyum elementinin ağrılığının ,toplam uçak ağırlığına oranı %93 civarında olmaktadır[12].Uzay uygulamalarında, yakıt tankı, bağlantı elemanları, gezegen iniş modülü

gibi uygulamalarda kullanılmaktadır. Bu örnekler titanyumun ileri havacılık uygulamalarında ne kadar önemli bir yer tuttuğunu göstermektedir.



Şekil 2.11: Yapısal Bir Titanyum Çerçeve Elemanı[13]

2.1.2.5 Nikel Alaşımları (Hstr Alaşımları)

Alaşımlarının sahip olduğu yüksek korozyon direnci ve mukavemetten ötürü özellikle kimyasal reaksiyonların (oksidasyon ve korozyon) yoğun olarak gerçekleştiği yanma odasında bulunan gaz türbin kanatlarında, bu kanatların bağlandığı şaft ve bağlantı elemanlarında kullanılmaktadır. Ayrıca roket motorlarında, yanma odası malzemesi A.B.D de bulunan Special Metals Inc. Adlı şirketin tescilli ürünü olan ’’ Inconel 718 ‘’ adlı malzemedir. Nimonic, Hastalloy, Waspalloy gibi çeşitli ticari markalara sahip nikel alaşımları da havacılık endüstrisinde çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. [14]



Şekil 2.12: Gaz Türbininde Yanma Odasına Yakın Bölgelerdeki Türbin Kanatçıkları[15]



Şekil 2.13: Yanma Odası Muhafazası Nikel Alaşımı (IN-718)[16]

2.2 HAVACILIK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN KAYNAK TEKNOLOJİLERİ

2.2.1 Difüzyon Kaynağı

Özellikle nükleer ve elektronik sistemler ile roket - havacılık teknolojilerinde metalik malzemelerin birleştirilmesinde kullanılan difüzyon kaynağı günümüzde kompozit malzemelerin birleştirilmesinde de son derece popülerdir. Çalışmasının dayandığı esas yasa, fizikteki moleküllerin birbirleri içine geçerek difüze olması yani karışmasıdır. Atomların difüze olmasına müsaade edilen ve birleştirilmesi planlanan iş parçaları yeterli sıcaklığa gelindiğinde preslenerek birleştirilme işlemi tamamlanır. Konvansiyonel kaynak prosesinde ısı kaynaklı oluşan deformasyonun son derece ciddi yapısal dayanım kaybına sebep olduğu düşünüldüğünde, difüzyon kaynağının oluşturduğu ısıl deformasyon bölgesi ya da ITAB (Isı Tesiri Altındaki Bölge) atom/molekül çapı kadar küçüktür. Bu proses, birleştirilecek iki malzemenin ergime sıcaklıklarının çok altındaki bir seviyeye ısıtılması ve sıkı bir temas ve dolayısıyla basınç etksi ile birleştirilir. Yine bu işlem sırasında kaynak dolgu malzemesine ihtiyaç duyulmaması dikkati çeken bir diğer unsurdur. Difüzyon kaynağının başarıya ulaşması arayüz temizliği, temas süresi, basınç ve sıcaklık gibi parametrelerin birleşimidir.

Özetlemek gerekirse bu kaynağı gerçekleştirmek için iki şart sağlanmalıdır:

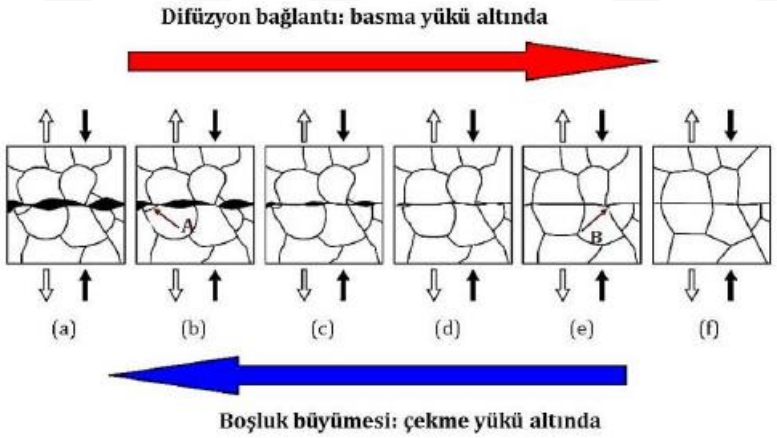
a) Kaynaklanacak parçaların yüzeyleri yeteri mesafede yakın olmalı (temas etmeli)
b) Difüzyon motor kuvvetinin yüksek olabilmesi difüzyon katsayısına bağlı olduğundan bu katsayıyı arttıran etmenlerden olan, uygulanan dış kuvvetler, belirli bir şiddette olmalıdır.

Yüzey temizliğinin haricinde, malzemelerin birbiri içine geçmesi için uygulanan ilk ön kuvvet yüzeydeki oksidasyon ve kusur oluşturan diğer bozuklukları gidermek hususunda önemli bir yer tutar. Ön kuvvet sadece mekanik yolla değil, termal şartlarda oluşturularak da uygulanabilmektedir.

Aşağıdaki Şekil 2.14' te görüldüğü üzere, süreç esnasında oluşan kaynaklanma prosesinin anlık görüntüsünü vermektedir. Birincil olarak malzemeler deyim yerindeyse birbiri ile ''öpüştürülmelidir''. Bu sürecin ne kadarlık bir yüzey alanını kapsayacağı tamamen yüzeylerin temizliği (''dağlama'' işleminin önceden uygulanıp uygulanmadığı), yüzeyler arası

düzgünsüzlük ve pürüzlülük gibi yüzey koşullarına bağlıdır. Ardından, difüzyon süreci yüzeylerin mikro ölçekte plastik şekil değiştirme süreci ile başlar. Bu esnada yüzeydeki pürüzlülükler ezilerek plastik deformasyona uğrar ve moleküllerin yer değişim süreci başlar. Yer değiştirme süreci ile mikroskobik boşluklar içinde bulunan gazın basıncı , dış ortamda bulunan (çoğu kez fırın) basıncına eşit olmaktadır. Bu aşamada sıcaklığın artması büyük önem taşımaktadır. Ayrıca yapı içerisinde bulunan bu boşluklar izole olmaya başlar.

Şekil 2.14' te görüldüğü üzere, üçüncü evrede gaz absorbsiyonunun başlayıp gazların içerde hapsedilmesiyle boşluk içi basınç düşer ve bir sonraki aşamada oluşan kimyasal potansiyel fark nedeniyle (difüzyon sürtünmesi ve yüzey gerilim ilişkisi kaynaklı) boşluklar giderek küçülmeye başlar. Bu fazda, sabit hacimde tane sınırları yüzey küçültme işlemine kaymaktadır ve ender de olsa küçük tanelerden bazıları da bu küçülme işlemini gerçekleştirmektedir. Beşinci aşamada ise kritik boyuttan küçük olan boşluklar seri bir biçimde kaybolurken, son safhada artık kaynakla, birleşmiş düz yüzey, birleşmiş bir çizgi halini aldığından ayırt edilebilinmektedir.

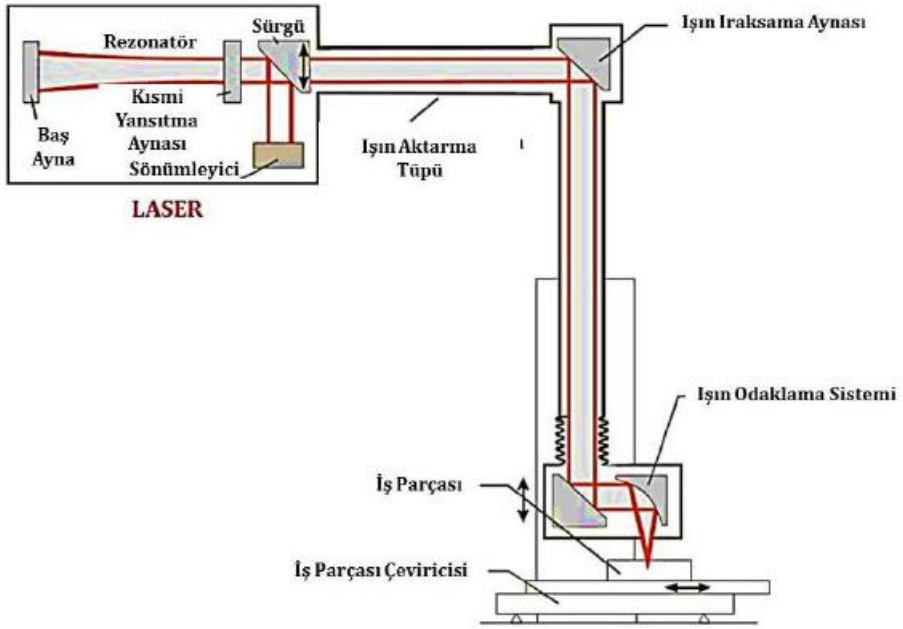


Şekil 2.14: Difüzyon Kaynağı Sırasında Taneler Arası Etkileşim[17]

2.2.2 Lazer Işın Kaynağı (LBW)

Gelişen havacılık teknolojisinde derin ve ince kaynak dikişleri elde edilmesi daha yüksek irtifalara ve hızlara çıkılması açısından son derece büyük önem taşıdığından, yüksek güçlü lazerler, malzemelerin birleştirilmesi için kullanılmaktadır. Özellikle Nd-Yag gibi katı hal

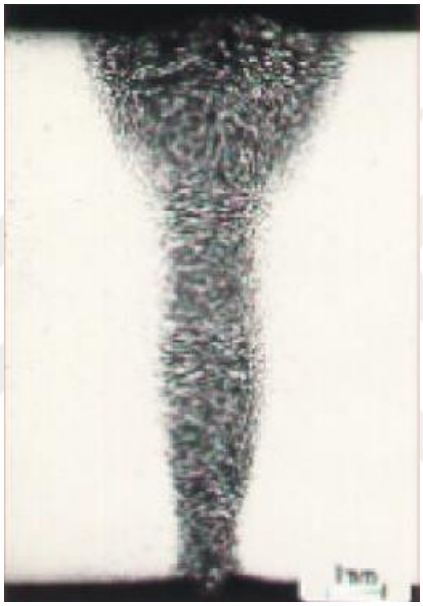
lazerleri metalsel malzemelerin birleştirilmesinde yer almaktadır. Aşağıda görülen Şekil 2.15' te lazer ışınının eldesi ve parçaların kaynaklanmasına kadar geçen makine hazırlık süreci gösterilmektedir. Lazer kaynağı oldukça kullanışlı ve pratik bir kaynak tekniği olmasına karşın özellikle alüminyum gibi yansıtıcılığı çok yüksek malzemelerin kaynaklanmasında kullanılamamakta, kullanılsa bile üretilen lazer enerjisinin %90' lık kısmı boşa gitmekte olduğu için her malzemede bu yöntem tercih edilmemektedir.



Şekil 2.15: Lazer Işın Kaynak Şeması[17]

Lazer ışınının üretim noktası, katı fazdaki kristalin madde ya da CO_2 gaz fazındaki bir madde olmaktadır. Bu materyallerin elektrik akımıyla bir hazne içinde uyarılması, demet halinde fotonların salınımına sebep olmaktadır. Sürekli uyartılan bu materyaller sürekli olarak belirli enerji seviyelerinde foton yaymakta, bu fotonlar yarı geçirgen bir kanal aynası, yansıtıcı aynalar ve odaklayıcı mercekler vasıtasıyla istenilen hedefe yönlendirilmektedir. Lazer ışık demeti ne kadar iyi odaklanmışsa, sahip olduğu ergitici enerji o kadar yüksek olmakta ve o ölçüde derin ve dar bir kaynak dikişini çıktı olarak sağlamaktadır. Lazer ışın kaynağı, elektronik kumanda sistemleriyle tam olarak ve operatör kontrollü ya da bilgisayar ile gerçekleştirilebilmektedir. Lazer ışını aynalar ile istenilen yöne yönlendirilebilmekte ve lazer dalgaları yapılacak kaynak prosesinin türüne göre sürekli dalga yada anahtarlamalı dalga olarak istenilen hedefte kullanılabilmektedir.

Lazer ışını ile ilgili ister kaynak prosesinde olsun ister kesme prosesinde kullanılacak olsun, birim alana düşen güç yoğunluğu terimi oldukça önemli bir teknik terim olarak kullanıcıların karşısına çıkmaktadır. Güç yoğunluğu çoğu kez W/cm^2 şeklinde ifade edilmektedir. Lazer ışın kaynağında parçanın kaynaklanmasında kullanılan iki farklı tipte teknik mevcuttur. Bunlardan ilki, ‘’anahtar deliği lazer ışın kaynağı’’ (Keyhole Laser Beam Welding) diğeri ise ‘’düşük kondüksiyon tekniği’ olarak adlandırılmaktadır. Anahtar deliği lazer ışın kaynağı, kondüksiyon tekniğine göre daha dar ve derin nüfuziyetlere erişen kaynak proseslerine sebebiyet vermektedir.



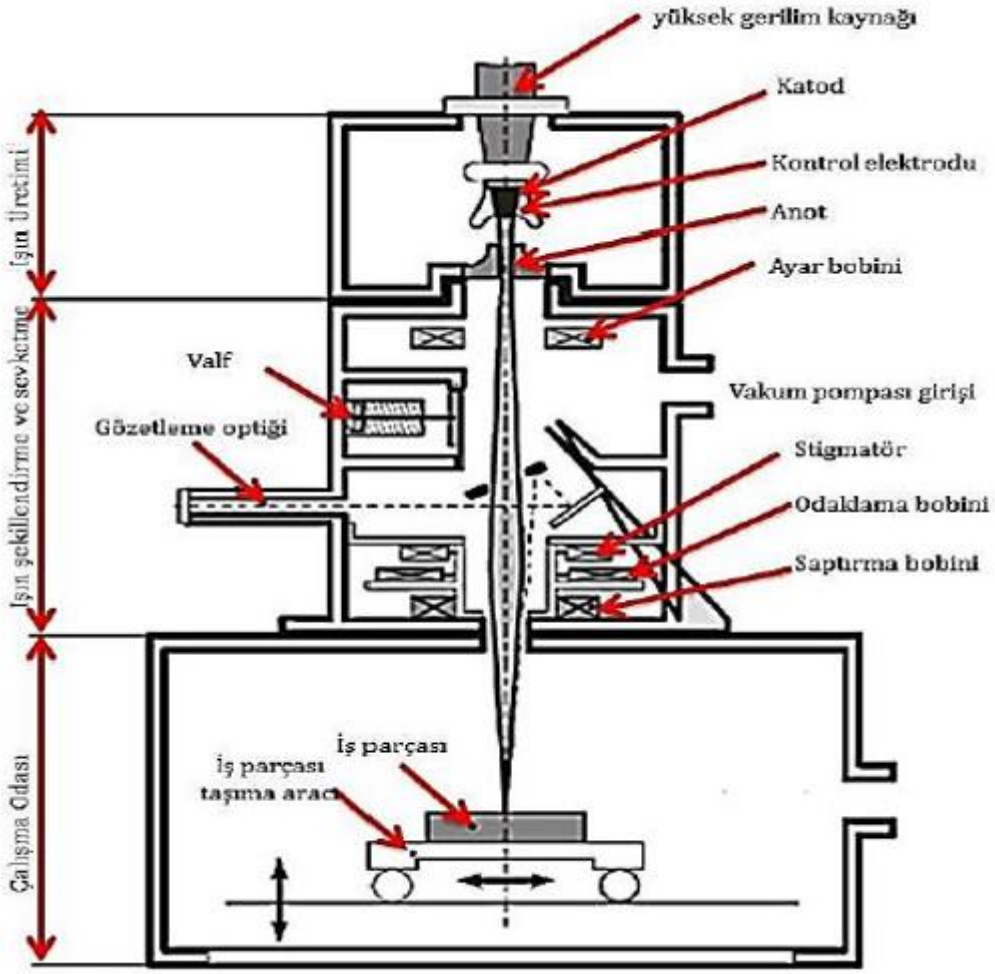
Şekil 2.16: Lazer Işın Kaynağındaki Nüfuziyet[17]

2.2.3 Elektron Işın Kaynağı (EBW)

Elektron ışını kaynağı havacılık endüstrisinde, özellikle uçak yapımında yaygın olarak kullanılan bir tekniktir. Bu kaynak tekniğinde, yüksek hızlı elektronlar kullanılarak oluşturulan yoğun yüksek seviye enerji ışını, malzemenin kaynaklı bağlantısını yapmaktadır. Şekil 2.17, elektron ışını kaynak donanımını göstermektedir.

Lazer ışın kaynağının bazı malzemelerde oluşturduğu dezavantajlı durumların tersine, elektron ışın kaynağı kritik öneme sahip birçok yüksek sıcaklık ve dayanım parçalarının (özellikle motor gibi) ince yada kalın cidarlı olanlarının yüksek nüfuziyet ve dar kaynak dikişi esası ile

kaynaklanmasına olanak vermektedir. Elektron ışın kaynağı makinesinin çalışma prensibi Şekil 2.17’ de görülmektedir.



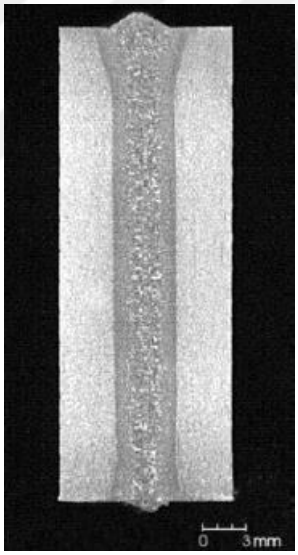
Şekil 2.17: Elektron Işın Kaynağı (EBW)[17]

Kaynak yapılacak malzemelerin hazırlanması iki önemli adımı içerir. İlk önce malzeme kenarı çok düz olmalı ve sonra kaynak yapılacak parçalar çok yakın yerleştirilmelidir. 10" (25.40 cm) kalınlığında bir çelik levhayı tamamen elektron demeti ile kaynak yapmak mümkündür.

Elektron ışın kaynağı yapılacak parçaların birleştirilmesinde ön hazırlık teşkil eden iki kritik nokta vardır. Bunlardan ilki, birleştirilecek parçaların yüzeylerinin çok düz olmasıdır. İkinci husus ise bu parçaların birbirine çok yakın yerleştirilmeleri gerekmesi işlemidir. Elektron ışın kaynağı ile et kalınlığı çok yüksek olan parçaları (300 mm’ ye kadar) birbirine çok yüksek mukavemette birbirine bağlamak mümkündür. Şekil 2.18’ de elektron ışın kaynağı ile

kaynaklanmış parçanın ara kesit görüntüsü verilmektedir. Resimdeki ölçekten anlaşılabileceği üzerine kaynak dikiş kalınlığı 3 mm' dir.

Elektron ışın kaynağı çalışma prensibi olarak elektrik akımı vasıtasıyla elde edilen elektrik akımının dolayısıyla elektronun, bir elektron tabancası vasıtasıyla (anot-katot ve hızlandırma bobini ile) hızlandırılarak yüksek enerjiye ulaştırılması ve bu aşamadan sonra dikişin yapılmak istendiği yere çarptırılması esasına dayanmaktadır. Yüksek hızla iş parçası moleküllerine çarpan elektron demeti, oluşturduğu yüksek çarpma momentumundan dolayı, iş parçası üzerinde lokal olarak yüksek sıcaklığa, dolayısıyla kaynak prosesine sebebiyet verecektir. Özellikle yüksek vakum ortamında kaynak işleminin, yüksek dayanımlı dikiş sonucunu verdiği (hava arabiriminin oluşturduğu yansıtma ve elektron saptırma özelliğinden dolayı) gözlemlenmiştir. Bu sistem donanımlı ve iyi eğitimli operatörler gerektirmektedir.



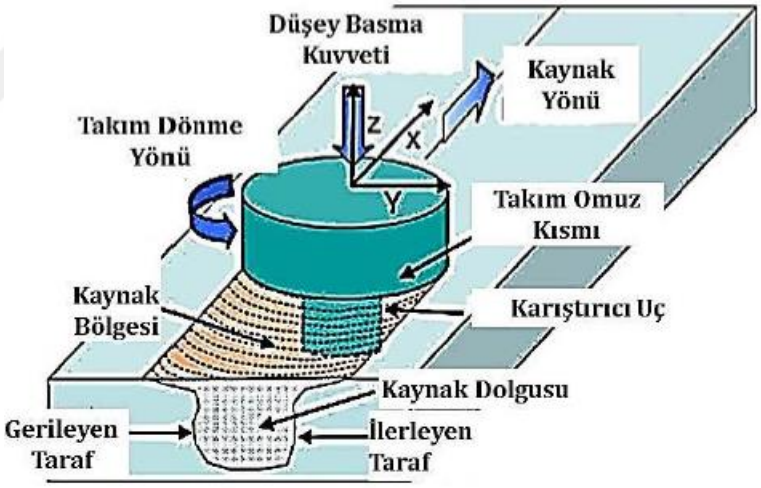
Şekil 2.18: Elektron Işın Kaynaklı Bir Parçanın Ara Kesit Görünüşü[17]

2.2.4 Sürtünme Karıştırma Kaynağı (FSW)

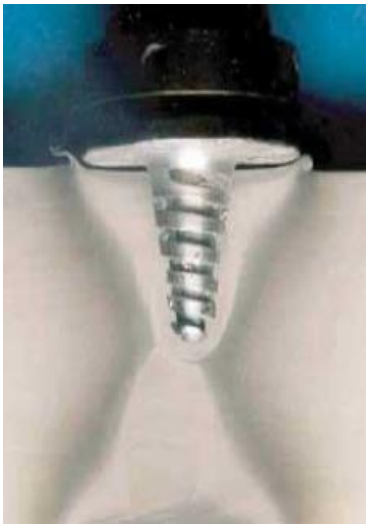
21.yy öncesinde İngiltere'de bulunan TWI (The Welding Institiue) adlı kurumda çalışan W. Thomas adlı kişi tarafından ortaya atılmış ve kullanımının test edildiği duyurulmuştur. Özellikle uçak gövdelerinde farklı metalleri birbirine kenetlemek için kullanılan perçin sisteminden, (dolayısıyla yakıttan nasıl tasarruf edilebileceği konusunda yapılan çalışmalar

sonucu) ortaya çıkmıştır. Bu teknik, geleneksel yöntemle kaynaklanması zor metalik bileşenler ile yüksek mukavemetli gövdeye sahip uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımının katı halde kaynaklanmasını sağlamıştır.

Bu teknik, kullanımı itibariyle son derece pratiktir. Kaynaklanması istenen parçalar alın alına yerleştirilir. Ardından karıştırıcı uç görevini gören bir döner pim, dikişin oluşmasının istendiği yerde dönerek ilerler ve malzemeyi sürtünme vasıtasıyla karıştırarak birbiri içine geçirir. Pimin işlevini kolaylaştırması açısından, bağlanan iş parçaları lokal olarak ısıtılır. Cihazın kinematik özellikleri pimin uzayda yapabileceği hareket kabiliyetini belirler ve kinematik açıdan yeterli bir pim kontrol mekanizması ile pim, istenilen durumlarda uzaysal dikişleri bile gerçekleştirebilir. Bu işlemin sonucunda katı hal kaynağı gerçekleşir. Kaynaklanma esnasında plastik deformasyona uğrayan malzemede eş eksenli ince taneli ve mukavemet özellikleri çok başarılı bir bağlantı yapısı ortaya çıkar. Şekil 2.19’ da sürtünme karıştırma kaynak makinesinin ve kaynak prosesinin tarifini veren görsel verilmiştir.



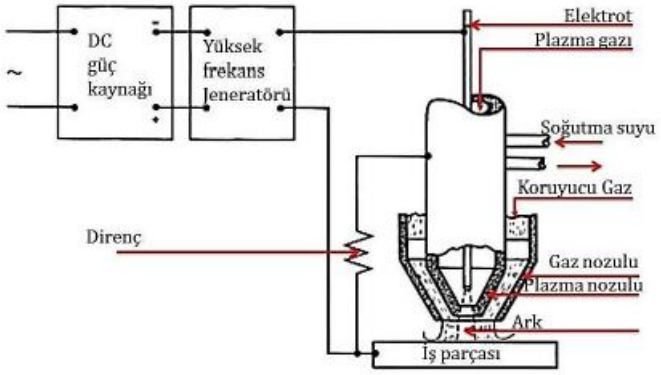
Şekil 2.19: Sürtünme Sürtünme Karıştırma Kaynağının Şematik Gösterimi[17]



Şekil 2.20: Sürtünme Sürtünme Karıştırma Kaynağı Pim (Karıştırıcı Uç) Görünüşü[17]

2.2.5 Plazma Ark Kaynağı (PAW)

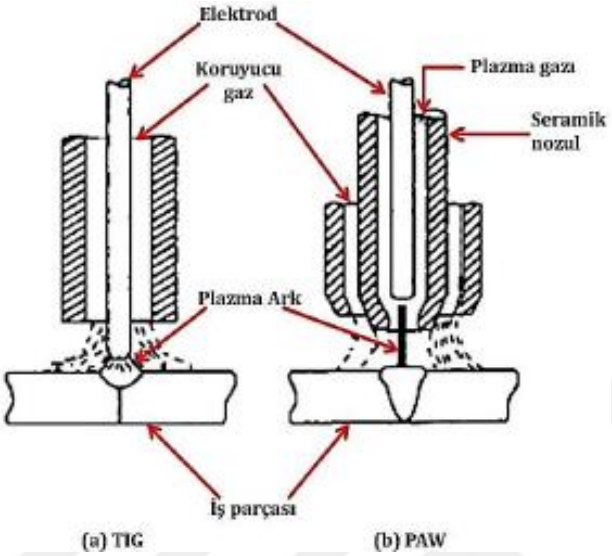
Plazma, doğada bulunan malzemelerin fazı olarak, iyonize olan ve elektrik akımını ileten gazlar oluştuğu zaman oluşur. Plazma vasıtasıyla oluşturulan ark, metali ergitme noktasına kadar ısıtır ve iş parçalarının birleştirilmesine olanak verir. Temel olarak Plazma kaynak tekniği, dışa doğru koruyucu gaz tabakası ve içte kaynaklanma işini yapan plazma tabakası olacak şekilde bir torç yapısından ve bu torcun elektrik akımı ile tahrik edilmesinden meydana gelir. Bu durum Şekil 2.21' de görüldüğü gibidir.



Şekil 2.21: Plazma Plazma Ark Kaynağının Şematik Gösterimi[17]

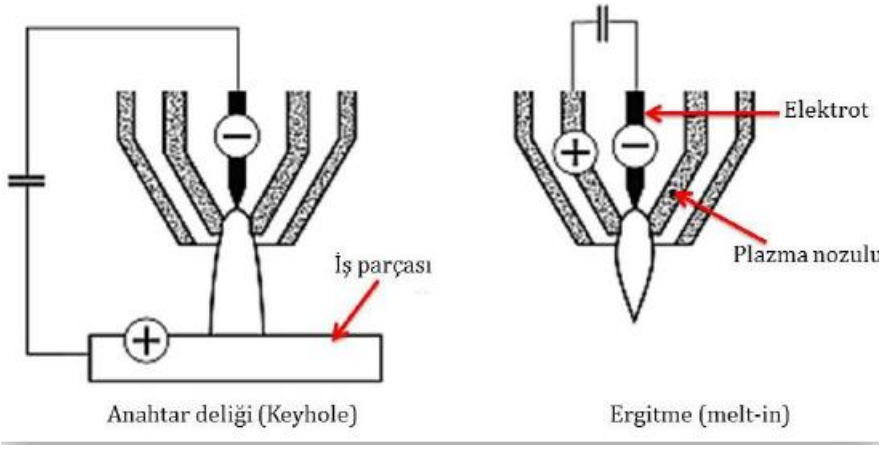
Plazma ark kaynağı, Tungsten Inert Gaz (TIG) ve Tungsten Gaz Ark(GTA) kaynaklarına, gazın dış yüzeyde koruyucu etki yapması açısından çok benzemesine karşın, bahsi geçen son iki

teknikte tükenmeyen tungsten elektrod bulunmaktadır. Plazma ark kaynağında ise elektrod yerine orifisten geçen plazma püskürtülmektedir. En büyük detay farkı, nozüllerin malzeme ve geometrisidir. Bu durum Şekil 2.22' de gösterildiği gibidir.



Şekil 2.22: Plazma ve Tungsten Kaynak Tekniğindeki Şalumo Yapısının Şematik Gösterimi[17]

Plazma ark kaynağında, düşük akımlı bir ark, meme ile elektrod arasında oluşarak, aşağı doğru akan plazma gazını iyonize eder. Nozülden aşağı inen gaz çok yüksek sıcaklık ve daralan nozül kesidinden ötürü yüksek bir hıza sahip olduğundan kaynak prosesinin oluşması için gerekli ortamı hazırlar. Ancak ergitme işlemini yapan plazma, kaynak metalini tek başına korumakta yetersiz olduğu için nozül etrafında, nozül dış çeperinden ancak bir kanaldan olacak şekilde soygaz akışı gerçekleşir. Bu durum Şekil 2.23' te görüldüğü gibidir. Plazma ark kaynağı anahtar deliği (keyholenon -transferred) ve ergitme yöntemi (melt-in transferred) olmak üzere iki farklı teknikten oluşmaktadır. Şekil 2.23' de söz edilen tekniklerin şematik gösterimi gösterilmektedir.



Şekil 2.23: Anahtar Deliği (non-transferred) ve Ergitme (transferred) Yöntemleri[17]

2.2.6 Doğrusal Sürtünme Kaynağı (LFW)

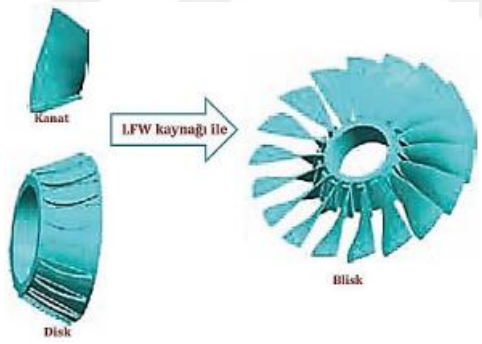
Havacılık endüstrisinde, motor parçalarının birleştirilmesi için mekanik bağlantı teknikleri kullanılmaktadır. Özellikle rotora yerleştirilen türbin kanatlarının kırlangıç kuyruğu şeklinde kanallara yerleştirilmesi günümüzde hala kullanılsa da, lineer sürtünme kaynağı adı verilen kaynak tipi ile monoblok yapıya sahip kanatlı bir dönel diskin elde edilmesinin günümüzde pek çok avantaj içerdiği fark edilmiş(özellikle ağırlıktan tasarruf-%20 mertebelerinde) ve bu teknik popülerlik kazanmaya başlamıştır.

Bu yöntem sayesinde günümüzde yüksek performanslı fan ve türbin kanatları sisteminin (blisk) imalatı gerçekleşmekte, özellikle farklı alaşımdan yapılmış parça bağlantılarının birbirine daha rijit olarak bağlanması sağlanabilmektedir. Entegre disk yada kanat adıyla havacılık endüstrisinde blisk olarak bilinen yapılar, Ağırlık azalması, kanat ağzı ve disk arasındaki bağlantıların ve bağlantıları destekleyen disk deliğinin ağırlığının azaltılmasıyla elde edilir ve performans yükseltme, kanat düzlemleri arasındaki boşluklardan hava kaçağını azaltarak gerçekleştirilir. Şekil 2.24’ te bir blisk ve sökülebilir/takılabilir konvansiyonel fan/türbin kanat bağlantı yapısı görülmektedir.



Şekil 2.24: Blisk Modeli (sol resim) ve Standart Kanat-Disk Modeli (sağ resim)[17]

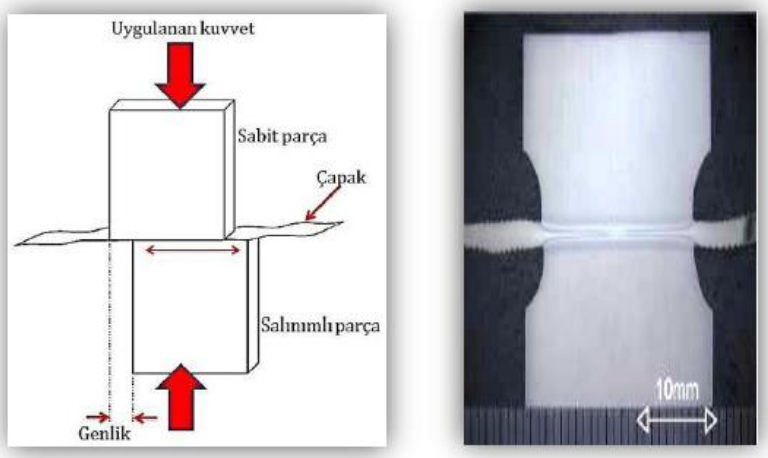
Blisk şeklinde imalatı yapılacak Fan ve kompresör kanatlarının yapımı genelde dövme titanyum malzemeden gerçekleşir. Şayet bahsedilen kanat formu talaşlı imalat ile elde edilmeye çalışılırsa işlem çok masraflı olacak ve çok miktarda ham medde boşa gidecektir. Ancak doğrusal sürtünme kaynağı kullanılarak ayrı olarak üretilen disklere, ayrı olarak üretilen kanat formunun kaynatılması malzeme israfını önlemektedir. Şekil 2.25' te Blisk imalatı şematize edilmiştir.



Şekil 2.25: Doğrusal Sürtünmeli Kaynak İle Blisk Üretiminin Şematik Bir Görüntüsü[17]

Doğrusal (yada Lineer) sürtünme kaynağı prensip olarak birbirine göre yavaş da olsa bağıl hareket yapan ve sürtünen, dolayısıyla katı halde birbirine kaynaklanan iki parçanın bir motor vasıtasıyla tahrik edilmesine dayanır. Bu hareket vasıtasıyla oluşan ısı ara bağlantıyı oluşturacak tabakanın plastik deformasyona uğramasına ve kenarlara çapak olarak çıkmasına sebep olur. Çapak hareket esnasında yüzeyden uzaklaştırılır ve böylelikle ana metalin diğer iş parçası olan metal ile birleştirilmesine olanak tanır. Bu durum Şekil 2.26' da gösterildiği gibidir. Doğrusal sürtünme kaynağı özellikle titanyum parçaların en verimli şekilde bağlanmasını

sağlayan en güncel yöntem olmakta ve karmaşık şekilli uçak gövdesi titanyum parçalarında birleştirilmesi için uygun pozisyon ve tekniklerin geliştirilmesi adına bu kaynak teknolojisi üzerinde sürekli çalışma yapılmaktadır.



Şekil 2.26: Doğrusal Sürtünme Kaynağı[17]

Doğrusal sürtünme kaynağı, Şekil 3.14'te görüldüğü üzere dört aşamadan oluşmaktadır. Bu fazlar;

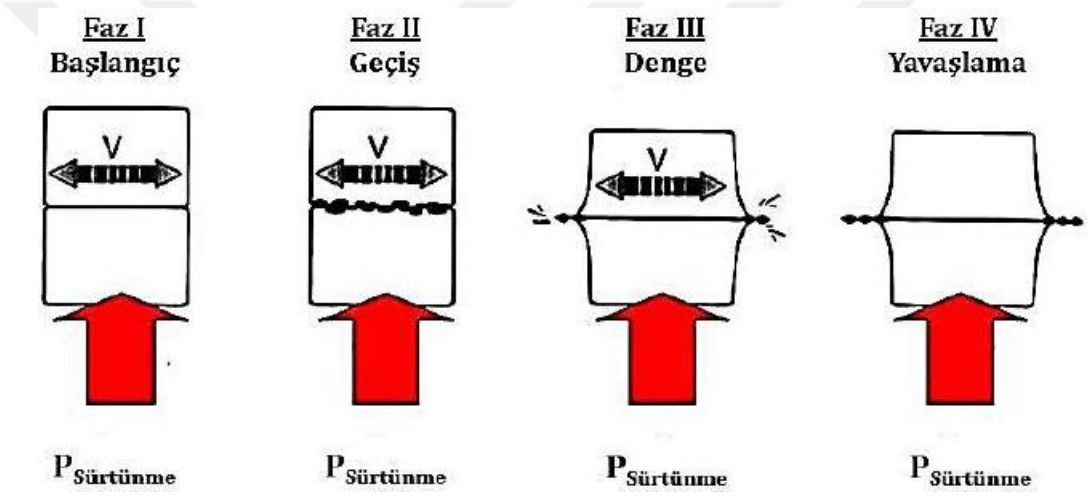
1.Aşama: Bu kısımda parçalar birbirine temas ettirilerek sürtünme oluşturulur ve ısı üretimi gerçekleşir. Yüzey aşınması sebebiyle gerçek yüzey alanında ve üretilen ısı miktarında artış gözlemlenir. Bu süreçte numunelerin eksenel anlamda herhangi bir kısalma yaşadıkları görülmez. Yeterli sürtünme hızı ve kuvvet uygulanmadığı takdirde, üretilen ısı transfer edilen ısıdan düşük olması ile sonuçlanır ve kaynak prosesi ikinci aşamaya geçemez.

2.Aşama: Bu fazda, sürtünme aşınması sonucunda oluşan parçacıklar ara yüzey yolu ile dışarı atılır. Temas eden malzemelerin birleşme temas alanı ,artık pratikte de ,başlangıçta teoride kabul edildiği gibi %100 seviyesindedir. Bütün iş parçaları oluşan ısı nedeniyle plastik deformasyona uğrar ve iş parçaları arasında plastik şekillenmiş katman, artık uygulanan dış eksenel baskı kuvvetine karşı koyamaz.

3.Aşama: Bu aşamada oluşan titreşim hareketi, oluşan çapakların dış yüzeye atılmasında yardımcı olur ve parçalar eksenel anlamda kısalır. Merkez hattından itibaren kontrolsüz sıcaklık

gradyanı oluşursa bu durum, daha fazla plastik şekil almış parçanın dış yüzeye atılmasıyla sonuçlanacaktır.

4.Aşama: Bu aşama yavaşlama aşaması olarak da bilinir. İşlemin tamamlanması için parçaların sürtünme hızının yavaşlatılması ve parçaların hizalanması gerekir. Parçalar 0.2-1 saniye aralıklı zaman periyotlarında yavaşça sönüm hareketi oluşturacak şekilde durdurulur. Sönümleme bu aşamanın en kritik parametresidir çünkü yavaş sönüm birleştirilecek parçalar arası bağ kuvvetlerinin sağlamlığını belirler. Bu aşamada parçalara uygulanan kaynak ön gerilme kuvveti de önem taşımaktadır. Uygulanana bu ön gerilme kuvvetine dövme kuvveti, gerilme değerine dövme basıncı denir. Bu periyot 1-2 saniye civarlarındadır.



Şekil 2.27: Doğrusal Sürtünme Kaynağı İşlem Fazları[17]

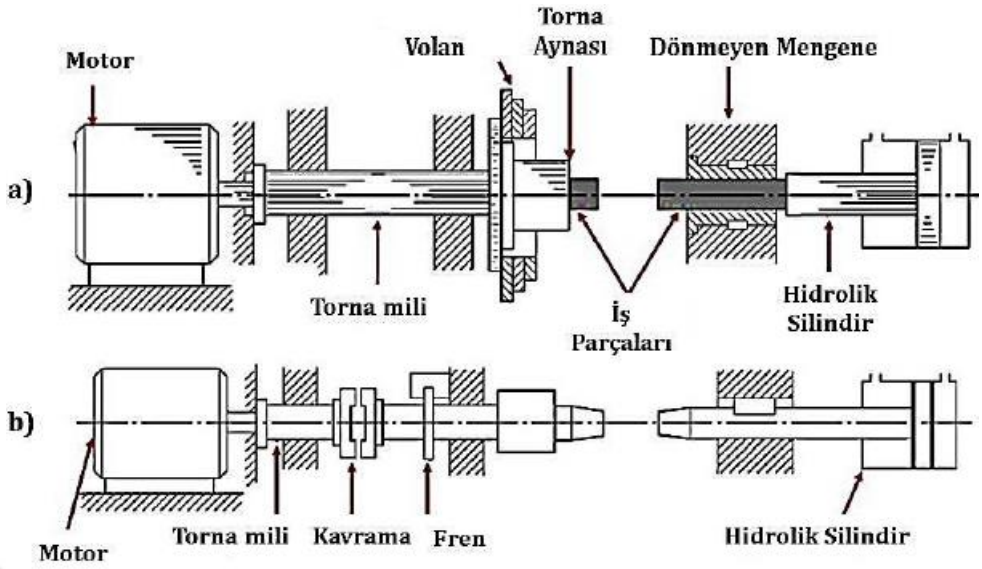
2.2.7 Atalet Sürtünme Kaynağı (IFW)

Havacılık endüstrisinde duyulan yüksek hassasiyet ve boyutsal kararlılık gibi talepler özellikle difüzyon ve lineer sürtünme kaynağı gibi katı hal esaslı kaynak teknolojilerinin gelişimine olanak tanımıştır. Bu teknolojilerden biriside ‘’Sürtünme Atalet Kaynağı’’(IFW) adı verilen tekniktir.

Sürtünme Atalet Kaynağı yada literatürde bilinen adı ile IFW, döner bir elemanda depolanan mekanik enerjinin(volan olarak tabir edilmekte) genellikle silindirik forma sahip iş parçalarını birleştirmek için kullanılması esasına dayanmaktadır. Depolanan bu mekanik enerji, parçalara bir baskı kuvveti ile aktarıldığında parçalar tıpkı lineer sürtünme kaynağı prosesinde olduğu

gibi açığa çıkacak yüksek sürtünme ısısından dolayı plastik şekil alacak ve birbirlerine kaynaklanacaktır. Bu proseste de parçalar ‘’dövme kuvveti’’ adı verilen bir dış baskı kuvveti ile bir araya getirilmektedir. Parçalar yüksek sıcaklık altında plastik şekil değiştirmekte ve sürtünme sırasında oluşan pürüz aşınması nedeniyle, daha önceden yüzeyde bulunan ve istenmeyen tabakalar bir ara yüzey vasıtasıyla dışarı atılmaktadır. Dışa doğru oluşan bu ara yüzey kaynak enerjisinin içindeki fazla enerjinin de ısı ve kütle yolu ile dışarı taşmasını/atılmasını sağlamaktadır.

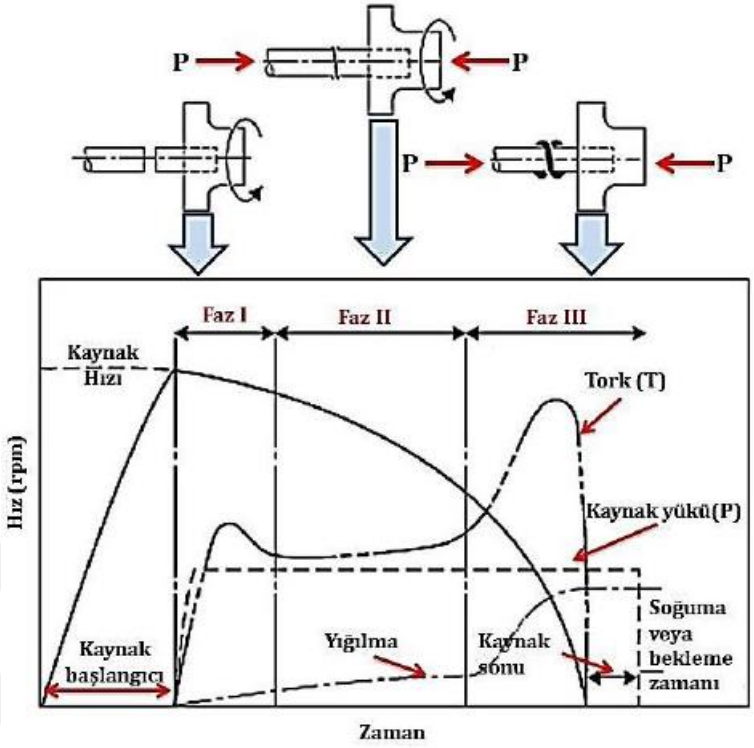
Sürtünme atalet kaynağı, sürekli tahrikli sürtünme kaynağından bir miktar farklıdır. Sürekli tahrikli olan sistemde döner bir torna miline bağlı olan hareket halindeki iş parçası ile sabit bir mengeneye bağlanan diğer iş parçası, motora verilen güç kesilmek suretiyle dönme hareketi frenlenerek ,mekanik enerjinin önce ısı enerjisine dönüşmesine ardından da kaynak işini oluşturmasına olanak tanımaktadır. Bu sistemde kaynak makinesinin gücü ve etkinliği ,döner mili tahrik eden elektrik motorunun gücü ve moment karakteristiği kadardır. Sürtünme atalet kaynağında ise yine döner bir torna miline bağlı iş parçası volan ve gücün anlık olarak iletiminin kumanda edilebildiği bir kavrama vasıtasıyla sabit iş parçasına iletilmektedir. Anlık olarak iletilen mekanik enerji, parçanın anlık olarak enerji transferinin oluşumuna olanak sağlayacak ve bu mekanik enerji plastik şekil verme kabiliyeti olarak parçaya yavaş yavaş dağılacaktır. Sürtünme atalet kaynağı ile sürekli tahrikli sürtünme kaynaklarının farklılıkları Şekil 2.28’ de gösterildiği gibidir.



Şekil 2.28: Sürekli Tahrikli Sürtünme Kaynağı Ve Atalet Sürtünme Kaynağının Şematik Diyagramı(a) IFW (b) CDFW[17]

Sürtünme atalet kaynağı, volan ataleti, iş mili dönme hızı ve dövme basıncı parametreleri ile kontrol edilirken, sürekli tahrikli sürtünme kaynağı, frenleme süresi, dönme hızı ve zamana bağlı olarak ifade edilen dövme basıncı ile kontrol edilmektedir. Şekil 3.16'da görüldüğü üzere, sürekli tahrikli sürtünme kaynağında iş mili hızı sabit olmakta, sürtünme atalet kaynağında maksimum değerden minimum değere ayar verilerek düşürülebilinmektedir.

Sürtünme atalet kaynağının, kaynak prosesinin tanımlanması, başlangıç aşaması çıkartıldığı takdirde 3 aşamalı olarak tanımlanmaktadır. Bu aşamalar;

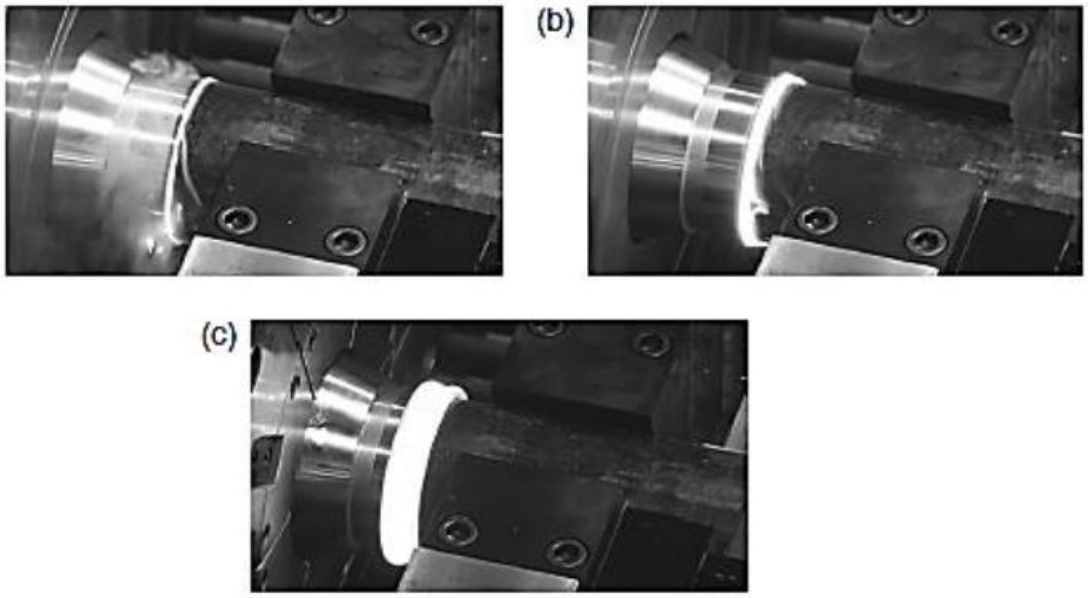


Şekil 2.29: Atalet Sürtünme Kaynağı Aşamaları[17]

1.Aşama: Birleştirilmek istenen iki iş parçasının yüksek hızda teması ile oluşan sürtünme sebebiyle, yüzeyde büyük bir enerji dağılımı meydana gelir ve yüzey pürüzülülüklerini temizler. Yüksek hızda temas ve sürtünme sıcaklığı arttıracak, bu durum iki malzemenin de plastik şekil almasına özellikle pürüzlerin yapışması sebebiyle verilen dönme enerjisinde (tork) azalmaya sebebiyet verecektir. Bu durum Şekil 2.30 (a)' da gösterildiği gibidir.

2.Aşama: Geçiş aşaması olarak ta nitelendirilen bu aşama, termomekanik etkiler sebebiyle ara yüzeyde oluşan tabakanın viskoz ve plastik özellikler kazanmasını sağlar ve bu bölgede gerilme sertleşmesi meydana getirir. Bu aşamanın gözlemlenen en belirgin özelliği ,verilen torkun sabit olmasına rağmen dönme hızının yavaş bir trend ile azalmasıdır. Bu sırada sürtünme ısısından meydana gelen yüksek sıcaklık ,ara yüzeyde oluşan plastik bölgenin şişerek genişlemesini sağlar. Bu durum Şekil 2.30 (b)' de resmedildiği gibidir.

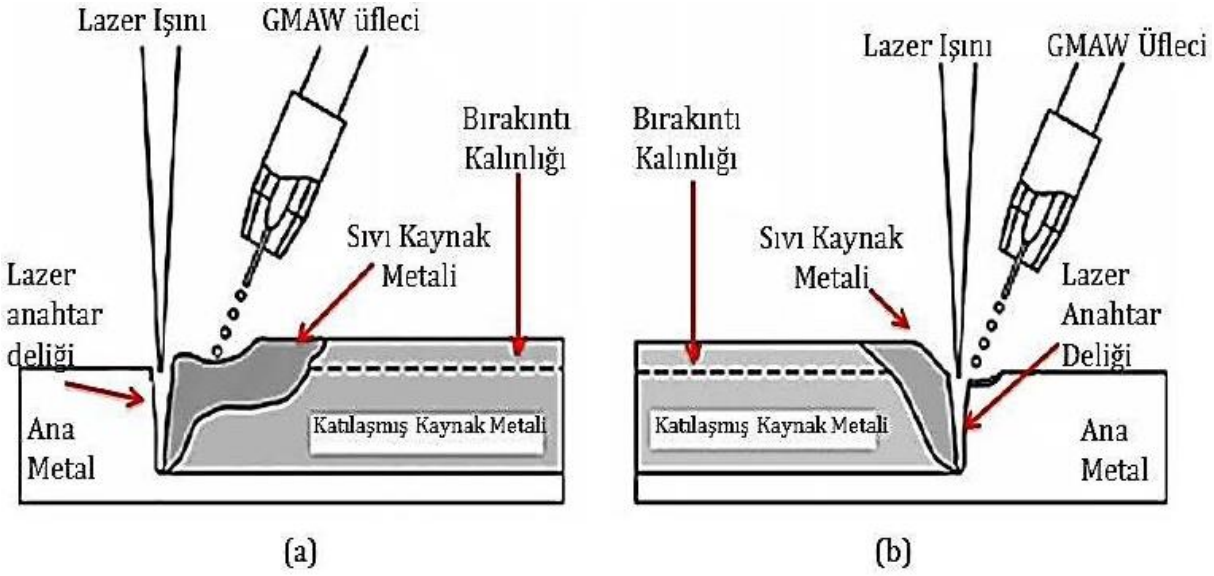
3.Aşama : Dövme aşaması olarak ta bilinen bu aşamada parçanın viskoplastik şekil alma özelliğinden ötürü ortaya çıkan dönme hızındaki yavaşlama ve birleştirilen parçada oluşan gerilme sertleşmesini yok etmek için döner milin tork değeri arttırılmakta ve bu sayede daha ince taneli bir yapı elde edilmektedir. Bu sırada şekil alan ve yığılan kaynaklanmış malzemede azami yığılma seviyesine ulaşılınca dövme prosesinin gerçekleştirilebilmesi için bir dış kuvvet uygulanır. Bu durum Şekil 2.30 (c)'de resmedildiği gibidir.



Şekil 2.30: Bir Borunnu IFW tekniği kullanıldığı sıradaki evreleri ,a) ilk temas, (b) geçiş aşaması ve (c) dövme[17]

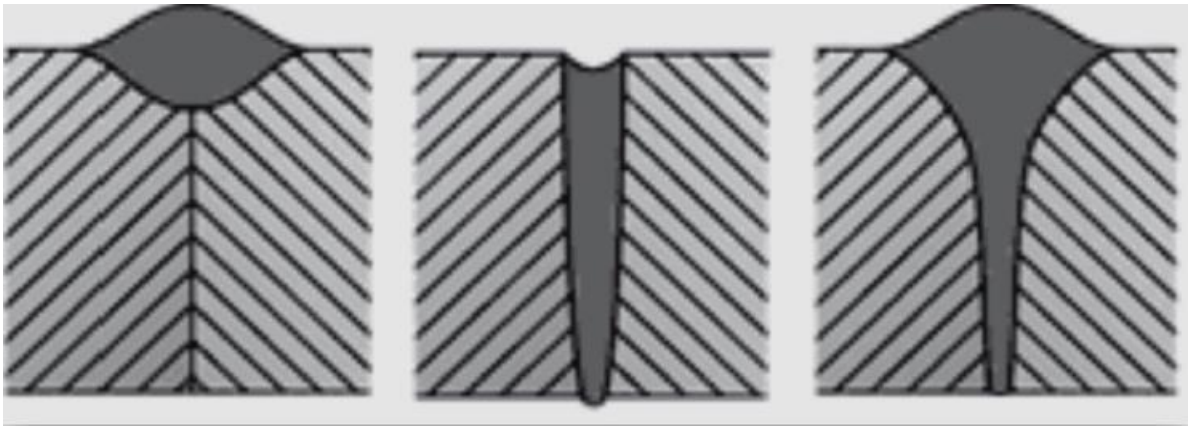
2.2.8 Hibrid Lazer Ark Kaynağı (HLAW)

Otomotiv, basınçlı kap, gemi inşaat sanayi ve havacılık gibi sektörlerde son on yıldır uygulanan bir başka popüler kaynak tekniği ise 'Hibrit Lazer Ark Kaynağı' yöntemidir. Bu teknikte 'Lazer Işın Kaynağı' ile 'Tungsten Gaz Ark Kaynağı' tekniklerinin bir araya getirilmesi ile oluşturulmuş, ardından lazer ışın (LBW) ile gaz metal ark kaynağının (GMAW) bir araya getirilmesi ile son halini almıştır. Bu tekniğe ait değişik tipteki uygulamalar Şekil 2.31' de gösterildiği gibidir.



Şekil 2.31: Hibrid Lazer Ark Kaynağı Tekniğinin Şematik Görünüşü, (a) ön lazerli(b) ön arklı[17]

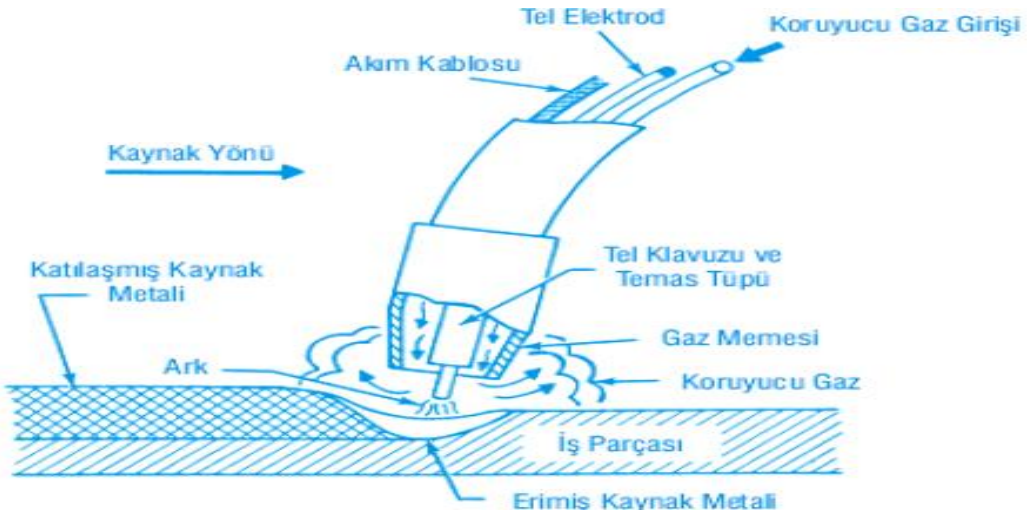
Son on yıldır popüler hale gelen bu hibrit yöntem, konvansiyonel kaynak teknolojilerinde elde edilen dikiş kalitesi (süneklik, sertlik, mukavemet değerleri açsından) kadar kaliteli bir dikişin garanti edildiğini hatta bazı durumlarda daha üst bir performans ortaya koyduğunu göstermiştir. Isı girdisinin odaklanmış ve düşük seviyelerde olması, ince taneli ve pürüzsüz bir yapının oluşmasını sağlamakta, bu durum özellikle havacılık endüstrisinde kullanılan alaşımların kaynaklanmasını oldukça etkilemektedir. Benzer bir şekilde bu metodun, konvansiyonel dolgu kaynak tekniklerine oranla %300 e kadar kaynak dikişinin yorulma mukavemetini arttırdığı gözlemlenmiştir. Gazaltı kaynağı, Laser ve Hibrit lazer ark kaynak tekniğine ait kaynak dikiş kesitleri Şekil 2.32 ile gösterildiği gibidir.



Şekil 2.32: Farklı Kaynak Uygulamaları, (a) GMAW (b) Lazer (c) Hibrid lazer ark kaynağı[17]

2.2.9. Mig/Mag ve Tig Kaynakları (Gazaltı Kaynak Tekniği)

Gazaltı kaynak tekniği, ergiyen bir tel elektrodla yapılan kaynak işlemini, daha verimli kaynak dikişi elde etmek ve havanın oluşturduğu olumsuz dikiş özelliklerini izole etmek için kaynak banyosuna aktif yada inert bir gazın bırakıldığı kaynak tekniğidir. Tel ergidiğinden ,sürekli olarak tel besleme ünitesi ile kaynak bölgesine tel iletimi gerçekleştirilir.



Şekil 2.33: Gazaltı Kaynak Tertibatı Ve Çalışma Prensibi[18]

Yöntem ilk başlarda alüminyumun kaynağı için yüksek akım ve ince tel elektrod kullanımı ile inert gaz çevrelemesi ile başlamış ve adına MIG (metal inert gaz) denmiştir. Anahtarlamalı akım ile çalışma, çelik türevi metal malzemelere uygulama ve CO_2 gibi aktif gazların

kullanılması tekniğin adının evrilerek MAG(Metal aktif gaz) olmasını sağlamıştır. Farklı ülkelerde değişik isimlerle anılan bu teknik Amerikan literatüründe GMAW, Avrupa ülkelerinde MIG/MAG adı ile telaffuz edilmektedir. Ülkemizde ise sanayide kısaca gazaltı kaynağı ya da argon kaynağı gibi isimler tercih edilmektedir.

Gazaltı kaynak tekniğinde, kaynak operatöründen beklenen görev, torçun sabit bir yükseklikte tutulmasını sağlayarak belirli bir hızda hareket etmesidir. Arkın boyu otomatik kaynak makinesi tarafından ayarlanmaktadır. Bu yüzden bu tekniğe ‘’yarı otomatik yöntem’’ denilmektedir. Gaz memesinin iş parçası üstünde otomatik olarak hareket etmesine olanak veren sistemler ‘’tam otomatik sistemler ‘’ olarak adlandırılmakta ve operatör kullanımına ihtiyaç duyulmamaktadır.[18]

Alaşımsız çelikler, yüksek mukavemetli düşük alaşımlı çelikler, paslanmaz çelikler, alüminyum, bakır, titanyum ve nikel alaşımları gibi ticari açıdan önemli tüm metaller uygun koruyucu gaz, elektrod ve kaynak değişkenleri seçmek şartıyla, bu yöntemle kaynak edilebilirler. Ve günümüz havacılık endüstrisinde imalat aşamasında en sık kullanılan kaynak teknolojilerinden birisidir. Hibrid ve özel kaynak yöntemleri gibi pahalı donanım ve teçhizat gerektirmemesi, kaynak kalitesinin K-TIG gibi geliştirilen yeni tekniklerle elektron ışın kaynağı gibi hassas kaynak seviyelerinden daha iyi bir performansa getirilmesi gibi gelişmeler bu teknolojiyi hala havacılık alanında kullanılan kaynak yöntemlerinin en başında bulunmasını sağlamaktadır.[19]

3. MALZEME VE YÖNTEM

Gazaltı kaynağında kaynak kalitesine eden işlem parametrelerini sıralamak gerekirse

a) Kaynak Makinesi Ve Özellikleri
b) Kaynak Torçu
c) Elektrod
d) Tüketilen Gazlar

Şeklinde genel bir sınıflandırma yapılması mümkündür. Bu parametreler detaylı olarak altbaşlıklar halinde incelenecektir.

3.1. GAZALTI KAYNAK MAKİNELERİ

Temel donanım olarak aynı olan MAG ve MIG kaynak makineleri arasında yalnızca kullanılan gaz bakımından fark vardır. MAG (aktif gaz olarak) karbondioksit, MIG asal gaz olan argon ve helyum gazını kullanmaktadır. Ülkemizde ise temini daha kolay olduğundan helyum gazı kullanılmaktadır. Aktif gazlardan karbondioksit genellikle paslanmaz çelik cinsi malzemelerin kaynatılmasında tercih edilmektedir.

Kaynak techizatı dört ana üniteden oluşmaktadır. Bunlar;

a) Torç
b) Kaynak elektrodu sürme ünitesi ve elektrodlar
c) Güç kaynağı
d) Koruyucu gaz şeklinde olmaktadır.

Bu teknik sayesinde ince sac parça olarak tabir edilen kalınlığı 3 mm den küçük parçalar kaynatılabilmekte, neredeyse her türlü metalin birleştirilmesi gerçekleşmekte ve ısıl distosiyonların oluşumu minimize edilip her türlü pozisyonda kaynak uygulanabilinmektedir.

3.2. KAYNAK TORCU

Gazaltı kaynağında koruyucu gazı ark bölgesine gönderen, elektrodu elektrik akımı işe şarj eden, çıplak elektrod ile ark akımının oluşumunu gerçekleştirilen ve ilave telin kaynak bölgesine sürülmesini sağlayan aparata kaynak torcu denir.

Kaynak torcuna teli süren düzeneğe, tel iletme mekanizması denir. Manuel kontrollü gazaltı kaynağında, teli kaynakçı yönlendirir ve kontrol eder. Torcun üzerinde ya da altına yerleştirilen tetik mekanizması ile torç, elektrik anahtarını, anahtar da kaynağın başlatılmasına, durdurulmasına yada belirli, periyotlarla işlem yapılmasına olanak tanır.

3.3. ELEKTROD SÜRME MEKANİZMASI

Elektrod iletim düzeneği, makaralar, motor ve elektrodun doğrultu ve itiş kuvvetini ayarlayan aparatlardan meydana gelir. Elektrodu besleyen motor çoğu kez DC kaynaklıdır. Ayrıca motoru geniş bir hızı aralığında sürmeye olanak tanıyan kumanda devresinin de sistemde entegre olarak bulunması gerekir.

Elektrod iletim makaralarını besleme motoru tahrik eder ve sürer. Bu makaralar vasıtasıyla, elektrod, depo olarak kullanılan kaynaktan sürekli elektrod çeker ve torcun içine yerleştirir. İletim makaralarının basınç ayarlı olması, elektrod tipine ve niteliğine bağlı olarak değişik kuvvetlerde iletim yapılabilmeyi kolaylaştırır.

MIG/MAG kaynaklarında kullanılan kaynak elektrodları ‘kangal’’ adı verilen sarılmış formlarda ve büyük hacimlerde satılmaktadır. Küçük ebatlı olanları olmasının yanı sıra, küçük ölçekte olanlar tel iletme düzeneğine sarılırken, büyük olanlar bu iletim sistemine dolaylı yoldan bağlanır. Kaynak elektrodları seçilirken esas metalin mekanik ve kimyasal özellikleri iyi tespit edilmelidir. Aksi takdirde birleştirilen parçadan yeterli dayanım özelliği elde edilemez ve yapısal hasarlar hızlı ilerler.

3.4. GAZLAR

Gazaltı kaynak tekniğinde kullanılan gazlar, tozaltı veya elektrik ark kaynağında kullanılan toz ve gazların yerine getirdiği fonksiyonların aynısını yerine getirmektedir. Bunlar kaynak

banyosunun dış etmenlerden korunması, arkın iyonizasyonu ve elektrodun oksidatif korozyona maruz kalmasını engellemektir.

3.4.1. Helyum

Periyodik cetvelde He, harfleri ile gösterilen helyum gazı, hidrojenden sonra bilinen en hafif element olmakla birlikte boğucu bir niteliğe sahiptir. Soygazdır, yani tepkimeye girmez. Ayrıca kaynama noktası bilinen en düşük gazdır ve sıvı halde sıcaklığı oldukça düşüktür. Ülkemizde üretimi olmadığından kullanımı da yaygın değildir. Bu gaz genellikle doğalgaz kuyularından temin edilmekle birlikte, sıvı ve gaz fazında satışı gerçekleştirilmektedir.

3.4.2. Argon

Periyodik cetvelde Ar harfleri ile gösterilen, argon gazı havadan ağır ve ısıl iletkenliği son derece düşüktür. Bu gazın kullanılmasıyla, merkez bölgesinde nüfuziyeti yüksek ve sıcak bir yapı bulunurken dikişin dış kenarlarında nüfuziyet ve sıcaklık daha düşük olmaktadır. Düşük gerilimde de çalışmaya olanak sağlamaktadır.

3.4.3. Karışım

Ark atmosferinin karakteri, kullanılan gaz ve gaz karışımlarına göre değişir. Pratikte saf koruyucu gazlardan ziyade, karışım gazlar kullanılmaktadır. Kaynak yöntemine, kaynaklanacak parçanın cinsine, kalınlığına ve şekline göre çeşitli karışım gazlar mevcuttur. Ar + He çeşitli oranlarda karıştırılarak TIG ve MIG yöntemlerinde kullanılmaktadır. Ar + CO_2 + O_2 karışımı kullanılırsa oluşan egzotermik bir reaksiyon sebebiyle kaynak banyosunun sıcaklığı yükselir ve yüzey gerilimi zayıflar, böylece akıcılığı yükselmiş olan kaynak banyosunun gazı da giderilmiş olur.

Ark adı verilen olgu, kullanılan gaz karışımlarına göre kaynak banyosunda son derece değişik cevaplar vermektedir. Bileşik yada karışım oluşturmamış gazlar saflaştırılmış olanlara göre tercih edilmektedir. Kaynak tekniğinin tipine, birleştirilecek parçanın tipine, et kalınlığı ve geometrisine göre kullanılan karışım türündeki gazlar mevcuttur. TIG ve MIG yöntemlerinde

özellikle Helyum ve Argon çeşitli yüzdelerde karıştırılmaktadır. Özellikle kaynak banyosundaki gazları gidermek için yüzey gerilimini zayıflatmak gereklidir. Dolayısıyla ekzotermik reaksiyon başlatabilecek türde bir gaz (Ör: O_2) argon ve CO_2 ile karıştırılarak kullanılabilmektedir.

3.4.4. Karbondioksit

Tüp halinde ve çoğu kez piyasada sıvı halde satılan CO_2, kokusuz ve renksiz bir gaz olmakla birlikte havadan ağırdır. Kullanım esnasında dış ortam basıncı, tüp basıncını dengeleme yoluna gittiğinden basınç düşer ve sıvı fazdaki gaz, normal gaz fazına dönüşür. Özellikle manometre ve çıkış borusunun tıkanması ‘’karlanma’’ adı verilen bir olgudur. Bu durumu engellemek için fazla debideki gaz ihtiyacı bir manifold vasıtasıyla ya da tüp çıkışına ısıtıcı yerleştirilmesi ile çözülür. CO_2 gazı tüp içinde sıvı olarak bulunduğundan tüpler yatık pozisyonda kullanılmamalıdır. [20,21]

4. BULGULAR

4.1 DENEYSEL ÇALIŞMA-ÇEKME TESTİ

Bu kısımda kullanılacak ‘’Inconel 718’’ adlı alaşımın testleri gerçekleştirilmeden önce literatürde bulunan teknik özelliklerine değinmek gerekir. Bu teknik özellikler parçanın içeriği, mekanik özellikleri ile kaynak kabiliyetidir. Inconel 718(bu kısım ve devamında ‘alaşım’ olarak nitelendirilecektir) sahip olduğu karmaşık bileşimi esasıyla havacılık alanında talep edilen çeşitli mukavemet ve ısıl özelliklere sahip kıymetli ve pahalı bir parçadır. Özellikle içeriğinde bulunan yüksek Nikel ve Krom elementi bu parçaya termomekanik etkiler açısından üstün özellikler kazandırmaktadır. Bu alaşımın içeriği ve sahip olduğu fiziksel özellikler sırasıyla Şekil 4.1 ve 4.2’de görüldüğü gibidir.

Nickel (plus Cobalt)	50.00-55.00
Chromium	17.00-21.00
Iron	Balance*
Niobium (plus Tantalum)	4.75-5.50
Molybdenum	2.80-3.30
Titanium	0.65-1.15
Aluminum	0.20-0.80
Cobalt	1.00 max.
Carbon	0.08 max.
Manganese	0.35 max.
Silicon	0.35 max.
Phosphorus	0.015 max.
Sulfur	0.015 max.
Boron	0.006 max.
Copper	0.30 max.

Şekil 34.1: Alaşım İçeriğinde Bulunan Elementlerin Kütlece Dağılımı[22]

Density, lb/in^3	
Annealed	0.296
Annealed and Aged	0.297
Melting Range, °F	2300-2437
°C	1260-1336
Specific Heat at 70°F, Btu/lb °F (at 21°C, J/kg °C)	0.104 (435)
Curie Temperature, °F (°C)	
Annealed Material	<-320 (<-196)
Annealed and Aged Material	-170 (-112)
Permeability at 200 oersted and 70°F	
Annealed Material	1.0013
Annealed and Aged Material	1.0011

Şekil 35.2: Alaşımın Fiziksel Özellikleri[22]

ÇEKME TEST RAPORU / *TENSILE TEST REPORT*

Ortam Şartları *Atmospheric Conditions*	**Ortam Sıcak.**/*Ambient Temp.*	**Basınç**/*Pressure*	**Nem Oranı**/*Humidity Ratio*
	22°C	1029 hPa	62%
Malzeme Standartı/*Material Standart*	Inconel 718		
Test Standardı/*Test Standard*	TS EN ISO 4136		
Genişletilmiş Ölçme Belirsizliği %95, k=2 *Expanded Meas. Uncertainty %95, k=2*	%95 güvenirlik için "k" değeri 2 alınarak genişletilmiş ölçme belirsizliği hesaplanmıştır.*(expanded measurement uncertainty is calculated for %95 reliability*		

Numune Adı *Sample Name*	**Numune Tipi** *Type of Sample*	**Kesit Alanı** *Cross Sec. Area A* (mm^2)			**Ölçme Boyu** *Gauge Len.* L_o (mm)		**Alt Akma Dayanımı** *Yield Str.* Rp 1,0 (MPa) ±%2,3	**Çekme Dayanımı** *Tensile Str.* Rm (MPa) ±%1,62	**Uzama** *Elong.* AS (%)	**Kesit Daralması** *Red in Area*
		Kalınlık *Thick.*	Genişlik *Width*	Çap *Diamet.*	İlk Boy *İni. Len.*	Son Boy *Fin. Len.*	MPa	MPa	±%1,6	Z (%)±3,32
Kaynak Numunesi	Dikdörtgen	8	25		200	246	**780**	891	**14**	45
Ana Malzemeden Koptu *Fractured From Base Material*	*Rectan.*	200.00								

Şekil 36.3: Alaşım Malzemesinin Mekanik Özelliklerine Ait Bilgiler

Alaşımın sadece kendisine ait özellikler mekanik testlerde tek başına yeterli değildir. Aynı zamanda kaynak dolgu metali ve kimyasal bileşiminde kaynak prosesinden sonra ortaya çıkan ürünün mekanik özelliklerini oldukça etkilemektedir. Alaşım minimum %50 oranında nikel esaslı dolgu malzemesi olan SG isimli dolgu metalleri ile kaynaklanmaktadır. Tez çalışmasında analizde ve çekme testinde kullanılan dolgu metalleri SG 625 ve SG 718' dir. Bu dolgu teline ait mekanik özellikler Şekil 4.4' te gösterildiği gibidir.

INCONEL® alloy 718

Table 35 - Effect of Postwelding Heat Treatment on Tensile Properties of INCONEL Filler Metal 718 All-Weld Metal (Manual Gas Tungsten-Arc Process between 0.5-in. Plates) (Average of 2 Tests)

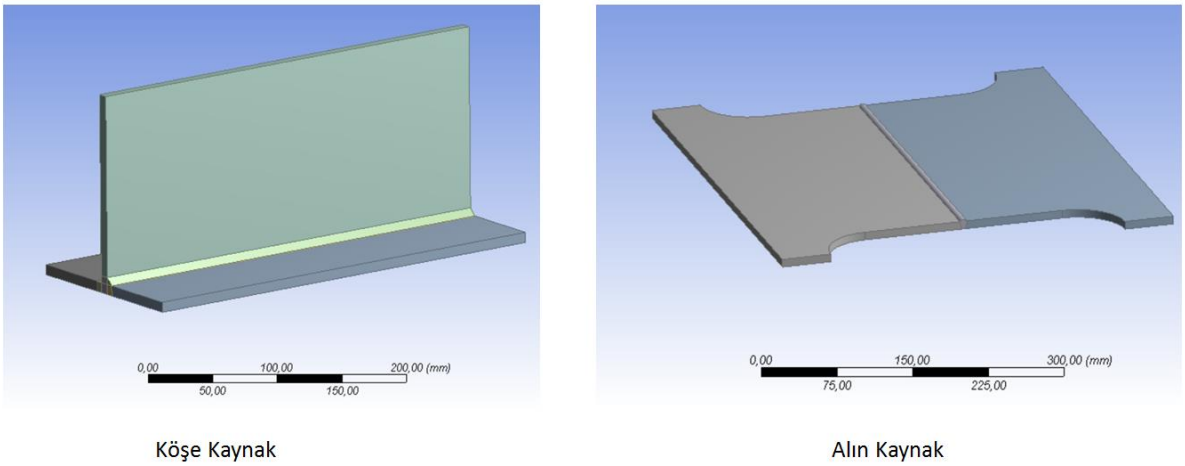
Filler Metal Diameter, in.[a]	Heat Treatment[b]	Tensile Strength, ksi	Yield Strength (0.2% Offset), ksi	Elongation, %	Reduction of Area, %
0.045	As-Welded[c]	125.50	84.30	28.0	30.0
	1750°F, Age	180.25	148.50	7.8	12.3
	1950°F, Age	197.25	162.75	18.8	26.5
	1325°F, Age	186.00	153.50	11.0	13.5
0.045	As-Welded	120.75	82.30	28.0	30.5
	1750°F, Age	169.50	144.00	7.8	12.0
	1950°F, Age	193.50	164.85	13.3	17.0
	1325°F, Age	180.50	147.75	7.8	10.3
0.09375	As-Welded	123.75	84.00	28.0	31.3
	1750°F, Age	174.50	145.25	7.7	12.5
	1950°F, Age[c]	197.00	168.50	10.0	18.0
	1325°F, Age[c]	166.50	150.50	4.0	4.0
0.062	As-Welded[c]	125.20	83.50	28.0	37.5
	1750°F, Age	174.50	152.00	4.9	7.0
	1950°F, Age	198.00	179.25	13.8	21.5
	1325°F, Age[c]	175.50	151.00	4.0	7.5
0.062	As-Welded	123.25	75.05	34.3	35.3
	1750°F, Age	180.00	144.00	12.6	18.0
	1950°F, Age[c]	196.50	161.00	16.0	31.0
	1325°F, Age	176.75	140.00	15.5	22.5

Şekil 37.4: Alaşım Malzemesinin Dolgu Teline Ait Verilen Mekanik Özellik Değerleri[22]

4.2 SİMÜLASYON TESTİ ANALİZİ

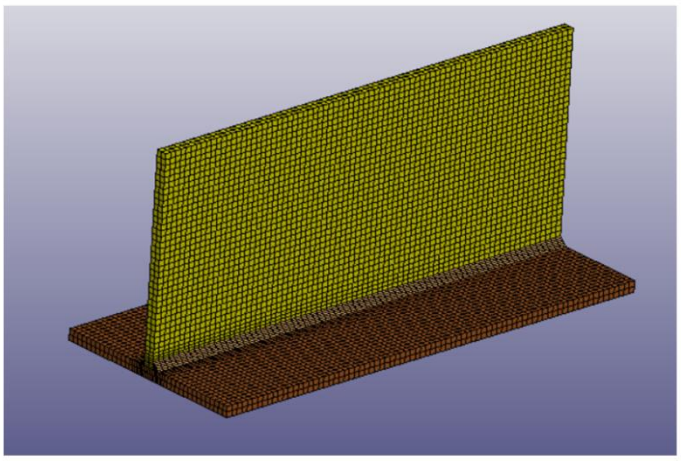
Önceki bölümde kaynak prosesine tabi tutulan alaşım ve kaynak dikişi bu bölümde ANSYS ve LS-DYNA paket programlarında testlere tabi tutulmuştur. Test, iki farklı kaynak dolgu metali ile gerçekleştirilen iki ayrı kaynak prosesinin verilerini içermektedir. Köşe kaynağı ve alın kaynağı için iki farklı dolgu metali kullanılmış ve konu ile ilgiler aşağıda paylaşılmıştır.

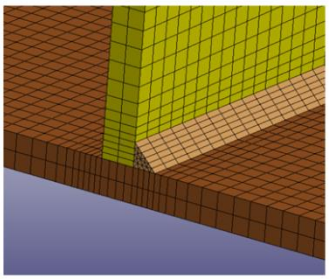
Bu analiz yapılırken öncelikle numunelerin CAD modeli oluşturulmuştur. Bu modellere ait görseller Şekil 4.5'te gösterildiği gibidir.



Şekil 38.5: Teste Tabi Tutulan Numunelerin CAD Modelleri

Ardından CAD ortamında oluşturulan numunelerin sonlu elemanlar ağ modeli oluşturulmuş ve test öncesi malzeme-kaynak dolgu metali özellikleri paket programda tanımlanmıştır. Bu ağ modeline ait ve test öncesi hazırlıklara ait görseller sırasıyla Şekil 4.6 ve 4.7' de görüldüğü gibidir.





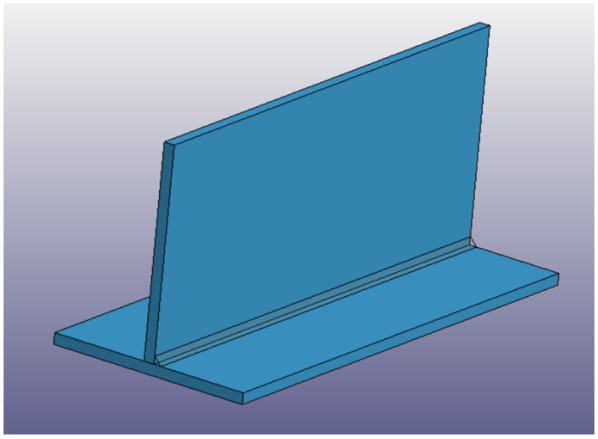
Düğüm Noktası Sayısı	23,814
Eleman Sayısı	16,320

Birim Sistemi
Ton, mm, s, N, MPa, N-mm

Şekil 39.6: Sonlu Elemanlar Ağ Modeli

Malzeme	Yoğunluk (kg/m3)	Elastisite Modülü (MPa)	Poission Oranı	Akma Dayanımı (MPa)
Inconel 718	8190	204000	0,3	725

Yanda gösterilen parçalar için Inconel 718 malzeme modeli tanımlaması yapılmıştır.

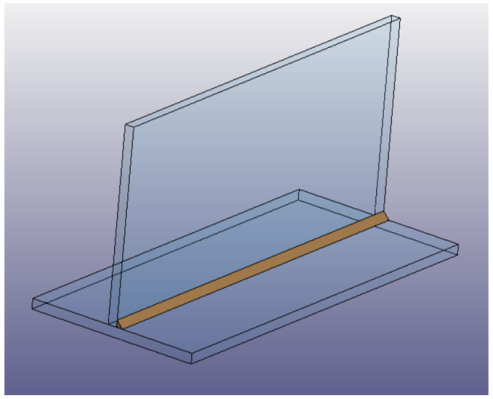


6

Şekil 40.7: Numunenin Test Öncesi Malzeme Özelliklerinin Atanması

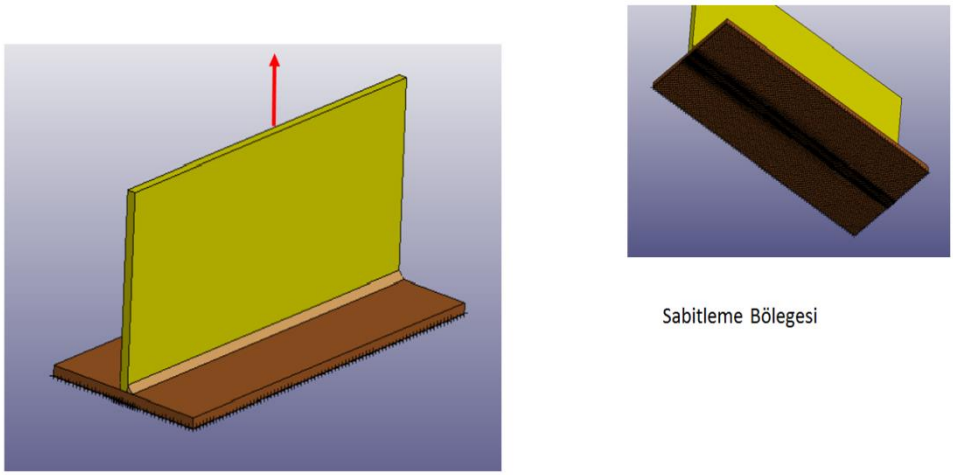
Malzeme	Yoğunluk (kg/m3)	Elastisite Modülü (MPa)	Poission Oranı	Akma Dayanımı (MPa)
SG 625	9300	190000	0,3	540

Kaynak malzemesi için SG 625 malzeme modeli tanımlaması yapılmıştır.



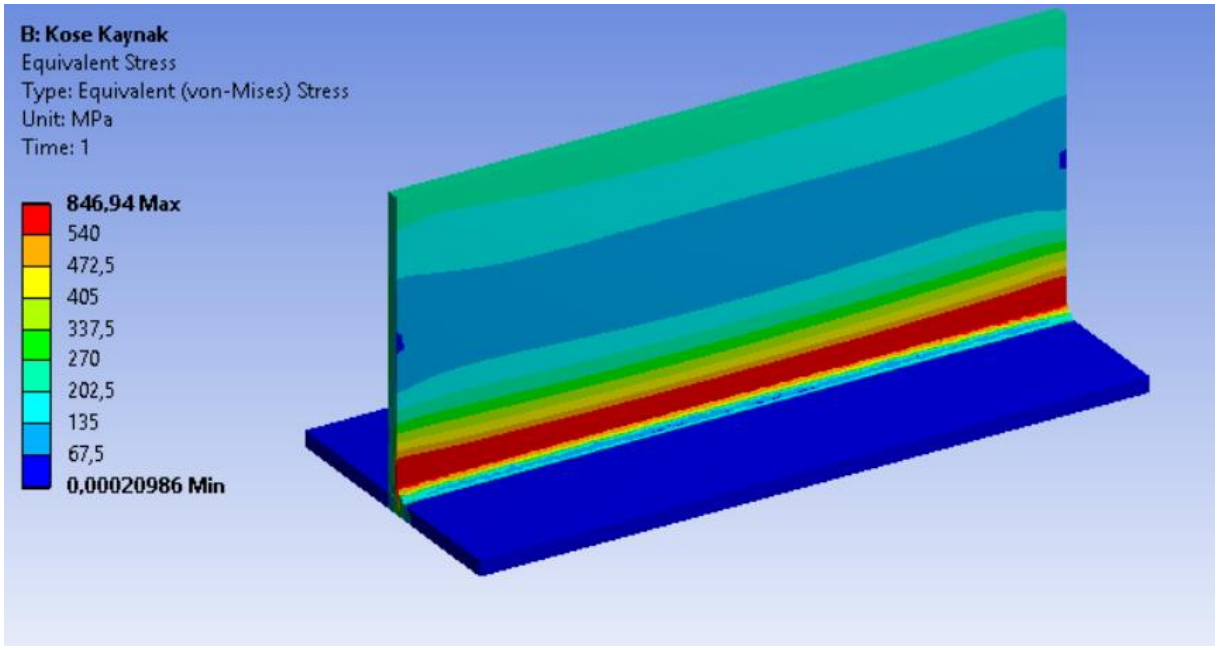
Şekil 41.8: Dolgu Malzemesinin Özelliklerinin Atanması (SG 625)

Ayrıca test öncesi parçaya ait sınır koşulları da Şekil 4.9’ da gösterildiği gibidir.

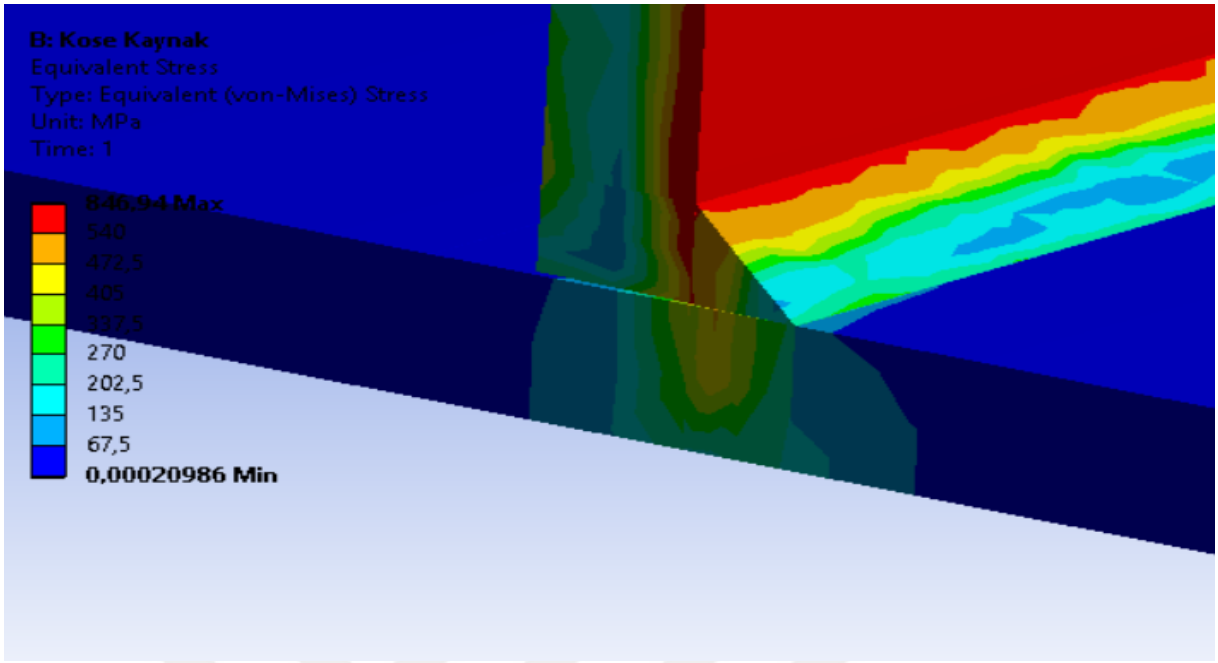


Şekil 42.9: Sınır Koşullarının Belirlenmesi

Analiz gerçekleştirildiğinde köşe kaynak modeline ait statik çekme testi verileri, köşe kaynak dayanımının, ana malzemenin(720 MPa) ve kaynak dolgu malzemesinin malzemenin akma sınırının(540 MPa) üstünde olduğunu göstermektedir.

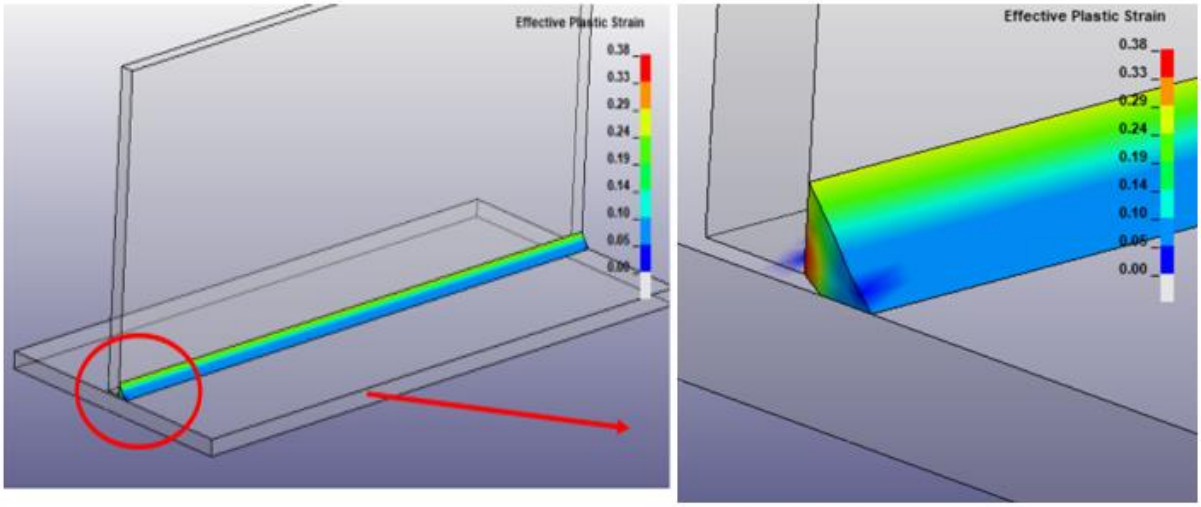


Şekil 43.10: Parçanın Çekme Testi Altında Kopmaya Başladığı Yer

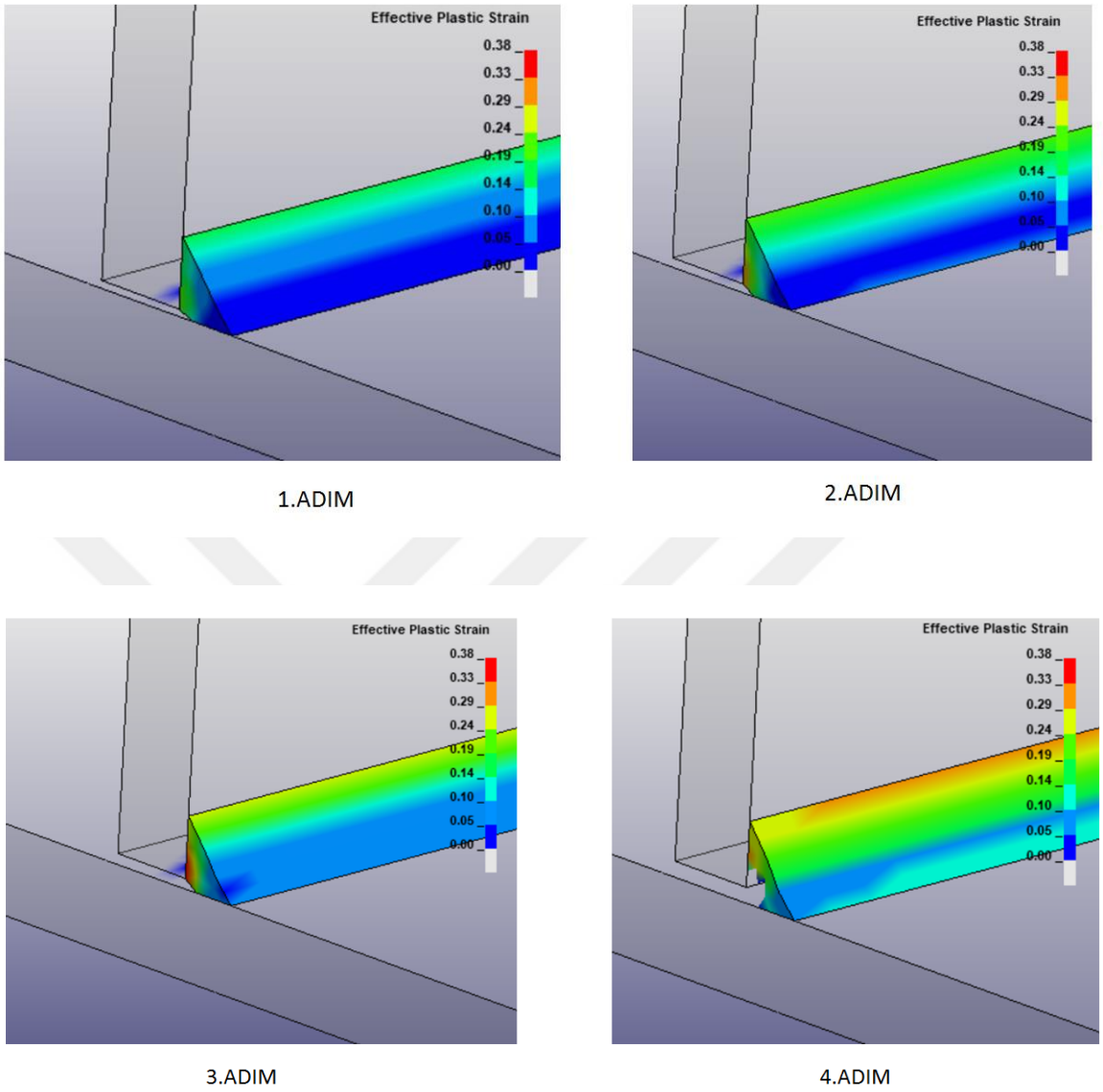


Şekil 44.11: Parçanın kopmaya başladığı Yer Detay

Parçanın tam anlamıyla hangi bölgeden koptuğunu görmek için ANSYS paket programı yeterli olmamakta dolayısıyla efektif kopma değerine karşılık uzama değerlerini veren LS-DYNA paket programından faydalanılmıştır. Bu programa ait verileri içeren görseller Şekil 4.12' de gösterildiği gibidir.



Şekil 45.12: Parçanın İlk Kopmaya Başlayacağı Yerin LS-DYNA Analizi ile Simüle Edilmesi

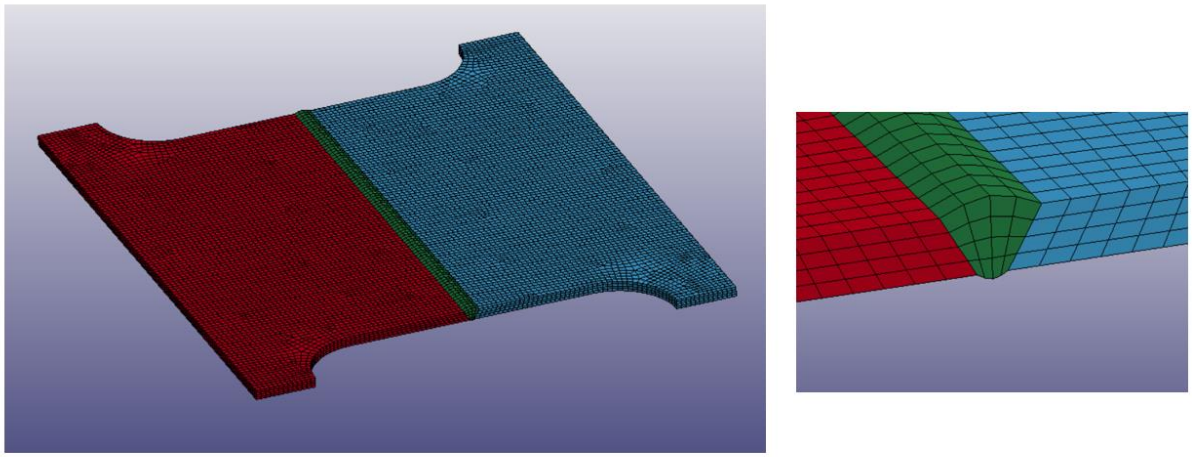


Şekil 46.13: LS-DYNA Programında Adım Adım Kopma İşleminin Simüle Edildiği Durum

Oluşturulan model birde alın kaynağı şeklinde gerçekleştirilmiş olup, bu simülasyonu laboratuvar ortamında gerçekleştirilen çekme testi ile kıyaslamak daha mümkün hale gelmiştir.

İlk olarak yine alın kaynağı ve buna ait numunelerin CAD ortamında katı modellemesi gerçekleştirilmiş olup ardından sonlu elemanlar ağ modeli oluşturulmuştur. Bu ağ modeli sınır

şartları tespit edildikten sonra hem ANSYS hem de LS-DYNA adlı programda analiz edilmiştir. Ortaya çıkan sayısal sonuçlar ve grafik görselleri aşağıda gösterilmiştir.

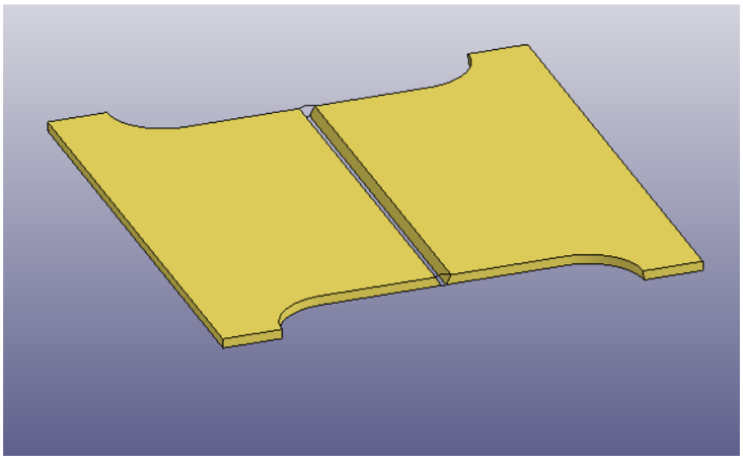


Düğüm Noktası Sayısı	50,725
Eleman Sayısı	39,640

Şekil 47.14: Alın Kaynağının Sonlu Eleman Ağ Modeli

Malzeme	Yoğunluk (kg/m3)	Elastisite Modülü (MPa)	Poission Oranı	Akma Dayanımı (MPa)
Inconel 718	8190	204000	0,3	725

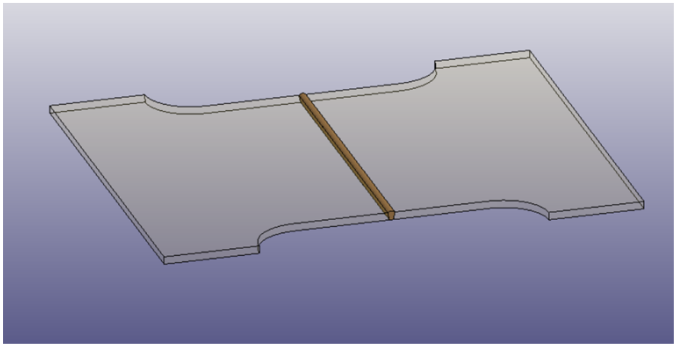
Yanda gösterilen parçalar için Inconel 718 malzeme modeli tanımlaması yapılmıştır.



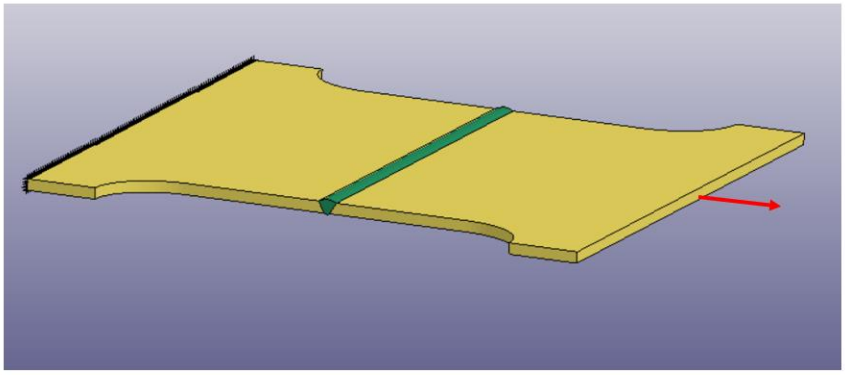
Şekil 48.15: Simülasyon Öncesi Malzeme Değerlerinin Atanması

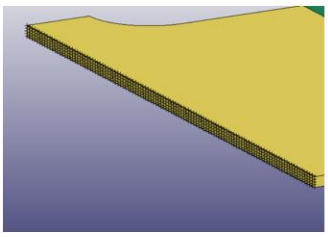
Malzeme	Yoğunluk (kg/m3)	Elastisite Modülü (MPa)	Poission Oranı	Akma Dayanımı (MPa)
SG 625	9300	190000	0,3	540

Kaynak malzemesi için SG 625 malzeme modeli tanımlaması yapılmıştır.



Şekil 49.16: Analiz Öncesi Kaynak Dolgu Malzemesinin Atanması

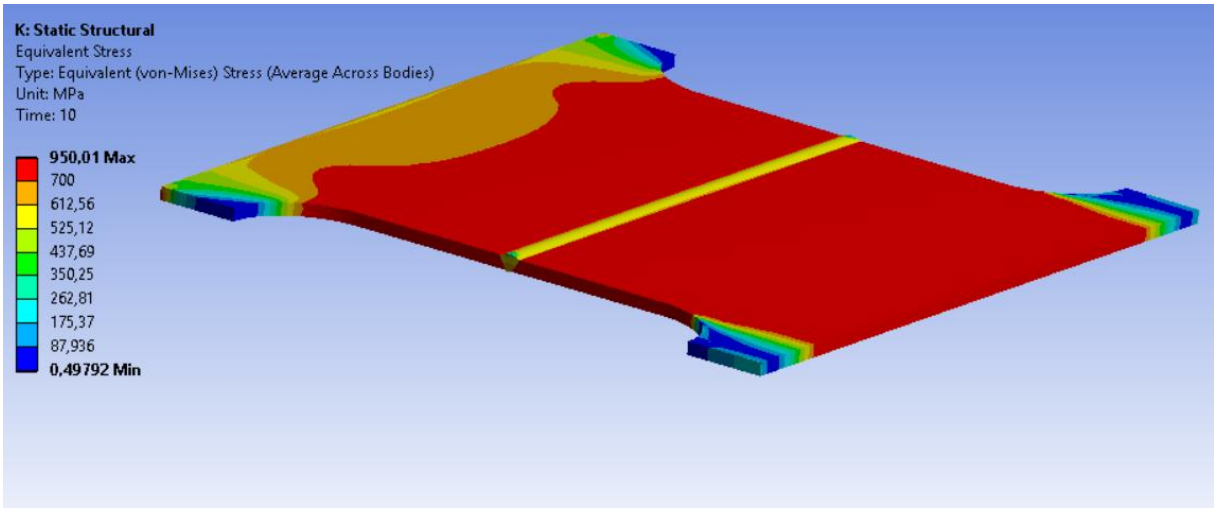




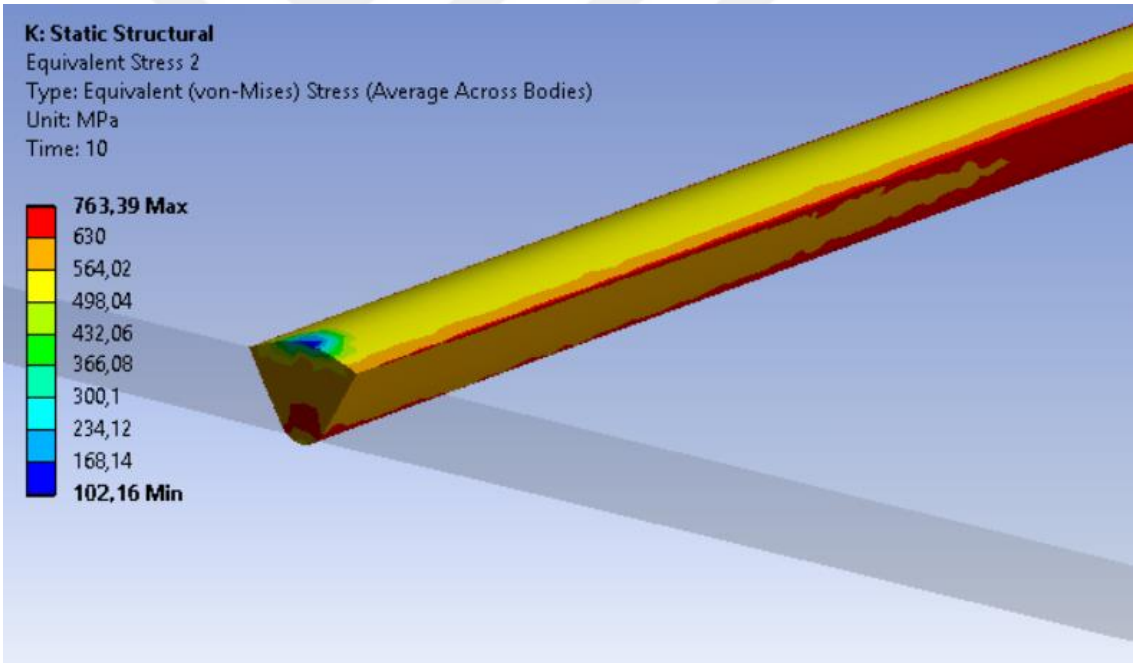
Sabitleme Bölgesi

Alt yüzeyinden sabitlenen modele yukarı yönde 15mm yerdeğiştirme sınır şartı uygulanmıştır.

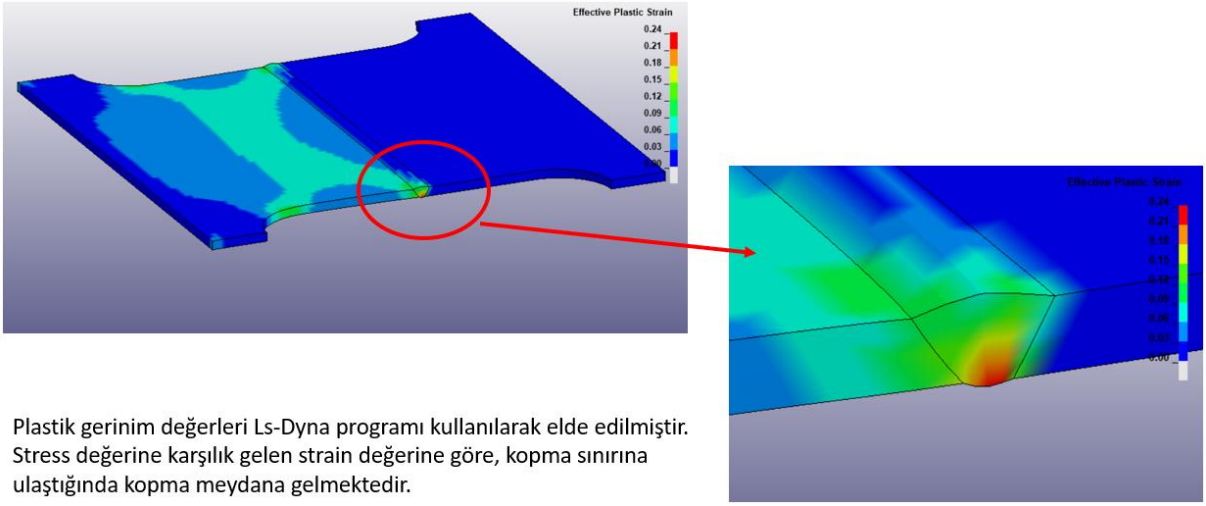
Şekil 50.17: Analiz Öncesi Sınır Şartlarının Belirlenmesi



Şekil 51.18: Statik Çekme Testi Altında Parça Üstünde Oluşan Gerilme Dağılımının Tespiti

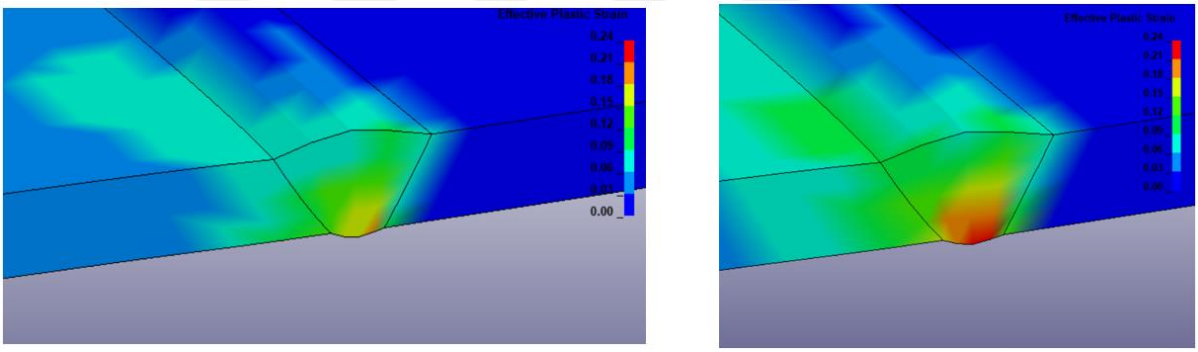


Şekil 52.19: Çekme Testi Altında Kaynak Dikişi Üstüne Gelen Gerilme Dağılımı



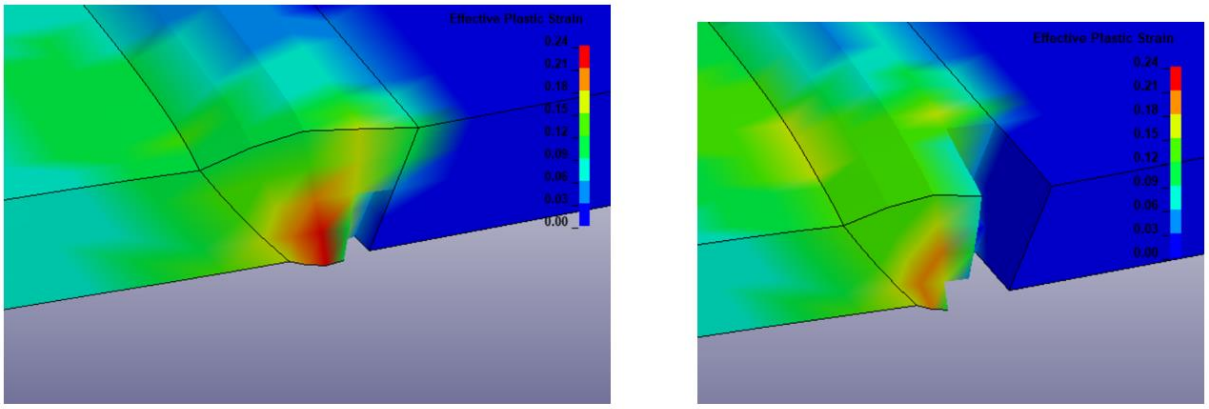
Plastik gerinim değerleri Ls-Dyna programı kullanılarak elde edilmiştir. Stress değerine karşılık gelen strain değerine göre, kopma sınırına ulaştığında kopma meydana gelmektedir.

Şekil 53.20: Plastik Gerinim Değerlerini Veren LS-DYNA Analizi



1.ADIM

2.ADIM

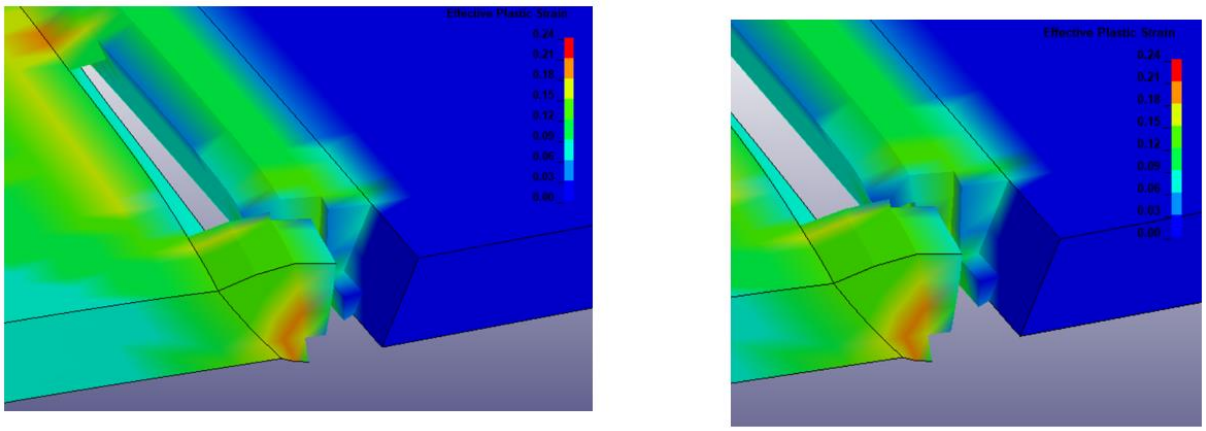


3.ADIM

4.ADIM

3. Adımda fail değerine ulaşan elemanların silinmesi boyun verme işleminin gerçekleştiğini göstermektedir.

Şekil 54.21: LS-DYNA Analizinde Kopmanın Başladığı Bölgenin Gösterilmesi



5.ADIM

6.ADIM

5. ve 6. Adımda kaynağın tamamen koptuğu görülmektedir.

Şekil 55.22: LS-DYNA analizinde kopmanın başladığı bölgenin gösterilmesi(Devam)

Aynı gerilme analizi simülasyonları SG718 adlı kaynak dolgu malzemesi kullanılarak da gerçekleştirilmiş ve sonuçlar laboratuvar sonuçları ile kıyaslanmıştır. SG718 dolgu malzemesinin akma dayanımı 630 MPa kabul edilmiş ve sistem analiz edilmiştir. SG718' e ait analiz verileri ekte verilmektedir. SG718 e ait LS-DYNA ve ANSYS verileri ile çok benzerlik göstermektedir.

5. TARTIŞMA VE SONUÇ

İki farklı kaynak modeli (köşe ve alın) iki farklı kaynak elektrodu ile (SG 625 ve SG 718) kaynaklanması durumunda elde edilen çekme testi verilerinin simülasyon ve üretici şirketlerden alınan mekanik özellik verileri Şekil 4.3 ile (kopma dayanımı, akma dayanımı vb.) ile 90% uyumluluk gösterdiği, Şekil 4.21' dan görüldüğü üzere, tespit edilmiştir. Buna göre sadece yapılan çekme testi ve simülasyon modellemelerinin daha sonra yapılacak ileri seviye ve karmaşık kaynak prosesleri açısından ne ölçüde tutarlı olacağı konusunda bu yapılan tez çalışması araştırmacılara önemli fikirler vermektedir. Özellikle günümüz havacılık dünyasında sürekli gelişen teknoloji ve dar toleranslara sahip standartlar, beraberinde ek maliyetlerde getirmekte olduğundan, sürekli sahada yapılacak gerçekleme çalışmaları ve mekanik testler yerine, yerini daha ekonomik, hızlı ve hassas çözümler sunan simülasyon programlarına bırakabileceğini bu çalışma ile göstermiştir.

Bu çalışmanın ardından özellikle yapısal gövde elemanı olarak kullanılan alüminyum alaşımlarının da, izotrop ve homojen malzeme kabulü altında, testinin hızlı ve mühendislik anlamında güvenilir ve ekonomik sonuçlar doğuracağı öngörüsünde bulunulabilir. Bu çalışmanın ardından hızla popülerleşmiş olan kompozit malzemelerin malzeme özelliklerinin henüz tam çözülmemiş olması, simülasyon ve saha çalışmaları anlamında keşfedilmeyi bekleyen yeni alanlar arasında olduğunun bir işaretçisidir. Dolayısıyla bu tez çalışmasının ardından araştırmacıların kompozit malzemelerin kaynağı ve toz metalürjisi ile üretilmiş havacılık elemanları ile ilgili olarak çalışma yapması hem ülkemiz hem de dünya literatürü açısından büyük önem taşıyacaktır.

Özellikle havacılık alanında yeni yeni temeller atmaya başlamış ülkemizin yapısal tasarım ve imalatın güvenilirliği gibi kritik öneme sahip konularda alması gereken çok mesafesi olduğu düşünüldüğünde, bu çalışmanın ülkemiz akademik literatürüne katkısının önemi ve araştırmacılara referans olması konusunda sağlayacağı katkı elbette çok önemli olacaktır.

KAYNAKLAR

[1]. Yılmaz U., Celal Evci, Havacılık ve Savunma Sektöründe Kompozit Malzemelerin Geleceği, *Savunma Bilimleri Dergisi*, Kasım 2015, Cilt 14, Sayı 2, 77-109.ISSN (Basılı) : 1303-6831 ISSN (Online): 2148-1776

[2].http://www.yildiz.edu.tr/~akdogan/lessons/malzeme2/Aluminyum_ve_Aluminyum_Alasimlari.pdf

[3].https://yandex.com.tr/gorsel/search?pos=54&p=1&img_url=https%3A%2F%2Fi.stack.imgur.com%2F886Hb.jpg&text=aluminum%20in%20gas%20turbine&rpt=simage

[4].http://www.yildiz.edu.tr/~akdogan/lessons/malzeme2/Magnezyum_ve_Magnezyum_Alasimlari.pdf

[5].İ Kaçar, M Zile, Öztürk F., Havacılık Sanayinde Magnezyum Alaşımları, September 2006,Conference: *I. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*

[6]. Gwynne B., Lion P., Magnesium Alloys in Aerospace Applications, Past Concerns Current Solutions, *Solutions, Triennial International Aircraft Fire & Cabin Safety Research Conference* October 29 -November 1, 2007

[7].http://www.rexmetals.com/stainless-steel-tubes-to-be-used-in-aerospace-applications

[8].https://www.stindia.com/article/difference-between/difference-between-low-alloy-steel-and-high-alloy-steel.html

[9].https://www.walter-tools.com/tr tr/ industry_solutions/ aerospace/undercarriage/ pages/default.aspx

[10].https://id.wikipedia.org/wiki/Berkas:Helicopter_Bristol_171_Sycamore_main_gear_box_and_rotor_head.jpg

[11].https://lkalloy.com/tr/application-of-titanium-alloy-in-aviation-industry/

[12].http://www.rexmetals.com/titanium-alloys-for-aerospace-applications

[13].http://tr.baotitanium.com/info/titanium-use-alloy-in-the-fiel-18859152.html

[14].Special MetalsInc./Inconel 718

[15].https://yandex.com.tr/gorsel/search?p=3&text=nickel%20alloys%20in%20aerospace&rpt=image

[16].https://yandex.com.tr/gorsel/search?pos=10&img_url=https%3A%2F%2Fwww.aerospace-technology.com%2Fwp-content%2Fuploads%2Fsites%2F15%2F2017%2F10%2F3-shot-peened-compressor bl.jpg& text=nickel %20alloys%20 parts%20i%%20 applications&rpt=simage

[17].Türker M., Tosun M., Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Modern Kaynak Teknolojileri, December 2017, *Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Modern Kaynak Teknolojileri Konferansı*

[18].https://www.metaluzmani.com/gazalti-kaynaginin-tanimi-ve-onemi/

[19].http://www.k-tig.com

[20].Anık S. , Kaynak Tekniği El Kitabı-*Yöntemler ve Donanımlar, Gedik Eğitim Vakfı, Kaynak Teknolojisi Eğitim Araştırma ve Muayene Enstitüsü,* 1991

[21].Anık S. , Vural M., Gazaltı Ark Kaynağı (TIG- MIG- MAG), *Gedik Eğitim Vakfı, Kaynak Teknolojisi Eğitim Araştırma ve Muayene Enstitüsü(yayın no:3)*

[22].http://www.specialmetals.com/assets/smc/documents/alloys/inconel/inconel-alloy-718.pdf

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler	
Adı Soyadı	Dinçer SARAÇ
Doğum Yeri	İstanbul
Doğum Tarihi	08.10.1986
Uyruğu	☑ T.C. ❒ Diğer:
Telefon	05553044937
E-Posta Adresi	toncak@gmail.com
Web Adresi	

Eğitim Bilgileri	
Lisans	
Üniversite	İstanbul Üniversitesi
Fakülte	Mühendislik Fakültesi
Bölümü	Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Mezuniyet Yılı	2008

Yüksek Lisans	
Üniversite	İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Enstitü Adı	Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Anabilim Dalı	Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Programı	Makine Mühendisliği Programı

Makale ve Bildiriler