



**ÇARPIŞMAYA DAYANIKLI BELLEK
MODÜLÜNÜN MEKANİK ANALİZ
ÇALIŞMASI**

**2023
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

Uğur KANDEMİR

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Gökhan SUR**

**ÇARPIŞMAYA DAYANIKLI BELLEK MODÜLÜNÜN MEKANİK
ANALİZ ÇALIŞMASI**

Uğur KANDEMİR

Tez Danışmanı

Doç. Dr. Gökhan SUR

T.C.

Karabük Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalında

Yüksek Lisans Tezi

Olarak Hazırlanmıştır

KARABÜK

Kasım 2023

Uğur KANDEMİR tarafından hazırlanan “ÇARPIŞMAYA DAYANIKLI BELLEK MODÜLÜNÜN MEKANİK ANALİZ ÇALIŞMASI” başlıklı bu tezin Yüksek Lisans Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Gökhan SUR
Tez Danışmanı, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından Oy Birliği ile Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir. 28/11/2023

<u>Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)</u>	<u>İmzası</u>
Başkan : Dr. Öğr. Üyesi Uğur ARABACI (GÜ)
Üye : Doç. Dr. Gökhan SUR (KBU)
Üye : Dr. Öğr. Üyesi A. Emrah ERDOĞDU (KBU)

KBÜ Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile, Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Doç. Dr. Zeynep ÖZCAN
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Uğur KANDEMİR

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

ÇARPIŞMAYA DAYANIKLI BELLEK MODÜLÜNÜN MEKANİK ANALİZ ÇALIŞMASI

Uğur KANDEMİR

Karabük Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Doç. Dr. Gökhan SUR

Kasım 2023, 40 sayfa

Bu çalışmada, hava araçları için çarpışmaya dayanıklı bellek modülü tasarlanmış ve EUROCAE ED112 standardına uyum göstermesi için mekanik analizler yapılmıştır. Çalışmanın ilk aşamasında, ANSYS Spaceclaim programı kullanılarak hafıza modülünün katı modellemesi yapılmış ve sonra ANSYS programında dinamik ve statik analizleri gerçekleştirilmiştir.

Kesme ve Çekme Testi analizlerinde, “ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural” modülü kullanılarak model üzerine 26689 N üç yönde yük uygulanmış ve sonuç incelenmiştir. Plastik deformasyon oluşmamış, deformasyonlar elastik bölgede kalmıştır. Gerilmeler titanyumun 1092 MPa değerinin çok altında kaldığı görülmüştür.

Dinamik analizde, “ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Transient structural” modülü kullanılarak darbe şoku analizi yapılmıştır. Darbe şok testi 3400 g şok değeri 6.5 ms boyunca uygulanmıştır. Bağlantı ayaklarında meydana gelen çok yüksek gerilmeler,

bağlantı ayaklarının koptuğunu ve böylelikle modülün daha az zarar göreceği değerlendirilmiştir.

Statik Ezilme analizinde, “ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural” modülü kullanılarak model üzerine 22250 N yük uygulanmış ve sonuç incelenmiştir. Maksimum gerilme 430 MPa olup sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde meydana gelmiştir. Toplam yerdeğiştirme 0.5 mm olarak sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde ölçülmüştür.

Derin Deniz Basıncı analizinde, “ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural” modülü kullanılarak model üzerine 60 MPa basınç uygulanmış ve sonuç incelenmiştir. Maksimum gerilme 680 MPa seviyesinde kaldığı görülmüştür. Bu gerilme değeri civataların 900 MPa ve titanyumun 1092 MPa kopma değerinin altında kaldığından plastik bir deformasyona sebep olmamıştır.

Anahtar Sözcükler : ED-112, Çarpışmaya dayanıklı bellek modülü, Dinamik analiz, Statik analiz, Darbe şoku, Sonlu elemanlar metodu

Bilim Kodu : 91433

ABSTRACT

Master Thesis

MECHANICAL ANALYSIS STUDY OF THE CRASH PROTECTED MEMORY MODULE

Uğur KANDEMİR

**Karabük University
Institute of Graduate Programs
Mechanical Engineering**

Thesis Advisor:

Assoc. Prof. Dr. Gokhan SUR

November 2023, 40 pages

In this study, a crash-survival memory module for aircraft was designed and mechanical analyses were performed to comply with the EUROCAE ED112 standard. In the first stage of the study, solid modeling of the memory module was made using the ANSYS Spaceclaim program, and then dynamic and static analysis were performed in the ANSYS program.

In the Shear and Tensile Test analyses, a load of 26689N in three directions was applied to the model using the "ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural" module and the result was examined. No plastic deformation occurred and the deformations remained in the elastic region. It was observed that the stresses remained well below the 1092 MPa value of titanium.

In the dynamic analysis, impact shock analysis was performed using the "ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Transient structural" module. Derbe shock test: 3400 g shock value was applied for 6.5 ms. It has been evaluated that very high stresses

occurring in the connection legs cause the connection legs to break and thus the module will be less damaged.

In the Static Crush analysis, a load of 22250 N was applied to the model using the "ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural" module and the result was examined. The maximum stress was 430 MPa and occurred only on the contact surface on the body. The total displacement of 0.5 mm was measured only at the contact surface on the body.

In the Deep-Sea Pressure analysis, a pressure of 60 MPa was applied to the model using the "ANSYS WORKBENCH 2023 R2 Static Structural" module and the result was examined. It was observed that the maximum stress remained at 680 MPa. Since this stress value was well below the 900 MPa breaking value of the bolts and the 1092 MPa tensile strength of titanium, it did not cause any plastic deformation.

Key Word : ED-112, Crash-protected, Dynamic analysis, Static analysis, Impact shock, Finite element method

Science Code : 91433

TEŐEKKÖR

Tez alıőmam sűresince hibir zaman desteęini esirgemeyen sevgili ailem ve sűrecimin planlanmasında, araőtırılmasında, yűrűtűlmesinde ve oluőumunda ilgi ve desteęini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrűbelerinden yararlandıęım, yűnlendirme ve bilgilendirmeleriyle alıőmamı bilimsel temeller ıőıęında őekillendiren sayın hocam Do. Dr. Gűkhan SUR'a teőekkűrlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
KABUL.....	ivi
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
TABLolar DİZİNİ	xiii
BÖLÜM 1	1
GİRİŞ	1
1.1. EUROCAE ED112 ÇARPIŞMA KORUMALI UÇUŞ KAYIT SİSTEMLERİ İÇİN MİNİMUM ÇALIŞMA PERFORMANSI SPESİFİKASYONLARI.....	2
1.2. UÇUŞ VERİ KAYIT CİHAZI GEREKSİNİMİ	3
1.3. UÇUŞ VERİ KAYIT CİHAZLARININ TEKNİK GELİŞİMİ	6
1.3.1. Metal Folyo Ve Fotoğraf Filmi Kayıt Cihazları.....	6
1.3.2. Manyetik Kayıt Cihazları	7
1.3.3. Katı Hal Kaydediciler	7
BÖLÜM 2	8
LİTERATÜR ÖZETİ.....	8
BÖLÜM 3	10
MATERYAL VE METOT	10
3.1. TASARIM VE SINIR ŞARTLARI.....	10
3.2. MODELİN OLUŞTURULMASI.....	11
3.3. SONLU ELEMANLAR METODU	12
3.3.1. Uygulanacak Analiz Türünün Belirlenmesi	13
3.4. SONLU ELEMAN ANALİZ ADIMLARI	14

	<u>Sayfa</u>
3.4.1. Ön İşleme.....	14
3.4.2. Çözüm.....	15
3.4.3. Son İşleme	16
3.5. SINIR KOŞULLARI VE TEMAS TANIMLAMALARI.....	17
3.5.1. Kesme/Çekme Testi.....	17
3.5.2. Darbe Şoku Testi	18
3.5.3 Statik Ezilme Testi.....	19
3.5.4. Derin Deniz Basıncı Testi.....	20
3.6. SONLU ELEMENLAR MODELİ	20
3.6.1. Malzeme Ve Bağlantı Elemanları Özellikleri.....	21
3.7. YÜK KOŞULLARI.....	22
3.7.1. Kesme ve Çekme Testi	22
3.7.2. Darbe Şoku	24
3.7.3. Statik Ezme.....	25
3.7.4. Derin Su Basıncı	26
BÖLÜM 4	27
ANALİZ SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRME.....	27
4.1. KESME VE ÇEKME TESTİ	27
4.1.1 Yanal Kesme Testi (26689N)	27
4.1.2. Boyuna Kesme Testi (26689N)	29
4.1.3. Yanal Çekme Testi (26689N).....	30
4.2. DARBE ŞOKU TESTİ.....	32
4.3. STATİK EZİLME	34
4.4. DERİN DENİZ BASINCI TESTİ.....	35
BÖLÜM 5	36
SONUÇ VE ÖNERİLER	36
KAYNAKLAR	38
ÖZGEÇMİŞ	40

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Uçuş Verileri Kayıt Cihazı [1].....	1
Şekil 1.2. 1954 De Havilland DH106 Comet kazası [3].....	3
Şekil 1.4. Metal Folyo Örneği.[4].....	6
Şekil 1.5. Manyetik Kayıt Cihazı[4].	7
Şekil 3.1. Ansys SpaceClaim ile yapılmış tasarım örnekleri. [19].....	10
Şekil 3.2. Silindir gibi şekillendirilmiş çarpışmaya dayanıklı bellek modülü [2].....	11
Şekil 3.3. ED112'ye uygun tasarlanmış model gösterimi.....	12
Şekil 3.4. FEM 'nda genel olarak çözüm için izlenecek temel işlem adımları.....	13
Şekil 3.5. Tekilliğin Elemanlar Üzerinde Gösterimi[5].	16
Şekil 3.6. Kesme/Çekme Testi - Sınır koşulları.....	17
Şekil 3.7. Sürtünmesiz Temas Tanımlaması.	17
Şekil 3.8. Üst: Kiriş elemanlarının isimlendirilmesi, Alt: Kiriş elemanları tanımlaması yapılan yüzeylerin gösterimi.	18
Şekil 3.9. Darbe şoku testi sınır koşulları.	19
Şekil 3.10. Statik ezilme sınır koşulu.....	19
Şekil 3.11. Derin deniz basıncı sınır koşulu.....	20
Şekil 3.12. Sonlu elemanlar ağ modeli.	20
Şekil 3.13. FEM modeli ve eleman kaliteleri.....	21
Şekil 3.14. Malzeme dağılımı.	22
Şekil 3.15. ED-112A Yük Uygulanması.....	23
Şekil 3.16. Yanal kesme testi yük uygulaması.....	23
Şekil 3.18. Yanal çekme testi yük uygulaması.	24
Şekil 3.19. Darbe şoku yük koşulu.	25
Şekil 3.20. Statik ezme yük koşulu.	25
Şekil 3.21. Basınç analizleri yük koşulu.	26
Şekil 4.1. Yanal kesme testi deformasyon dağılımı.....	27
Şekil 4.2. Yanal kesme testi gerilme dağılımı (maks: 655 MPa).....	28
Şekil 4.3. Boyuna kesme testi deformasyon dağılımı.....	29
Şekil 4.4. Boyuna kesme testi gerilme dağılımı (maks: 731 MPa).....	29
Şekil 4.5. Yanal Çekme - Deformasyon Dağılımı.	30

Sayfa

Şekil 4.6. Yanal Çekme - Gerilme Dağılımı (maks: 704 MPa).	31
Şekil 4.7. Darbe şoku testi - Yukarı (Up) yönde gerilme dağılımı.	32
Şekil 4.8. Darbe şoku testi- İleri (Forward) yönde gerilme dağılımı.	33
Şekil 4.9. Darbe şoku testi - Yan (Side) yönde gerilme dağılımı.	33
Şekil 4.10. Statik ezilme - Gerilme dağılımı (maks. 430 Mpa)	34
Şekil 4.11. Statik Ezilme - Deformasyon Dağılımı.....	34
Şekil 4.12. Derin deniz basıncı testi- Gerilme Dağılımı (maks. 680 MPa).....	35

TABLULAR DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 1. Malzeme Mekanik Özellikleri [9][10].	21
Tablo 2. Bağlantı Elemanı Özellikleri[9].	21
Tablo 3. Yanal kesme -Cıvata Dayanım Hesapları	28
Tablo 4. Boyuna Kesme – Cıvata Dayanım Hesapları	30
Tablo 5. Yanal Çekme - Cıvata Dayanım Hesapları	31

KISALTMALAR

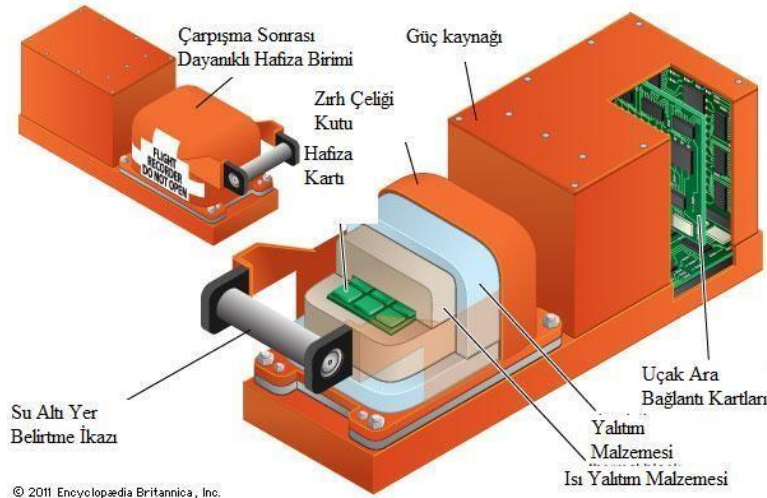
CSMU	: Crash Survival Memory Unit (Çarpışmaya Dayanıklı Bellek Modülü)
ULB	: Under Locator Beacon (Sualtı Konum Belirleyici)
EUROCAE	: European Organisation for Civil Aviation Equipment (Avrupa Sivil Havacılık Ekipmanları Örgütü)
ED 112	: Avrupa Sivil Havacılık Ekipmanları Organizasyonu Dokümanı
MMPDS	: Metallic Materials Properties Development and Standardization Handbook (Metalik Mal. Özel. Geliş. ve Stand. El Kitabı)
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü)
FDR	: Flight Data Recorder (Uçuş Veri Kaydedici)
FDM	: Faz Değiştiren Malzeme
CVR	: Cocpit Voice Recorder (Kokpit Ses Kaydedici)
FEM	: Finite Element Method (Sonlu Elemanlar Metodu)
FEA	: Finite Element Analysis (Sonlu Elemanlar Analizi)
EASA	: European Union Aviation Safety Agency (Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı)
FAA	: Federal Aviation Administration (Federal Havacılık İdaresi)
3D CAD	: 3-Dimensional Computer-Aided Design (3 Boyutlu Bilgisayar Destekli Tasarım)

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Uçuş Verileri Kayıt Cihazı (Flight Data Recorder, FDR), uçuş sırasında uçağın ürettiği verileri kaydeden bir cihazdır. Bu veriler, kazaların nedenlerini belirlemek için kullanılır. FDR'ler, halk arasında kara kutu olarak bilinir. Bu ismi almalarının sebebi, kazaların nedenlerini ortaya çıkaran verileri içermeleridir. FDR'ler, uçaklarda bulunan diğer cihazlardan farklı olarak turuncu renktedir. Bu, FDR'lerin kaza durumunda kolayca bulunabilmesi içindir. FDR'ler, uçağın kuyruk kısmında bulunur. Bu, FDR'lerin kazalarda en az hasar göreceği alanı belirlemek için yapılan analizlerin sonucudur.

Beklenmedik bir olaydan sonra sadece uçuş değerlendirmesi için değil, aynı zamanda pilot eğitimi, pilot becerileri değerlendirmesi, araç üstü sistemlerin teşhisi ve uçak sistemlerinin bir bütün olarak değerlendirilmesi için de kullanılmaktadır. Böylece, bu uçuş veri ve ses kayıt cihazları, yüksek uçuş güvenilirliğine ve havacılık operasyon emniyetine katkıda bulunur. Şekil 1.1'de örnek bir veri kayıt cihazına ait görsel sunulmuştur.



Şekil 1.1. Uçuş Verileri Kayıt Cihazı [1]

1.1. EUROCAE ED112 ÇARPIŞMA KORUMALI UÇUŞ KAYIT SİSTEMLERİ İÇİN MİNİMUM ÇALIŞMA PERFORMANSI SPESİFİKASYONLARI

Avrupa Sivil Havacılık Donanımı Kurumu (EUROCAE) tarafından yayınlanan ED112 standardında, uçuş verilerini kaydeden uçuş kaydedicileri taşıması gereken tüm uçaklar için karşılanması gereken minimum özellikler tanımlanmaktadır. Bu kayıtlar uçuş verilerini, sesli kokpit kayıtlarını, görüntüleri ve veri bağlantısı dijital mesajları içermektedir. Bu tür veriler, bir kaza veya olayın araştırılması amacı ile kazadan kurtulabilir bir kayıt ortamında tutulmaktadır.

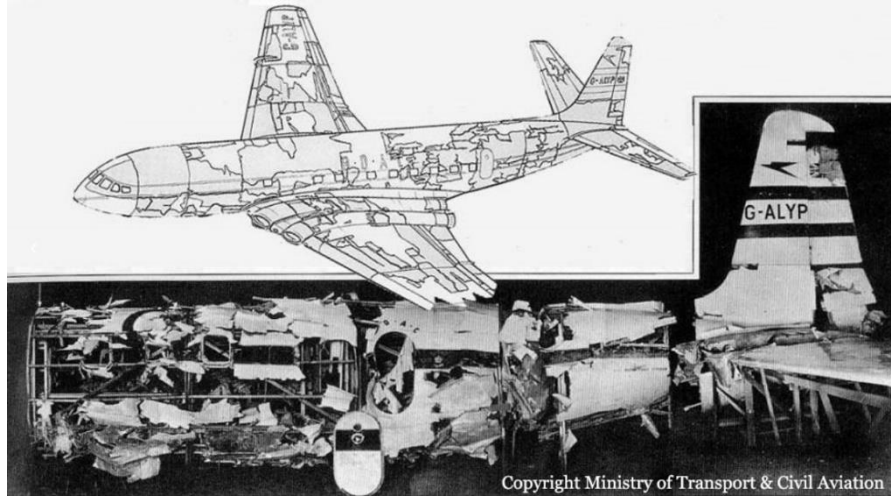
ED-112A tarafından tanımlanan minimum gereksinimler [2];

- Yangın Yoğunluğu
 - Yüksek: 1100°C, 60 dakika
 - Düşük: 10 saat boyunca 260°C
- Darbe şoku: 6,5 ms için 3.400 G
- Penetrasyon direnci: 3 metre temas noktasından 227kg
- Statik ezilme: Eksen başına 5 dakika için 22250N
- Kesme/Çekme mukavemeti: Her ekseninde 1 dakika için 26689N
- Sıvıya daldırma: 48 saat boyunca uçak sıvılarına daldırma
- Suya daldırma: 30 gün deniz suyu
- Hidrostatik basınç: 6000m derinliğe eşdeğer

Kaza kırılmadayanıklı hafıza birimi, ED-112 standardına uyumlu olmalıdır. Mekanik anlamda bu standart delme direnci (serbest ağırlık düşürme), statik basınç, düşük ve yüksek sıcaklık ile sıvıya dayanım testlerini kapsamaktadır. Hafıza modülünün testleri başarı ile geçebilmesi için, standartta verilen test prosedürlerinden türetilen gereksinimler göz önünde bulundurularak tasarım yapılmıştır.

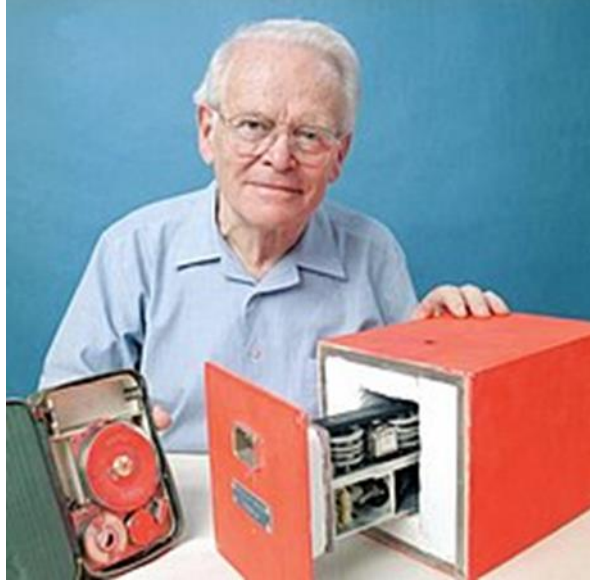
1.2. UÇUŞ VERİ KAYIT CİHAZI GEREKSİNİMİ

1953 ve 1954'te De Havilland DH106 Comet'in karıştığı bir dizi ölümcül kaza, soruşturma süresince tüm Comet filosunun karaya oturmasına yol açtı. Bu kazalardan kurtulan ya da görgü tanığı yoktu ve Farnborough, Birleşik Krallık'taki Kraliyet Uçak Kuruluşu'nda yapılan kapsamlı bir soruşturma, sonunda kazaların ana nedeninin metal yorgunluğu olduğu sonucuna vardı. 1954 yılında düşen De Havilland DH106 Comet adlı uçağa ait görsel Şekil 1.2' de gösterilmiştir.



Şekil 1.2. 1954 De Havilland DH106 Comet kazası [3]

Bu araştırmalardan ortaya çıkan fikirlerden biri, uçuş mürettebatının konuşmalarını ve diğer uçak verilerini kaydedecek, çarpışmadan sonra hayatta kalabilecek bir cihazın geliştirilmesiydi. Avustralya Araştırma Laboratuvarları (ARL) Dr. David Warren (Şekil 1.3), araştırma komitelerinden birinde yer alıyordu; bu tür kayıt cihazlarının bir kazanın olası neden(ler)ini belirlemede çok büyük fayda sağlayacağı sonucuna vardı. Buradaki fikir, aynı nedenden kaynaklanan önlenebilir kazaları ortadan kaldırmak için tasarım iyileştirmelerinin ve/veya işletme prosedürlerinin uygulamaya konmasıydı. Önerilen kayıt cihazının hem yüksek g kuvvetlerine hem de bir uçak kazasından kaynaklanan potansiyel yangına dayanması gerekecektir; böyle bir cihaz için gerekli teknoloji 1958 yılına kadar mevcut değildi. [3]



Şekil 1.3. Dr. David Warren ve icadı [3]

Uçuş Veri Kayıt Cihazlarının büyük ticari uçaklara yerleştirilmesi, 1950'lerin ortalarında ne hayatta kalanın ne de görgü tanığının olmadığı birçok ciddi kazadan sonra zorunlu hale geldi. O dönemde iki model uçuş kaydedici üretildi: General Mills (GM) Ryan Uçuş Kaydedici ve Avustralya Araştırma Laboratuvarları (ARL) Uçuş Bellek Birimi. GM Flight Recorder, Minnesota Üniversitesi profesörü James J. Ryan'ın patentine dayanıyordu ve metal folyoya iğne gravürü kullanılarak dört veri parametresini (hız, g-kuvveti, yükseklik ve zaman) 300 saate kadar saklama kapasitesine sahipti. ARL'nin prototipi, kokpit ses ve veri aydedicileri birleştirdi ve David Warren'ın tümleşik ses kablosu kayıt cihazını kullanma fikrine dayanıyordu. ARL Uçuş Hafızası Kaydedici, dört saat boyunca kokpit konuşmasını ve saniyede sekiz alet okumasını saklama kapasitesine sahipti. [3]

Bir uçuş mürettebatı tarafından kullanılan ilk uçuş veri kaydedici olmasa da, ARL cihazı, kaza araştırma kurullarına yardımcı olmak üzere uçağın kalıcı bir parçası olarak tasarlanan ve inşa edilen ilk cihazdı. Benzer şekilde, ilk uçuş verisi kaydedici olmasa da, GM cihazı çarpışma koruması kavramını gerçekten vurgulayan ilk cihazdı ve aynı zamanda bilimsel olarak kontrol edilen yıkıcı testlerden oluşan sıkı bir programa tabi tutulan ilk cihazdı. Warren ve Ryan'ın cihazları yalnızca uçuş kayıt cihazları değil, her şeyden önce kaza teknolojileri olarak tasarlanıp kullanılan uçuş kayıt cihazlarıydı.

Uçuş kayıt cihazlarının yapımı her zaman çağın teknolojik imkanlarıyla birlikte ilerledi ancak genel yapıyı sensör – sinyal işleme – kayıt olarak tanımlamak mümkün. Kaydedici teknolojisi, analogdan bant üzerinde dijital, ardından 3000'den fazla parametreyi kaydedebilen katı duruma kadar önemli ölçüde gelişti. Uçuş kazalarının nedenlerini ortaya çıkarmak gibi beklenen görevi yerine getirmek için uçuş kayıt cihazlarının aşağıdaki önemli gereklilikleri yerine getirmesi gerekir:

- İlgili kayıtlı parametreler seti ve ilgili kayıt uzunluğu.
- Kaza durumunda kaydedilen verilerin hayatta kalması (hasarsız).
- Düşen uçak kayıtlarının hızla kurtarılması.

İlgili uçuş ve uçak parametreleri dizisi, uçuş olayının objektif değerlendirmesi için şüphesiz önemli bir gerekliliktir. Parametrelerin seçimi tamamen uçağın boyutuna ve ekipmanına bağlıdır. Farklı uçuş kayıt cihazı üreticileri mevcut teknolojilere farklı yaklaşımlar kullanıyor ancak 1980'lerin başında havacılık otoriteleri, havayolu uçaklarının uçuş kayıt cihazlarına 32 uçuş ve uçak parametresinin kaydedilmesini önermeye başladı.

En önemli uçuş parametreleri arasında barometrik irtifa, gerçek hava hızı, gösterilen uçuş hızı, dikey uçuş hızı, uçuş rotası, yunuslama açısı, yuvarlanma açısı ve boylamsal ve dikey eksende aşırı yükün katları vardı. Yerleşik sistemlere ilişkin kaydedilen parametreler arasında ayrıca motor devirleri, kanatçık ve irtifa konumları, yakıt basıncı, yağ basıncı, hidrolik sistem basıncı, uçak iniş takımı durumu, iniş flapları durumu, ardından elektrik jeneratörlerinin kesinti durumu hakkında uçak konfigürasyonunun ayrı sinyalleri yer alıyordu.

Kayıtların hayatta kalması ve hızlı bir şekilde kurtarılması, uçuş kayıt cihazlarının amacını yerine getirebilmesi için bir zorunluluktur. Kayıt, durumu değerlendirmek için kullanılabilir olmalıdır. Bu nedenle uçak kazası sırasında kaydı etkileyebilecek tüm olumsuz faktörlerin dikkate alınması gerekir. Bunlar esas olarak aşırı yüklemekten kaynaklanan mekanik kuvvetler, araziye çarpma sırasında oluşan darbe kuvveti, yangın sırasında ısının etkisi, denize iniş durumunda tuzlu su saldırısı ve söndürücü maddeler de dahil olmak üzere uçak sıvılarının saldırısıdır.

1.3. UÇUŞ VERİ KAYIT CİHAZLARININ TEKNİK GELİŞİMİ

Havacılık sektörünün darbe ve yangın gibi kazara hasara uğrayabilecek kayıt cihazları tasarlama çabaları ticari havacılığın başlangıcına kadar uzanıyor. Havacılık yetkilileri, teknik araştırmalara yardımcı olmak amacıyla uçuş kayıt cihazları için minimum spesifikasyonları uygulamaya ancak 1958 yılında başladı. İlk cihazlardan günümüze gelişen teknoloji ile kayıt cihazlarında yenilenmiştir.

1.3.1. Metal Folyo Ve Fotoğraf Filmi Kayıt Cihazları

Boeing 707' ler, DC8'ler ve Caravelle'ler altmışlı yılların başında FDR'lerle donatılan ilk jet motorlu uçaklardır. Bu kayıt cihazları, metal bir folyoyu kazıyan mekanik bir kalemden oluşuyordu. Metal folyo (Şekil 1.4) FDR'ler için parametreler, ivmeölçerler ve pitot tüpleri gibi doğrudan temel uçak sensörlerinden gelen verilerle dahili olarak işlenir. Hemen hemen aynı sıralarda, benzer bir teknoloji, metal levhanın fotoğraf filmiyle ve mekanik kalemin ışık ışınlarıyla değiştirilmesinden oluşuyordu. Bu FDR'nin fotoğraf filmiydi. Her iki FDR türü de manyetik yön ve hava hızı gibi genellikle 5 veya 6 olmak üzere yalnızca sınırlı sayıda önemli parametreyi izleyebiliyordu.



Şekil 1.4. Metal Folyo Örneği.[4]

1.3.2. Manyetik Kayıt Cihazları

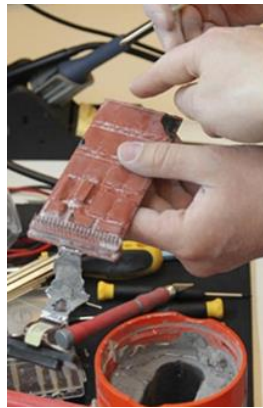
Metal folyo ve fotoğraf filmi FDR'leri, 1965 yılında araştırma ihtiyaçları açısından kalmaya başladı. Manyetik bant tabanlı kayıt cihazlarının kullanıma sunulmasıyla, yalnızca konuşmaları kaydetmekle kalmayıp, aynı zamanda FDR'ler tarafından izlenen parametrelerin sayısını da giderek artırmak mümkün hale geldi.



Şekil 1.5. Manyetik Kayıt Cihazı[4].

1.3.3. Katı Hal Kaydediciler

Dijital teknolojilerin gelişmesiyle birlikte, 1985 civarında FDR'lerdeki manyetik bantların yerini Şekil 1. 6'de gösterilen katı hal hafıza kartları aldı. Bu yeni Katı Hal Uçuş Veri Kaydedicileri (SSFDR) üzerindeki kayıtlar, manyetik FDR'lere göre çok daha iyi bir eski haline döndürme güvenilirliğine sahiptir. Hafıza kartları küçüldükçe kaydedilen parametre sayısı birkaç yüze çıktı, örnekleme frekansları arttı ve bazı modellerin kayıt süreleri 50 saat ve üzerine çıktı. Ses kayıt cihazları da bu teknolojik evrimden yararlandı; yalnızca sesi dijital olarak kaydetme olanağı değil, aynı zamanda manyetik bant tabanlı CVR'lerin yarım saatine karşılık 2 saatten fazla uzatılmış kayıt süreleri sağlandı.



Şekil 1.6. Katı Hal Kaydedici.[4]

BÖLÜM 2

LİTERATÜR ÖZETİ

Hava araçlarının uçuşa elverişlilik sertifikasyonu, ulusal havacılık otoritelerinin (örneğin FAA, EASA ve diğer ulusal otoriteler) rehberliğinde, ICAO'nun ilkelerini gözeterek sivil ve askeri havacılığın güvenliğini artırmak için tasarlanmıştır. Bu süreç, hava araçlarının tasarımından üretimine, bakımına ve işletilmesine kadar olan her aşamayı kapsayan standart ve prosedürleri içerir. Ayrıca, bu standartlara uygunluğu düzenli olarak denetleyerek güvenliğini sağlamaktan sorumludur. Hava taşımacılığı günümüzde en güvenli ulaşım yöntemlerinden biri olmakla birlikte, kaza riski tamamen sıfırlanamaz.

Kaza verilerini toplamak genellikle zarar gören bir uçakta zor olabilir, çünkü kaza anındaki ipuçları genellikle sınırlıdır. Bu nedenle, kaza araştırmalarında karşılaşılan en büyük zorluklardan biri budur. Bu durumu aşabilmek için, kaza anlarında belirli parametreleri kaydeden özel ekipmanların kullanımı kaçınılmaz bir gereklilik haline almıştır.[11]

Uçuş Veri Kayıt cihazlarının sivil uçaklarda kullanılmasına ilişkin yasal bir düzenleme ilk olarak Amerikan Sivil Havacılık Kurulu tarafından 1945-1954 döneminde yapılmıştır. Bu çabaların bir sonucu olarak, 1958'de ilk Uçuş Veri Kayıt Cihazı test edilmiş ve resmi olarak kabul edilmiştir [11]

Federal Havacılık İdaresi'nin 1977'de yayımladığı karara göre, modern uçaklar, hareket, hava verileri, kontrol değişkenleri ve motor değişkenleri olmak üzere dört ana grupta toplamda en az 88 parametreyi kaydetmekle yükümlüdür. Bu kayıtlar, olası bir kaza durumunda parametrelerin korunmasını sağlamak amacıyla tutulmalıdır. [5, 6]

Tasarım ve tasarım doğrulama aşamasındaki testler, sayısal ve analitik metotların bir kombinasyonu ile gerçekleştirilmiştir. Bu süreçte, sayısal yöntemler arasında özellikle sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Sonlu elemanlar analizi, ilk olarak 1956'da uçaklardaki karmaşık yapıların gerilim hesaplamaları için geliştirilmiş olmasına

rağmen, daha sonra Isı Transferi, Akışkanlar Mekaniği, Akustik, Elektromanyetizma ve Biyomekanik gibi birçok alanda da uygulanmaya başlanmıştır. [15-16]

ANSYS, statik ve dinamik simülasyonlar için kullanışlı olan üç boyutlu bir sonlu elemanlar analizi programıdır. Bu özellikleri nedeniyle birçok akademik çalışmada tercih edilen bir araçtır. [17]

Zana EREN'in yüksek lisans tezinde, iç içe geçmiş farklı uzunluk ve geometrideki tüplerin deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. İlk olarak, ezilme kutusunda kullanılacak metal malzemelerin çekme deneyleri farklı gerinim değişim hızlarında gerçekleştirilmiş ve bu deneyler sonucunda gerilme-gerinim diyagramları elde edilmiştir. Elde edilen malzeme test verileri kullanılarak çeşitli ezilme kutusu tasarımları geliştirilmiş ve sonlu elemanlar analizleri yapılmıştır. Tasarılan ezilme kutularının çarpma sonrası ezilme davranışları, doğrusal olmayan açık (explicit) sonlu eleman yazılımı (LS-DYNA/Explicit) ve kapalı (implicit) sonlu eleman yazılımları (LS-DYNA/Implicit) kullanılarak detaylı bir şekilde analiz edilmiştir. [18]

Yapar ve arkadaşları, helikopterlerde kullanılmak üzere Uçuş Verileri Kayıt Cihazının hafıza modülünün tasarımını ve üretimini gerçekleştirmişlerdir. Sonlu Eleman Programı yardımıyla hafıza modülünün dinamik serbest düşme, statik basma ve ısı geçirgenlik sayısal analizlerinde ANSYS programını kullanarak yapmışlardır. Yapılan çalışmalar sonucunda, tasarımı ve üretimi gerçekleştirilen Uçuş Verileri Kayıt Cihazına ait hafıza modülünün mekanik ve ısı analiz sonuçlarının uluslararası havacılık standartları ile uyumlu olduğu sonucuna varmışlardır. [20]

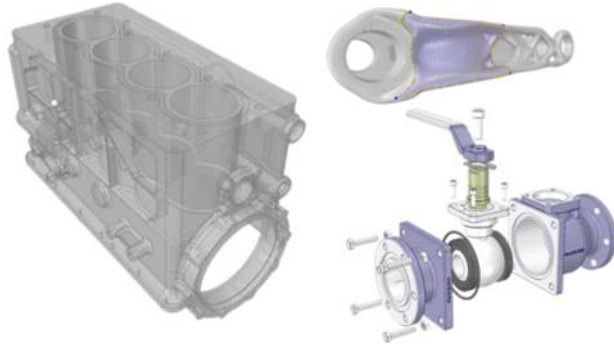
BÖLÜM 3

MATERYAL VE METOT

3.1. TASARIM VE SINIR ŞARTLARI

Bu çalışmada kullanılan üç boyutlu model tasarımında Ansys SpaceClaim kullanılmıştır. Ansys SpaceClaim standart modelleme süreçlerine verimli çözümler sağlayan çok amaçlı 3D CAD modelleme uygulamasıdır. “Direkt Modelleme” teknolojisi üzerine inşa edilen SpaceClaim, tasarım veya kavramsal modelleme, dışarıdan aktarılan 3D CAD dosyalarını onarma, detayları temizleme veya modelin tamamını düzenleme gibi çeşitli 3D CAD işlemlerini pratik bir şekilde yapabilmektedir. Kullanım kolaylığı ve basitlik temeline dayanan SpaceClaim, küçükten büyüğe modelleme problemlerinin çözümünde oldukça faydalı olmaktadır.

SpaceClaim, geleneksel 3D CAD sistemlerinin karmaşıklığına nazaran, eşsiz kullanıcı arayüzü, modelleme teknolojisi ve sunduğu çok yönlü araçlar ile kolayca geometri oluşturma ve düzenleme yapmanızı sağlar. Hazır 3D CAD modelleri ile çalışırken, geometriyi otomatikleştirilmiş, kolayca öğrenilen araçlarla temizleyebilir ve basitleştirebilirsiniz. Ansys SpaceClaim ile yapılmış tasarım örnekleri Şekil 3. 1’de yer almaktadır.



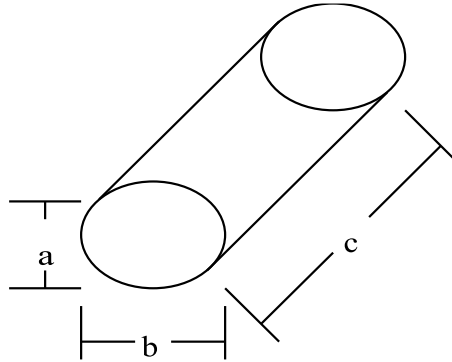
Şekil 3.1. Ansys SpaceClaim ile yapılmış tasarım örnekleri. [19]

3.2. MODELİN OLUŞTURULMASI

Analizi yapılacak olan modelin oluşturulduğu işlem adıdır. Model, ANSYS Workbench programının "DesignModeler" veya "SpaceClaim" bölümlerinde oluşturulabilir. Ayrıca, ANSYS Workbench ile uyumlu çalışan diğer paket programlarında oluşturulan modeller de ANSYS Workbench programına aktarılabilir.

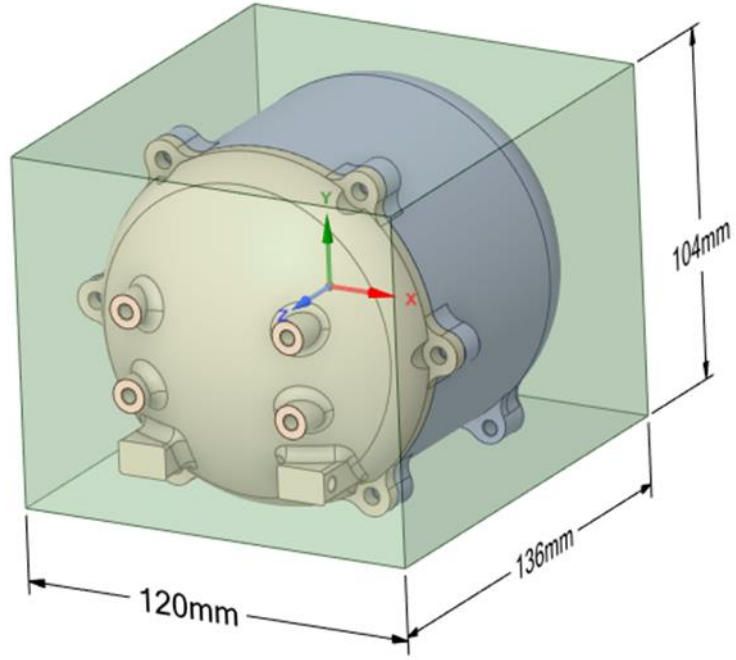
Analiz için tasarlanacak modellerin geometrileri oluşturulurken, analiz sonuçlarında çok fazla değişikliğe sebep olmayacak şekilde basitleştirmeler yaparak çözüm süresinin kısılmasına katkı sağlanabilir. Modeli mümkün olduğunca sade, basitleştirilmiş ve sınırlı olarak modellemek analiz süresinin kısılmasında önemli ölçüde etkili olacaktır.

Fiziksel boyut; Teknolojinin ve malzeme biliminin gelişmesiyle çarpışmaya dayanıklı bellek modüllerinin boyutları küçülmektedir. Bu sebep çarpışmaya dayanıklı bellek modülünü enkazda bulunmasını zorlaştırmaktadır. çarpışmaya dayanıklı bellek modülünün yüksekliği (a), genişliği (b) ve derinliğinin (c) toplamı 228.6 mm veya daha fazla olacaktır. Bu ana boyutların her biri 50,8mm veya daha büyük olacaktır. Standartta yer alan minimum boyutlar Şekil 3. 1'te, tasarımın verilmiştir. ED112'ye uygun tasarlanmış modele ait görsel Şekil 3. 3'te gösterilmiştir.



$$a, b, c \geq 50,8 \text{ mm}, a + b + c \geq 228,6 \text{ mm}$$

Şekil 3.2. Silindir gibi şekillendirilmiş çarpışmaya dayanıklı bellek modülü [2]



Şekil 3.3. ED112'ye uygun tasarlanmış model gösterimi.

3.3. SONLU ELEMANLAR METODU

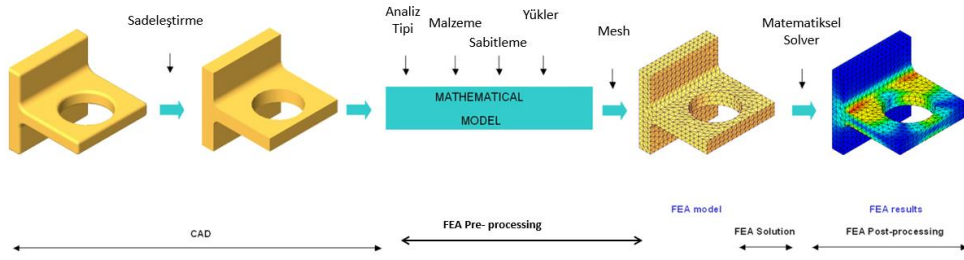
Sonlu elemanlar metodu (Finite Element Method, FEM), sonsuz sayıda serbestlik derecesine sahip olan bir sistemi, düğüm noktalarında birbirleri ile bağlantılı olan sonlu sayıda basit sonlu elemanlara bölerek çözümleyen bir sayısal yöntemdir. Bu yöntemde, düğüm noktalarındaki kuvvetler ile düğüm noktalarındaki yer değiştirmeler arasındaki ilişki (rijitlik veya esneklik matrisi) kurulur.

FEM, mühendislik analizlerinde en çok kullanılan yöntemlerden biridir. Bu yöntem, analizi yapılacak sistemi sonlu sayıda düğümlerle, farklı gerilme ve deformasyonlara sahip olan elemanlara parçalayarak, sistemi oluşturan küçük alt bölümlere ayrılmış elemanların rijitlik matrislerinin toplamı sonucu sistemin rijitlik matrisinin elde edilmesi esasına dayanır.

Deneysel analiz yöntemleri gerçeğe yakın sonuçlar elde edilmesinde en iyi yollardan biri olmakla beraber, bu deneyler maddi, zaman ve cihaz ölçümlere gibi problemlerle karşılaşılabilir durumlar meydana getirmektedir. Dolayısıyla günümüzde deneysel analiz çalışma sonuçlarına yakın sonuçlar veren sonlu elemanlar analiz programları

kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında, sonlu elemanlar analiz (FEA) programlarından biri olan “ANSYS Workbench” programı kullanılarak mekanik analizleri yapılacaktır.

Sonlu elemanlar analizi (FEA) yapılacak olan sistemin modelleme ve çözümlenmeler için izlenilecek temel işlem adımları sırası vardır. Bu işlem adımları genel hatları ile kısaca Şekil 3.4’de verilmiştir.



Şekil 3.4. FEM ‘nda genel olarak çözüm için izlenecek temel işlem adımları.

3.3.1. Uygulanacak Analiz Türünün Belirlenmesi

Sonlu elemanlar analizi (FEA), birçok fizik ve mühendislik dalındaki problemlerin çözümünde kullanılan yaygın bir sayısal yöntemdir. “ANSYS Workbench” ortamında, herhangi bir analize başlanmadan önce analiz türünün belirlenmesi gerekir. Gereksinimlere göre yapılabilen başlıca analizler şunlardır:

- **Gerilim analizleri:** Malzemelerin gerilme ve deformasyonlarını belirlemek için kullanılır.
- **Statik ve dinamik elastisite ve plastisite problemleri:** Malzemelerin statik veya dinamik yükler altındaki davranışlarını belirlemek için kullanılır.
- **Doğrusal ve doğrusal olmayan analizler:** Malzemelerin davranışının doğrusal veya doğrusal olmayan olup olmadığını belirlemek için kullanılır.
- **Darbe analizleri:** Malzemelerin darbe yükleri altındaki davranışlarını belirlemek için kullanılır.
- **Sismik deprem analizleri:** Yapıların deprem yükleri altındaki davranışlarını belirlemek için kullanılır.

- **Akışkanlar mekaniği:** Akışkanların davranışlarını belirlemek için kullanılır.
- **Isı iletimi, ısıl genleşme, yalıtım:** Isı transferini ve malzemelerinin davranışını belirlemek için kullanılır.
- **Dalgalar:** Mekansal ve zamansal olarak değişen dalgaları belirlemek için kullanılır.
- **Aerodinamik:** Hava akışının davranışını belirlemek için kullanılır.
- **Gürültü ve titreşim analizleri:** Gürültü ve titreşim kaynaklarını belirlemek için kullanılır.
- **Yorgunluk analizleri:** Malzemelerin tekrarlanan yükler altındaki davranışlarını belirlemek için kullanılır.

Biyomekanik: Biyolojik sistemlerin davranışlarını belirlemek için kullanılır.

- **Elektrik ve manyetik alanlar analizi:** Elektrik ve manyetik alanlardaki davranışları belirlemek için kullanılır.
- **Medikal uygulama analizleri:** Tıbbi cihazların ve uygulamaların davranışlarını belirlemek için kullanılır.

3.4. SONLU ELEMAN ANALİZ ADIMLARI

Modelin analizi, sonlu elemanlar yöntemini kullanan ANSYS programı ile yapılmıştır. ANSYS programı, fiziksel problemlerin çözümünde kullanılan bir yazılımdır. Statik/dinamik yapısal analizler (lineer veya lineer olmayan), ısı transferi ve akış problemleri ile akustik ve elektromanyetik problemleri gibi çeşitli problemleri çözebilir.

Genel olarak, ANSYS programı ile sonlu elemanlar analizleri, üç kademedede gerçekleştirilir. Bunlar ön işleme, çözüm ve son işlemedir.

3.4.1. Ön İşleme

- Modelin oluşturulması: Model, 2D veya 3D uzayda uygun birimler kullanılarak oluşturulur. Model, ANSYS ön işlemcisi kullanılarak oluşturulabileceği gibi başka bir

CAD olarak hazırlanmış bir dosyanın (IGES, STEP, Pro/E gibi) ANSYS ön işlemcisi tarafından okunması ile de sağlanabilir. Modelin oluşturulması esnasında dikkat edilmesi gereken hususlardan biri, çizimde kullanılan birimlerle malzeme özelliklerinin ve uygulanan yüklerin birimlerinin uyumlu olmasıdır. Örneğin, model mm olarak çizildiyse, malzeme özellikleri SI birimleriyle tanımlanmalıdır.

- Eleman tipinin belirlenmesi: Eleman seçimi, modelin geometrisine ve analizin tipine bağlıdır. 1D, 2D veya 3D elemanlar kullanılabilir.
- Malzeme özelliklerinin tanımlanması: Malzeme özelliklerinin (elastiklik modülü, Poisson oranı, yoğunluk, termal genleşme katsayısı, termal iletkenlik, özgül ısı vb.) tanımlanması gerekir.
- Modelin elemanlara bölünmesi: Modelin elemanlara bölünmesi, modelin sürekliliğinin belirli sayıdaki ayrı parçalara bölünmesidir. Daha fazla sayıda eleman, daha doğru sonuçlar sağlar ancak analiz süresini uzatır. Modelin elemanlara bölünmesi, kullanıcı tarafından tek tek tanımlanabileceği gibi ANSYS tarafından uygun seçenekler kullanılarak otomatik olarak da yapılabilir.

3.4.2. Çözüm

Analiz tipinin belirlenmesi: Çözümde kullanılmak üzere statik, dinamik, modal, termal, akışkan gibi analiz tipleri belirlenir.

Sınır şartlarının tanımlanması: Sınır şartları, modelin davranışını sınırlayan veya belirleyen koşullardır. Örneğin, bir nesnenin bir yüzeyine uygulanan bir kuvvet veya bir nesnenin bir yüzeyinin sabit bir sıcaklıkta tutulması birer sınır şartıdır.

Yüklerin uygulanması: Yükler, modele uygulanan kuvvetler, momentler, sıcaklıklar vb.dir. Yükler bir noktaya, bir kenara, bir yüzeye veya hatta toplam cisme uygulanabilir.

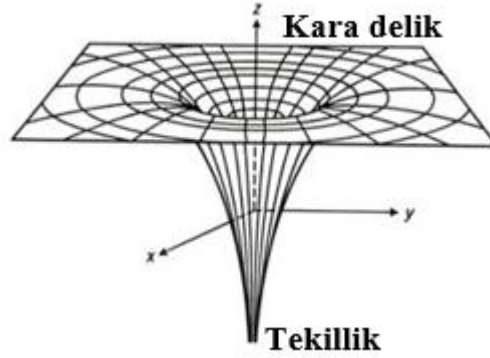
Çözüm: Çözüm, modelin geometrisini ve malzeme özelliklerini kullanarak, yükler altındaki modelin davranışını hesaplayan bir süreçtir.

3.4.3. Son İşleme

Sonuçların değerlendirilmesi: Sonuçlar, tablolar, grafikler, animasyonlar vb. biçimlerde sunulabilir. Sonuçlar, modelin davranışını anlamamıza ve analizimizin doğruluğunu değerlendirmemize yardımcı olur.

3.4.4. Sonlu Elemanlar Metodunda Gerilme Tekillikleri

Yapısal analizde, deplasman ve gerilme değerleri hesaplanmaktadır. Tekillik, gerilme değerinin Şekil 3. 5’ de gösterildiği gibi belirli bir değere yaklaşmadığı ağın bir noktasıdır. Tekilliğin olduğu bu noktada mesh boyutunu her küçülttüğümüzde gerilme artmaya devam edecektir. Teorik olarak, tekillikteki stres sonsuzdur. Gerilme tekilliklerinin meydana geldiği tipik durumlar; keskin köşeler, temas eden cisimlerin köşeler, noktasal sabitlemeler ve noktasal yüklerdir.



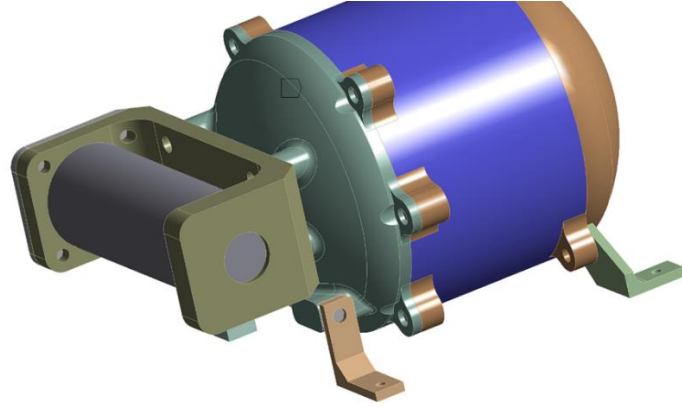
Şekil 3.5. Tekilliğin Elemanlar Üzerinde Gösterimi[5].

3.5. SINIR KOŞULLARI VE TEMAS TANIMLAMALARI

3.5.1. Kesme/Çekme Testi

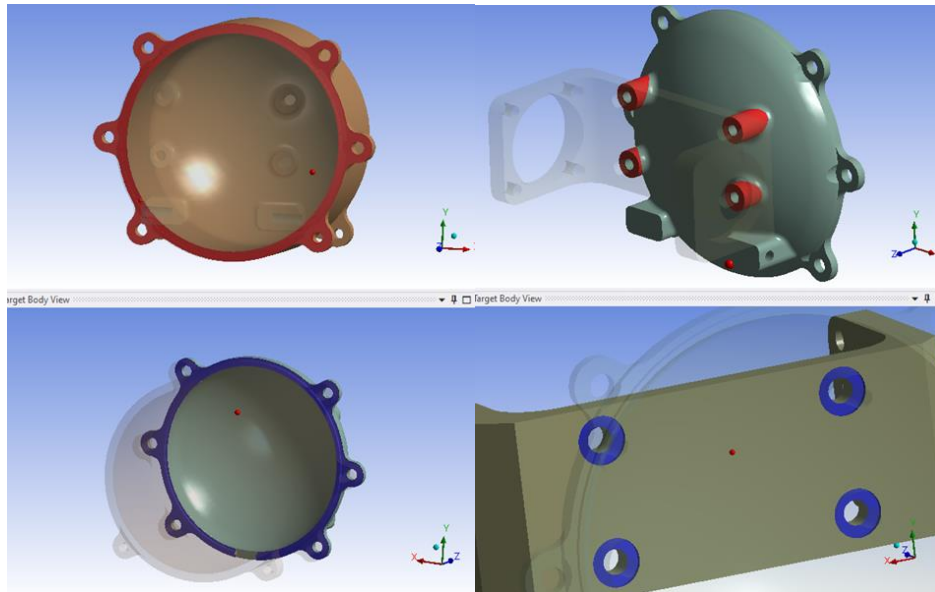
Kesme/Çekme testi yük koşulunda, CSMU modeli üzerinde Şekil 3. 6’da gösterildiği gibi sabit sınır koşulu gövdeden tanımlanmıştır.

Sabit Sınır

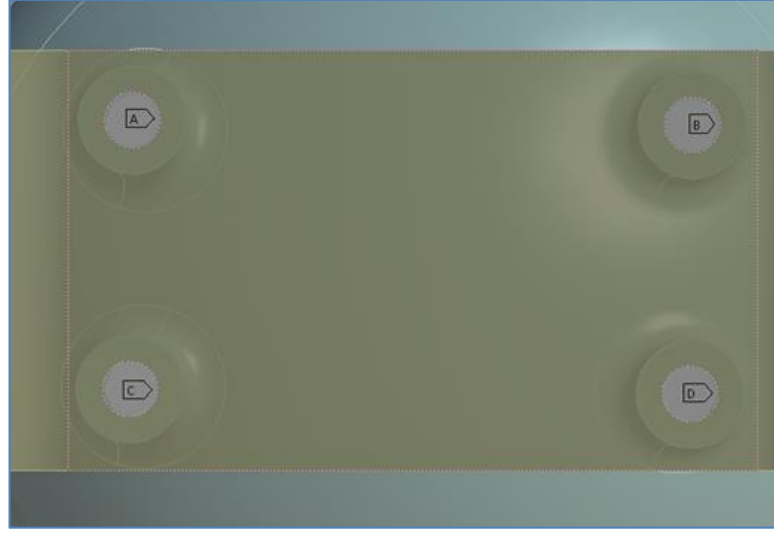


Şekil 3.6. Kesme/Çekme Testi - Sınır koşulları.

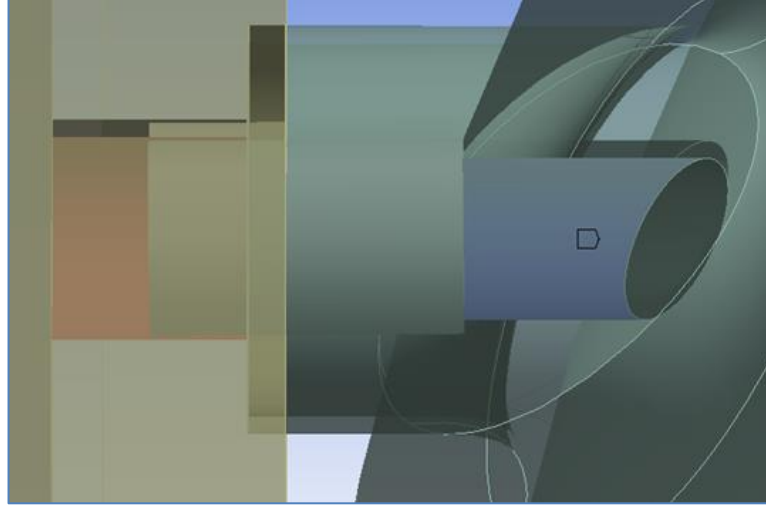
Modelde ULB braketleri ile CSMU yapısı arasında sürtünmesiz temas tanımlaması yapılmıştır ve bağlantı bölgeleri vida deliklerine uyacak çaplarda cıvata (kiriş) elemanlar örülmüştür. Cıvatalara 10000N öngerilme tanımlanmıştır. Temas ve cıvata (kiriş) eleman tanımlamaları Şekil 3. 7 ve Şekil 3. 8’de gösterilmektedir.



Şekil 3.7. Sürtünmesiz Temas Tanımlaması.



Üst



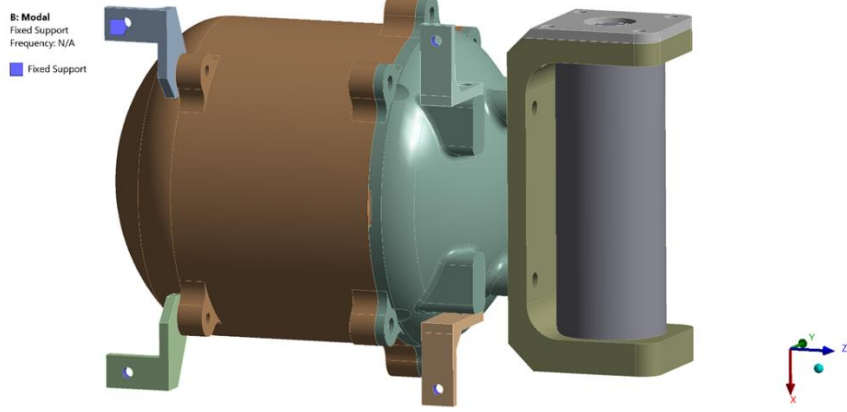
Alt

Şekil 3.8. Üst: Kiriş elemanlarının isimlendirilmesi, Alt: Kiriş elemanları tanımlaması yapılan yüzeylerin gösterimi.

3.5.2. Darbe Şoku Testi

Darbe şoku testi yük koşulunda sabit sınır koşulu verilen bölgeler Şekil 3.9.'da gösterilmektedir

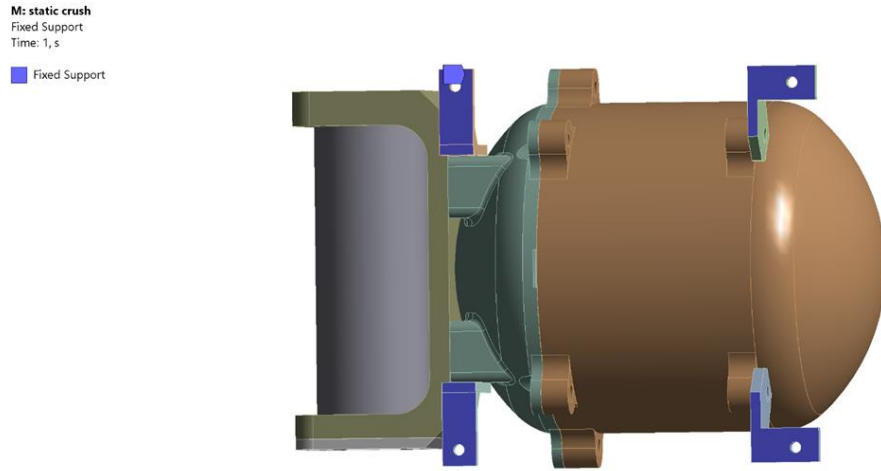
Üst: Kiriş elemanlarının isimlendirilmesi Alt: Kiriş elemanları tanımlaması yapılan yüzeylerin gösterimi.



Şekil 3.9. Darbe şoku testi sınır koşulları.

3.5.3 Statik Ezilme Testi

Statik ezilme analizlerinde verilen sabit sınır koşulları Şekil 3. 10.'da gösterilmektedir.

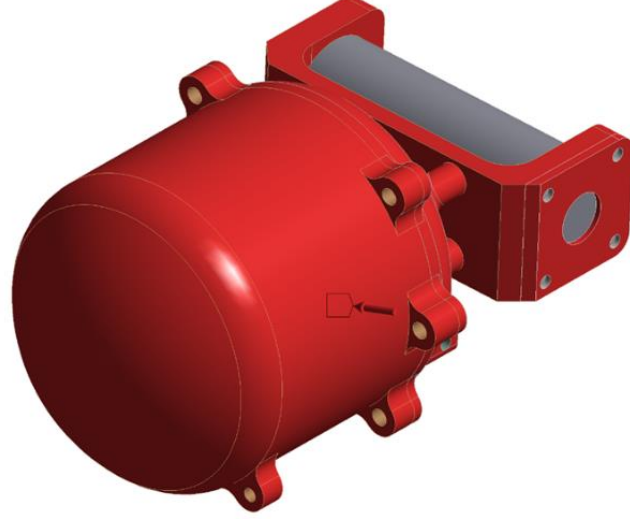


Şekil 3.10. Statik ezilme sınır koşulu.

3.5.4. Derin Deniz Basıncı Testi

Derin Deniz Basıncı analizlerinde verilen sabit sınır koşulları Şekil 3. 11.'de gösterilmektedir.

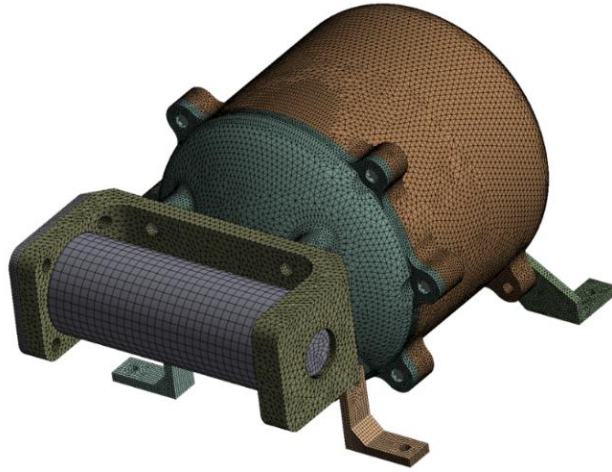
N: pressure
Pressure
Time: 2, s
■ Pressure: 60, MPa



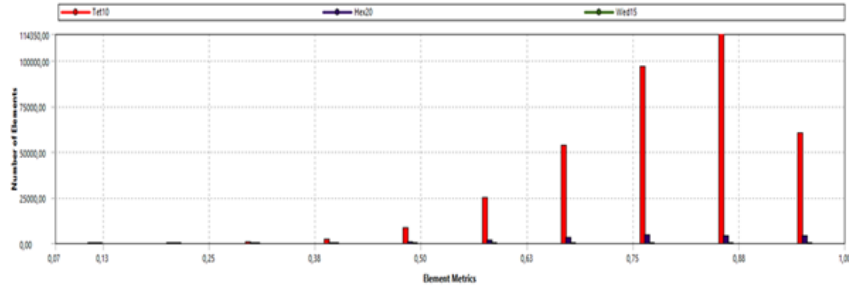
Şekil 3.11. Derin deniz basıncı sınır koşulu

3.6. SONLU ELEMANLAR MODELİ

Sonlu elemanlar modelinin görseli ekte verilmiştir. Modelde 671336 düğüm noktası, 376911 eleman bulunmakta olup ortalama eleman kalitesi 0.79 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 3.12. Sonlu elemanlar ağ modeli.



Şekil 3.13. FEM modeli ve eleman kaliteleri.

3.6.1. Malzeme Ve Bağlantı Elemanları Özellikleri

Analizlerde genel gövde malzemesi Titanium Grade 5 (Ti-6Al-4V) olarak tanımlanmıştır. ULB braket malzemesi ve CSMU sabitleyici braketleri AL7075 T6 ve AL6061-T6 olarak tanımlanmıştır. Bağlantı elemanları ve alüminyum malzeme özellikleri MMPDS'ten alınmıştır. Ti-6Al-4V malzeme özellikleri Lesuer'den alınmıştır Bağlantı elemanları analizlerde M5 12.9 kalite civata olarak kabul edilmiştir. Özellikler Tablo 2 ve Tablo 3'te gösterilmektedir. [3]

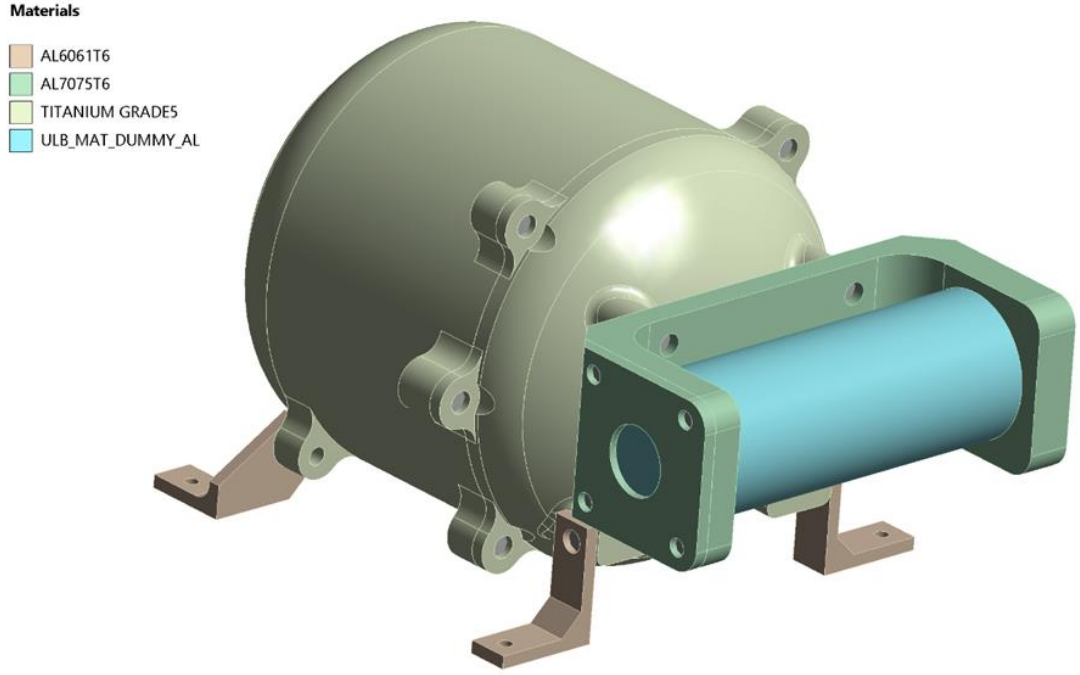
Tablo 1. Malzeme Mekanik Özellikleri [9][10].

Malzeme	Yoğunluk [Kg/m ³]	Elastisite Modülü [Gpa]	Poisson Oranı	Akma Dayanımı [MPa]	Kopma Dayanımı [MPa]
Ti-6Al-4V	4430	113	0,34	1092	1098
Al7075-T6	2863	71	0,33	468	537
AL6061-T6	2780	68	0,33	241	289

Tablo 2. Bağlantı Elemanı Özellikleri[9].

Bağlantı Elemanı	Malzeme (Vida Kalitesi)	Çap [mm]	Gerilme Alanı A _T [mm ²]	Kopma Dayanımı [MPa]	Akma Dayanımı [MPa]
M5	12.9	5	14.2	1200	900

Model üzerindeki malzeme dağılımı Şekil 3.14'te verilmiştir.

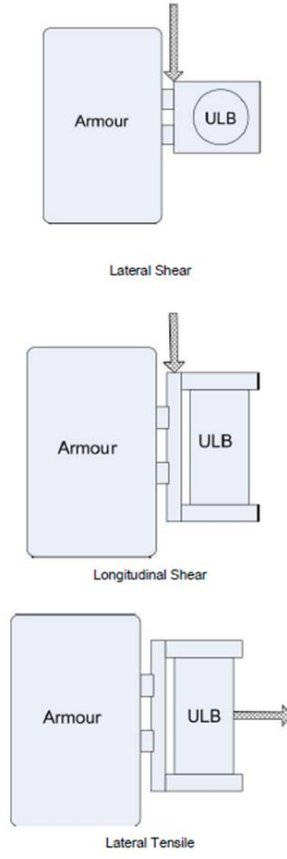


Şekil 3.14. Malzeme dağılımı.

3.7. YÜK KOŞULLARI

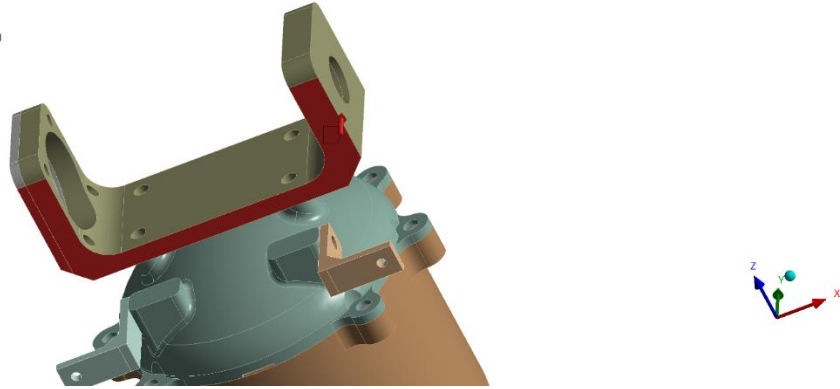
3.7.1. Kesme ve Çekme Testi

Analizlerde üç yük koşulu uygulanmıştır. Yükler, ED-112 dokümanı kesme ve çekme test bölümünde bahsedildiği üzere yanal kesme, yanal çekme ve boyuna kesme olarak isimlendirilmiştir. Yüklerin uygulanması Şekil 3.15’te ve analiz modeli üzerinde gösterimi Şekil 3.16, Şekil 3.17 ve Şekil 3.18’de verilmektedir. Her bir yük koşulunda ULB ile CSMU arayüzüne 26689 Newton kuvvet uygulanmıştır. Analiz sonucunda ULB yapısının CSMU’dan ayrılmaması hedeflenmektedir. ULB ile CSMU arayüzüne 26689 Newton kuvvet uygulanmıştır. Analiz sonucunda ULB yapısının CSMU’dan ayrılmaması hedeflenmektedir.



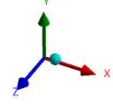
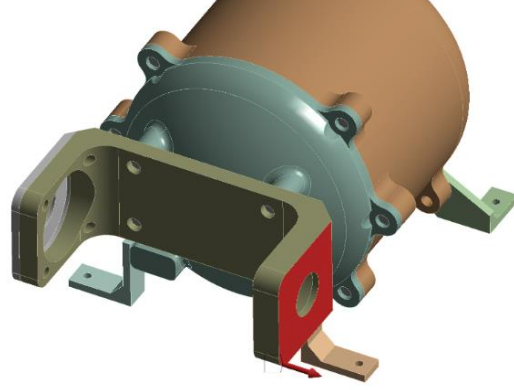
Şekil 3.15. ED-112A Yük Uygulanması.

J: lateral shear
 Force
 Time: 2, s
 Force: 26689 N
 Components: 0,26689;0, N



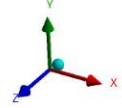
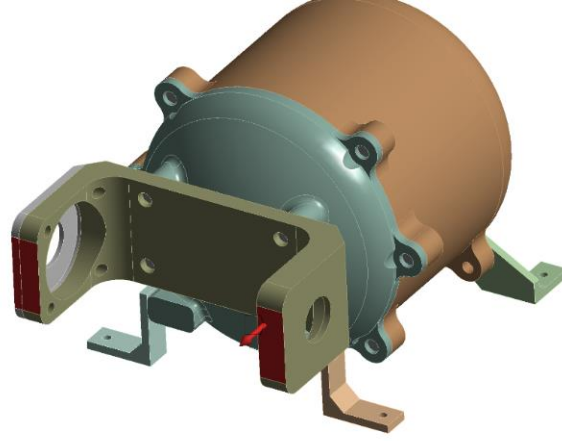
Şekil 3.16. Yanal kesme testi yük uygulaması.

K: longitudinal shear
Force
Time: 2, s
Force: 26689 N
Components: 26689,0,0, N



Şekil 3.17. Boyuna kesme testi yük uygulaması.

L: lateral tensile
Force
Time: 2, s
Force: 26689 N
Components: 0,0,26689 N



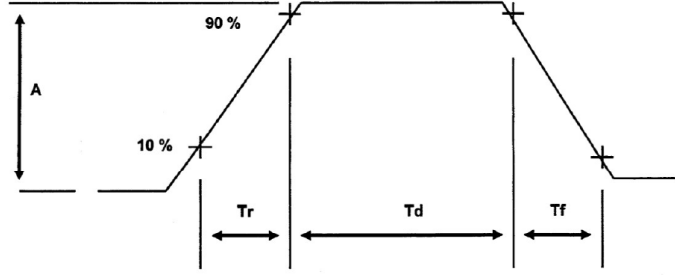
Şekil 3.18. Yanal çekme testi yük uygulaması.

3.7.2. Darbe Şoku

Darbe şoku analizlerinde 3400g 6,5ms büyüklüğünde şok ivmesi uygulanmıştır. Şok ivmesi' Şekil 3.19'da gösterilmektedir. Analizlerde sönümlleme oranı %5 olarak tanımlanmıştır.

Şok analizlerinde yapının iç kısmı ve hafıza kartları modellenemediğinden dış yapıda bir hasar meydana gelmemesi durumunda kartların da benzer şekilde hasar almayacağı varsayılmıştır.

FIGURE 2-4.1: TRAPEZOIDAL IMPACT SHOCK WAVEFORM



$T_r = 3.5$ ms maximum

$T_d = 3.0$ ms minimum

$T_f = 0$ ms minimum

$A = 3400$ g (33354 m/s²) minimum

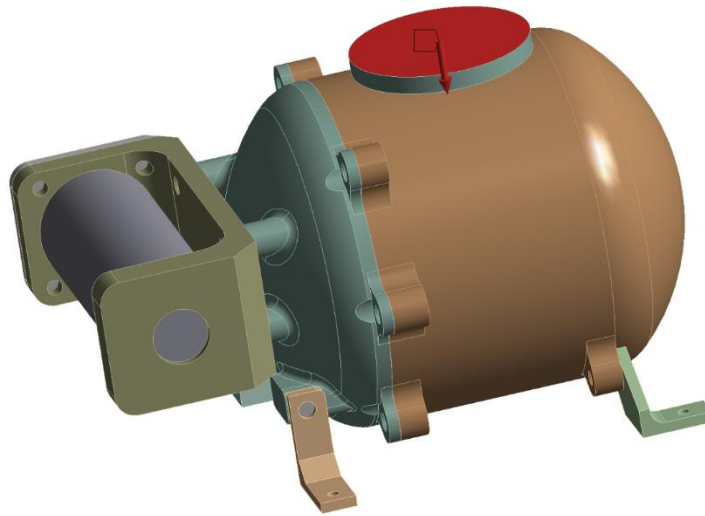
NOTE 1: The intervals T_r and T_f shall be such that the area under the curve is equal to or greater than that of a half-sine wave shock pulse i.e. Area = $(6.5 \times 10^{-3}) \times 3400 / (\pi/2) = 14.069$ g-seconds

NOTE 2: In practice, significant ringing of the shock pulse will be observed. Averaging may be applied to establish the effective pulse shape.

Şekil 3.19. Darbe şoku yük koşulu.

3.7.3. Statik Ezme

Statik ezme analizlerinde kullanılacak olan hidrolik presin ezici çapı öğrenilmiş ve bu yapı analiz modeline eklenmiştir. Ezici ile CSMU gövdesi arasında sürtünmesiz temas tanımlaması yapılmıştır. Ezici yüzeyine 22250 N kuvvet uygulanmıştır. Yük koşulunun modellenmesi Şekil 3.20’de gösterilmektedir

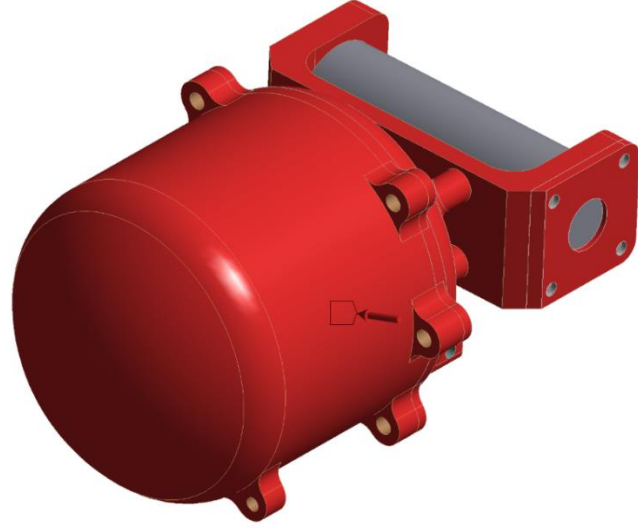


Şekil 3.20. Statik ezme yük koşulu.

3.7.4. Derin Su Basıncı

Derin su basıncı koşulunda yapının 6000 metre su altına girme durumu bulunmaktadır. Bu seviyede su basıncı 600 bar seviyesinde olmaktadır. Analizlerde yapının bütün dış yüzeylerine 60 MPa basınç verilerek dayanımı incelenmiştir. Analiz modeli kurulumu Şekil 3.21.'de gösterilmektedir.

N: pressure
Pressure
Time: 2, s
■ Pressure: 60, MPa



Şekil 3.21. Basınç analizleri yük koşulu.

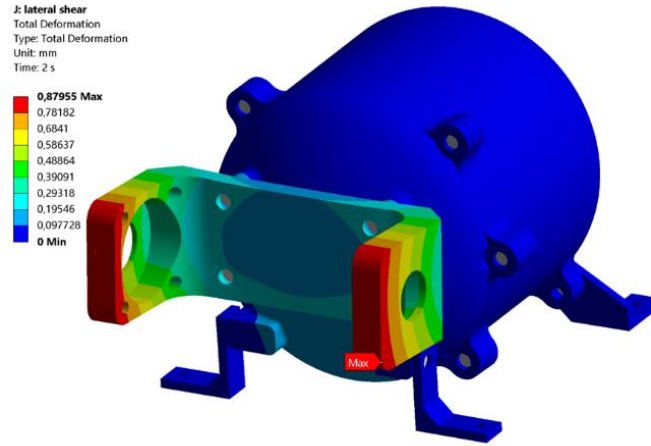
BÖLÜM 4

ANALİZ SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRME

4.1. KESME VE ÇEKME TESTİ

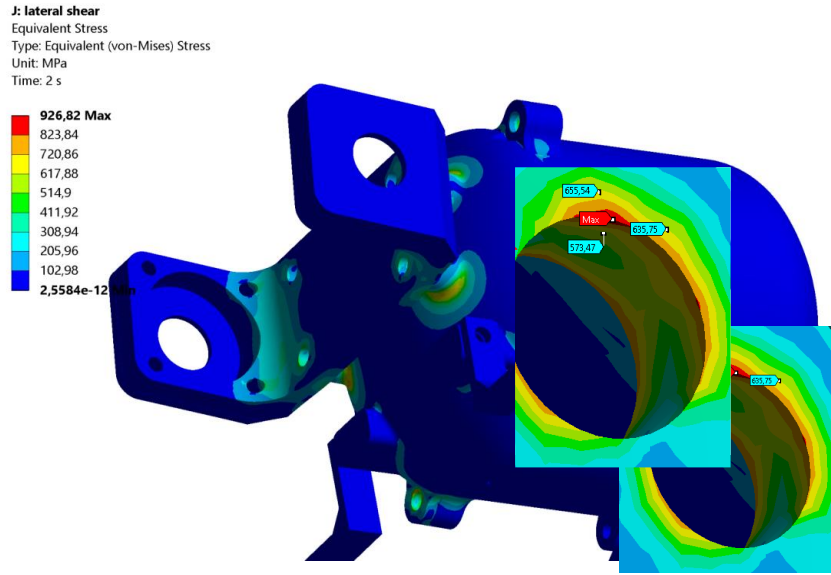
4.1.1. Yanal Kesme Testi (26689N)

Yapılan analizlerin sonucunda oluşan deformasyon ve gerilme dağılımları Şekil 4.1 ve Şekil 4.2’de gösterilmektedir.



Şekil 4.1. Yanal kesme testi deformasyon dağılımı.

Yanal kesme analizinde maksimum deformasyon Şekil 4.1’de görüldüğü gibi 0.87 mm olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu deformasyon ULB bağlandığı bölgedir.



Şekil 4.2. Yanal kesme testi gerilme dağılımı (maks: 655 MPa).

Analiz sonucunda elde edilen cıvata dayanım sonuçları Tablo 3’da verilmiştir.

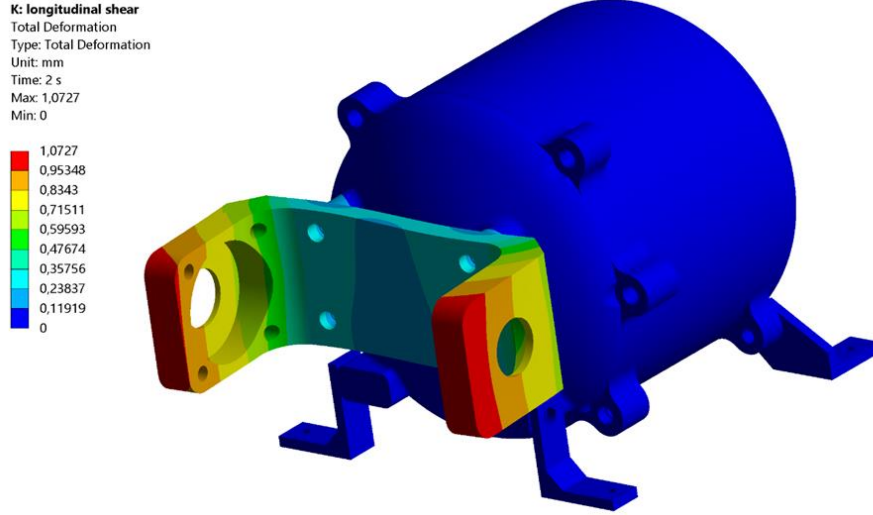
Tablo 3. Yanal kesme -Cıvata Dayanım Hesapları

Yanal kesme	Eksenel Kuvvet	Kesme Kuvveti
Kiriş A	10000	1487
Kiriş B	10000	1566
Kiriş C	14400	3500
Kiriş D	14400	4000

Yanal kesme analizinde maksimum gerilme Şekil 4.2’de görüldüğü gibi 655 MPa olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu gerilme değeri cıvataların 900MPa ve titanyumun 1092MPa değerinin çok altında kaldığından plastik bir deformasyona sebep olmamıştır. Görselde maksimum görünen nokta tekilliğin olduğu bölge olduğu gözlemlenmiştir. ULB’nın bu kadar küçük deformasyonda ayrılmayacağı görülmüştür.

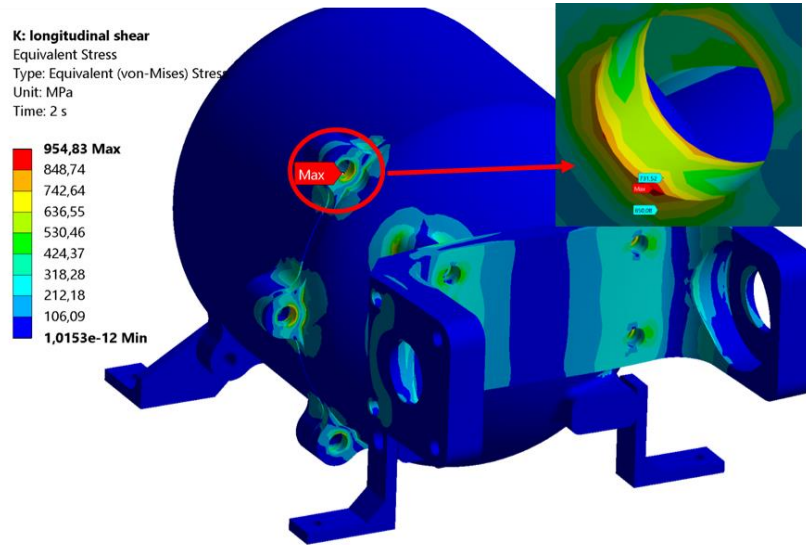
4.1.2. Boyuna Kesme Testi (26689N)

Yapılan analizlerin sonucunda oluşan deformasyon ve gerilme dağılımları Şekil 4.3 ve Şekil 4. 4’te gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Boyuna kesme testi deformasyon dağılımı.

Boyuna Kesme analizinde maksimum deformasyon Şekil 4.3’te görüldüğü gibi 1.07mm olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu deformasyon ULB’nin bağlandığı bölgedir.



Şekil 4.4. Boyuna kesme testi gerilme dağılımı (maks: 731 MPa).

Analiz sonucunda elde edilen cıvata dayanım sonuçları Tablo 4’de verilmiştir.

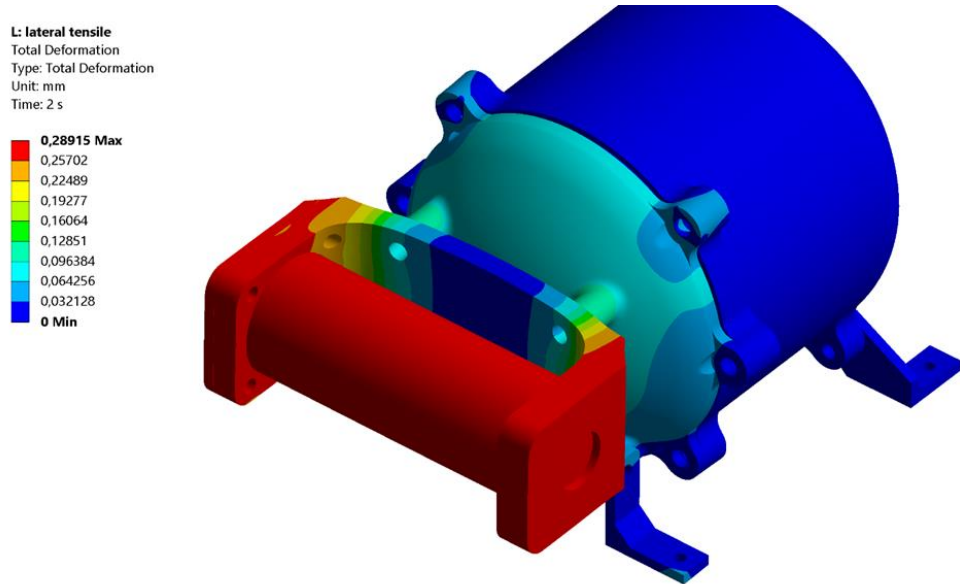
Tablo 4. Boyuna Kesme – Cıvata Dayanım Hesapları

Boyuna Kesme	Eksenel Kuvvet	Kesme Kuvveti
Kiriş A	14400	2000
Kiriş B	10000	1377
Kiriş C	14956	3820
Kiriş D	10000	2977

Boyuna kesme analizinde maksimum gerilme Şekil 4.4’ de görüldüğü gibi 731 MPa olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu gerilme değeri cıvataların 900 MPa ve titanyumun 1092 MPa akma dayanımı değerlerinin çok altında kaldığından plastik bir deformasyona sebep olmamıştır. Görselde maksimum görünen nokta tekilliğin olduğu bölge olduğu gözlemlenmiştir. ULB’ nin bu kadar küçük deformasyonda ayrılmayacağı görülmüştür.

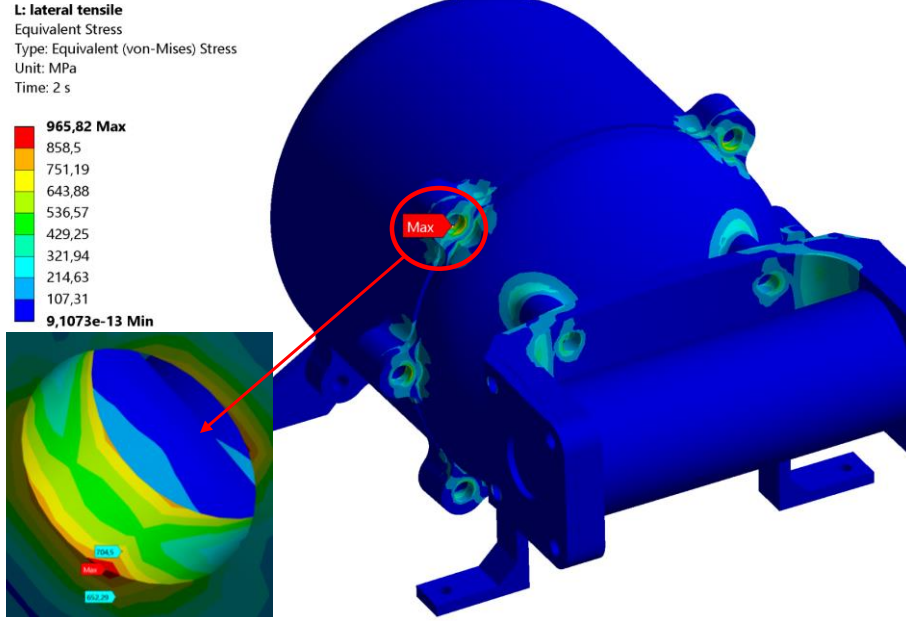
4.1.3. Yanal Çekme Testi (26689N)

Yapılan analizlerin sonucunda oluşan deformasyon ve gerilme dağılımları Şekil 4.5 ve Şekil 4.6’ da gösterilmektedir.



Şekil 4.5. Yanal Çekme - Deformasyon Dağılımı.

Yanal çekme analizinde maksimum deformasyon Şekil 4.5'te görüldüğü gibi 0.2 mm olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu elastik deformasyon ULB bağlandığı bölgedir.



Şekil 4.6. Yanal Çekme - Gerilme Dağılımı (maks: 704 MPa).

Analiz sonucunda elde edilen civata dayanım sonuçları Tablo 5'de verilmiştir.

Tablo 5. Yanal Çekme - Civata Dayanım Hesapları

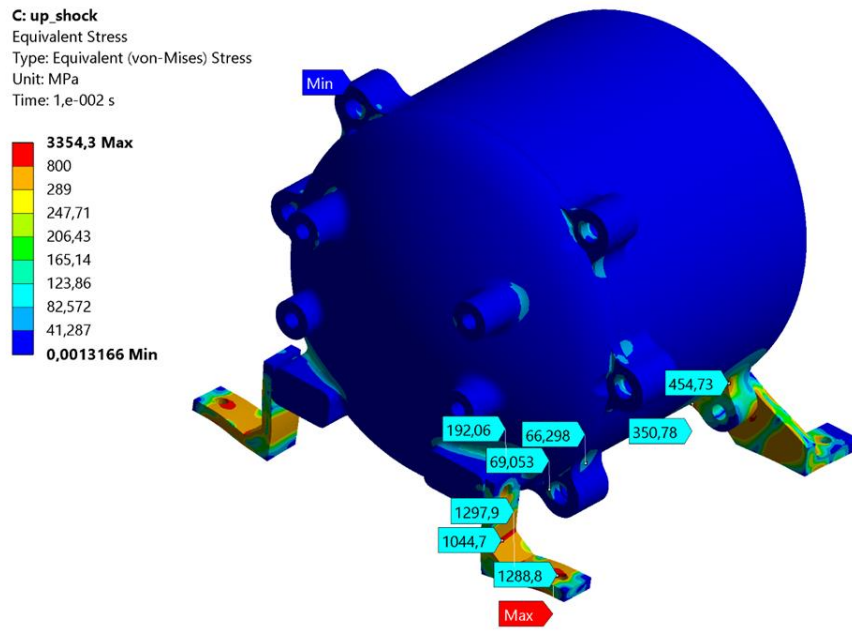
Yanal Çekme	Eksenel Kuvvet	Kesme Kuvveti
Kiriş A	15194	1400
Kiriş B	15500	1450
Kiriş C	15500	1500
Kiriş D	15400	1500

Yanal çekme analizinde maksimum gerilme Şekil 4.6' de görüldüğü gibi 704 MPa olup sadece uç bölgelerde meydana gelmiştir. Bu gerilme değeri civataların 900 MPa ve titanyumun 1092 MPa akma dayanımı değerinin altında kaldığından plastik bir

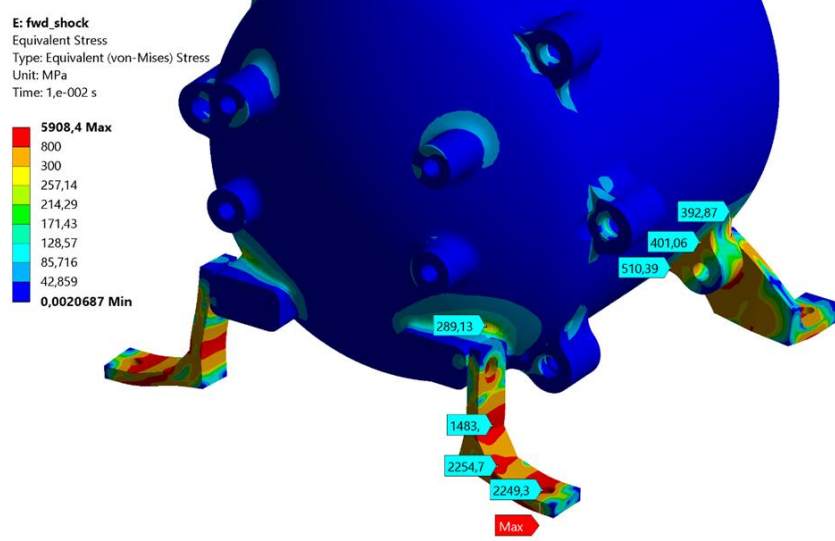
deformasyona sebep olmamıştır. ULB'nın bu kadar küçük deformasyonda ayrılmayacağı öngörülmektedir.

4.2. DARBE ŞOKU TESTİ

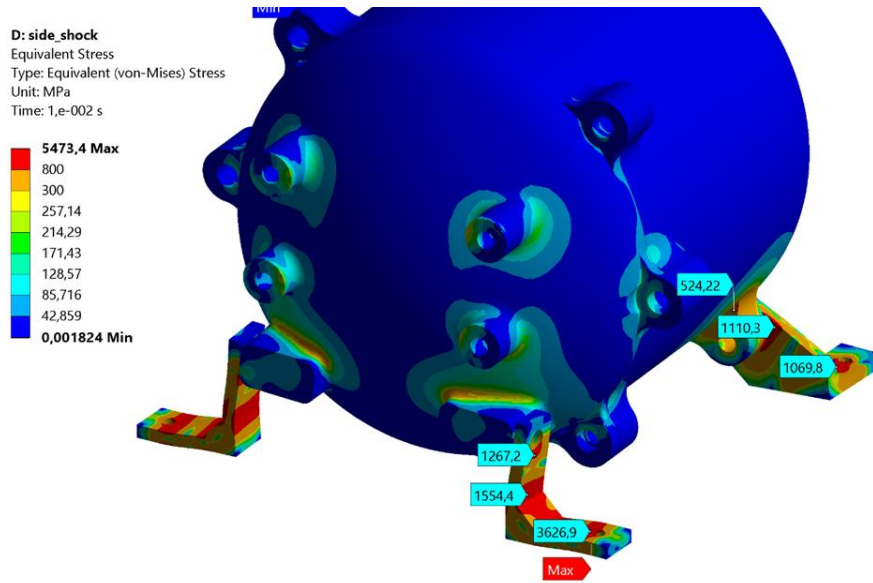
Üç yönde yapılan analizlerin sonucunda oluşan gerilme dağılımları Şekil 4.7, Şekil 4.8 ve Şekil 4.9'da gösterilmektedir.



Şekil 4.7. Darbe şoku testi - Yukarı (Up) yönde gerilme dağılımı.



Şekil 4.8. Darbe şoku testi- İleri (Forward) yönde gerilme dağılımı.

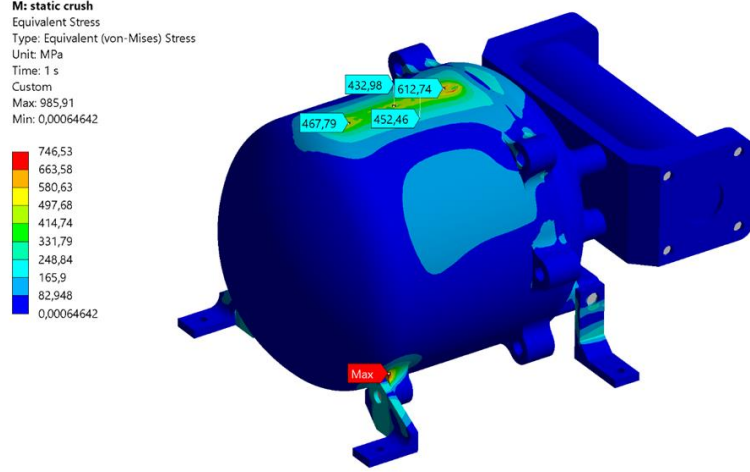


Şekil 4.9. Darbe şoku testi - Yan (Side) yönde gerilme dağılımı.

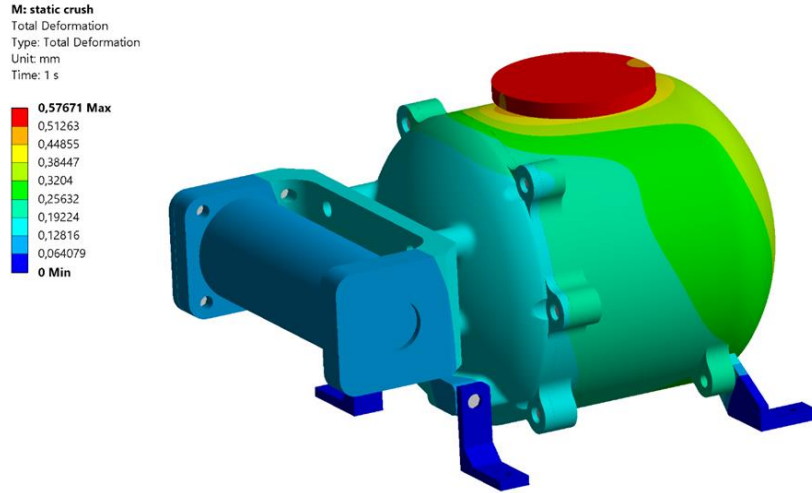
Darbe Şoku analizlerinde üç yönde de çıkan yüksek gerilmeler AL6061-T6 kopma dayanımı 289 MPa olduğundan, koptuğu gözlemlenmiştir. Kopma, çarpışmaya dayanıklı bellek modülünün uçş veri kayıt cihazından ayrılacağı ana kadar yüksek enerji sönümlenmesi ve bu nedenle modülün daha az zarar göreceği değerlendirilmiştir.

4.3. STATİK EZİLME

Yapılan analiz sonucunda oluşan gerilme ve deformasyon dağılımları Şekil 4.10'da gösterilmiştir.



Şekil 4.10. Statik ezilme - Gerilme dağılımı (maks. 430 Mpa)

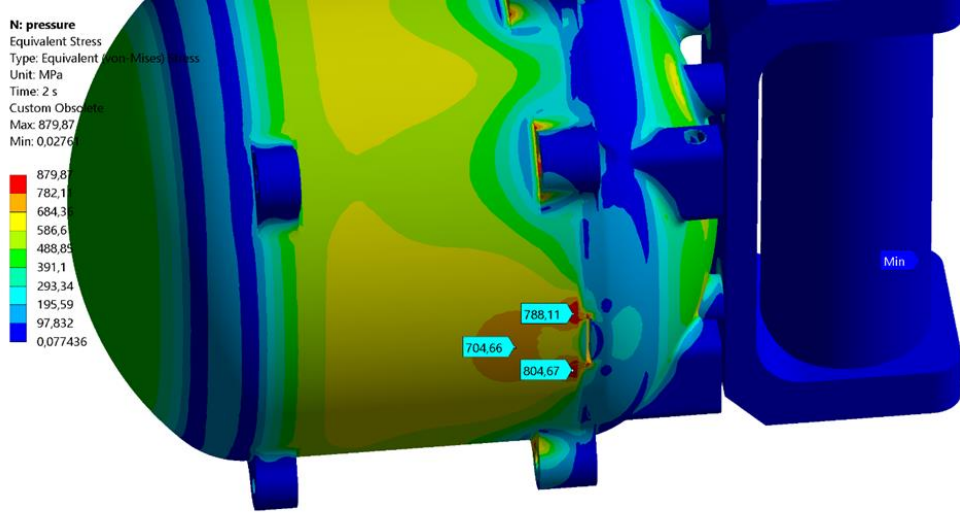


Şekil 4.11. Statik Ezilme - Deformasyon Dağılımı

Yanal çekme analizinde maksimum gerilme Şekil 4.10'da görüldüğü gibi 430 MPa olup sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde meydana gelmiştir. Toplam yerdeğiştirme ise Şekil 4.11'de Statik Ezilme - Deformasyon Dağılımı da görüldüğü gibi 0.5 mm olup sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde meydana gelmiştir. AL6061-T6 ayaklara aktarılmadığı için elastic bölgede kaldığı görülmektedir.

4.4. DERİN DENİZ BASINCI TESTİ

Yapılan analizin sonucunda oluşan gerilme dağılımı Şekil 4.12’te Derin Deniz Basıncı - Deformasyon Dağılımı’da gösterilmektedir.



Şekil 4.12. Derin deniz basıncı testi– Gerilme Dağılımı (maks. 680 MPa).

Derin Deniz Basıncı analizinde görülen noktasal maksimum gerilme tekillik olarak adlandırılan noktasal stress meydana gelmiştir. Maksimum gerilme 680 MPa seviyesinde kaldığı görülmüştür. Bu gerilme değeri civataların 900 MPa ve titanyumun 1092 MPa akma dayanımı değerinin çok altında kaldığından plastik bir deformasyona sebep olmamıştır.

BÖLÜM 5

SONUÇ VE ÖNERİLER

Havacılığın en zor standartlarından olan EUROCAE ED 112 standardına uygun olarak “Çarpışmaya Dayanıklı Bellek Modülü” nün mekanik analizleri yapılmıştır. Kaza sonrası verilere ulaşılması, kazaların önlenmesi açısından büyük önem taşımaktadır. Sonuçlar değerlendirildiğinde, tasarım, doğru malzeme seçimi ve analizler ile standardın beklentisinin karşılanması açısından önemlidir. Bu tez çalışmasında, EUROCAE ED112 standardı hakkında literatürde yeterli çalışma bulunmaması, bu alanda çalışacak araştırmacılar için referans olması amaçlanmıştır. Elde edilen sonuçlar;

- ✓ Tasarım doğrulama süreçlerinde “ANSYS Spaceclaim” yazılımının ist4erleri karşıladığı tespit edilmiştir.
- ✓ Sonlu elemanlar yönteminde, ele alınan model ile ilgili parametreler, ortam koşulları ve sonlu elemanlar birim hücre yapısı ile ilgili girilen bilgilerin analiz sonuçlarına etki ettiği görülmüştür. Bu girdiler gerçeği ne kadar yakınsar ise elde edilecek sonuçların güvenilirli o kadar yüksek olacaktır.
- ✓ Tasarlanan geometriye uygulanan darbe şok testi (3400 g şok değeri 6.5 ms boyunca) dinamik analiz sonucunda bağlantı ayaklarında meydana gelen çok yüksek gerilmeler nedeniyle, bağlantı ayakları koptuğu görülmüştür. Bağlantı ayaklarının kopması; darbe şokunun azalmasına ve modülün daha az zarar göreceğine yorumlanmıştır.
- ✓ Statik Ezilme analizinde, model üzerine 22250 N yük uygulanmış ve maksimum gerilme 430 MPa olup sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde meydana gelmiştir. Testte toplam yerdeğiştirme 0.5 mm olarak sadece gövde üzerinde temas yüzeyinde ölçülmüştür.
- ✓ Derin Deniz Basıncı analizinde, model üzerine 60 MPa basınç uygulanmış ve maksimum gerilmenin 680 MPa değerinde kaldığı görülmüştür. Bu gerilme değeri bağlantı civataların (σ_a 900 MPa) ve titanyumun gövde

mazlemesinin (σ_a 1092 MPa) akma değerinin altında kaldığından plastik bir deformasyona sebep olmamıştır.

- ✓ Modül gövde materyalinin titanyum seçilmesi modülün ağırlığını çelik malzemeye kıyasla düşürmüştür.

şeklindedir.

Sonraki çalışmalarda, modül geometrisinin tasarımı değiştirilerek, yapımında kullanılan malzemeler değiştirilip benzer testler ve ısı analizlerinin yapılması önerilir.

KAYNAKLAR

1. İnternet: Britannica, “Flight recorder”, <https://www.britannica.com/technology/flight-recorder> (2023).
2. EUROCAE ED-112 Standards, “Minimum operational performance specification for crash protected airborne recorder systems” (2003).
3. İnternet: Aviation Safety Network, “Civil Aircraft Accident”, https://reports.aviation-safety.net/1954/19540408-2_COMT_G-ALYY.pdf (2023).
4. İnternet: Aircraft Electronics-Electrical Systems, “Flight Data and Cockpit Voice Recorders”, https://www.industrial-electronics.com/aircraft_18.html (2023).
5. İnternet: COMSOL Blog, “Singularities in Finite Element Models”, <https://www.comsol.com/blogs/singularities-in-finite-element-models-dealing-with-red-spots/> (2023).
6. İnternet: Bozec, D., “How Will They Recover Data from That” <https://scaledanalytics.com/2015/03/30/how-will-they-recover-data-from-that/> (2023).
7. Olzak, R., Kirkland; Kersten, G., “Data and Cockpit Voice Recorder Enclosure”, Patent No: 6153720, **United States Patent** (2000).
8. Gauche, P., and Shidore, S., “Thermal performance comparison of a microprocessor using phase change materials in various configurations”, International Conference on High-Density Interconnect and Systems Packaging, USA, Vol. 339, 375-380 (2000)
9. Battelle Memorial Institute, “Metallic Materials Properties Development and Standardization Handbook – 11” (2016).
10. Lesuer, D. R. “Experimental Investigations of Material Models For Ti-6a1-4v Titanium And 2024-T3 Aluminum” (2000).
11. Grossi, R. D., “National Transportation Safety Board, Journal of Accident Investigation”, **Vol. 2**, Issue 1, 31-43 (2006)
12. Marlon, G., Tsuruta, L., “The Analysis of Flight Operational Quality Assurance (Foqa) Data: Exploration of a Proposed List of Improved Safety Parameters”, **Embry-Riddle Aeronautical University**, Florida, 560 – 575 (2008)
13. Oprisiu, C., Apostolescu, N., Olivotto, C., Tataru, S., “FDR Data as A Source For Flying Events Visualisation And Aircraft Parameter Estimation”, Incas Bulletin, **Volume 4**, Issue 3, 31 – 40, 2012

14. Wood, H. R., Sweginnis, W. R., “Aircraft Accident Investigation” (1999).
15. ANSYS User Manuel, **Ansys Inc.**, (2022)
16. Gelgör, İ. E., “Seramik ve Kompozit Braketlerin Tork Kapasitelerinin Dişler Üzerinde Meydana Getireceği Değişikliklerin Sonlu Elemanlar Analizi İle Değerlendirilmesi”, **Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale, (2013)**
17. ANSYS Mechanical User Guide, **Ansys Inc.**, (2022)
18. EREN, Z., “Eksenel Darbe Yüğü Uygulanan İç İçe Tüplerin Çarpışma Ve Ezilme Davranışının Sayısal Ve Deneysel Olarak İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, **İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, (2015)**
19. İnternet: Ansys Inc., “Ansys SpaceClaim”, <https://www.ansys.com/products/3d-design/ansys-spaceclaim#tab1-2> (2023)
20. Yapar, İ., Kalaycıoğlu. B. & Arslan, H. “Döner Kanatlı Hava Araçları İçin Uçuş Verileri Kayıt Cihazı Tasarımının Sonlu Elaman Analizleri ve Deneysel Olarak Doğrulanması”, Yüksek Lisans Tezi, **Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale (2019).**

ÖZGEÇMİŞ

Uğur KANDEMİR ilk ve orta öğrenimlerini İzmir’de tamamladı. 2009-2011 yıllarında İstanbul Üniversitesi Otomotiv Teknolojisi önlisans eğitimini tamamladı. 2 yıl otomotiv endüstrisinde çalıştı. 2013 yılında Karabük Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Otomotiv Mühendisliği Programı (%30 İngilizce) bölümüne başlayıp 2019 yılında mezun oldu. Savunma ve havacılık alanında ar-ge faaliyetleri gösteren özel bir mühendislik firmasında 2018 yılında tam zamanlı olarak çalışmaya başlamıştır. Meslek hayatına aynı şirkette, öncelikli olarak havacılık sanayinde yerleştirme çalışmaları olmak üzere çeşitli projelerde mekanik tasarım mühendisi olarak devam etmektedir.