

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**PERVANELİ BİR EĞİTİM UÇAĞININ MOTOR İSKELETİNİN YAPISAL
TASARIMI VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Alper ASLAN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

HAZİRAN 2025

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**PERVANELİ BİR EĞİTİM UÇAĞININ MOTOR İSKELETİNİN YAPISAL
TASARIMI VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Alper ASLAN
(511211107)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Kaan YILDIZ

HAZİRAN 2025

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**STRUCTURAL DESIGN AND ANALYSIS OF ENGINE MOUNT
STRUCTURE FOR PROPELLER TRAINING AIRCRAFT**



M.Sc. THESIS

**Alper ASLAN
(511211107)**

Department of Aeronautical and Astronautical Engineering

Aeronautical and Astronautical Engineering Programme

Thesis Advisor: Assist. Prof. Kaan YILDIZ

JUNE 2025

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511211107 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Alper ASLAN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “PERVANELİ BİR EĞİTİM UÇAĞININ MOTOR İSKELETİNİN YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Dr. Öğr. Üyesi Kaan YILDIZ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Seher EKEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ
Milli Savunma Üniversitesi

Teslim Tarihi : 29 Mayıs 2025
Savunma Tarihi : 26 Haziran 2025





Aileme,



ÖNSÖZ

Bu tez çalışması İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Enstitüsü bünyesinde yürütülen Uçak ve Uzay Mühendisliği yüksek lisans programı kapsamında hazırlanmıştır.

Çalışmamda, burundan pervaneli bir eğitim uçağının motor iskelet elemanlarının öncül kalınlıklarının belirlenmesine olanak tanıyan bir hesaplama aracı ve ara yüz oluşturulmuştur. Tez çalışmamda, literatür taraması, yapısal tasarım ve statik analiz beraberinde yorumlama süreci ile disiplinler arası bir yaklaşım izlenmiştir.

Tez süreci boyunca bilgi ve deneyimleriyle bana yol gösteren değerli danışmanım Dr. Kaan YILDIZ'a teşekkür ederim. Ayrıca çalışmamın çeşitli aşamalarında katkı sunan iş arkadaşlarım Abdullah ÖZTORA ve Sezer DEĞER'e teşekkür ederim.

Bu tez, uzun ve yorucu bir sürecin sonucu olarak ortaya çıkmıştır. Süreç boyunca hiçbir zaman desteklerini esirgemeyen, her koşulda her zaman yanımda olan aileme sonsuz kez teşekkür ederim.

Haziran 2025

Alper ASLAN
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xv
SEMBOLLER	xvii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xxi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xxiii
ÖZET.....	xxvii
SUMMARY	xxxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	1
1.2 Benzer Uçak Araştırması	2
1.2.1 Hürkuş	2
1.2.2 Beechcraft T-6 Texan II	3
1.2.3 A-29 Super-Tucano	3
1.3 Koordinat Sisteminin Tanımlanması.....	4
1.4 Motor Tipi Seçimi	5
1.5 Pervane Tipi Seçimi	8
1.6 Temel (Master) Geometri Tasarımı.....	9
1.6.1 Gövdenin kabuk sınırlarının tasarımı.....	9
1.6.2 Motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıların belirlenmesi	11
1.6.3 Motor iskelet yapısı ile gövde arasındaki bağlantıların belirlenmesi	13
1.6.4 İstasyon konumlarındaki yük taşıyıcı ana elemanların belirlenmesi	16
2. MOTOR YÜK KOŞULLARININ HESAPLANMASI.....	19
2.1 Varsayımlar	20
2.2 Girdiler	21
2.3 Hesaplamalar	22
2.3.1 Tork hesaplamaları.....	22
2.3.2 Uçuş hızlarına göre itki hesaplamaları	23
2.3.3 Limit yük koşullarının hesaplanması	23
2.4 Nihai Yük Koşullarının Hesaplanması.....	25
2.5 Güvenli Arıza Yük Koşullarının Hesaplanması	26
3. KULLANILAN PROGRAMLAR VE ANALİZ METOTLARI	27
3.1 Kullanılan Programlar	27
3.1.1 CATIA V5R19	27
3.1.2 Hypermesh 2017.1	27
3.1.3 MSC Nastran 2019.0.....	28
3.1.4 MATLAB R2018b	28
3.1.5 Excel 2016.....	28
3.2 Analiz Metotları	29
3.2.1 Von Mises gerilmesi	29
3.2.2 Lineer burkulma	31

3.2.3 Lokal burkulma	31
3.2.4 Güvenlik faktörü (Reserve Factor – RF).....	32
3.3 Yapısal Analiz Yöntemleri	33
3.3.1 Sonlu elemanlar yöntemi.....	33
3.3.2 El hesapları	37
4. MOTOR İSKELET YAPISI TASARIMI.....	39
4.1 İskelet Eleman Sınırları	39
4.2 İskelet Elemanları için Kesitin Belirlenmesi	39
4.3 Öncül Konsept Tasarım Çalışmaları	41
4.3.1 Konsept 1.....	42
4.3.2 Konsept 2.....	43
4.3.3 Konsept 3.....	44
4.3.4 Konsept 4.....	45
4.3.5 Konsept 5.....	46
4.4 Konsept Analizleri.....	47
4.4.1 Varsayımlar	51
4.4.2 Konsept 1 analizleri.....	52
4.4.3 Konsept 2 analizleri.....	55
4.4.4 Konsept 3 analizleri.....	58
4.4.5 Konsept 4 analizleri.....	61
4.4.6 Konsept 5 analizleri.....	64
5. MALZEME & BAĞLAYICI SEÇİMİ VE MEKANİK ÖZELLİKLERİ.....	69
5.1 Motor İskelet Yapısı Malzeme Seçimi ve Mekanik Özellikleri	69
5.2 Gövde Yapısal Elemanları için Malzeme Seçimi ve Mekanik Özellikleri.....	72
5.3 Gövde Bağlayıcılarının Seçimi ve Mekanik Özellikleri	73
6. MOTOR İSKELET ELEMANININ YAPISAL ANALİZİ.....	75
6.1 CBEAM Elemanlar İle Modellenmesi	75
6.1.1 Ağ yapısı	76
6.1.2 Sınır koşulları	78
6.1.3 Yük koşulları.....	79
6.1.3.1 Nihai durum (1.5 x limit)	79
6.1.3.2 Güvenli arıza yük koşulu – iskelet elemanı kaybı senaryosu (0.7 x limit)	80
6.1.3.3 Güvenli arıza yük koşulu – motor bağlantısı kaybı senaryosu (0.7 x limit)	81
6.1.4 Analiz çıktıları.....	83
6.2 MATLAB Kodlaması ile Kalınlık Belirleme Çalışmaları.....	85
6.2.1 Varsayımlar	85
6.2.2 Girdiler	88
6.2.3 Analiz çıktıları.....	89
6.3 MATLAB ara yüz Çalışması.....	96
6.3.1 Girdiler	97
6.3.2 Çıktılar.....	98
6.4 Detay Sonlu Elemanlar Modelinin Kurulması	100
6.4.1 Yapısal bileşenlerin tanıtılması	100
6.4.2 Bağlayıcıların tanıtılması	110
6.4.3 Eleman tiplerinin tanıtılması	111
6.4.4 Sınır koşulları	111
6.4.5 Yük koşulları.....	112
6.4.6 Analiz çıktıları.....	112

7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	123
KAYNAKLAR	127
ÖZGEÇMİŞ.....	131





KISALTMALAR

.bdf	: Sonlu elemanlar modeli uzantısı
.op2	: Çözüm dosyası uzantısı
.step, .igs	: Tasarım CAD dosya uzantısı
1D	: 1 boyutlu
2D	: 2 boyutlu
3D	: 3 boyutlu
AISI	: Amerikan Demir ve Çelik Enstitüsü (American Steel Industry)
B/Ç	: Basma/Çekme
CAD	: Bilgisayar Destekli Tasarım
d	: Devir
dk	: Dakika
e/D	: Delik merkezinin kenara olan mesafesi/delik çapı
EASA	: Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (European Union Aviation Safety Agency)
FAA	: Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration)
Frame1A	: Ön alt çerçeve
Frame1U	: Ön üst çerçeve
Frame2U	: Arka üst çerçeve
gr	: Gram
hp	: Beygir gücü
in	: İnç
K1	: Eleman koordinat sistemine göre x eksenindeki katılığı
K2	: Eleman koordinat sistemine göre y eksenindeki katılığı
K3	: Eleman koordinat sistemine göre z eksenindeki katılığı
K4	: Eleman koordinat sistemine göre x eksen etrafındaki dönme katılığı
K5	: Eleman koordinat sistemine göre y eksen etrafındaki dönme katılığı
K6	: Eleman koordinat sistemine göre z eksen etrafındaki dönme katılığı
kg	: Kilogram
km	: Kilometre
km/sa	: Kilometre/saat
LiB	: Lineer Burkulma
LoB	: Lokal Burkulma

m	: Metre
m/s	: Metre/saniye
mm	: Milimetre
MPa	: Megapascal
N	: Newton
Nm	: Newton metre
Nmm	: Newton milimetre
Nu	: Numara
s	: Saniye
sa	: Saat
SPC	: Sınır Koşulları
W	: Watt



SEMBOLLER

N_x, F_x	: x yönündeki kuvvet
N_y, F_y	: y yönündeki kuvvet
N_z, F_z	: z yönündeki kuvvet
M_x	: x eksenine etrafındaki moment
M_y	: y eksenine etrafındaki moment
M_z	: z eksenine etrafındaki moment
n_p	: Pozitif limit yük faktörü
n_n	: Negatif limit yük faktörü
g	: Yer çekimi ivmesi
i	: Şaft dişli oranı
V_A	: Seyir hızı
V_C	: Maksimum hız
n_a	: Pervane verimlilik faktörü (V_A hızında)
n_c	: Pervane verimlilik faktörü (V_C hızında)
f_m	: Motor tork faktörü
n_s	: Yatay yük faktörü
N_{maks}	: Maksimum kalkış motor gücü
n_{maks}	: Maksimum dönme hızı
N_{nom}	: Maksimum sürekli motor gücü
n_{nom}	: Nominal dönme hızı
D_p	: Pervane çapı
N_b	: Pervane pal sayısı
J_{prop}	: Pervane ağırlık atalet momenti
m_E	: Motor ağırlığı
m_P	: Pervane ağırlığı
m_{DPS}	: İtke sistemi tasarım ağırlığı
M_{maks}	: Maksimum kalkış torku
M_{maks_limit}	: Maksimum kalkış limit torku
M_{nom}	: Maksimum sürekli tork
M_{nom_limit}	: Maksimum sürekli limit torku

N_{xa}	: V_A hızı için x yönündeki kuvvet
N_{xc}	: V_C hızı için x yönündeki kuvvet
N_{x1}	: 1. Yük koşulu için x yönündeki kuvvet
N_{x2}	: 2. Yük koşulu için x yönündeki kuvvet
N_{x3}	: 3. Yük koşulu için x yönündeki kuvvet
N_{y4}	: 4. Yük koşulu için y yönündeki kuvvet
N_{z1}	: 1. Yük koşulu için z yönündeki kuvvet
N_{z2}	: 2. Yük koşulu için z yönündeki kuvvet
N_{z3}	: 3. Yük koşulu için z yönündeki kuvvet
M_{x1}	: 1. Yük koşulu için x etrafındaki moment
M_{x2}	: 2. Yük koşulu için x etrafındaki moment
M_{x3}	: 3. Yük koşulu için x etrafındaki moment
σ_m, σ_M	: Von mises gerilmesi
A	: Alan
$\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}$	: Eksenel gerilmeler
$\sigma_{12}, \sigma_{23}, \sigma_{31}$	: Kayma gerilmeleri
σ_{vm}	: Von Mises gerilmesi
$\sigma_{B/\zeta}$	: Basma/Çekme kuvvetlerinden kaynaklı normal gerilme
$\sigma_{Eğilme}$	: Eğilme momentleri kaynaklı gerilme
σ_{Kayma}	: Kayma kuvvetleri kaynaklı gerilme
$\sigma_{Burulma}$	: Burulma momentleri kaynaklı gerilme
σ_{cr}	: Kritik lokal burkulma gerilmesi
σ_x	: Normal gerilme
σ_{yz}	: Kesme gerilmesi
$F_{B/\zeta}$	: Basma/çekme kuvvetleri
V	: Kesme kuvveti
Q	: Birinci alan atalet momenti
I	: Alan atalet momenti
t	: Kesit kalınlığı
M_E	: Eğilme momenti
c	: Nötr eksene olan uzaklık
T	: Burulma momenti
r	: Kesit merkezine olan uzaklık (yarıçap)
r_o, r_1	: Dış yarıçap
r_i, r_2	: İç yarıçap

D	: Çap
J	: Kesit polar atalet momenti
E	: Young modülü
k	: Sınır koşullarına bağlı etkin boy katsayısı
L	: Kiriş uzunluğu
γ, ϕ	: Korelasyon faktörü
RF	: Güvenlik faktörü
P_{cr}	: Lineer burkulma için kritik burkulma yükü
P_{Basma}	: Basma kuvveti
F_{tu}	: Malzemenin nihai çekme dayanımı
F_{ty}	: Malzemenin akma dayanımı
F_{cy}	: Malzemenin basma yönündeki akma dayanımı
F_{su}	: Malzemenin kesme yüklemesindeki nihai dayanımı
F_{bru}	: Malzemenin delik çevresindeki ezilme nihai dayanımı
F_{bry}	: Malzemenin delik çevresindeki akma dayanımı
ν	: Poisson oranı
FTT	: Çekme yönündeki kopma dayanımı
FTS	: Kayma yönündeki kopma dayanımı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : PT6A-67AF motorunun fiziksel özellikleri .	7
Çizelge 1.2 : Socata TBM 850 özellikleri .	9
Çizelge 1.3 : A-29 Super-Tucano boyutları .	9
Çizelge 1.4 : Motor - iskelet elemanları bağlantı noktası koordinatları.	13
Çizelge 1.5 : İskelet yapısı ve gövde arasındaki bağlantı koordinatları.	15
Çizelge 2.1 : Motor, pervane ve hava aracı verileri.	22
Çizelge 2.2 : Motor yük koşulları – limit.	25
Çizelge 2.3 : Motor yük koşulları – nihai.	25
Çizelge 2.4 : Motor yük koşulları – güvenli arıza.	26
Çizelge 4.1 : İskelet elemanları bağlantı koordinatları.	39
Çizelge 4.2 : Konsept 1 - düğüm noktası koordinatları.	43
Çizelge 4.3 : Konsept 2 - düğüm noktası koordinatları.	44
Çizelge 4.4 : Konsept 3 - düğüm noktası koordinatları.	45
Çizelge 4.5 : Konsept 4 - düğüm noktası koordinatları.	46
Çizelge 4.6 : Kesit için yarıçap, alan ve atalet momenti bilgileri.	51
Çizelge 4.7 : Konsept 1 Von Mises gerilme hesabı.	54
Çizelge 4.8 : Konsept 2 Von Mises gerilme hesabı.	57
Çizelge 4.9 : Konsept 3 Von Mises gerilme hesabı.	60
Çizelge 4.10 : Konsept 4 Von Mises gerilme hesabı.	63
Çizelge 4.11 : Konsept 5 Von Mises gerilme hesabı.	66
Çizelge 5.1 : 4340 çeliği mekanik özellikleri .	71
Çizelge 5.2 : AL7050-T7451 malzemesinin mekanik özellikleri .	72
Çizelge 5.3 : Yapısal bağlayıcıların mekanik özellikleri.	73
Çizelge 5.4 : NASM8907 mekanik özellikleri .	74
Çizelge 6.1 : CBEAM elemanlara gelen kuvvet ve momentler.	83
Çizelge 6.2 : İç ve dış yarıçap bilgileri.	95
Çizelge 6.3 : İskelet elemanlarına gelen kuvvet ve momentler.	113
Çizelge 6.4 : İç ve dış yarıçap bilgileri, detay FEM.	120
Çizelge 7.1 : Sonlu elemanlar analizi & MATLAB kodlama sonuçlarının karşılaştırması.	125



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Türk Havacılık ve Uzay Sanayii tarafından geliştirilmiş Hürkuş uçağı	3
Şekil 1.2 : Beechcraft T-6 Texan II	3
Şekil 1.3 : A-29 Super-Tucano	4
Şekil 1.4 : Koordinat sistemi tanımlaması	5
Şekil 1.5 : PT6A-67AF motor görseli ve ölçülendirilmesi.	8
Şekil 1.6 : Super-Tucano istasyonlarının belirlenmesi.	10
Şekil 1.7 : Özgün uçak ön gövde temel geometri.	11
Şekil 1.8 : PT6A-67AF bağlantı bölgesi.	11
Şekil 1.9 : Bağlantı noktası konumları.	12
Şekil 1.10 : Motor'un gövde içerisindeki konumlandırması.	14
Şekil 1.11 : Super-Tucano iç yapısal tasarımı	15
Şekil 1.12 : Çerçeve konfigürasyonu ve isimlendirilmesi.	16
Şekil 1.13 : Gövde kirişi konfigürasyonu ve isimlendirilmesi.	17
Şekil 3.1 : CQUAD elemanların sonlu elemanlar modellemesindeki kullanımı.	34
Şekil 3.2 : CBEAM elemanlarının sonlu elemanlar modelinde kullanımı.	34
Şekil 3.3 : CBUSH elemanlarının sonlu elemanlar modelinde kullanımı.	35
Şekil 3.4 : RBE3 ve CBUSH elemanları kullanılarak bağlayıcı modellemesi.	36
Şekil 3.5 : RBE3 elemanlarının motor yük koşullarının uygulanması için kullanımı.	36
Şekil 3.6 : İskelet elemanları ile gövde arasında kurulan bağlantı.	37
Şekil 4.1 : Hava araçlarında kullanılan kesit tipleri.	40
Şekil 4.2 : Konsept 1 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.	42
Şekil 4.3 : Konsept 2 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.	43
Şekil 4.4 : Konsept 3 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.	44
Şekil 4.5 : Konsept 4 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.	46
Şekil 4.6 : Konsept 5 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.	47
Şekil 4.7 : Yay elemanlarının (CBUSH) eksenlere göre katılıkları.	48
Şekil 4.8 : Modelde yer alan elemanların tanıtılması – konsept 5 (temsili).	49
Şekil 4.9 : Kuvvet & moment ve sınır koşulları.	50
Şekil 4.10 : Konsept 1 - iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.	53
Şekil 4.11 : Konsept 1 deplasman (global) – 2. yük koşulu.	54
Şekil 4.12 : Konsept 2 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.	56

Şekil 4.13 : Konsept 2 deplasman (global) - 2. yük koşulu.	57
Şekil 4.14 : Konsept 3 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.	59
Şekil 4.15 : Konsept 3 deplasman (global) - 2. yük koşulu.	60
Şekil 4.16 : Konsept 4 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.	62
Şekil 4.17 : Konsept 4 deplasman (global) - 2. yük koşulu.	63
Şekil 4.18 : Konsept 5 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.	65
Şekil 4.19 : Konsept 5 deplasman (global) - 2. yük koşulu.	66
Şekil 5.1 : AISI 4340 çeliğinin sıcaklığa göre nihai çekme dayanımı	70
Şekil 6.1 : CBEAM eleman kesit tanımlaması.	76
Şekil 6.2 : Malzeme kartı tanımlaması.	76
Şekil 6.3 : Motor iskelet elemanlarının ağ yapısı.	77
Şekil 6.4 : İskelet elemanı isimlendirilmesi.	77
Şekil 6.5 : Motor iskelet elemanları için sınır koşulları.	78
Şekil 6.6 : Yük ve sınır koşullarının uygulandığı düğüm noktaları numaralandırması.	79
Şekil 6.7 : Yük koşulu ve sınır koşulunun uygulanması.	79
Şekil 6.8 : Motor iskelet elemanı kaybı (güvenli arıza senaryosu).	81
Şekil 6.9 : Motor iskelet elemanlarında bağlantı kaybı (güvenli arıza senaryosu).	82
Şekil 6.10 : Motor iskelet elemanlarının kaynaklanma bölgeleri.	85
Şekil 6.11 : Çekme/basma gerilmelerinin toplanması.	86
Şekil 6.12 : Kesme gerilmelerinin toplanması.	86
Şekil 6.13 : İskelet elemanı 1 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	89
Şekil 6.14 : İskelet elemanı 2 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	90
Şekil 6.15 : İskelet elemanı 3 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	90
Şekil 6.16 : İskelet elemanı 4 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	91
Şekil 6.17 : İskelet elemanı 5 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	91
Şekil 6.18 : İskelet elemanı 6 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	92
Şekil 6.19 : İskelet elemanı 7 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	92
Şekil 6.20 : İskelet elemanı 8 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	93
Şekil 6.21 : İskelet elemanı 9 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	93
Şekil 6.22 : İskelet elemanı 10 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	94
Şekil 6.23 : İskelet elemanı 11 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	94
Şekil 6.24 : İskelet elemanı 12 - hesaplama aracı grafik çıktısı.	95
Şekil 6.25 : İskelet elemanları için oluşturulan ara yüz tasarımı.	96
Şekil 6.26 : Motor iskelet elemanları için yarıçap girdileri.	98
Şekil 6.27 : Ara yüz'den elde edilen sonuçlar.	99
Şekil 6.28 : Ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi.	101
Şekil 6.29 : Omurga kirişi yapı elemanı yerleşimi ve tasarımı.	102
Şekil 6.30 : Omurga kirişi kalınlık haritası.	102
Şekil 6.31 : Çerçeve yapı elemanı yerleşimi ve isimlendirmeleri.	103
Şekil 6.32 : Çerçevelerin kalınlık haritası.	104
Şekil 6.33 : Gövde kirişleri konumları ve isimlendirmeleri.	104
Şekil 6.34 : Gövde kirişi kalınlık haritası.	105
Şekil 6.35 : İskelet halkası yapısal elemanının konumu.	106

Şekil 6.36 : İskelet halkası kalınlık haritası.	106
Şekil 6.37 : Zemin yapısal elemanın konumu ve gövde içerisindeki yerleşimi. ..	107
Şekil 6.38 : Zemin yapısal elemanın kalınlık haritası.	107
Şekil 6.39 : Braket yapı elemanın yerleşimi ve tasarımı.	108
Şekil 6.40 : Braket ağ yapısı ve kalınlık haritası.	109
Şekil 6.41 : Ön gövde bağlantı parçaları konumlandırmaları.	110
Şekil 6.42 : Ön gövde fittingleri kalınlık haritası.	110
Şekil 6.43 : Ön gövde sonlu elemanlar modeli ve sınır koşulları.	112
Şekil 6.44 : İskelet elemanı 1 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	114
Şekil 6.45 : İskelet elemanı 2 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	114
Şekil 6.46 : İskelet elemanı 3 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	115
Şekil 6.47 : İskelet elemanı 4 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	115
Şekil 6.48 : İskelet elemanı 5 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	116
Şekil 6.49 : İskelet elemanı 6 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	116
Şekil 6.50 : İskelet elemanı 7 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	117
Şekil 6.51 : İskelet elemanı 8 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	117
Şekil 6.52 : İskelet elemanı 9 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	118
Şekil 6.53 : İskelet elemanı 10 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	118
Şekil 6.54 : İskelet elemanı 11 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	119
Şekil 6.55 : İskelet elemanı 12 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.	119
Şekil 6.56 : Ara yüz ile elde edilen sonuçlar, detay FEM.	121



PERVANELİ BİR EĞİTİM UÇAĞININ MOTOR İSKELETİNİN YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ

ÖZET

Tez çalışması kapsamında, pervaneli bir eğitim uçağı için, en uygun konfigürasyona ve kalınlıklara sahip motor iskelet yapısının hesaplanmasını sağlayan, bir MATLAB ara yüzü oluşturulmuştur. Ayrıca, motor ve pervane seçimi yapılarak motor yük koşulları hesaplanmıştır. Yük koşulları kullanılarak, Hypermesh modellemeleri yapılmış ve konsept iskelet yapısı seçimi gerçekleştirilmiştir. MATLAB yardımıyla yazılım geliştirilmiş ve bu yazılım sayesinde seçilmiş konsept için en uygun kalınlıklar elde edilmiştir.

Motor iskelet yapısı, hava aracının motoru ile gövdesi arasındaki bağlantıyı sağlayan yapı elemanlarıdır. Bu iskelet elemanları motor itki ve manevralar sonucunda, kritik motor yükleme koşulları ile karşılaşmaktadır. İskelet elemanlarının, yükleme koşullarından dolayı meydana gelen gerilme ve burkulmalara karşı dirençli olması gerekmektedir. Tez çalışmasının amacı, pervaneli bir eğitim uçağının motor yükleme koşullarının hesaplanması ve hesaplanan yükleme koşulları altında en uygun ve güvenilir iskelet yapısının tasarlanmasını sağlamaktır.

Tez çalışması kapsamında öncelikle, eğitim uçağı kapsamına giren benzer uçaklar araştırılmıştır. Araştırılan uçaklar arasında tasarımı ve görevi itibarıyla en yakın uçaklar olan Beechcraft T-6 Texan II, Super-Tucano ve Hürkuş gibi uçak tipleri göz önünde bulundurulmuştur. Motor iskelet yapılarının ve ölçülendirmelerinin kıyaslandığı bu bölümde Brezilya yapımı Super-Tucano eğitim uçağının sınıfında en iyilerden biri olması sebebiyle, benzer uçak olarak seçimi yapılmıştır. Super-Tucano’da kullanılan motor ve bu motor tipine uygun olarak kullanılabilecek pervane türleri, motor yüklerinin hesaplamalarının yapılması için araştırılmıştır. Proje kapsamında tasarımı ve analizi gerçekleştirilen pervaneli eğitim uçağı için, Super-Tucano ile aynı motor serisinden daha yüksek performansa sahip, hala üretimi devam eden, itki/ağırlık oranı yüksek olan PT6A-67AF tipi motor seçimi yapılarak devam edilmiştir. PT6A-67 motor serisi için kullanılabilecek pervane tipleri de araştırıldığında Socata TBM850 pervanesinin bu motor ve çalışmaların gerçekleştirileceği uçak tipi için uygun olduğuna karar verilmiştir.

Bir önceki aşamada seçilmiş olan motor ve pervane tipine göre, havacılık sertifikasyonlarının belirtildiği CS23 içerisindeki maddeler referans alınarak 4 adet yük koşulu havacılık sertifikasyonlarına uygun olacak şekilde hesaplanmıştır. İtki ve moment hesaplamaları için ihtiyaç duyulan motor ve pervane parametreleri PT6A-67AF ve TBM700 dokümanlarından elde edilmiştir.

İlerleyen aşamada, seçilmiş olan motorun ölçülendirmelerine uygun, iskelet yapısının bağlantılarının yapılacağı koordinatlar belirlenmiştir. Motor ile iskelet yapısı arasında 5 adet bağlantı noktası belirlenirken, iskelet yapısı ile uçak yapıları arasında ise 4 adet bağlantı noktası belirlenmiştir. Motor iskeleti ile ön gövde yapıları arasında kurulan 4 bağlantıdan 2’si gövde girişine (longeron) bağlanırken, diğer ikisi çerçeve

(frame) ve kokpit gövde kirişine bağlanmaktadır. Bağlantı konsepti belirlendikten sonra Super-Tucano uçağının ölçülendirmeleri yapılarak çerçeve ve gövde kirişi istasyonlarının konumları hesaplanmış ve uçağın ön gövde bölümünün temel (master) geometri tasarımı yapılmıştır. Bu aşamadan sonra iskelet yapısı ile gövde yapısının bağlantısının sağlanacağı koordinatlar tam anlamıyla belirlenmiştir.

Belirlenen bağlantı koordinatları ile birlikte beş farklı konsept motor iskelet yapısı tasarımı yapılmıştır. CS23 yardımıyla hesaplanan dört limit yük koşulu, 1,5 emniyet katsayısı ile çarpılarak, nihai yük koşulları elde edilmiştir. Konsept tasarımlarda pervanenin konumundan, hesaplanan nihai yük koşulları Hypermesh programında yapıya uygulanmıştır. Yapı ile bağlantının sağlandığı konumlardan sınır koşulları uygulanmış ve MSC Nastran programı ile statik analiz gerçekleştirilmiştir. Her bir iskelet elemanına gelen kuvvet ve moment çiftleri Hypermesh programından gözlemlenmiştir. İskelet elemanları için öncül kesit tipi ve yarıçaplar belirlenmiş ve Von Mises gerilmeleri hesaplanmıştır. İskelet elemanları üzerinde görülen gerilmeler göz önünde bulundurularak, en uygun olması beklenen konsept tasarım seçilmiştir. Bu aşamadan sonra gerçekleştirilecek olan çalışmalar seçilen konsept ile devam ettirilmiştir.

Motor iskelet yapıları, titreşim, yüksek sıcaklık ve kritik yüklemelere maruz kalan yapı elemanlarıdır. Bu sebeple, iskelet elemanları için malzeme seçimi oldukça kritiktir. Motor yükleme koşullarına direnç gösterebilecek malzeme seçilmesi gerekmektedir. Alüminyum, çelik ve titanyum gibi malzemeler ve alaşımları, metalik malzemelerin mekanik özelliklerinin belirtildiği MMPDS-23'ten incelenmiştir. İncelenen malzemeler arasında 4340 çeliğinin motor yük koşullarına direnç gösterebileceğine kanaat getirilmiştir. Mekanik dayanımları, sıcaklık karşısında gösterdiği direnç ve çatlak oluşumu ve ilerlemesi konusunda 4340 çeliği oldukça direngen bir malzemedir. Bunların yanında, yüksek çekme mukavemeti de motor yük koşulları karşısında direnç gösterebilmesi için yeterli seviyede olduğuna kanaat getirilmiştir. Ön gövde yapısal elemanları için de malzeme seçiminin yapılması gerekmektedir. Havacılıkta sıklıkla ana yapı malzemeleri için alüminyum kullanılmaktadır. Alüminyum çekme mukavemetine kıyasla ağırlığı oldukça düşük bir malzemedir. Talaşlı imalat yöntemi ile üretilmesi planlanan ön gövde yapısal elemanları için, havacılıkta da sıklıkla kullanılan AL7050-T7451 malzemesi seçilmiştir.

Seçilen konsept iskelet yapısı ile ön gövde yapısal elemanları tasarlanmıştır. İskelet elemanları 1 boyutlu yay (CBUSH) elemanları ile modellenmiştir. İskelet elemanlarının herhangi bir kalınlığı bu model üzerinden belirlenmeyeceği için, ağ yapısı oluşturulmadan, her bir iskelet elemanı tek bir eleman olarak modellenmiştir. Civar yapısal elemanlar ise iki boyutlu elemanlar (CQUAD) ile modellenmiştir. Ön gövde yapısal elemanları için ağ yapısı oluşturulmuş ve Hypermesh programı ile iskelet yapısı civarındaki yapısal elemanlara nihai yük koşulları uygulanmıştır. Motor ucu deplasmanını en aza indirmek için gövde omurgası (keel beam) ve zemin (floor) gibi yapısal elemanlar eklenmiştir. Çerçeve ve gövde kirişi gibi elemanlara takviyeler atılarak kalınlıklar azaltılmış ve hafifletme çalışmaları yürütülmüştür. Bağlayıcı modelleri yapılmış ve yapılar birbirlerine bağlayıcılar ile bağlanmıştır. Hazırlanan detay sonlu elemanlar modeli MSC Nastran çözücüsü yardımıyla çözdürülmüştür. Motor ucu deplasmanı ve civar yapı gerilmeleri kontrol edilmiştir. Gerilmelerin güvenli alanda kalmasına dikkat edilerek, çevre yapılar hafifletilmiştir.

İskelet elemanları için yarıçap belirlenmesi için daha detaylı sonuç ihtiyacı mevcuttur. Bu nedenle, iskelet elemanlarının daha doğru modellenmesi için 1 boyutlu kiriş elemanları (CBEAM) kullanılarak yeni bir model hazırlanmıştır. Ön gövde yapısal

eleman kalınlıklarının belirlenmesi için hazırlanan modelde, iskelet elemanları için ağ yapısı oluşturulmamıştı. Bu aşamada 10 milimetre eleman boyutu seçilerek, motor iskelet elemanlarının ağ yapısı oluşturulmuştur. Limit yük altında hesaplanmış olan dört yükleme koşulu 1,5 emniyet faktörü ile çarpılmış ve Hypermesh programı kullanılarak nihai koşullar altında motor iskelet yapısının statik analizi gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, bir motor bağlantısının veya bir iskelet elemanının kaybedilmesi durumunda, geri kalan yapının uçağın güvenli bir şekilde inmesini sağlamaya devam edeceğinden emin olmak amacıyla statik analizler yapılmıştır. Güvenli arıza (fail-safe) analizleri, genel uçuş sınırları içinde gerçekleştirilmiştir. Bu nedenle, limit yük altında hesaplanan dört yük durumu, güvenli arıza yükleme koşullarını belirlemek için 0,7 ile çarpılmıştır. Analiz sonuçlarından her bir eleman üzerine gelen kuvvet ve moment çiftleri Excel programına aktarılmıştır.

İlerleyen aşamada, iskelet yapıları için en uygun kalınlığa sahip iskelet yapısının belirlenmesi için bir MATLAB kodlaması oluşturulmuştur. İskelet elemanlarının birbirleri arasındaki bağlantının sağlanması için kaynaklanması tercih edilmiştir, bu sebeple kaynak bölgesi için kaynaklama emniyet faktörü eklenmesi gerekmektedir. Kodlama içerisine 1,2 kaynak bölgesi emniyet faktörü eklenmiştir. Farklı kalınlıklardaki iskelet elemanları için Von Mises gerilmeleri, lineer burkulma ve lokal burkulma parametreleri kodlama yardımıyla hesaplanmıştır. Her bir eleman için güvenlik katsayısı hesaplanmıştır. Dört farklı nihai yükleme koşulunu güvenli sağlayan iskelet elemanları için farklı yarıçaplara göre güvenlik katsayılarını gösteren grafikler oluşturulmuştur. Geliştirilen kod sayesinde, uygun kalınlığın belirlenmesi kullanıcıya bırakılmıştır, çünkü kalınlıkta meydana gelen ufak bir artış neticesinde güvenlik katsayısında ciddi artışlar meydana gelebilmektedir. Bu nedenle, bazı durumlarda mühendislik yaklaşımının yapılması daha uygun sonuçların alınmasına olanak tanıyabilmektedir. Ek olarak, kullanıcı tarafından belirlenen kalınlıklar için güvenlik faktörü hesaplayan bir ara yüz oluşturulmuştur. Bu ara yüz sayesinde, her bir iskelet elemanı için dayanımın en düşük olduğu bölge ve eleman numarası, kritik yük koşulu numarası ve gerilme ve burkulma kriterleri için güvenlik katsayıları kontrol edilebilmektedir.

Kalınlıkları belirlenen iskelet elemanları, Hypermesh programı içerisinde daha önceden hazırlanmış olan ön gövde modeline yerleştirilerek tekrardan statik analiz yapılmıştır. İskelet elemanları CBEAM kullanılarak modellenmiştir. İskelet elemanları ile gövde yapılarının birleşimlerinin sağlandığı bölgeler belirlenmiş ve bu bölgelerdeki iskelet elemanlarının düğüm noktalarına sınır koşulları uygulanmıştır. Nihai yüklemeler yapılarak MSC Nastran çözücüsü kullanılarak statik analizler gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlardan anlaşılabileceği üzere, sınır koşullarının değişiminin iskelet elemanları üzerindeki gerilmelerde ciddi etkilerinin olduğu gözlemlenmiştir. Bu sebeple, iskelet elemanları için kuvvet ve moment çiftleri incelenmiş ve Excel'e aktarılmıştır. MATLAB kodlaması tekrardan çalıştırılmış ve yeni kalınlıklar hesaplanmıştır. Bu sayede, özgün bir eğitim uçağının motor iskelet elemanları için en uygun kalınlığın hesaplanması gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışmasının sonucu olarak, pervaneli bir eğitim uçağının iskelet yapıları için motor seçiminden iskelet elemanlarının kalınlıklarının belirlenmesine kadar olan süreç hazırlanmıştır. Bu süreç içerisinde en uygun kalınlıktaki iskelet eleman tasarımının yapılabilmesine olanak sağlayan yazılım ve ara yüz oluşturulmuştur.



STRUCTURAL DESIGN AND ANALYSIS OF ENGINE MOUNT STRUCTURE FOR PROPELLER TRAINING AIRCRAFT

SUMMARY

This project involves the determination and calculation of the load conditions for the engine mount structure of a propeller training aircraft. Furthermore, the identification of the engine mount members with the most appropriate thickness was achieved through both Hypermesh modeling and the MATLAB interface. The load conditions play a decisive role in the engine mount structure's concept and thickness. In order to perform the structural design and static analyses, it is essential to calculate the load conditions of the structure. The load conditions have been calculated using the aviation certifications outlined in CS-23.

The engine mount structure consists of the structural elements that establish the connection between the engine and the fuselage of the aircraft. These components are subjected to significant loading conditions due to the forces exerted by the engine. Consequently, engine mount members must exhibit high resistance to both stress and buckling induced by these loading conditions.

This project is to calculate the engine loading conditions of a nose-propeller training aircraft and to design the most suitable and reliable engine mount structure that can withstand the calculated loading conditions. Therefore, a toolbox has been developed to calculate the engine mount structure thicknesses. Within the toolbox, a graphical output is provided for each 1D member. The figures display the reserve factor values as a result of a small increase in thickness. The person performing the calculation is given the opportunity to select the member thicknesses, thereby allowing for the inclusion of engineering judgment in the process.

With this toolbox, the sizing of one-dimensional elements can be easily performed. Additionally, an interface has been created to allow for the calculation of reserve factors. The reserve factor can be calculated for engine mount members with the desired thicknesses. As a result, the time required for the sizing of 1D structures such as the engine mount has been significantly reduced.

In this study, a comprehensive set of tools and methodologies was employed to design and optimize the engine mount structure for the nose propeller training aircraft. The primary design and analysis were conducted using Hypermesh, which facilitated the finite element modeling of the engine mount and surrounding structural components, including the frame, longeron, keel beam, and floor. These components were interconnected using connector modeling to simulate their interactions accurately. To model the engine mount members, 1D-beam elements were utilized, and a mesh size of 10 millimeters was selected for precision in the analysis. Static analysis of the engine mount structure was performed using the MSC Nastran solver, providing critical data for stress distribution and load conditions across the structure. The force and moment pairs for each element from the analysis results were imported into Excel.

To determine the optimal thickness for the engine mount members, a custom MATLAB code was developed, incorporating safety factors derived from Von Mises stress, linear buckling, and local buckling criteria. The engine mount members need to be welded together to ensure their connections. Due to welding, a decrease in the material's allowable properties may occur; thus, the reduction factor, which called as welding factor, was used for the calculations. Welding factor was added as 1.2 to the toolbox and MATLAB code. Additionally, a graphical interface was designed to allow users to visualize and select the most appropriate radii for the engine mount members, enhancing the usability of the tool.

Initially, similar aircraft within the scope of training aircraft were examined. The Super-Tucano training aircraft was selected as a comparable model for this project due to its recognition for its design and mission capabilities. The engine used in the Super-Tucano and the compatible propeller types were researched to calculate the engine loads. For the nose propeller training aircraft, the design and analysis of which will be conducted within the scope of this project, the PT6A-67AF engine has been chosen. This engine, offering higher performance compared to others in the same series as the Super-Tucano, is still in production and features a high thrust-to-weight ratio. After investigating the propeller types compatible with the PT6A-67 engine series, it was determined that the Socata TBM700 propeller was suitable for both this engine and the type of aircraft on which the work will be carried out.

Based on the selected engine and propeller types, four load conditions were calculated to satisfy aviation certification requirements, following the guidelines in CS23. The parameters of the engine and propeller required for thrust and torque calculations were obtained from the PT6A-67AF and TBM700 documents.

In the following stage, the coordinates for the connections of the engine mount structure were calculated based on the dimensions of the propeller engine. Five connection points were defined for the connection between the engine and the mount structure. Furthermore, four connection points were identified between the engine mount and the aircraft's front fuselage structure. Once the connection concept was finalized, the dimensions of the Super-Tucano aircraft were validated, and the positions of the frame and longeron stations were calculated. Subsequently, the master geometry design of the front fuselage was completed. At this stage, the coordinates for the connection points between the mount structure and the fuselage structure were fully determined.

The engine mount structure was designed based on five different concepts within the defined coordinates. Four previously calculated load conditions were applied to the structure at the propeller location using the Hypermesh program. The forces and moments for each beam element were obtained from the Hypermesh. The preliminary cross-sectional type and radii of the engine mount members were determined. The most suitable design concept was selected based on the Von Mises stress criterion.

The selection of materials for the engine mount members is critical, as these elements are subjected to vibration, temperature variations, and high levels of stress. Therefore, selecting a material capable of effectively withstanding these conditions is essential. A variety of materials were evaluated using MMPDS-23, and, among these, 4340 steel was selected due to its mechanical strength, insensitivity to temperature variations, excellent resistance to vibration-induced crack formation and propagation, and high tensile strength. Simultaneously, to proceed with the design of the front fuselage

structure, AL7050 T7451 material, widely used in aviation, was selected for the front fuselage components.

Four different engine loading conditions were calculated. These four loading conditions, calculated under limit loading, were multiplied by a safety factor of 1.5, and static analyses were performed under ultimate conditions. Additionally, static analyses were conducted to ensure that, in the event of a failure of an engine connection or a truss element, the remaining structure would still allow the aircraft to land safely. Fail-safe analyses were carried out within the general flight envelope. Therefore, the four load cases calculated under limit loading were multiplied by 0.7 to determine the fail-safe loading conditions.

Using the software, the user can select the most suitable radii for the engine mount structure members from the graphical interface. A software toolbox has been developed that provides all relevant information about the engine mount members. The user can check the lowest reserve factor for each member. Additionally, the beam element number with the lowest reserve factor in each member, as well as the load condition number and weight parameters, can also be checked.

The engine mount members, for which the thicknesses were determined, were imported into the front fuselage finite element model previously prepared in the Hypermesh program, and another static analysis was performed. Comparisons were made between the results obtained from the engine mount members in this static analysis and the model previously created with only the engine mount members, and it was observed that differences in the boundary conditions used significantly affected the stresses on the engine mount members. Therefore, the force and moment pairs for the beam elements, exported from the Hypermesh program, were imported into Excel, and new thicknesses were calculated using MATLAB code. In this way, the most suitable thickness for the engine mount elements was determined.

As a result of this study, the process, from engine selection to determining the thicknesses of the members for the engine mount structure of a nose propeller training aircraft, was developed. Throughout this process, software tools and an interface were developed to facilitate the design of engine mount members with the optimal thickness.



1. GİRİŞ

Hava araçlarında motor itki sağlayan en temel bileşen olarak karşımıza çıkar. Motor sağladığı itki ile hava aracı yapısında çeşitli kuvvet ve moment bileşenleri meydana getirir. Bu kuvvet ve moment çiftlerinin hava aracının yapısal bileşenlerine aktarılması konusunda motor bağlantı araçları büyük bir görev üstlenmektedir. Motor iskelet yapısı adı verilen bu yapısal bağlantılar, motor ile hava aracı arasında yapısal bütünlüğü sağlayan en önemli bileşendir.

Hava araçlarında farklı uçuş gereksinimlerine göre farklı motor tipleri kullanılabilir. Pistonlu içten yanmalı motorlar, turbofan, turbojet ve turboprop gibi jet motorları, ses üstü uçan hava araçları için ramjet, hipersonik uçan hava araçları için scramjet gibi motor tipleri yer almaktadır. Bu proje kapsamında, alçak irtifalarda ve düşük hızlarda verimli olan, eğitim uçağı için de uygun olan turboprop tipi pervaneli motor kullanılacaktır. Ayrıca, motor ile hava aracı bağlantıları da farklı çeşitlerde olabilir. Hava aracında motor, hava aracının burun kısmında, kanat altında veya üzerinde, kuyrukta yer alabilir. Bu durum da farklı motor iskelet tasarımlarını ön plana çıkarır. Tez çalışması kapsamında, pervaneli motor hava aracının burun kısmında yer alacaktır.

Tez çalışması kapsamında, belirlenmiş olan motor tipi ve motor bağlantı konumuna göre bir konsept çalışması yapılarak, motor iskelet elemanları için bir öncül tasarım yapılacaktır. Daha sonrasında, motor ve pervane seçimleriyle beraber, motor yük koşulları hesaplanarak, pervaneli bir motor ile itki üreten bir eğitim uçağının motor iskelet yapısalının tasarımı ve analizi yapılacaktır.

1.1 Tezin Amacı

Bu tezin amacı, bir burun-pervaneli eğitim uçağının motor yük koşullarını hesaplamak ve hesaplanan yük koşullarına dayanabilecek en uygun ve güvenilir motor iskelet yapısını tasarlamaktır. Bu çalışma kapsamında, benzer uçak motorlarında daha verimli ve kendi ağırlığına göre daha fazla itki üreten bir motor seçimi yapılarak, sınıfında en

iyi olabilecek, pervaneli pilot eğitim uçağının motor iskelet yapısının tasarımı ve analizi gerçekleştirilmiştir.

Motorda daha fazla itki üretmenin sonucu olarak ortaya çıkan zorlayıcı kuvvet ve moment çiftlerini yapısal olarak güvenle taşıyabilen bir motor iskelet yapısının tasarımını ve analizini gerçekleştirmek için bir MATLAB kodlaması yapılmış ve ara yüz oluşturulmuştur. Bu sayede farklı tipte motor iskelet yapı konfigürasyonları arasında en güvenilir kalınlıklara sahip, oldukça hafif bir motor iskelet yapısını ortaya çıkarmak oldukça basit bir hal almaktadır. Ayrıca Hypermesh programında hazırlanan modellemeler ile de oluşturulan ara yüz ve kodlamaların çıktıları karşılaştırılmıştır. Ara yüz sayesinde istenilen kalınlıklara sahip motor iskelet elemanları için güvenlik katsayısı hesaplanarak, motor iskelet elemanları gibi 1 boyutlu yapılar için kalınlık boyutlandırma süresi önemli ölçüde kısaltılmıştır.

1.2 Benzer Uçak Araştırması

Motor iskelet yapı tasarımı ve analizi yapılmadan önce benzer uçaklardaki tasarımların incelenmesi, mühendislik çözümlerinin uygulanabilirliği açısından büyük bir öneme sahiptir. Bu sebeple, burundan pervaneli eğitim uçakları sınıfındaki hava araçları araştırılmıştır. Aynı sınıf içerisinde benzer özelliklere sahip 3 tipte uçak karşımıza çıkmaktadır. Bunlar; Hürkuş, Beechcraft T-6 Texan II ve Super-Tucano eğitim uçaklarıdır. Hepsi gerekli durumlarda mühimmat taşıyabilen, burundan pervaneli eğitim uçakları olarak karşımıza çıkar.

1.2.1 Hürkuş

Sınıfında en iyi uçaklar arasında yer alan Hürkuş, Türkiye menşeli Türk Havacılık ve Uzay Sanayii tarafından üretilmiş olan bir eğitim uçağıdır. 10,91 metre kanat açıklığı ve 11,17 metre uzunluğu ile aynı sınıftaki uçakların ortalama ölçülerine sahiptir. 4530 kg azami kalkış ağırlığı ile 4,5 saat havada kalabilen Hürkuş'un azami seyir hızı 515 km/sa'tir [1]. Aynı zamanda silahlandırılabilen bu eğitim uçağı sınıfında en iyiler arasında yer almaktadır. Şekil 1.1'de yerli imkanlarla üretilmiş olan pilot eğitim uçağı Hürkuş'un görseli belirtilmiştir.



Şekil 1.1 : Türk Havacılık ve Uzay Sanayii tarafından geliştirilmiş Hürkuş uçağı [1].

1.2.2 Beechcraft T-6 Texan II

İlk uçuşunu 1998 yılında gerçekleştirmiş olan ABD kökenli Beechcraft T-6 Texan II, tek motorlu 2 pilotlu bir eğitim uçağıdır. Pratt & Whitney Canada şirketinin üretmiş olduğu 1100 beygire sahip PT6A-68 Turboprop motor kullanılan uçağın hızı 515 km/sa'tir. 10,19 metre kanat açıklığına ve 10,16 metre uzunluğa sahip olan bu uçak günümüzde sınıfında eski kalmış bir eğitim uçağı olarak karşımıza çıkmaktadır [2]. Şekil 1.2'de Beechcraft T-6 Texan II pilot eğitim uçağına ait görsel belirtilmektedir.



Şekil 1.2 : Beechcraft T-6 Texan II [2].

1.2.3 A-29 Super-Tucano

Sınıfında en iyilerden biri olarak bilinen Brezilya yapımı A-29 Super-Tucano pilot eğitim uçağı, 16 farklı ülkeye ihraç edilmiş ve 500.000'den fazla uçuş saatiyle günümüzde kullanımı hala devam eden ve ülkelerin ihtiyaçlarını gören en rağbet gören

eğitim uçaklarından biridir. 11,14 metre kanat açıklığına, 11,38 metre uzunluğa sahip Super-Tucano, 520 km/sa'lık maksimum operasyon hızına sahiptir [3]. Yüksek performansı ve düşük ağırlığı ile rakip uçaklardan bir adım nde olan A-29 Super-Tucano eğitim uçağında, Pratt & Whitney Canada şirketinin üretmiş olduğu, yakıt tkretiminde oldukça verimli olan PT6A-68C motoru kullanılmaktadır. Gerektiğinde silahlandırılabilen bu eğitim uçağı birçok ihtiyaı karşılamak için biçilmiş kaftan olarak karşımıza çıkmaktadır. şekil 1.3'te A-29 Super-Tucano uçağına ait görsel belirtilmektedir.

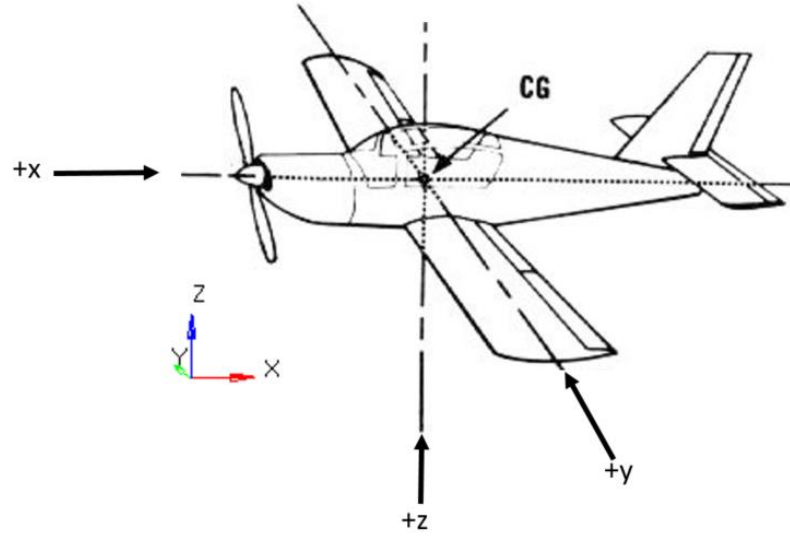


şekil 1.3 : A-29 Super-Tucano [3].

Tez içerisinde amaçlanan, günümüz koşullarında üretimi hali hazırda devam eden, verimliliği daha yüksek bir motor tipi seçerek, sınıfında en iddialı yerli ve milli imknlarla üretilmiş bir eğitim uçağının motor iskelet yapısının en hafif ve güvenilir şekilde yapısal tasarımı ve analizlerini gerçekleştirmektir. Bu sebeplerden dolayı, sınıfında en iyiler arasında yer alan A-29 Super-Tucano benzer uçak olarak seçilmiştir.

1.3 Koordinat Sisteminin Tanımlanması

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen tüm hesaplamalar şekil 1.4'te yer alan global eksen takımına göre tanımlanmıştır. Pozitif X eksenini, uçağın burnundan kuyruğına doğru tanımlanmıştır. Y eksenini, yatayda sol kanattan sağ kanada doğru tanımlanırken, pozitif Z eksenini ise düşey ekseninde yerden düşey kuyruğa doğru olacak şekilde tanımlanmıştır.



Şekil 1.4 : Koordinat sistemi tanımlaması [4].

1.4 Motor Tipi Seçimi

Motor hava araçlarında itki üreten ana bileşenlerden biridir. Motor hava aracı için güç üreten, yük taşımaya olanak sağlayan, hız ve manevra kabiliyetlerine olanak sağlayan en temel bileşendir. Hava araçlarından beklenen birçok farklı görev olması sebebiyle farklı motor tipleri ihtiyaçları da doğmuştur. Bu ihtiyaçlar doğrultusunda hava araçlarına sıklıkla kullanılan motor tipleri aşağıdaki gibidir.

1. Pistonlu Motorlar
2. Jet Motorlar
 - a. Turbojet Motorlar
 - b. Turbofan Motorlar
 - c. Turboprop Motorlar
 - d. Turboşaft Motorlar

Pistonlu motorlar, silindir içerisinde hareket eden pistonlar yardımıyla güç üretir. Genellikle küçük boyutlu uçak tipleri için kullanılan pistonlu motorlar, düşük hız ve kısa uçuş mesafesi gereksiniminde kullanılmaktadır.

Jet motorları etki tepki prensibine göre çalışan motorlardır. Hava, motorun hava girişi (inlet) bölümünden içeri alınır. Daha sonra, içeri alınan hava kompresör yardımıyla sıkıştırılarak basınçlandırılır. Basınçlandırılan hava yanma odası adı verilen motor bölgesine gönderilir ve yakıt ile bu bölümde yanarak ısınır. Isınan ve basınçlanan hava

genleşmek istediğinden dolayı, motordan hızla dışarı atılır ve bu sayede itki için gerekli olan güç üretilmiş olur. Farklı türlerde jet motorları bulunur. Bu çalışma kapsamında, daha düşük hızlarda ve kısa mesafelerde yüksek verimliliğe sahip, turboprop motorları kullanılacaktır.

Turboprop motorlarda, pervane ve jet motoru kombinasyonu beraberce kullanılmaktadır. Burada itki çıkan hava hızından değil pervanenin dönüşüyle üretilir. Turboprop motorlar, gaz türbinli motorlar arasında yakıt tüketimi olarak en verimli motor tipidir, düşük hızlarda ve kısa mesafeli uçuşlarda en yüksek verimlilik zarfındadır ve genellikle eğitim uçaklarında, askeri kargo uçaklarında, az sayıda yolcu taşımacılığı yapan küçük sivil uçaklarda kullanılır. Birçok farklı şirket turboprop motor üretiminde yer almaktadır. Motor iskelet yapısı üzerinde çalışması planlanan eğitim uçağı için motor seçimi oldukça önemlidir.

Hali hazırda üretimi devam eden bir motor tipi seçiminin yapılması, tasarlanacak uçağın üretimini aksatmaması için önemli bir konudur. Seçilecek olan motorun gerekli performans parametrelerini sağlaması gerekmektedir. İlgili motorun pilot eğitim uçaklarında kullanılacağı düşünüldüğünde, eğitim gören pilotların hata yapma riskinin yüksek olması göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca planlamalara ve ihtiyaçlara uygun olacak şekilde, hafif taarruz amaçlı da kullanımı öngörülen bu uçak için, manevra kabiliyetlerinin oldukça iyi olması beklenmektedir. Bu gibi durumlarda uçağın güvenle uçuşuna devam edebilmesi için motorun tork ve beygir gücü değerlerinin yüksek olması ihtiyacı doğmaktadır. Ayrıca kendini ispat etmiş olan motor tiplerinden birinin kullanılması da, öğrenci pilotların uçuş yaptığı senaryolarda eğitim zafiyetlerinin önüne geçmesi için oldukça önemlidir. Hava araçları için motor ölçülendirmeleri de motor seçimi doğrultusunda oldukça kritiktir. Motor ölçülerinin, hava aracı içerisine sığabilecek ve montajının güvenle sağlanabilecek kadar uygun olması gerekir.

Hem eğitim amaçlı hem de hafif taarruz amaçlı kullanımı planlanan bu uçak için benzer sınıfta yer alan hava araçları karşılaştırılmıştır. Pratt & Whitney Canada şirketinin üretmiş olduğu motorların, eğitim ve hafif taarruz amacıyla kullanılan uçaklar için sıklıkla tercih edildiği görülmüştür. Bu tez kapsamında motor iskelet yapısının konu alınacağı eğitim uçağı için yine aynı şirketin motorları dikkate alınacaktır.

Pratt & Whitney Canada şirketinin hali hazırda üretimi devam eden PT6A serisi motor tipleri mevcuttur. Yüksek verimliliğe sahip bu motor serisi, Super-Tucano ve Hürkuş eğitim uçağında da kullanılmaktadır. PT6A motor serisi içerisindeki her motorun özelliklerine ulaşmak mümkün olmamaktadır. Bu sebeple tam anlamıyla bir karşılaştırma gerçekleştirilemese de PT6A serisinin 67AF modelinin sürekli ürettiği güç, maksimum güç, saniyedeki dönüş sayısı gibi motor yük koşullarının hesaplanmasına yetecek veriler sertifikasyon dokümanında bulunmuştur [5, 6].

Seçilecek motor tipinde, performans ile beraber motor ölçülerinin de hava aracına uyumlu olması gerekmektedir. PT6A-67AF motor modelinin ölçüleri Çizelge 1.1’de belirtilmiştir.

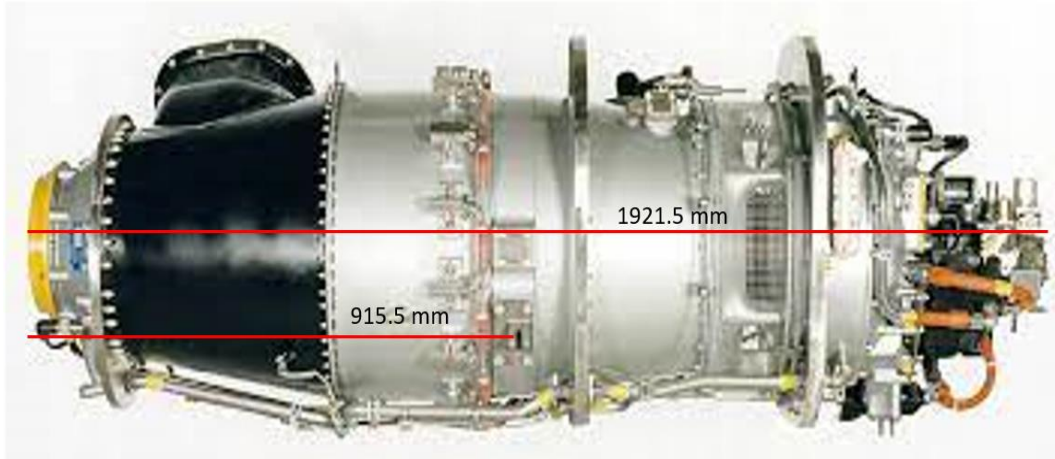
Çizelge 1.1 : PT6A-67AF motorunun fiziksel özellikleri [5].

Motor Modeli	Uzunluk [mm]	Çap [mm]	Ağırlık [kg]	Bağlantı Bölgesi Mesafesi – X ekseninde [mm]
PT6A-67AF	1921,5	466,1	241,3	915,5

PT6A-67AF motor modelinin uzunluk, çap ve ağırlık gibi parametrelerine bakıldığında, bir eğitim uçağı için uygun olabilecek ölçülere sahip olduğu görülmektedir. Benzer uçak araştırmalarına bakıldığında burundan pervaneli eğitim uçakları yaklaşık 10 – 11 metre uzunluğa sahip olmaktadır. Bu uzunluktaki bir uçağın ön gövde uzunluğu yaklaşık 2 – 3 metre arasında olması beklenir ve bu da PT6A-67AF motor modelinin yerleşimi için uygun bir ölçüdür.

Motor iskelet yapısının tasarımı ve analizinin yapılacağı bu çalışmada, motor bağlantı bölgesinin mesafesi de ayrı bir önem taşımaktadır. Bu mesafe, motor iskelet elemanlarının uzunluklarını belirlemektedir. PT6A-67AF motor modelinde burundan 915,5 mm uzaklıkta bağlantı bölgesi bulunmaktadır. Bağlantı bölgesi çalışmanın ilerleyen kısımlarında, motor ile iskelet yapısı arasındaki bağlantı konumlarını belirlemek için kullanılacaktır.

Şekil 1.5’te PT6A-67AF motor görseli ve motora ait bazı ölçülendirmeler belirtilmektedir. İskelet yapısının tasarımının sağlanacağı eğitim uçağı için Pratt & Whitney Canada şirketinin üretmiş olduğu PT6A-67AF motoru, bahsedilen koşullara olan uygunluğu sebebiyle seçilmiştir.



Şekil 1.5 : PT6A-67AF motor görseli ve ölçülendirmesi.

1.5 Pervane Tipi Seçimi

PT6A-67AF turboprop tipi motorda üretilen gücü itkiye dönüştürmek için pervane kullanılır. Motorda üretilen mekanik enerji, pervaneyi döndürür. Pervanenin dönmesi ile beraber, hava aracı için ihtiyaç duyulan itki üretilmiş olur. Her pervane her motor tipi için uygun değildir. Performans ve verimlilik parametrelerini etkilediği için motor için uygun bir pervane seçiminin yapılması oldukça kritiktir.

Seçilecek pervanenin, hava aracı performansına, manevra kabiliyetine etkisi olmaktadır. Hava aracının uçuş hızına göre farklı pervane tiplerinin seçilmesi önerilmektedir. Yüksek hızlarda uçan uçaklar için değişken pervaneler kullanılırken, düşük hızlarda uçan hava araçlarında daha yüksek kanat açıklığına sahip pervaneler tercih edilir. Ayrıca farklı pervane tipleri yakıt tüketimi konusunda farklı etkiler yaratabilir.

Pervanenin hava aracı tasarımına da uygun olması gerekmektedir. Hava aracı boyutları göz önüne alınarak uygun pervane seçiminin yapılması gerekmektedir. Ek olarak seçilecek olan pervanenin, sertifikasyonlara ve yasal gereksinimlere uygun olması gerekmektedir. EASA (Avrupa Birliği Havacılık Emniyet Ajansı) gibi otoritelerince onaylanmış pervane tiplerinin seçilmesi güvenlik açısından oldukça büyük önem taşımaktadır.

Bu çalışma kapsamında PT6A motor serisine uyumlu, sertifikasyon ve yasal gereksinimleri sağlayan, Hartzell firmasının üretmiş olduğu Socata TBM 850 pervanesi kullanılacaktır [7]. Super-Tucano’da olduğu gibi TBM 850 pervanesinin 5

pal olarak kullanılması önerilmektedir. Çizelge 1.2’de Socata TBM 850 pervanesinin özellikleri belirtilmiştir.

Çizelge 1.2 : Socata TBM 850 özellikleri [8].

Pervane Modeli	Pal Sayısı	Pervane Çapı [mm]	Ağırlık (kg)
Socata TBM 850	5	2286	66,5

1.6 Temel (Master) Geometri Tasarımı

Burundan pervaneli eğitim uçağının iskelet yapısının tasarımının yapılabilmesi için temel (master) geometrisinin çizilmesi gerekmektedir. Temel geometri, tasarım sürecinde hava aracı tasarımının şekil ve boyutlarının yaklaşık olarak belirlenmesini ifade etmektedir bu nedenle, öncül bir tasarımdır ve detaylı komponent tasarımlarını içermemektedir. Yapısal analiz süreçleri ilerledikçe temel tasarım olgunluğa erişerek nihai hali almaktadır.

Temel geometri, belirlenen motor tipine uygun olmalıdır. Motor, bağlantı elemanları, çerçeve ve gövde kirişi gibi temel yapı bileşenleri, gövde içerisinde uygun konumlarda kalacak şekilde, temel tasarımın yapılması gerekmektedir. Benzer uçak olarak Super-Tucano seçildiğinden dolayı, gövde ölçülendirmeleri referans alınarak, çalışma kapsamında motor iskelet tasarımı ve analizi gerçekleştirilecek olan özgün uçağın, ön gövde temel tasarımı yapılacaktır.

1.6.1 Gövdenin kabuk sınırlarının tasarımı

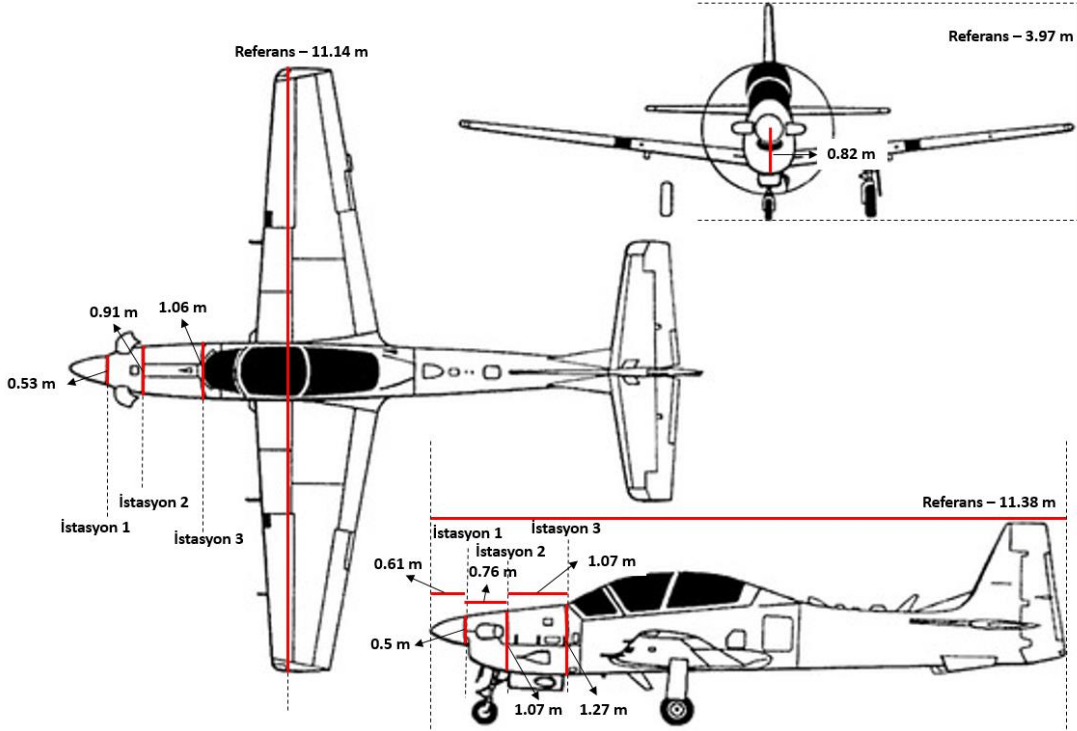
Temel geometrinin tasarımının yapılabilmesi için referans ölçülere ihtiyaç duyulmaktadır. Özgün uçağın ön gövde temel tasarımı için Super-Tucano eğitim uçağı ölçülendirmeleri referans olarak kullanılacaktır. Çizelge 1.3’te Super-Tucano’ya ait bazı uzunluk ölçüleri belirtilmiştir.

Çizelge 1.3 : A-29 Super-Tucano boyutları [3].

Benzer Uçak	Yükseklik [m]	Kanat Açıklığı [m]	Uzunluk [m]
A-29 Super-Tucano	3,97	11,14	11,38

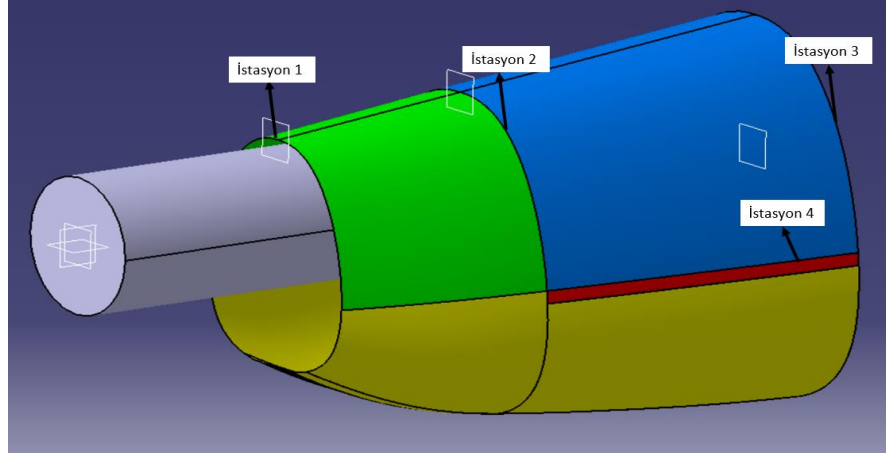
Çizelge 1.3’te belirtilen parametreler, Super-Tucano’nun profil görsellerinde oran orantı yöntemiyle, istasyon ölçülendirmeleri için kullanılmıştır. Buna göre, Super-Tucano hava aracının oranlamaları ile elde edilen uzunluklar Şekil 1.6’daki gibidir.

Şekil 1.6’da yer alan istasyonlar, dış kabuk parçalarının çerçeve (frame) istasyonları ile bağlantının yapıldığı konumu belirtmektedir. Temel geometri tasarımı için, belirtilen konumlar kullanılarak, her bir istasyon için profil çizimi yapılmıştır. Daha sonrasında profil çizimleri birleştirilerek ön gövde dış kabuğu temel tasarımı oluşturulmuştur. Bu aşamada CATIA V5R19 tasarım programı kullanılarak temel geometri tasarımı yapılmıştır.



Şekil 1.6 : Super-Tucano istasyonlarının belirlenmesi.

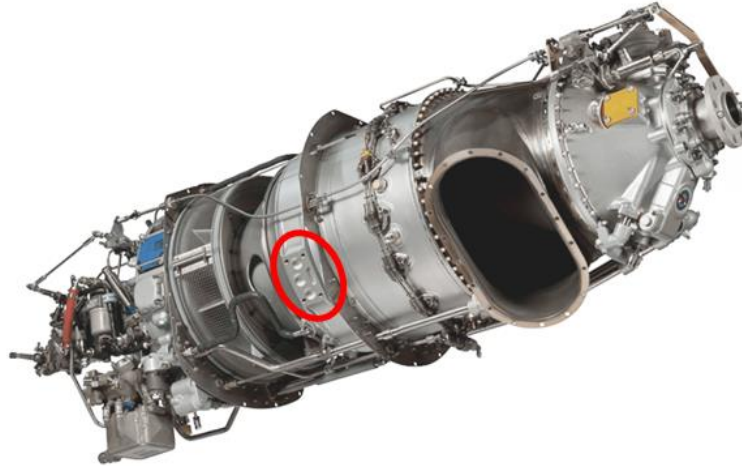
Şekil 1.7’de belirtilen gri renkli silindir pervane ve motorun toplam uzunluğunu ve motor çapını yansıtabilecek şekilde ölçüleştirilmiştir. Motorun burun kısmı orijinde yer alacak şekilde, burundan kuyruğa doğru (+x ekseninde) tasarım yapılmıştır. İstasyonlar daha önceden belirlenmiş konumlarda olacak şekilde düzlemler oluşturulmuştur. Yeşil, mavi ve sarı renk ile gösterilen yapılar dış kabuk tasarımlarını ifade etmektedir. İstasyon 1 ile orijin arasında kalan bölümde dış kaplama olması gerekmektedir fakat motor iskelet analizlerinde herhangi bir etkisi olmayacağı varsayılarak tasarımı yapılmamıştır. İstasyon 2 ve 3 çerçeve konumlarını, İstasyon 4 ise gövde kirişi konumunu temsil etmektedir.



Şekil 1.7 : Özgün uçak ön gövde temel geometri.

1.6.2 Motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıların belirlenmesi

Temel geometri tasarımı tamamlandıktan sonra motor ile iskelet elemanları arasındaki kurulacak olan bağlantı konumlarının belirlenmesi gerekmektedir. PT6A-67AF motorunun üzerinde yer alan bağlantı bölgesi, iskelet elemanları ile bağlantının sağlanacağı konumlardır. Bağlantı konumlarının belirlenmesi için Şekil 1.8’de belirtilen motor görselinin incelenmesi gerekmektedir.



Şekil 1.8 : PT6A-67AF bağlantı bölgesi.

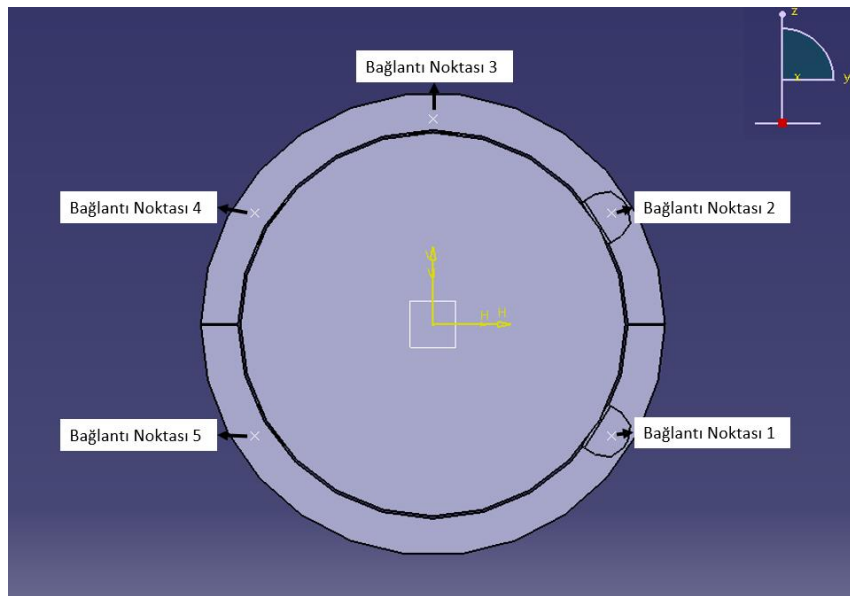
Şekil 1.8’de kırmızı ile işaretlenmiş bölge motorun bağlantı bölgesi olarak referans alınmıştır. Bu bölge, Çizelge 1.1’de de belirtildiği üzere pervane ucuna x ekseninde 915,5 mm mesafeye sahiptir.

Motor ile iskelet elemanları arasındaki bölge ciddi anlamda yüklemelere maruz kalmaktadır. Motorun ürettiği itki neticesinde ortaya çıkan kuvvet ve momentler, iskelet elemanlarına aktarılırken bağlantı bölgesinden geçmektedir. Bu nedenle bu bölgede yeterince bağlantı elemanının yer alması emniyet açısından kritiktir.

Aynı zamanda, motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantı bölgesi güvenli arıza (fail-safe) koşulunu sağlanması gerekmektedir. Olası bir bağlantı kaybında, diğer bağlantıların oluşan kuvvet ve momentleri emniyetli bir şekilde karşılaması gerekmektedir. Bu sebeple az sayıda bağlantı yapılması, geride kalan bağlantıların, emniyet koşulunu sağlamasını zorlaştıracaktır.

Bağlantı sayısı ve konumlarının ek bir moment yaratmaması için simetrik olması gerekmektedir. Aynı zamanda, kaybedilecek herhangi bir bağlantı sonrasında, geriye kalan bağlantı noktalarının da simetriğe yakın olması emniyetli olacaktır. Güvenli arıza koşulları da göz önünde bulundurulduğunda, motor ile iskelet elemanları arasındaki bölgede, farklı noktalardan 5 adet bağlantı olması gerekmektedir. 5 bağlantıdan birinin kaybı durumunda bile, geriye kalan 4 bağlantı simetriğe yakın bir konsept ile tasarım gerçekleştirildiği takdirde, ek momentler yaratmadan, güvenli bir bağlantı bölgesi tasarımı ortaya çıkartacaktır.

Bağlantı noktalarının, ön gövde temel geometrisi ile motor arasında kalması gerekmektedir. Motor ile olan bağlantı iskelet elemanları ile sağlanacağı için iskelet elemanlarının kalınlıklarının göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Bu nedenle, motor ile bağlantı noktaları arasında 25 milimetre olacak şekilde bir aralık bırakılmıştır. Bağlantıların sağlanabilmesi için ek parçalar gerekebileceğinden dolayı bağlantı noktaları ile ön gövde temel dış geometrisi arasında da 30 milimetrelilik bir boşluk da bırakılmıştır. Şekil 1.9'da motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantı noktaları gösterilmiştir.



Şekil 1.9 : Bağlantı noktası konumları.

Ön gövde içerisindeki sistem yerleşimleri göz önünde bulundurularak, Z ekseninde Bağlantı Noktaları 1 ve 5'in altında herhangi bir bağlantı tasarımı yapılmamıştır. Şekil 1.9 ve Çizelge 1.4'te de görüldüğü üzere z ekseninde simetrik bir tasarım yapılmış ve bu sayede ekstra oluşabilecek olan asimetrik kuvvet ve momentlerden kaçınılmıştır. Çizelge 1.4'te motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantı noktalarının koordinatları gösterilmektedir.

Çizelge 1.4 : Motor - iskelet elemanları bağlantı noktası koordinatları.

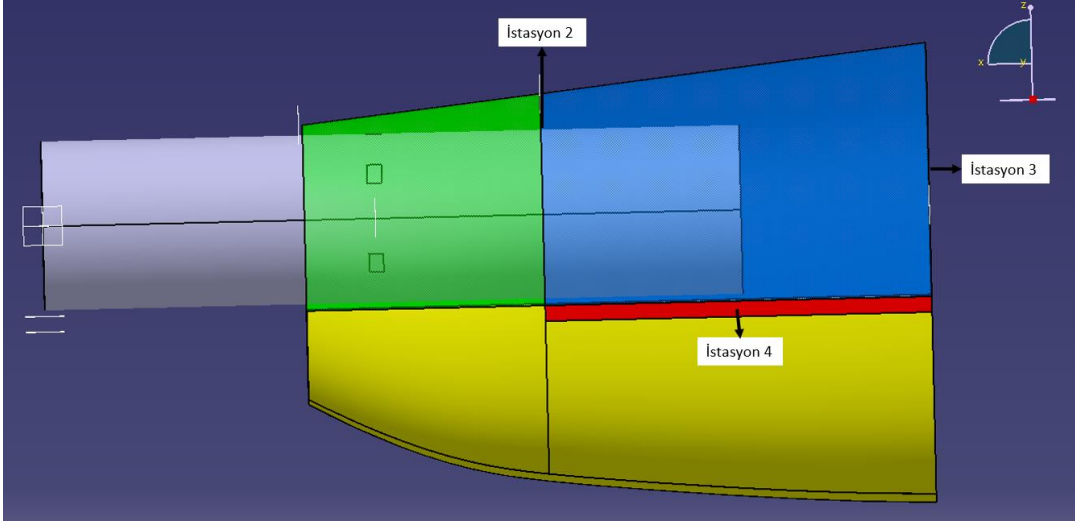
Motor - İskelet Elemanı Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1	915,50	-216,00	-135,00
2	915,50	-216,00	135,00
3	915,50	0,00	250,00
4	915,50	216,00	135,00
5	915,50	216,00	-135,00

Çizelge 1.4'te belirtilen koordinatlarda olacak şekilde, motor ile iskelet elemanları arasında toplamda 5 adet bağlantı tasarımı yapılmıştır.

1.6.3 Motor iskelet yapısı ile gövde arasındaki bağlantıların belirlenmesi

Motor iskelet yapısı ile ön gövde arasındaki bağlantının belirlenmesi gerekmektedir. Motordan kaynaklı oluşan kuvvet ve moment çiftleri, iskelet elemanları sayesinde yapıya aktarmaktadır. Uygun bir bağlantı konumu belirlemek, kritik motor yüklerinin yapıya aktarılmasında önemli bir rol oynamaktadır. Yanlış bağlantı konsepti ve konumları sebebiyle yapı üzerinde ekstra momentler görülebilmektedir.

Şekil 1.10'da da görüleceği üzere, iskelet yapısı ile gövde arasındaki bağlantı İstasyon 2 ve 3 arasında kurulacaktır. Kısıtlı bir alanda oluşturulacak bu bağlantıyı zorlaştıran bir etmen motorun gövde içerisinde kalan boyutu olmaktadır. İstasyon 2 ve 3 arasındaki gövde boşluğunun birçoğunu motor kaplamaktadır. Bu sebeple, iskelet bağlantılarının ön gövde kabuğuna yakın bir konumda olması gerekmektedir.



Şekil 1.10 : Motor'un gövde içerisindeki konumlandırılması.

Motor yük koşullarından dolayı meydana gelen kuvvet ve momentlerin farklı konumlarda yer alan bağlantılarca karşılanması gerekmektedir. Öncelikle meydana gelen kesme kuvveti, yapı tarafında gövde kirişi gibi elemanlara aktarılması gerekmektedir. Bu nedenle, İstasyon 4 olarak belirtilen konumdaki gövde kirişi ile sağ ve solda simetrik olacak şekilde toplamda 2 adet bağlantı kurulmaktadır. Motor yük koşullarından meydana gelen kesme kuvvetleri, bu iki bağlantı yardımıyla ön gövde yapılarına aktarılacaktır. Gövde kirişi üzerinde kesme kuvvetlerinden kaynaklı eğilme momenti de meydana gelmektedir. Bu momenti minimuma indirmek için, bağlantının İstasyon 2 ve 3 arasında, olabildiğince İstasyon 2'ye yakın olması gerekmektedir. İskelet eleman kalınlıkları da bağlantının yapılacağı konumu belirlemek için önemlidir. Bağlantı noktası ile civar yapılar (İstasyon 2'de yer alan çerçeve ve gövde kabuğu) arasında yaklaşık 30 milimetrelik bir boşluk bırakılmasının, iskelet eleman kalınlıklarına uygun toleransın sağlanması için yeterli olacağı düşünülmektedir.

Şekil 1.11'de görüldüğü gibi, Super-Tucano iskelet yapısı ile gövde arasında toplamda 4 adet bağlantı sağlanmıştır. Benzer şekilde tasarımı gerçekleştirilecek eğitim uçağı için de 2 tanesi gövde kirişi (longeron) konumunda, 2 tanesi de İstasyon 3'te yer alan çerçeve üzerinde olacak şekilde toplamda 4 tane bağlantı oluşturulmuştur.



Şekil 1.11 : Super-Tucano iç yapısal tasarımı [9].

İstasyon 3 hizasından sonra kokpit yer almaktadır. Kokpit yapısalı olan gövde kirişi ise İstasyon 3'te yer alan çerçeveye bağlanmaktadır. Kokpit gövde kirişinin çerçeve yapısalı ile bağlantısının yapıldığı konumda iskelet elemanı bağlantılarının da yapılması avantaj sağlamaktadır. Bu şekilde olan bağlantıda eksenel yüklemelerin herhangi bir moment oluşturması beklenmemektedir ve bu yüklemeler direkt olarak gövde kirişine aktarılacaktır. Bu nedenle, öncelikle özgün uçakta kokpit gövde kirişinin konumunun belirlenmesi gerekmektedir. Yine Super-Tucano uçağı referans alınarak, gövde kirişi konumu belirlenmiştir. Belirlenen gövde kirişi konumu, Şekil 1.10'da gösterilen İstasyon 3'te yer alan çerçeve üzerinde işaretlenmiştir. Sağ ve solda simetrik olacak şekilde 2 adet iskelet yapısının bağlantısı çerçeve üzerinde sağlanmıştır. Çizelge 1.5'te konumları belirtilen bağlantılardan 6 ve 7 numaralı olanları, gövde kirişi üzerinde olan bağlantılardır.

Çizelge 1.5 : İskelet yapısı ve gövde arasındaki bağlantı koordinatları.

İskelet Elemanı - Gövde Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Numarası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
6	1416,33	412,60	-250,00
7	1416,33	-412,60	-250,00
8	2440,00	379,32	147,64
9	2440,00	-379,32	147,64

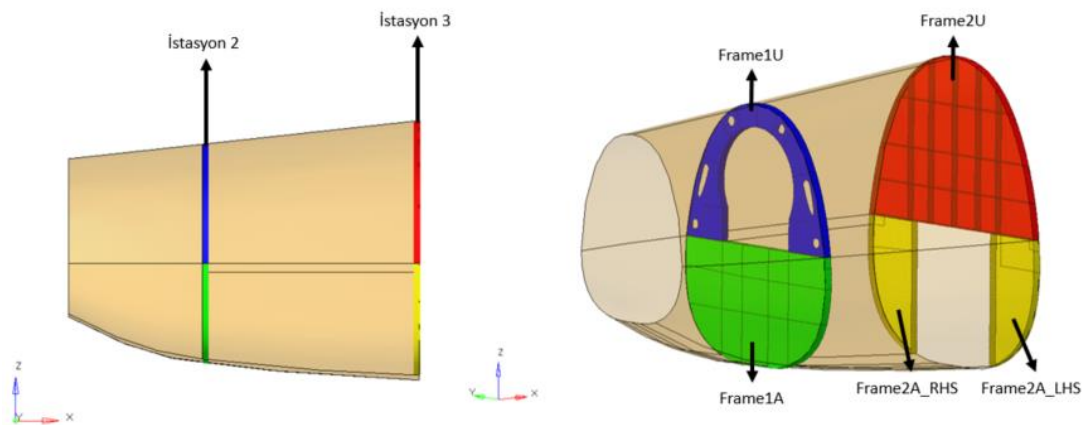
Gövde kirişi üzerinde yer alan bağlantılar, kesme kuvvetlerini gövdeye aktarırken, İstasyon 3'te yer alan çerçeve üzerindeki 8 ve 9 numaralı bağlantılar ise çekme/basma kuvvetlerini gövdeye aktarmaktadır.

1.6.4 İstasyon konumlarındaki yük taşıyıcı ana elemanların belirlenmesi

Yapısal bileşenlerin konumlarının belirlenmesinde sistem yerleşimi, motor boyutlandırması ve konumu, ekipman yerleşimleri gibi birçok parametrenin etkisi bulunmaktadır. Ayrıca kabuk bağlantılarının yapılacağı konumlar ve motor bağlantı konumları da ön gövde yapısal elemanlarının belirlenmesi üzerinde etkilidir.

Çerçeve yapıları, hava aracı gövdesinde yük taşıyıcı ana elemanlardan biridir. Aerodinamik ve çeşitli yüklemeler neticesinde ortaya çıkan kuvvet ve momentler, çerçeve yapıları aracılığı ile güvenle taşınır. Çerçeve yapıları ayrıca kabuk yapılarının birbirlerine bağlantısının yapılmasına olanak tanır. Çerçeve elemanları, manevra koşulları altında dış kabuğu destekleyerek, deformasyon oluşmasını engeller. İç yapıların birbirleri arasındaki bağlantının kurulmasında büyük bir öneme sahiptir. Ayrıca çerçeve yapıları üzerine çeşitli ekipman bağlantılarının da yapılmasına olanak tanıyacaktır. Hava aracında yapısal bileşenlerin bütünlüğünün korunmasında çerçeve yapıları görev alır.

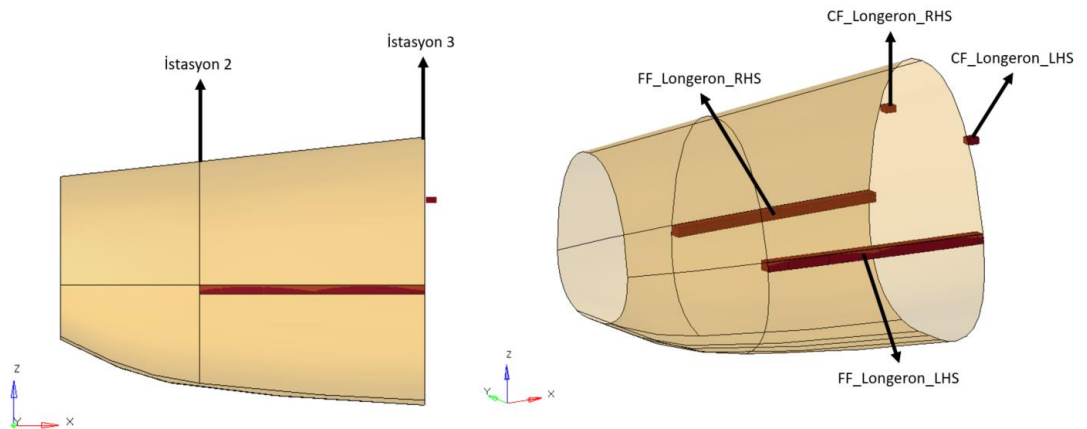
Çerçeve yapılarının konumlarının doğru bir şekilde belirlenmesi gerekir, aksi takdirde istenilen yük akışı sağlanamaz ve yapılarda kalıcı deformasyonlar görülür. Şekil 1.7 ve 1.10'da görüldüğü gibi kabuk birleşim noktalarında istasyonlar belirlenmiştir. Bu istasyonlarda, kabuk birleşimlerinin sağlanıp, yapı bütünlüğünün korunması için çerçeve yapılarına ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 1.12'de ise İstasyon 2 ve 3'te yer alan çerçevelerin tasarımları ve isimlendirmeleri gösterilmektedir.



Şekil 1.12 : Çerçeve konfigürasyonu ve isimlendirilmesi.

Şekil 1.12’de İstasyon 2’de alt ve üst olarak ayrılmış 2 adet çerçeve bulunmaktadır. Bu çerçeve yapılarından altta olan Frame1A, üstte olan ise Frame1U olarak adlandırılmıştır. Frame1U üzerinde çeşitli açıklıklar bırakılarak bu bölgeden iskelet elemanlarının geçirilmesine olanak sağlanmıştır. İstasyon 3’te ise toplamda 3 adet çerçeve yapısalı bulunmaktadır. Frame2U üst kısımda yer alırken, Frame2A_RHS ve Frame2A_LHS alt kısımda yer almaktadır. Alt kısımda yer alan çerçeveler XZ düzleminde birbirlerinin simetrileridir. Aralardaki bölgede omurga kirişi (keel beam) yapı elemanı konumlandırıldığı için Frame2A sağ ve sol olmak üzere 2 parçaya ayrılmıştır. Çerçeve yapı elemanlarına destek olması açısından takviyeler eklenmiştir. Gövde kirişleri hava aracında aynı çerçeveler gibi ana yük taşıyıcı elemanlardan biridir. Gövdede sıklıkla kullanılan gövde kirişi elemanları eksenel yükleri taşırlar. Gövde kirişi elemanları, iç yapısal parçalar ile kabuk yapılarının birbirleri arasındaki bağlantının sağlanmasına da yardımcı olur. Aerodinamik yükler, motor yük koşulları gibi çeşitli yüklemelere karşı, hava aracının dayanıklılığının sağlanması konusunda önemli bir rol oynar.

Gövde kirişi yapısal konumu itibariyle hava aracında boylamasına uzanan bir yapı elemanıdır. Bu projedeki özgün tasarımda gövde kirişi, çerçeveler arasında bağlantının kurulmasına yükün istenilen şekilde aktarılmasına olanak sağlamaktadır. Ayrıca, kabuğu destekleyerek alt ve üst kabuk olarak ayrılmasına da olanak tanımaktadır. Şekil 1.13’te alt ve üst kabuğu ayıran, yapıda birincil destek elemanları olarak görev alan gövde kirişlerinin konumları ve isimlendirmeleri belirtilmektedir.



Şekil 1.13 : Gövde kirişi konfigürasyonu ve isimlendirilmesi.

Şekil 1.13’te görüldüğü üzere, bu çalışmada özgün tasarımı yapılan uçakta, ön gövdede 2 adet, kokpitten gelen 2 adet olmak üzere toplamda 4 adet gövde kirişi

tasarımı yapılmıştır. Ön gövdede sağ ve sol olmak üzere sırasıyla, FF_Longeron_RHS ile FF_Longeron_LHS isimlendirmeleri yapılmıştır. Kokpit tasarından gelen ve motor iskelet elemanlarının bağlantısının sağlandığı gövde kirişlerine ise CF_Longeron_LHS ve CF_Longeron_RHS isimleri verilmiştir.



2. MOTOR YÜK KOŞULLARININ HESAPLANMASI

Hava aracı motorunun ürettiği itki neticesinde kuvvet ve momentler oluşmaktadır. Bu kuvvet ve moment çiftleri ihtiyaç duyulan motor itkisine göre değişkenlik göstermektedir. Oluşan kuvvet ve moment çiftlerinin kombine durumlarının hesaplanmasıyla motor yük koşulları elde edilmektedir. Farklı manevra durumlarında farklı itkilere ihtiyaç duyulduğundan dolayı birçok senaryonun motor yük koşulları hesaplanırken değerlendirilmesi gerekmektedir. Motor yük koşulları, sertifikasyon gereksinimlerinde belirlenmiş, farklı manevralar ve koşullar altında, motorun ürettiği itki neticesinden hesaplanmaktadır. Motor iskelet elemanları yapısal tasarımı ve analizinin gerçekleştirilmesi için motor yük koşullarına göre, statik dayanım açısından kontrol edilmesi gerekmektedir.

Motor yük koşulları, hava aracının farklı manevra ihtiyaçlarına göre değişkenlik gösterebilmektedir. Bu aşamada gereksinim duyulan yük koşullarının hesaplanması için havacılık komitelerince hazırlanmış sertifikasyon dokümanları mevcuttur. Motor yük tanımlamaları yapılırken, havacılık sertifikasyonlarına uygun olan manevralar belirlenmeli ve yük koşulları bu manevralara göre hesaplanmalıdır. Pervaneli pilot eğitim uçakları için sertifikasyon gereksinimlerinin yer aldığı CS23 dokümanı, yük koşullarının hesaplanması için kullanılmıştır [6].

Emniyetli bir uçuşun sağlanabilmesi için CS23 dokümanında yer alan sertifikasyon isteklerinin, hava aracı yapısı tarafından güvenle karşılanması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında, motor yük koşulları nedeniyle meydana gelen kuvvet ve moment çiftleri, iskelet elemanları ile gövdeye aktarılmaktadır. Bu nedenle, iskelet elemanlarının, aşağıda yer alan CS23 sertifikasyon gereksinimlerini yerine getirebilmesi beklenmektedir [6]:

- CS23.333 – Uçuş zarfı maddesinin (d) alt maddesi hava aracının uçuş zarfını belirtmektedir.

- CS23.337 – Limit Manevra Yük Faktörleri maddesinin (a-3) alt maddesinde “Akrobasi kategorisinde yer alan hava araçları için pozitif limit yük faktörü (n_p) 6,0’dan az olmamalıdır.”
- CS23.337 – Limit Manevra Yük Faktörleri maddesinin (b-2) alt maddesinde “Akrobasi kategorisinde yer alan hava araçları için negatif limit yük faktörü (n_n), pozitif yük faktörünün (n_p) 0,5 katından az olmamalıdır.”
- CS23.361 – Motor Torku maddesinin (a-1) alt maddesinde “Her bir motor iskelet yapısı, kalkış gücü ve pervane hızına karşılık gelen limit motor torkunun ve CS23.333 maddesinin (d) alt maddesinde bahsedildiği üzere uçuş koşulu limit yüklerinin aynı anda etkimesi durumunda, %75’i sağlayabilecek koşul ile tasarlanmalıdır.”
- CS23.361 – Motor Torku maddesinin (a-2) alt maddesinde “Her bir motor iskelet yapısı, maksimum sürekli güç ve pervane hızına karşılık gelen bir limit motor torkunun, aynı anda CS 23.333 maddesinin (d) alt maddesinde bahsedildiği üzere uçuş koşulunun limit yükleriyle etki etmesi durumunda tasarlanmalıdır.”
- CS23.361 – Motor Torku maddesinin (c-1) alt maddesinde “(a-1) alt maddesi altında yer alan motor torkları 1,25 turboprop faktörü ile çarpılmalıdır.”
- CS23.363 – Motor İskeleti Yatay Yüğü (Side Load) maddesinin (a-1) alt maddesinde “Her bir motor iskelet yapısı yatay yük faktörü 1,33’ten az olmamalıdır.”

Çalışma kapsamındaki pilot eğitim uçağının motor iskelet yapısı tasarım ve analizlerinde, yukarıda verilen sertifikasyon gereksinimleri dikkate alınmıştır. Sıralanmış olan CS23 gereksinimleri kullanılarak motor yük koşulları hesaplanmıştır.

2.1 Varsayımlar

Motor yük koşullarının hesaplanmasında bazı kabullerin yapılması gerekmektedir. Bilinmeyen parametreler ile ilgili benzer çalışmalar referans alınarak kabuller yürütülmüştür. Yapılan kabuller aşağıdaki gibidir:

- CS23.333 (d) bendinde yer alan uçuş zarfı belirlenmesi için CS23.337 (a-3) ve (b-2) bentleri kullanılmıştır. Uçuş zarfında pozitif sınırlar 6g olarak sınırlandırılırken, negatif sınırdaki ise -3g olarak sınırlandırılmıştır [6].
- Pozitif limit manevra yük faktörü (n_p) 6,0 olarak alınmıştır. Yük faktörü kabulü için CS23.337-(a3) maddesi göz önünde bulundurulmuştur [6].
- Negatif limit manevra yük faktörü (n_n) -3,0 olarak alınmıştır. Yük faktörü kabulü için CS23.337-(b2) maddesi göz önünde bulundurulmuştur [6].
- Motor yük koşulları hesaplanırken kullanılan şaft dişli oranı (i) 1'e eşit kabul edilmiştir [8].
- 1 beygir 745,7 W olarak hesaplamalarda kullanılmıştır.
- Yer çekimi ivmesi $9,81 \text{ m/s}^2$ olarak hesaplamalarda kullanılmıştır.
- 520 km/sa uçuş hızındaki pervane verimlilik faktörü (n_a) 0,7 olarak kabul edilmiştir [8].
- 590 km/sa uçuş hızındaki pervane verimlilik faktörü (n_c) 0,85 olarak kabul edilmiştir [8].
- Motor tork faktörü için (f_m) 1,25 kullanılmıştır. Motor yük faktörü CS23.361(c-1) maddesi göz önünde bulundurularak seçilmiştir [6].
- Motor iskelet yapısı yatay yük faktörü (n_s) için 1,33 değeri kullanılmıştır. Yük faktörü kabulünde CS23.363-(a1) maddesi kullanılmıştır [6].

2.2 Girdiler

Motor yük koşullarının hesaplanması için motor, hava aracı ve pervane verilerine ihtiyaç duyulmaktadır. Hava aracı verileri için benzer uçak olarak seçilen Super-Tucano kullanılmıştır. Çizelge 2.1'de motor, pervane ve hava aracının performans verileri belirtilmiştir [5, 7].

Çizelge 2.1 : Motor, pervane ve hava aracı verileri.

Kısaltmalar	Açıklama	Değer
N_{maks} [hp]	Maksimum Kalkış Motor Gücü	1424,17
n_{maks} [d/dk]	Maksimum Dönme Hızı	1870,00
N_{nom} [hp]	Maksimum Sürekli Motor Gücü	1220,33
n_{nom} [d/dk]	Nominal Dönme Hızı	1700,00
i	Şaft Dişli Oranı	1
D_p [m]	Pervane Çapı	2,29
n_b	Pervane Pal Sayısı	5
J_{prop} [kgm ²]	Pervane Ağırlık Atalet Momenti	86,88
m_E [kg]	Motor Ağırlığı	241,30
m_p [kg]	Pervane Ağırlığı	66,50
m_{DPS} [kg]	İtke Sistemi Tasarım Ağırlığı	307,80
f_m	Motor Tork Faktörü	1,25

2.3 Hesaplamalar

2.3.1 Tork hesaplamaları

Motor tork faktörünün, turbo pervaneli motorlar için 1,25 alınması gerekmektedir [6]. Motor tork faktörü kullanılarak maksimum kalkış limit torku Denklem 2.1 ve 2.2 ile hesaplanmıştır.

$$M_{maks} = \frac{N_{maks}}{i \cdot n_{maks}} = \frac{1424,17 \cdot 745,7}{1 \cdot 1870 \cdot \frac{2\pi}{60}} = 5423,18 \text{ Nm} \quad (2.1)$$

Denklem 2.1’de N_{maks} , i ve n_{maks} sırasıyla, maksimum kalkış motor gücü, şaft dişli oranı ve maksimum dönme hızını ifade etmektedir.

$$M_{maks_limit} = f_m \cdot M_{maks} = 1,25 \cdot 5423,18 = 6778,98 \text{ Nm} \quad (2.2)$$

Denklem 2.2’de f_m motor tork faktörünü ifade etmektedir.

Motor tork faktörü kullanılarak maksimum sürekli limit torku Denklem 2.3 ve 2.4 ile hesaplanmıştır.

$$M_{nom} = \frac{N_{nom}}{i \cdot n_{nom}} = \frac{1220,33 \cdot 745,7}{1 \cdot 1700 \cdot \frac{2\pi}{60}} = 5111,68 \text{ Nm} \quad (2.3)$$

Denklem 2.3’te N_{nom} ve n_{nom} sırasıyla, maksimum sürekli motor gücünü ve nominal dönme hızını ifade etmektedir.

$$M_{nom_limit} = f_M * M_{nom} = 1,25 * 5111,68 = 6389,60 \text{ Nm} \quad (2.4)$$

2.3.2 Uçuş hızlarına göre itki hesaplamaları

- Seyir hızı ($V_A=520 \text{ km/sa.}$) için itki hesaplamaları

Super-Tucano'nun seyir hızı 520 km/sa. ($144,44 \text{ m/s}$) olarak belirlenmiştir. Bu hız için hesaplamalarda kullanılacak olan pervane verimlilik faktörü (n_a), Olejnik vd. tarafından belirtildiği üzere $0,7$ olarak alınmıştır [8]. Maksimum sürekli motor gücüne göre itki Denklem 2.5 ile hesaplanmıştır.

$$N_{xa} = n_a \frac{N_{nom}}{V_A} = 0,7 * \frac{1220,33*745,7}{144,44} = 4410,14 \text{ N} \quad (2.5)$$

- Maksimum hız ($V_C=590\text{km/sa.}$) için itki hesaplamaları

Super-Tucano'nun maksimum hızı 590 km/sa. ($163,89 \text{ m/s}$) olarak belirtilmiştir. Bu hız için kullanılacak olan pervane verimlilik faktörü (n_c), Olejnik vd. tarafından belirtildiği gibi $0,85$ kabul edilmiştir [8]. Maksimum sürekli motor gücüne göre itki Denklem 2.6 ile hesaplanmıştır.

$$N_{xc} = n_c \frac{N_{nom}}{V_C} = 0,85 * \frac{1220,33*745,7}{163,89} = 4719,66 \text{ N} \quad (2.6)$$

2.3.3 Limit yük koşullarının hesaplanması

Limit durum, bir hava aracının ömrü boyunca, üzerine gelmesi beklenen yüklemeler arasındaki maksimum yük koşulunu ifade etmektedir. Bu durumda hava aracı yapılarında herhangi bir kalıcı deformasyon oluşmaması istenmektedir.

- 1. Yük koşulu

CS23.337 (a3) bendine göre pozitif limit manevra yük faktörü $6,0$ olarak belirlenmiştir [6]. Denklem 2.7, 2.8 ve 2.9, CS23.361 (a1) bendine göre hesaplanmıştır [6]. Denklem 2.7'de birinci yük koşulu için x eksenindeki moment, Denklem 2.8'de birinci yük koşulu için z eksenindeki kuvvet ve Denklem 2.9'da birinci yük koşulu için x yönündeki kuvvet hesaplanmıştır.

$$M_{x1} = M_{maks_limit} = 6778,98 \text{ Nm} \quad (2.7)$$

$$N_{z1} = -0,75 * m_{DPS} * n_p * g = -0,75 * 307,8 * 6,0 * 9,81 = -13587,83 \text{ N} \quad (2.8)$$

Denklem 2.8'de m_{DPS} , n_p ve g sırasıyla, itki sistemi tasarım ağırlığını, pozitif limit manevra yük faktörünü ve yer çekimi ivmesini ifade etmektedir.

$$N_{x1} = -N_{xa} = -4410,00 \text{ N} \quad (2.9)$$

- 2. Yük koşulu

Denklem 2.10, 2.11 ve 2.12, CS23.361 (a2) bendine göre gerçekleştirilen hesaplamaları ifade etmektedir [6]. Hesaplamalarda pozitif limit manevra yük faktörü kullanılmıştır. Denklem 2.10'da ikinci yük koşulu için x eksenini etrafındaki moment, Denklem 2.11'de ikinci yük koşulu için z eksenindeki kuvvet ve Denklem 2.12'de ikinci yük koşulu için x eksenindeki kuvvet hesaplanmıştır.

$$M_{x2} = M_{nom_limit} = 6389,60 \text{ Nm} \quad (2.10)$$

$$N_{z2} = m_{DPS} * n_p * g = 307,8 * 6,0 * 9,81 = -18117,11 \text{ N} \quad (2.11)$$

$$N_{x2} = -N_{xa} = -4410,00 \text{ N} \quad (2.12)$$

- 3. Yük koşulu

Aşağıda yer alan hesaplamalarda negatif limit manevra yük faktörü kullanılmıştır. Denklem 2.13, 2.14 ve 2.15, CS23.361 (a2) bendine göre hesaplanmıştır [6]. Denklem 2.13'te üçüncü yük koşulu için x eksenini etrafındaki moment, Denklem 2.14'te üçüncü yük koşulu için z eksenindeki kuvvet ve Denklem 2.15'te üçüncü yük koşulu için x eksenindeki kuvvet hesaplanmıştır.

$$M_{x3} = M_{nom_limit} = 6389,60 \text{ Nm} \quad (2.13)$$

$$N_{z3} = m_{DPS} * n_n * g = 307,8 * (-3,0) * 9,81 = 9058,55 \text{ N} \quad (2.14)$$

$$N_{x3} = -N_{xa} = -4410,00 \text{ N} \quad (2.15)$$

- 4. Yük koşulu

Motor iskelet yapısı yatay yük faktörü, CS23.363'e göre 1,33 olarak belirlenmiştir [6]. Buna göre Denklem 2.16 ile yatay yük koşulu hesaplanmıştır.

$$N_{y4} = m_{DPS} * n_s * g = 307,8 * 1,33 * 9,81 = -4015,96 \text{ N} \quad (2.16)$$

Motor yük koşulları belirlenirken, ilgili sertifikasyon dokümanından, CS23'ten faydalanılmıştır. Bu doküman içerisinde yer alan, CS23.361 (a1) ve (a2) bentlerine göre yük koşulları tanımlamaları yapılmıştır [6]. Pozitif ve negatif limit manevra yük faktörleri belirlenmiş ve buna göre toplamda 3 adet yük koşulu hesaplanmıştır. Yatay yükleme koşulu için de motor iskelet yapısı yatay yük faktörü belirlenmiş ve 1 adet yük koşulu da bu şekilde hesaplanmıştır. Toplamda 4 adet yük koşulu hesaplanmıştır.

Yapısal tasarım ve analiz çalışmaları, hesaplanan bu 4 yük koşulu ile gerçekleştirilecektir.

Yukarıda yapılan hesaplamalara göre yük koşulları ve barındırdığı kuvvet ve momentler limit durum için Çizelge 2.2’de belirtilmiştir.

Çizelge 2.2 : Motor yük koşulları – limit.

Motor Yük Koşulları - Limit Yükleme						
Yük Koşulu Numarası	N_x [N]	N_y [N]	N_z [N]	M_x [Nmm]	M_y [Nmm]	M_z [Nmm]
1	-4410,00	0	-13587,83	6778979,26	0	0
2	-4410,00	0	-18117,11	6389602,86	0	0
3	-4410,00	0	9058,55	6389602,86	0	0
4	0	-4015,96	0	0	0	0

2.4 Nihai Yük Koşullarının Hesaplanması

Nihai yükleme durumu, hava aracına ömrü boyunca gelmesi imkânsız olan yük koşulunu ifade etmektedir. Nihai durumdaki yük koşullarına, hava aracının en az 3 saniye kadar, herhangi bir kopma/kırılma gibi bir hasar meydana gelmeden dayanabilmesi gerekmektedir. Nihai yükleme, limit yük koşullarının 1,5 güvenlik faktörü ile çarpılması ile elde edilir [10]. Limit ve nihai yükleme koşulları, CS23.301 ve CS23.305 sertifikasyon maddelerinde de belirtilmektedir [6]. Nihai motor yük koşulları sertifikasyon maddelerince hesaplanmış ve Çizelge 2.3’te belirtilmiştir.

Çizelge 2.3 : Motor yük koşulları – nihai.

Motor Yük Koşulları - Nihai Yükleme – 1,5xLimit						
Yük Koşulu Numarası	N_x [N]	N_y [N]	N_z [N]	M_x [Nmm]	M_y [Nmm]	M_z [Nmm]
1	-6615,00	0	-20381,75	10168468,89	0	0
2	-6615,00	0	-27175,66	9584404,29	0	0
3	-6615,00	0	13587,83	9584404,29	0	0
4	0	-6023,94	0	0	0	0

Motor iskelet yapısal tasarım ve analizleri gerçekleştirilen bu çalışmada, nihai yüklemeler kullanılmıştır. Nihai yüklemeler neticesinde yapısal analiz çalışmaları yürütülmüş ve neticesinde motor iskelet elemanları yapısal tasarım açısından uygunlaştırılmıştır.

2.5 Güvenli Arıza Yük Koşullarının Hesaplanması

Motor iskelet elemanlarının güvenli arıza prensibi ile tasarlanması gerekmektedir. Motor iskelet elemanlarında oluşabilecek herhangi bir hasarda, yapının geri kalanının güvenli çalışması beklenmektedir. Çalışma kapsamında güvenli arıza analizleri altında 2 tipte yapısal analiz gerçekleştirilmiştir. Birincisi motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantılardan birinin kaybedilmesi durumunda, geri kalan bağlantıların işleyişinin devam etmesini sağlaması üzerinedir. Bir diğeri ise iskelet elemanlarından birinde oluşabilecek bir hasar durumunda, geride kalan iskelet elemanlarının güvenli aynı işlevi sağlaması üzerinedir.

Güvenli arıza prensibi için yük koşullarında farklılıklar mevcuttur. Güvenli arıza analizleri limit veya nihai yüklemeler altında incelenmemektedir. Bağlantının veya iskelet elemanlarından birinin kaybedilmesi durumunda, pilotun fark edeceği göz önünde bulundurulmaktadır. Bu sebeple, hava araçlarının hemen hemen her uçuşta karşılaşma ihtimalinin yüksek olduğu yük koşulları ile analizler gerçekleştirilmektedir. Bu yük koşulları ise limit yükün 0,67 katı olarak tanımlanmaktadır. Temkinli bir yaklaşım ile proje kapsamında gerçekleştirilen güvenli arıza analizlerinde, güvenli arıza yükleri limit yükün 0,7 katı olacak şekilde kullanılmıştır. Çizelge 2.4'te motor yük koşulları için güvenli arıza senaryolarında kullanılan yük koşulları belirtilmektedir.

Çizelge 2.4 : Motor yük koşulları – güvenli arıza.

Motor Yük Koşulları – Güvenli Arıza Yükleme – 0,7xLimit						
Yük Koşulu Numarası	N_x [N]	N_y [N]	N_z [N]	M_x [Nmm]	M_y [Nmm]	M_z [Nmm]
1	-3087	0	-9511,48	4745285,48	0	0
2	-3087	0	-12681,98	4472722,00	0	0
3	-3087	0	6340,99	4472722,00	0	0
4	0	-2811,17	0	0	0	0

Çizelge 2.2, 2.3 ve 2.4'te belirtilen yük koşulları, sertifikasyon senaryolarına uygun olacak şekilde iskelet elemanları yapısal analizlerinde kullanılmıştır.

3. KULLANILAN PROGRAMLAR VE ANALİZ METOTLARI

3.1 Kullanılan Programlar

3.1.1 CATIA V5R19

CATIA V5R19, Dassault Systemes tarafından geliştirilmiş olan üç boyutlu (3D) bilgisayar destekli yazılım (CAD) programıdır. Endüstriyel tasarım ve mühendislik alanlarında sıklıkla tercih edilmektedir. Karmaşık geometrilerin tasarımlarının yapılması ve tasarımların optimize edilmesine olanak tanımaktadır. Otomotiv, makine mühendisliği ve havacılık endüstrilerinde yaygın olarak kullanılmaktadır.

CATIA V5R19 tasarım programı içerisinde temel geometri tasarımları ve yapısal analizler ile olgunlaşan yapıların tasarımları gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında iskelet elemanları ve civar yapıların tasarımlarının hepsi bu tasarım programı ile tasarlanmış ve yapısal analizlerin gerçekleştirilmesi için .step veya .igs uzantılı dosya çıktıları alınmıştır.

3.1.2 Hypermesh 2017.1

Hypermesh, Altair Engineering tarafından geliştirilmiş olan yüksek performanslı bir sonlu elemanlar modelleme ve ağ oluşturma yazılımıdır. Hypermesh programı yapısal analiz, akışkanlar dinamiği, termal ve manyetik alanlar gibi farklı mühendislik disiplinlerinde sonlu elemanlar modelinin kurulmasında kaliteli ağ yapısı kurulmasına olanak tanımaktadır. Yüksek çözünürlükte ağ oluşturma, model doğrulama ve sonuç analizi gibi işlemlerin etkili bir şekilde gerçekleştirilmesine olanak tanımaktadır. Otomotiv ve havacılık endüstrisinde sıklıkla kullanılmaktadır.

Hypermesh 2017.1 programı, tasarım programı ile tasarlanmış olan geometrilerin sonlu elemanlar modellenmesinde, ağ yapısının oluşturulmasında ve yapısal analize hazırlanmasında kullanılmıştır. Yapısal analizler neticesinde sonuç analizlerinin gerçekleştirilmesinde de bu çalışma kapsamında kullanılmıştır.

3.1.3 MSC Nastran 2019.0

MSC Nastran mühendislik simülasyonları için geliştirilmiş olan, sonlu elemanlar analiz programıdır. Yapısal, dinamik ve termal gibi analizlerin çözdürülmeleri için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu yazılım, karmaşık mühendislik problemlerinin çözdürülmesinde yardımcı olmaktadır. Farklı analiz ve simülasyonlarının çözümünde yetkinlik sunmaktadır. MSC Nastran çözücüsü, güçlü çözüm algoritmalarına sahiptir ve otomotiv, havacılık gibi endüstrilerde, mühendislik problemlerinin çözdürülmesinde etkin bir rol oynamaktadır.

Çalışma kapsamında yapısal bileşenlerin sonlu eleman modellerinin çözdürülmesinde MSC Nastran 2019.0 yazılımı kullanılmıştır. Sonlu elemanlar modellerinin, Hypermesh programından .bdf şeklinde çıktıları alınmıştır. Bu çıktılar MSC Nastran yazılımına girdi olarak verilmiş ve çözümler .op2 olarak elde edilmiştir.

3.1.4 MATLAB R2018b

MATLAB R2018b, MathWorks tarafından geliştirilen, özellikle mühendislik ve bilimsel hesaplamalar için kullanılan güçlü bir yazılım platformudur. Matematiksel modelleme, veri analizi, algoritma geliştirme ve simülasyon gibi çeşitli uygulamalarda yaygın olarak kullanılan MATLAB, kullanıcıların karmaşık matematiksel hesaplamaları ve veri görselleştirmelerini kolaylıkla gerçekleştirmesine olanak tanır.

Çalışma kapsamında MATLAB R2018b yazılımı, iskelet elemanlarının kalınlıklarının belirlenmesinde etkin olarak kullanılmıştır. Grafik ve tablo çıktıları sayesinde mühendislik yaklaşımına olanak tanımıştır. Ayrıca GUI bölümünden yararlanılarak bir ara yüz oluşturulmuştur.

3.1.5 Excel 2016

Excel 2016, Microsoft tarafından geliştirilen, veri analizi, hesaplama ve grafik oluşturma işlemleri için kullanılan güçlü bir elektronik tablo yazılımıdır. Hemen hemen tüm mühendislik disiplinlerinde kullanılan Excel, veri analizi konusunda oldukça kullanışlı bir ara yüze sahiptir. Kontrol edilebilirliği ve kolay kullanımı nedeniyle birçok alanda rahatlıkla kullanılmaktadır.

Çalışma kapsamında, öncül konsept çalışmalarının yapısal analiz hesaplamalarının yapılmasında ve konsept tasarımın belirlenmesinde etkin bir şekilde kullanılmıştır.

Ayrıca çalışma için oldukça kritik olan MATLAB kodlaması için ihtiyaç duyulan girdilerin sağlanması için kullanılmıştır.

3.2 Analiz Metotları

3.2.1 Von Mises gerilmesi

Von Mises gerilmesi mühendislik ve malzeme disiplinlerinde, plastik deformasyonun ve kırılmanın değerlendirilmesinde kullanılan bir gerilme kriteridir. Von Mises gerilmesi, malzemeye farklı yönlerden gelen gerilmeleri birleştirerek, sünek ve izotropik malzemelerden üretilen yapısal elemanların plastik deformasyona uğrayıp uğramadığını değerlendirmek amacıyla kullanılmaktadır. Hesaplanan Von Mises gerilmesi malzemenin kopma veya akma sınırı ile karşılaştırılabilmektedir. Eğer ki, Von Mises gerilmesi, malzemenin akma dayanımından düşük bir mertebede ise akma beklenmemekteyken, yüksek ise akma beklenmektedir. Matematiksel olarak Von Mises gerilmesinin genel formülü Denklem 3.1’de belirtildiği gibidir. Burada; σ_{vm} Von Mises gerilmesini, σ_{11} , σ_{22} ve σ_{33} eksenel gerilmelerini, σ_{12} , σ_{31} ve σ_{23} kesme gerilmelerini ifade etmektedir [11, 12].

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2] + 3(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2)} \quad (3.1)$$

Von Mises gerilme hesaplamalarında eksenel gerilmenin yönü σ_{11} ile ifade edilmektedir. σ_{22} ve σ_{33} ile belirtilen eksenlerde gerilmelerin etkileri hariç tutulmuştur. Ayrıca, σ_{12} ile ifade edilen gerilme kayma gerilmesi olarak tanımlanmış ve diğer yönlerdeki kayma gerilmeleri (σ_{23} ve σ_{13}) hesaplamalarda hariç tutulmuştur. Denklem 3.2’de hariç tutulan gerilme değerlerinin sıfıra eşit olduğu varsayımından bahsedilmektedir.

$$\sigma_{22} = \sigma_{33} = \sigma_{23} = \sigma_{31} = 0 \quad (3.2)$$

Denklem 3.2’de belirtilen değerler, Denklem 3.1’de yerine konulduğunda Von Mises gerilmesi Denklem 3.3 ve 3.4’deki gibi sadeleştirilebilmektedir.

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_{11})^2 + (-\sigma_{11})^2] + 3(\sigma_{12}^2)} \quad (3.3)$$

$$\sigma_{vm} = \sqrt{(\sigma_{11})^2 + 3(\sigma_{12}^2)} \quad (3.4)$$

Çekme/basma, eğilme, kayma ve burulma gerilmeleri farklı yönlü gerilmelerdir. Belirtilen gerilmeler aşağıda belirtilen Denklem 3.5 ve 3.6 ile Von Mises gerilme hesabında kullanılmaktadır. Burada; $\sigma_{B/\zeta}$ basma/çekme kuvvetlerinden kaynaklanan gerilmeyi, $\sigma_{Eğilme}$ eğilme momentlerinden kaynaklanan gerilmeyi, σ_{Kayma} kesme kuvvetlerinden kaynaklanan gerilmeyi, $\sigma_{Burulma}$ burulma momentlerinden kaynaklanan gerilmeyi temsil etmektedir.

$$\sigma_{11} = \sigma_{B/\zeta} \pm \sigma_{Eğilme} \quad (3.5)$$

$$\sigma_{12} = \sigma_{Kayma} \pm \sigma_{Burulma} \quad (3.6)$$

Burulma ve eğilme gerilmeleri, kesit içerisinde farklı yönlerde gerilmeler meydana getirmektedir. Maksimum gerilmeyi bulmak için pozitif ve negatif olarak gerilmeler toplanmaktadır. Bu sayede, kesit içerisindeki maksimum Von Mises gerilmesi elde edilmektedir.

Çekme/basma gerilmeleri, eksenel yöndeki kuvvetler ile oluşmaktadır. Basma veya çekme kuvvetleri yönlerine göre negatif veya pozitif olarak ifade edilmektedir. Basma kuvvetleri negatif işaret ile gösterilirken, çekme kuvvetleri pozitif işaret ile gösterilmektedir. Basma ve çekme kuvvetlerinden dolayı oluşan gerilme genellikle kesit boyunca sabittir. Aşağıda basma/çekme kuvvetleri neticesinde oluşan gerilmenin hesaplaması Denklem 3.7’te gösterilmektedir. Burada, $F_{B/\zeta}$ basma/çekme kuvvetini, A kesit alanını, $\sigma_{B/\zeta}$ ise basma/çekme gerilmesini ifade etmektedir.

$$\sigma_{B/\zeta} = \frac{F_{B/\zeta}}{A} \quad (3.7)$$

Kayma gerilmeleri, malzemenin kesit alanına paralel olarak gelen kesme kuvvetleri nedeniyle oluşmaktadır. Maksimum kayma gerilmesi aşağıda yer alan Denklem 3.8 ile hesaplanmaktadır. Burada; σ_{Kayma} kayma gerilmesini, V kesme kuvvetini, Q birinci alan atalet momentini, I alan atalet momentini, t ise kesitteki kalınlığı ifade etmektedir.

$$\sigma_{Kayma} = \frac{VQ}{It} \quad (3.8)$$

Eğilme gerilmesi, malzemenin üzerine gelen eğilme momentlerinden kaynaklı olarak oluşmaktadır. Eğilme gerilmeleri kesit alanında bir tarafta basma, bir tarafta çekme gerilmesi yaratabilmektedir. Bu sebeple kesit üzerinde farklı etkileri oluşturabilmektedir. Eğilme gerilmesi genellikle kesitin alt ve üst dış yüzeylerinde maksimum olmaktadır. Eğilme kaynaklı gerilme Denklem 3.9 ile hesaplanmaktadır.

Burada; $\sigma_{Eğilme}$ eğilme momentlerinden kaynaklı gerilmeyi, M_E eğilme momentlerini, c nötr eksenine olan uzaklığı, I ise kesit alan atalet momentini ifade etmektedir.

$$\sigma_{Eğilme} = \frac{M_E c}{I} \quad (3.9)$$

Burulma gerilmesi, bir elemanın kendi eksenini etrafında dönmeye maruz kalmasıyla oluşan gerilmedir. Burulma gerilmesi, bir tüp, çubuk veya mil gibi elemanların, kendi eksenini etrafında tork uygulanması durumunda oluşabilmektedir. Kesitin dış yüzeyinde maksimum burulma gerilmesi oluşmaktadır ve Denklem 3.10 ile ifade edilebilmektedir. Burada; $\sigma_{Burulma}$ burulma momentlerinden (tork) kaynaklı olarak oluşan gerilmeyi, T burulma momentini, r kesitin dönme merkezinden olan uzaklığı ve J kesitin polar atalet momentini ifade etmektedir.

$$\sigma_{Burulma} = \frac{Tr}{J} \quad (3.10)$$

3.2.2 Lineer burkulma

Lineer burkulma, elastik bir malzemenin aksenal basma kuvvet altında, yanıl deformasyona uğraması sonucu meydana gelen burkulma hareketidir. Genellikle uzun ve ince, kiriş gibi elemanlarda meydana gelmektedir. Bu doğrusal burkulma hareketinin kritik yüklemesi Euler burkulma yükü ile ifade edilebilmektedir. Euler burkulma yükü Denklem 3.11’de belirtildiği gibi hesaplanmaktadır [11]. Burada; E Young modülünü, I atalet momentini, k sınır koşullarına bağlı etkin boy katsayısını, L ise kirişin uzunluğunu belirtmektedir.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(kL)^2} \quad (3.11)$$

3.2.3 Lokal burkulma

Lokal burkulma, bir yapı elemanının, genellikle daha ince olan bölgesinde, uygulanan kuvvetler ile elemanın tamamı yerine yalnızca küçük bir kısmının etkileyerek deformasyona uğraması durumudur. Lokal burkulma genellikle düzlemsel yüzeylerde, ince cidarlı yapılarda ve ince cidarlı kirişlerde meydana gelmektedir. Lokal burkulma, ince cidarlı silindirik kesit alanına sahip yapılar için Denklem 3.12’de belirtilen matematiksel ifade ile hesaplanmaktadır [13]. Burada; σ_{cr} kritik lokal burkulma gerilmesini, E malzemenin Young modülünü, ν Poisson Oranı’nı, γ korelasyon faktörünü, r_o dış yarıçapı ve r_i iç yarıçapı ifade etmektedir.

$$\sigma_{cr} = \frac{\gamma E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \frac{r_o - r_i}{r_o} \quad (3.12)$$

Korelasyon faktörü ise Denklem 3.13 ve 3.14’de belirtildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$\gamma = 1 - 0,901(1 - e^{-\phi}) \quad (3.13)$$

$$\phi = \frac{1}{16} \sqrt{\frac{r_o}{r_o - r_i}} \quad (3.14)$$

Lokal burkulma, yalnızca eksenel yüklemelerden meydana gelmektedir. Eksenel gerilmeler ise yalnızca eğilme momenti ve eksenel kuvvetler sonucunda oluşmaktadır. Bu sebeple, kesme kuvvetlerinin ve burulma momentlerinin lokal burkulma üzerinde herhangi bir etkisi olmamaktadır.

3.2.4 Güvenlik faktörü (Reserve Factor – RF)

Güvenlik faktörü, malzeme üzerinde gerçekleşen gerilme veya burkulma kuvvetlerine karşı yapının güvenlik katsayısını ifade etmektedir. Malzeme için müsaade edilen gerilme ve burkulma kuvvetlerinin, oluşan gerilme veya burkulma kuvvetlerine, oranı ile hesaplanmaktadır.

Von Mises gerilmesi için güvenlik faktörü Denklem 3.15’te verilen matematiksel ifade ile hesaplanmaktadır. Burada F_{tu} malzemenin nihai yükleme altındaki çekme dayanımını göstermektedir.

$$RF_{vm} = \frac{F_{tu}}{\sigma_{vm}} \quad (3.15)$$

Lineer burkulma için güvenlik faktörü Denklem 3.16’da belirtilen matematiksel ifade ile hesaplanmaktadır.

$$RF_{LiB} = \frac{P_{cr}}{P_{Basma}} \quad (3.16)$$

Lokal burkulma için güvenlik faktörü Denklem 3.17’de belirtilen matematiksel ifade ile hesaplanmaktadır.

$$RF_{LoB} = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{11}} \quad (3.17)$$

3.3 Yapısal Analiz Yöntemleri

3.3.1 Sonlu elemanlar yöntemi

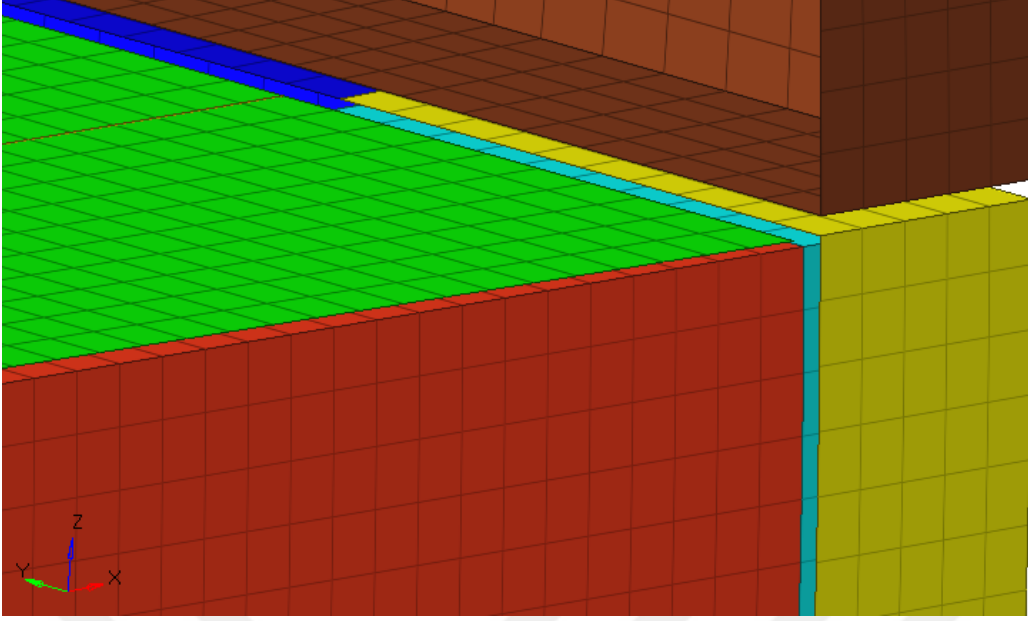
Sonlu elemanlar yöntemi, bir yapıyı veya sistemi, basit elemanlara bölerek çözümleme yöntemidir. Bu küçük ve basit elemanlar, daha büyük bir sistemin davranışını modellemek için kullanılmaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi ile tasarlanan parça, model ve sistemlerin zayıf noktalarının ifade edilmesi veya kuvvetli olduğu kısımların gösterilmesi renkli çıktılar veya oluşturulan videolar ile anlaşılır kılınmaktadır [14].

Sonlu elemanlar modellerinin kurulması için genellikle mühendislik yazılımlarından faydalanılmaktadır. Bu yazılımlar arasında, Hypermesh 2017 yazılımı, model kurulumu, çözüm sonrası görüntüleme için bu çalışma kapsamında kullanılmıştır.

Sonlu elemanlar yönteminde yer alan yapılar için farklı tiplerde elemanlar kullanılmaktadır. Kullanılan farklı tipte elemanların, sonlu eleman modelinin gerçekçiliğini arttırmak için doğru ve yerinde kullanılması gerekmektedir. Çalışma kapsamında kullanılan sonlu elemanlar aşağıdaki gibidir.

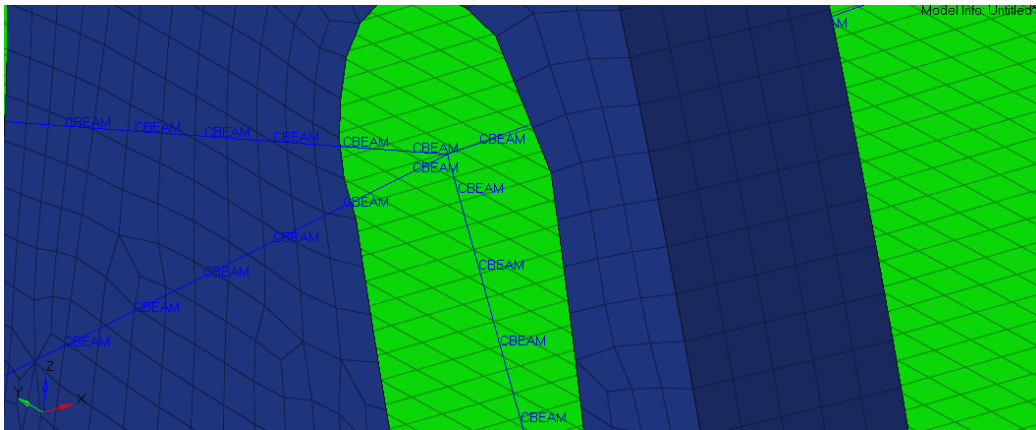
- CQUAD
- CBEAM
- CBUSH
- RBE3

CQUAD elemanları, 4 düğüm noktasına sahip dörtgen şeklindeki elemanlardır. Bu elemanlar iki boyutlu analizlerde kullanılmaktadır. Dörtgen elemanlar, üçgen elemanlara kıyasla daha doğru sonuçlar verebilmektedir. Dörtgen elemanlar ile kurulan ağ yapısı, daha yüksek çözünürlüğe ve daha iyi şekillendirilmiş bir ağ yapısına sahip olabilmektedir. Bu nedenle, diğer eleman tiplerine göre, iki boyutlu analizlerde daha yüksek doğrulukta analiz çıktıları verebilmektedir. Çalışma kapsamında, CQUAD elemanlar gövde yapısal elemanlarının, çerçeve, omurga kirişi ve gövde kirişi gibi, modellenmesinde kullanılmıştır. CQUAD elemanlar, çalışma kapsamında hazırlanan sonlu elemanlar modellemelerinde Şekil 3.1’de belirtildiği gibi kullanılmaktadır.



Şekil 3.1 : CQUAD elemanların sonlu elemanlar modellemesindeki kullanımı.

CBEAM elemanlar, iki düğüm noktasına sahip, doğrusal, genellikle kiriş benzeri yapıların analizlerinde kullanılan elemanlardır. Bu elemanlar bir boyutlu modelleme gereksinimi duyulan yerlerde kullanılmaktadırlar. Kiriş elemanları kesit tanımlamasına imkan tanıyan, bir Nastran eleman türüdür. Basitleştirilmiş modellemesi, doğruluğa yakın modellemesi sebebiyle kiriş benzeri bir boyutlu modellenebilecek yapılarda sıklıkla uygulanmaktadır. Çalışma kapsamında CBEAM elemanları, Şekil 3.2’de gösterildiği gibi, iskelet elemanlarının modellenmesinde kullanılmıştır.

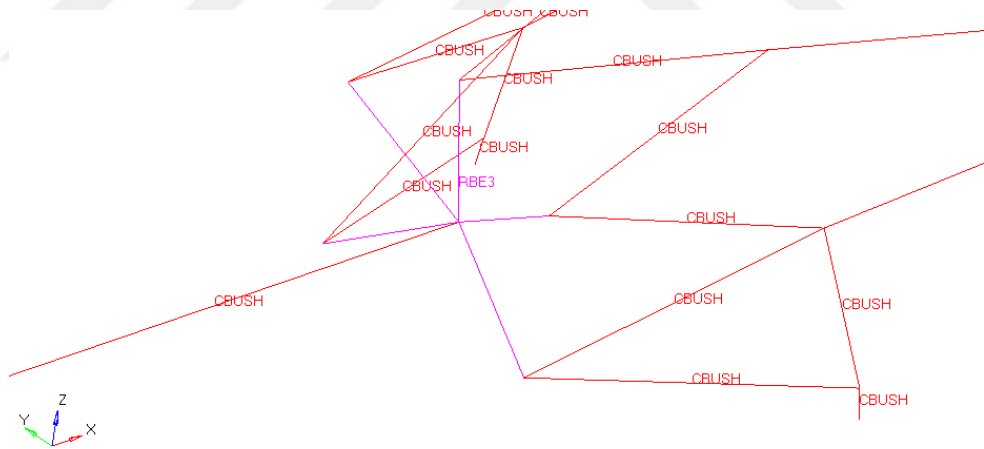


Şekil 3.2 : CBEAM elemanlarının sonlu elemanlar modelinde kullanımı.

CBUSH elemanları, Nastran içerisinde yay elemanları olarak tanımlanmıştır. Basit modellemesi ve kullanıcı manipülasyonuna müsait olması sıklıkla tercih edilmesine sebep olmaktadır. CBUSH elemanları, iki düğüm noktasına sahip, doğrusal yay

elemanlardır. CBUSH elemanları katılık (stiffness) değerleri, bağlantı sağlandığı plakaların kalınlıkları ve plaka malzemelerine göre değişim gösterebilmektedir. CBUSH elemanlarının 6 ekseninde, 3 doğrusal ve 3 dönme ekseninde, genellikle N/mm veya N/m birimli katılık değerleri bulunmaktadır. Yay elemanlarının katılık değerleri hesaplanırken Huth formülünden faydalanılmaktadır [15]. Gerekli olduğu yerde, rijit olarak modelleme imkânı da sunan CBUSH elemanları, sonlu elemanlar analizlerinde sıklıkla kullanılmaktadır. Rijit katılığa sahip CBUSH elemanları tanımlamaları için Hypermesh programında her bir yönde 1e8 N/mm katılık değerleri tanımlanmaktadır [16].

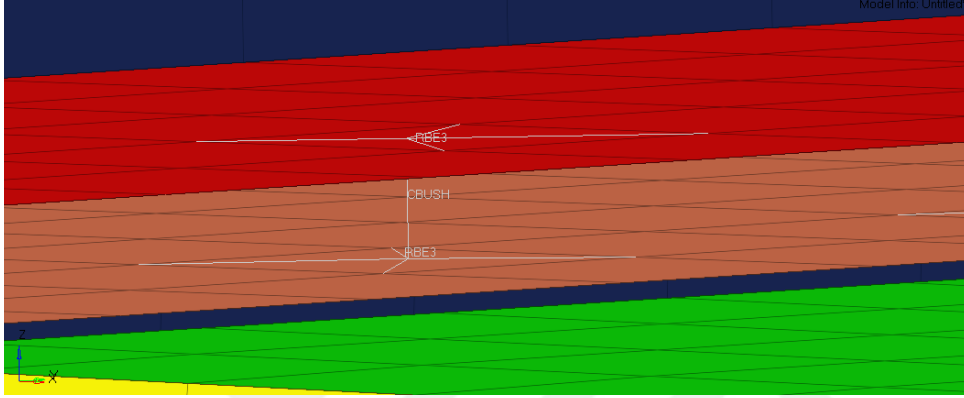
Çalışma kapsamında kurulan sonlu elemanlar modellerinde CBUSH elemanları ile motor modellemesi gerçekleştirilmiştir. Sabit bir yapı ihtiyacı ile motor modellemesinde kullanılmasının yanı sıra öncül konsept tasarımlarında iskelet eleman modellemesinde de uygulanmıştır. Ayrıca CBUSH elemanlarının, bağlayıcı modellemelerde Huth formülünden yararlanılarak katılıkları hesaplanmış ve RBE3 elemanları ile kombine bir şekilde bağlayıcı modellemesi için kullanılmıştır [15]. Şekil 3.3'te CBUSH elemanları ile hazırlanan sonlu elemanlar modeli gösterilmektedir.



Şekil 3.3 : CBUSH elemanlarının sonlu elemanlar modelinde kullanımı.

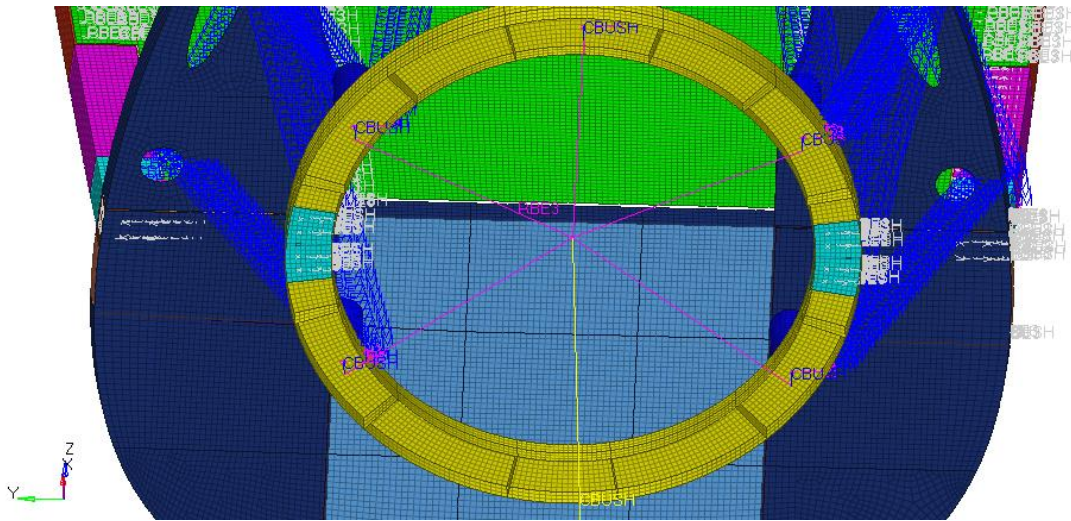
RBE3 elemanları, sonlu elemanlar yönteminde katı cisimler arasındaki bağlantıyı sağlamak amacıyla kullanılan yapısal elemanlardır. Farklı bileşenler arasındaki hareketi kısıtlamak ve birleşimi oluşturmak için tercih edilirler. Bu elemanlar, bir bağımlı ve birden fazla bağımsız düğüm noktasından oluşur. Bağımlı düğüm noktası, RBE3 elemanının merkezinde yer alırken, bağımsız düğüm noktaları ise bağlantının sağlandığı çoklu düğüm noktaları için yapılan isimlendirmedir. Çalışma kapsamında oluşturulan sonlu eleman modellerinde, bir bağımlı düğüme bağlı çok sayıda bağımsız

düğüm içeren RBE3 elemanları yaygın olarak kullanılmıştır. Bağlandıkları düğüm noktaları arasında farklı serbestlik derecelerinin tanımlanmasına olanak tanıyarak, hareketin sınırlandırılacağı eksenlerde serbestlik kontrolü sağlarlar. Bu çalışmada, bağlayıcı modellemelerde kullanılan CBUSH elemanları ile yapı modellemelerinde yer alan CQUAD elemanları arasında bağlantı kurmak amacıyla kullanılmıştır. Böylece bağlayıcı ve yapısal modeller arasında bütünlük sağlanmıştır. Şekil 3.4'te, RBE3 ve CBUSH elemanlarıyla oluşturulan bağlayıcı modelleme sunulmaktadır.



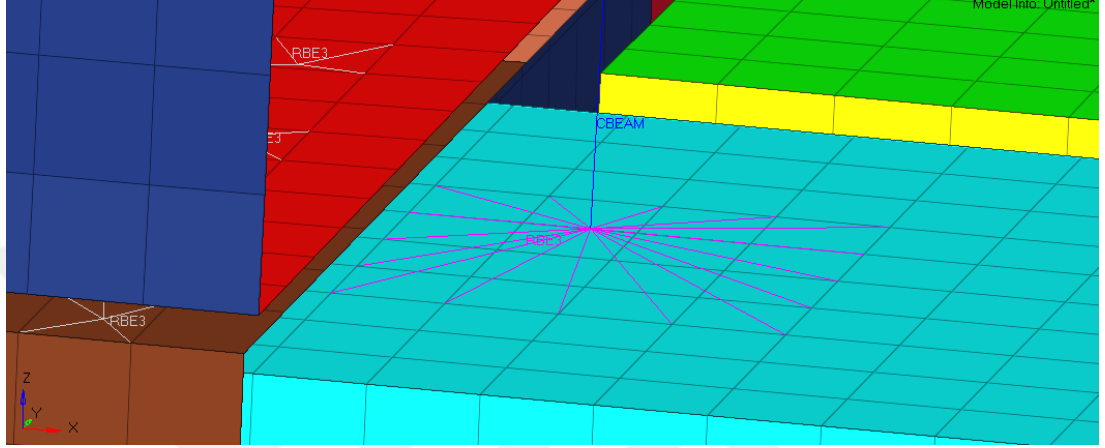
Şekil 3.4 : RBE3 ve CBUSH elemanları kullanılarak bağlayıcı modellemesi.

RBE3 elemanları, bağımlı ve bağımsız düğüm noktaları arasındaki mesafenin değişmesine olanak tanır [17]. Bu özellikleri sayesinde, yüklerin belirli bölgelerden geniş bir alana dağıtılması gereken durumlarda sonlu elemanlar modellerinde yaygın olarak tercih edilir. Bu çalışmada ise, yük koşullarının iskelet elemanlarına aktarılmasını sağlamak amacıyla RBE3 elemanları kullanılmış ve ilgili uygulama Şekil 3.5'te gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : RBE3 elemanlarının motor yük koşullarının uygulanması için kullanımı.

İskelet elemanlarının gövde ile bağlantının kurulacağı bölgede, RBE3 elemanı kullanılmıştır. CBEAM olarak modellenen iskelet elemanlarının gövdeye en yakın konumda yer alan düğüm noktası, RBE3 elemanının bağımlı düğüm noktası olacak şekilde, RBE3 elemanı oluşturulmuştur. RBE3 elemanının bağımsız düğüm noktaları ise bağlantının sağlanacağı gövde elemanı üzerinden seçilmiştir. Şekil 3.6’da, sonlu elemanlar modellemesinde kurulan bağlantı gösterilmektedir.



Şekil 3.6 : İskelet elemanları ile gövde arasında kurulan bağlantı.

3.3.2 El hesapları

Çalışma kapsamında sonlu elemanları modellemelerinin yanı sıra el hesapları ile sonlu eleman model çıktıları değerlendirilmiştir. Sonlu elemanlar modellerinden elde edilen, kuvvet ve moment değerleri ile Von Mises gerilmeleri ve kritik burkulma kuvvetleri hesaplanmıştır. 3.2 *Analiz Metotları* bölümünde belirtilen formüller kullanılarak, MATLAB programında bir hesaplama aracı oluşturulmuştur.

MATLAB programında oluşturulan hesaplama aracında, sonlu elemanlar modellemesinden elde edilen kuvvet ve moment sonuçları kullanılmaktadır. Her bir iskelet elemanı üzerine gelen kuvvet ve momentler Excel programına çekilmiştir. Excel programında iskelet elemanı numarasına göre sınıflandırılan bu kuvvet ve moment çiftleri MATLAB kodlamasının bir girdisi olarak kullanılmaktadır. MATLAB’te yazılan hesaplama aracında, Von Mises gerilmeleri, lineer burkulma ve lokal burkulma kriterlerine göre güvenlik faktörleri hesaplanmaktadır. Hesaplanan güvenlik faktörlerine göre farklı iskelet elemanı kalınlıkları için grafik çıktıları oluşturulmaktadır. Grafik çıktılarından, uygun kalınlıklar mühendislik yaklaşımı yapılmasına olanak tanıyacak şekilde, iskelet elemanları için yarıçap seçimini mümkün kılmaktadır.

Grafiklerden elde edilen iskelet elemanı yarıçapları, oluşturulan MATLAB ara yüzünde girdi olmaktadır. Her bir iskelet elemanı numarası için sağlanan girdi sonucunda, en düşük güvenlik katsayısına sahip eleman numarası, en düşük güvenlik katsayısının görüldüğü yük koşulu gibi kritik çıktılar kolaylıkla elde edilmektedir.



4. MOTOR İSKELET YAPISI TASARIMI

4.1 İskelet Eleman Sınırları

Motor iskelet elemanlarının sınırları *1.6 Temel Geometri Tasarımı* bölümünde, benzer uçaklar kullanılarak hesaplanmıştır. Bu sınırlar referans alınarak, sınırların arasına farklı konseptlerde olan iskelet elemanları tasarım çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Çizelge 4.1’de, motor iskelet elemanları için bağlantı sınırları verilmiştir.

Çizelge 4.1 : İskelet elemanları bağlantı koordinatları.

İskelet Elemanları Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Numarası – Açıklama	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1 – Motor & İskelet Elemanı Bağlantı Noktası	915,50	-216,00	-135,00
2 – Motor & İskelet Elemanı Bağlantı Noktası	915,50	-216,00	135,00
3 – Motor & İskelet Elemanı Bağlantı Noktası	915,50	0,00	250,00
4 – Motor & İskelet Elemanı Bağlantı Noktası	915,50	216,00	135,00
5 – Motor & İskelet Elemanı Bağlantı Noktası	915,50	216,00	-135,00
6 – İskelet Elemanı & Gövde Bağlantı Noktası	1416,33	412,60	-250,00
7 – İskelet Elemanı & Gövde Bağlantı Noktası	1416,33	-412,60	-250,00
8 – İskelet Elemanı & Gövde Bağlantı Noktası	2440,00	379,32	147,64
9 – İskelet Elemanı & Gövde Bağlantı Noktası	2440,00	-379,32	147,64

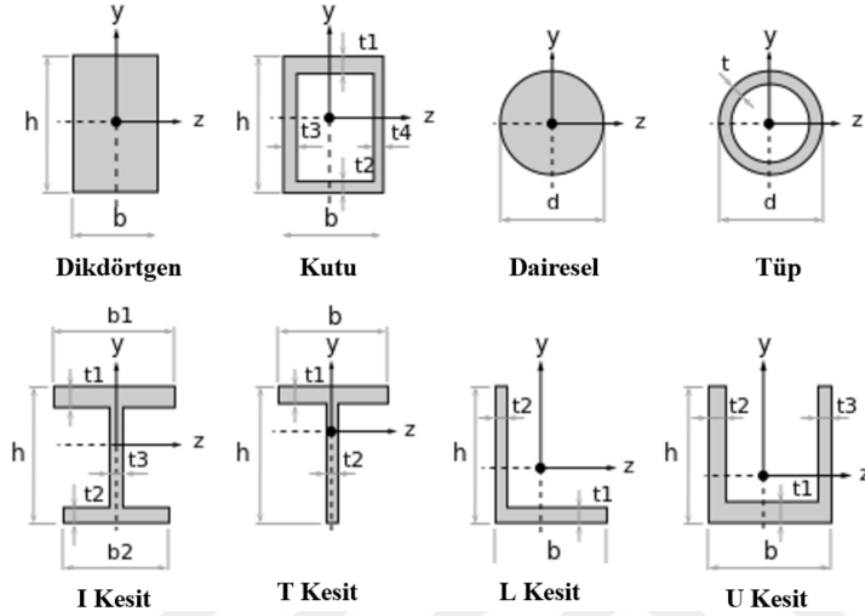
Motor iskelet yapılarının öncül tasarımının yapılabilmesi için gerekli olan yük koşulları *2. Motor Yük Koşullarının Hesaplanması* bölümünde elde edilmiştir. Bu yük koşullarından en zorlayıcı durum olan, nihai yükleme durumu, motor iskelet elemanlarına uygulanarak statik analizler gerçekleştirilmiştir. Aynı zamanda, konsept tasarımların belirlenmesi aşamasında güvenli arıza göz önünde bulundurulmuştur.

Hesaplanan yük koşulları, konsept iskelet elemanlarına uygulanarak, iskelet elemanları üzerinde meydana gelen gerilmeler hesaplanmıştır. Güvenli arıza kriterleri de göz önünde bulundurularak, en uygun konseptte sahip iskelet eleman tasarımı seçilmiştir.

4.2 İskelet Elemanları için Kesitin Belirlenmesi

Konsept tasarım çalışmalarına geçilmeden önce iskelet elemanları için kesit belirlenmesi gerekmektedir. İskelet elemanları genellikle uzun, düzlemsel kiriş

elemanlarına benzemektedir. Farklı yapısal bileşenler için farklı türlerde kesitler kullanılabilmektedir. Hava araçlarında, dikdörtgen kesit, I-kesit, T-kesit, kutu kesit ve tüp kesit gibi birçok farklı kesit türü kullanılmaktadır. Şekil 4.1’de, hava araçlarında kullanılan kesit tipleri belirtilmektedir.



Şekil 4.1 : Hava araçlarında kullanılan kesit tipleri.

Kesit alanına ve atalet momentine göre yapının mukavemeti değişiklik göstermektedir. Bir kesitte alan arttıkça yapının mukavemeti artar, gerilme ve deplasman değerlerinde azalma meydana gelir. Ek olarak, kiriş kesitinde atalet momenti artışının da alan ile benzer şekilde mukavemeti artırıcı yönde etkisi bulunmaktadır. Fakat benzer ağırlıkta daha mukavemetli sonuçlar veren kesitler mevcuttur. Bu nedenle, kullanılan kesit tipinin yapıya uygun seçilmesi gerekmektedir.

I, T, L ve U kesit tipleri, genellikle panel gibi ince cidarlı yapılara, destek olan takviye elemanların kesitleri için kullanılmaktadır. Farklı bağlantı konseptlerine ve mukavemet ihtiyaçlarına göre farklı tipte kesitler tercih edilmesi gerekebilmektedir. Belirtilen kesit tiplerinin alanlarına göre atalet momentleri yüksektir, fakat çekme/basma, kesme, eğilme ve burulma gibi kuvvet ve momentler altında oluşan yük koşulları altında farklı davranışlar gösterebilmektedirler. Aynı kesitin, farklı eksenlerde farklı mukavemet değerleri bulunabilmektedir. Örneğin, x eksen doğrultusunda uzanan, T kesit tipine sahip bir kiriş, y ve z eksenlerinde farklı mukavemet davranışlarına sahip olabilmektedir. İskelet elemanları, farklı eksen

takımlarında yüksek mukavemet dayanımı göstermesi gerekmektedir. Bu nedenle, I, T, L ve U kesit tipleri iskelet elemanlarında kullanılması için uygun görülmemiştir.

İçi dolu olan dikdörtgen kesitler, yüksek mukavemete ihtiyaç duyulan alanlarda kullanılabilir fakat içi dolu bir kesit tipi olduğu için ağırlığı fazladır. Aynı ağırlıktaki kutu kesit tipleri, dikdörtgen kesit tiplerine göre yapıya daha fazla mukavemet katabilmektedir. Kutu kesitteki alanların çoğunun asal eksenenden uzakta olması, kutu kesitin atalet momentini yükseltmektedir. Bu nedenle, bazı durumlarda kutu kesitler, dikdörtgen kesitten daha uygun olabilmektedir.

Dairesel kesit ile tüp kesit arasında da benzer bir durum mevcuttur. Tüp kesitlerde, alan genellikle asal eksenenden uzakta yer aldığı için atalet momenti, aynı alana sahip dairesel kesitlere göre yüksektir. Dairesel ve tüp kesitlerin bir avantajı, karmaşık düzendeki yapılarda kullanılabilir olmasıdır. Bükülebilir, kendi aralarında kolaylıkla kaynaklanabilir. İskelet elemanları için de genellikle dairesel ve tüp kesitler kullanılmaktadır. Bu çalışma kapsamında iskelet elemanları için farklı yarıçaplarda tüp kesit tipi kullanılmaktadır.

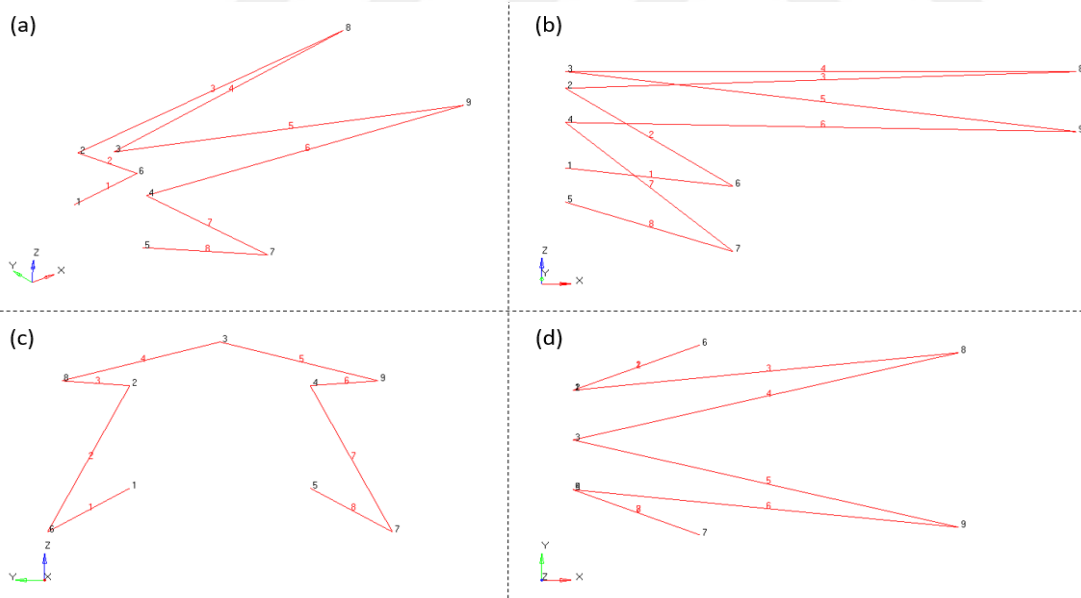
4.3 Öncül Konsept Tasarım Çalışmaları

İskelet elemanlarının tasarım olgunluğuna erişmesi için farklı öncül konsept tasarımları gerçekleştirilerek, yayılı bir yük dağılımı gösteren, düşük deplasman değerine sahip bir iskelet elemanı konseptinin belirlenmesi gerekmektedir. İskelet elemanlarının konsept tasarımlarının gerçekleştirilmesi için *1.6 Temel Geometri Tasarımı* bölümünde hesaplanan motor ve gövde bağlantı noktalarının koordinatlarının kullanılması gerekmektedir. Önceden belirlenmiş olan koordinatlar arasına iskelet elemanları konumlandırılarak, öncül konsept çalışması için 5 farklı motor iskelet yapı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Konseptler hazırlanırken ağırlık ve yük yolları göz önünde bulundurulmuştur. Konseptlerde farklı sayıda ve konumda yer alan iskelet elemanları bulunmaktadır. Eleman konumlandırmalarına ve eleman sayılarına bağlı olarak konseptlerde yük yolları değişiklikler göstermektedir. Bazı iskelet elemanları, üzerine fazla yük çekerken, kimi elemanlar çok daha az yük çekmektedir. Bu sebeple, iskelet elemanları üzerine gelen yüklemeler incelenerek, yayılı bir yük dağılımı gözetilerek, uygun bir konsept seçimi sağlanmıştır. Buna göre aşağıda tasarımı gerçekleştirilen 5 farklı iskelet elemanı konsepti sırasıyla belirtilmiştir.

Konseptler içerisinde iskelet elemanları 1 boyutlu olarak gösterilmiştir. Tüm konseptlerde siyah renkli numaralar noktaları belirtirken, kırmızı renkli numaralar iskelet elemanlarını belirtmektedir. Bir önceki konseptte yer alan iskelet elemanı numaralandırması bir sonraki konsept ile farklılıklar gösterebilmektedir. Bağlantı noktalarını belirten ve siyah renk ile gösterilmiş olan nokta numaraları her konsept için sabittir. 1’den 9’a kadar yer alan bağlantı noktası numaraları tüm konseptlerde aynıdır.

4.3.1 Konsept 1

Konsept 1 toplamda 8 adet iskelet elemanından oluşturulmuştur. 1’den 5’e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar, daha önceden belirlenmiş olan motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 6’dan 9’a kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar ise yine önceden belirlenmiş olan iskelet elemanları ile gövde arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 1’den 8’e kadar kırmızı ile belirtilmiş olan numaralar ise iskelet elemanlarının numarasını göstermektedir. Şekil 4.2’de Konsept 1 tasarımı, eleman ve düğüm noktası numaralandırmaları ile beraber gösterilmektedir.



Şekil 4.2 : Konsept 1 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.

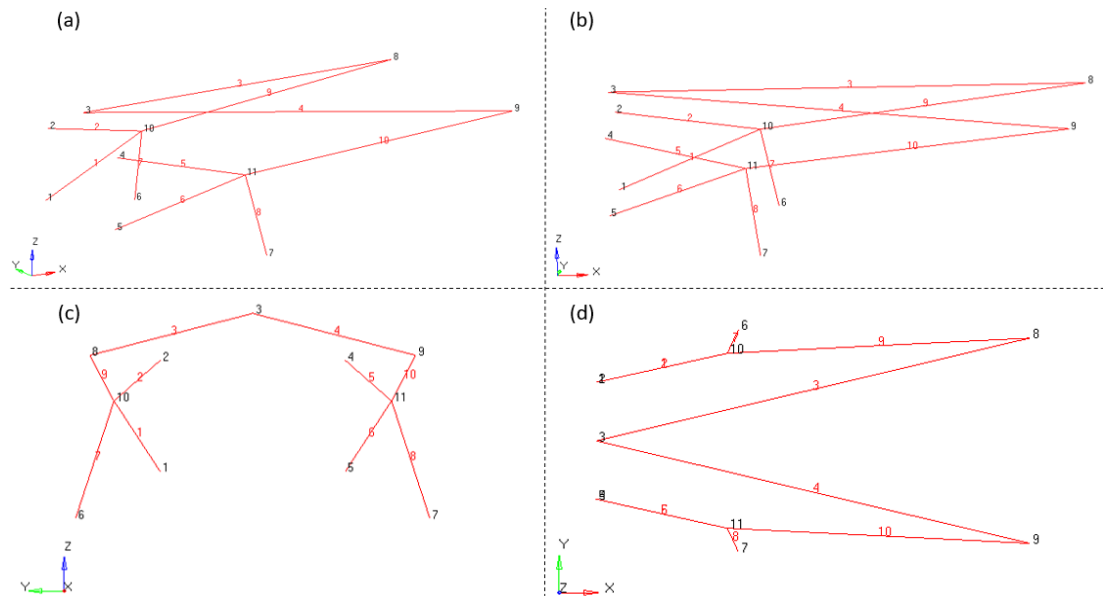
Konsept 1 içerisinde numaralandırılmış, her bir düğüm noktasının koordinatları Çizelge 4.2’de belirtilmiştir.

Çizelge 4.2 : Konsept 1 - düğüm noktası koordinatları.

İskelet Elemanları Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
1	915,50	-216,00	-135,00
2	915,50	-216,00	135,00
3	915,50	0,00	250,00
4	915,50	216,00	135,00
5	915,50	216,00	-135,00
6	1416,33	412,60	-250,00
7	1416,33	-412,60	-250,00
8	2440,00	379,32	147,64
9	2440,00	-379,32	147,64

4.3.2 Konsept 2

Konsept 2, toplamda 10 adet iskelet elemanından oluşturulmuştur. 1'den 5'e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar, daha önceden belirlenmiş olan motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 6'dan 9'a kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar ise yine önceden belirlenmiş olan iskelet elemanları ile gövde arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 1'den 10'a kadar kırmızı ile belirtilmiş olan numaralar ise iskelet elemanlarının numarasını göstermektedir. Konsept 1'den farklı olarak, siyah ile gösterilen 10 ve 11 numaralı merkez noktalar oluşturulmuştur. Bu merkez noktalarda iskelet elemanları birleştirilmiştir. Bir önceki konseptte göre bazı elemanlar kaldırılarak farklı bir konsept oluşturulmuştur. Şekil 4.3'te Konsept 2 tasarımı, eleman ve düğüm noktası numaralandırmaları ile beraber gösterilmektedir.



Şekil 4.3 : Konsept 2 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.

Tüm iskelet elemanı konseptleri için 1’den 9’a kadar olan düğüm noktalarının koordinatları aynıdır. Bu sebeple, her bir konsept içerisinde yalnızca değişen veya eklenen koordinatlar belirtilmiştir. Çizelge 4.3’te, Konsept 2’de yeni eklenen düğüm noktalarının koordinatları belirtilmiştir.

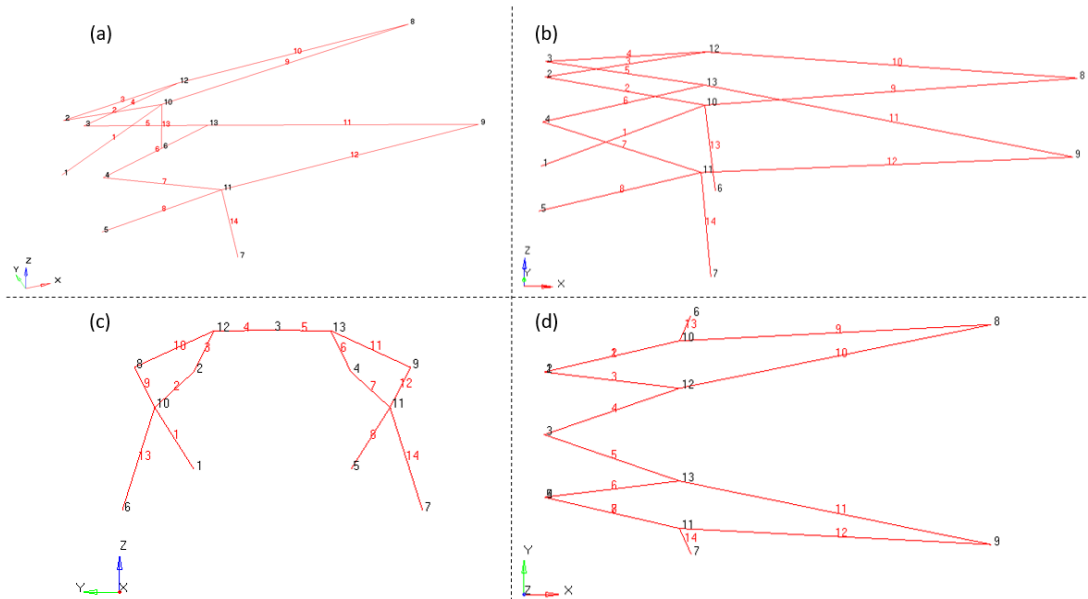
Çizelge 4.3 : Konsept 2 - düğüm noktası koordinatları.

İskelet Elemanları Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
10	1376,33	323,33	36,41
11	1376,33	-323,33	36,41

4.3.3 Konsept 3

Konsept 3, toplamda 14 adet iskelet elemanından oluşturulmuştur. 1’den 5’e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar, daha önceden belirlenmiş olan motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 6’dan 9’a kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar ise yine önceden belirlenmiş olan iskelet elemanları ile gövde arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 1’den 14’e kadar kırmızı ile belirtilmiş olan numaralar ise iskelet elemanlarının numarasını göstermektedir.

Konsept 2’de yer alan 3 ve 4 numaralı iskelet elemanları kaldırılmıştır. Siyah renk ile gösterilen 12 ve 13 numaralı noktalar eklenmiştir. Bu noktalarda üst kısımda kalan iskelet elemanlarının bağlantılarının yapılması planlanmıştır. Şekil 4.4’te Konsept 3 tasarımı, eleman ve düğüm noktası numaralandırmaları ile beraber gösterilmektedir.



Şekil 4.4 : Konsept 3 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.

Konsept 3'te, Konsept 1'den farklı olarak bulunan düğüm noktalarının koordinatları Çizelge 4.4'te belirtilmiştir.

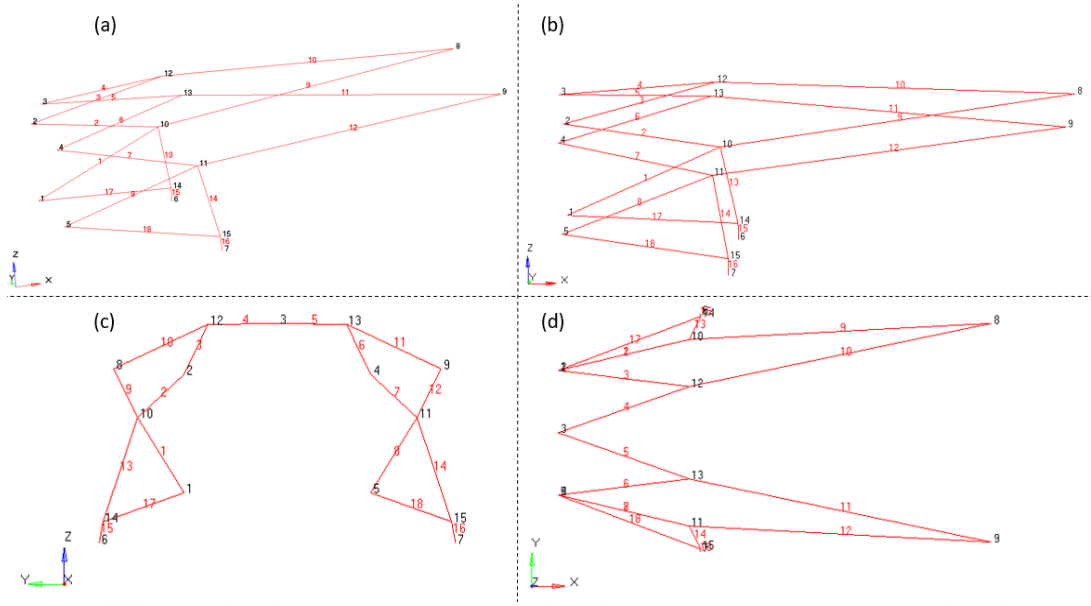
Çizelge 4.4 : Konsept 3 - düğüm noktası koordinatları.

İskelet Elemanları Bağlantı Koordinatları			
Bağlantı Noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
10	1376,33	323,33	36,41
11	1376,33	-323,33	36,41
12	1376,33	160,00	249,39
13	1376,33	-160,00	249,39

4.3.4 Konsept 4

Konsept 4, toplamda 18 adet iskelet elemanından oluşturulmuştur. 1'den 5'e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar, daha önceden belirlenmiş olan motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 6'dan 9'a kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar ise yine önceden belirlenmiş olan iskelet elemanları ile gövde arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 1'den 18'e kadar kırmızı ile belirtilmiş olan numaralar ise iskelet elemanlarının numarasını göstermektedir.

Konsept 3'te yer alan çoğu eleman yine aynı şekilde bırakılmıştır. Konsept 3'te yer alan 13 ve 14 numaralı elemanlar, 14 ve 15 numaralı noktalar ile bölünmüştür. Bu noktalar yine bir merkez noktası olarak tanımlanmıştır. 15 ve 16 numaralı elemanlar, bölünen 13 ve 14 numaralı elemanların hemen altında konumlanacak şekilde eklenmiştir. Ek olarak 17 ve 18 numaralı elemanlar eklenerek 1 ve 14 ile 5 ve 15 numaralı noktalar arasında iskelet elemanı bağlantısı sağlanmıştır. Şekil 4.5'te Konsept 4 tasarımı, eleman ve düğüm noktası numaralandırmaları ile beraber gösterilmektedir.



Şekil 4.5 : Konsept 4 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.

Konsept 4'te, Konsept 1'den farklı olarak bulunan düğüm noktalarının koordinatları Çizelge 4.5'te belirtilmiştir.

Çizelge 4.5 : Konsept 4 - düğüm noktası koordinatları.

İskelet Elemanları Bağlantı Koordinatları				
Bağlantı Noktası	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]	
10	1376,33	323,33	36,41	
11	1376,33	-323,33	36,41	
12	1376,33	160,00	249,39	
13	1376,33	-160,00	249,39	
14	1416,33	403,33	-200,87	
15	1416,33	-403,33	-200,87	

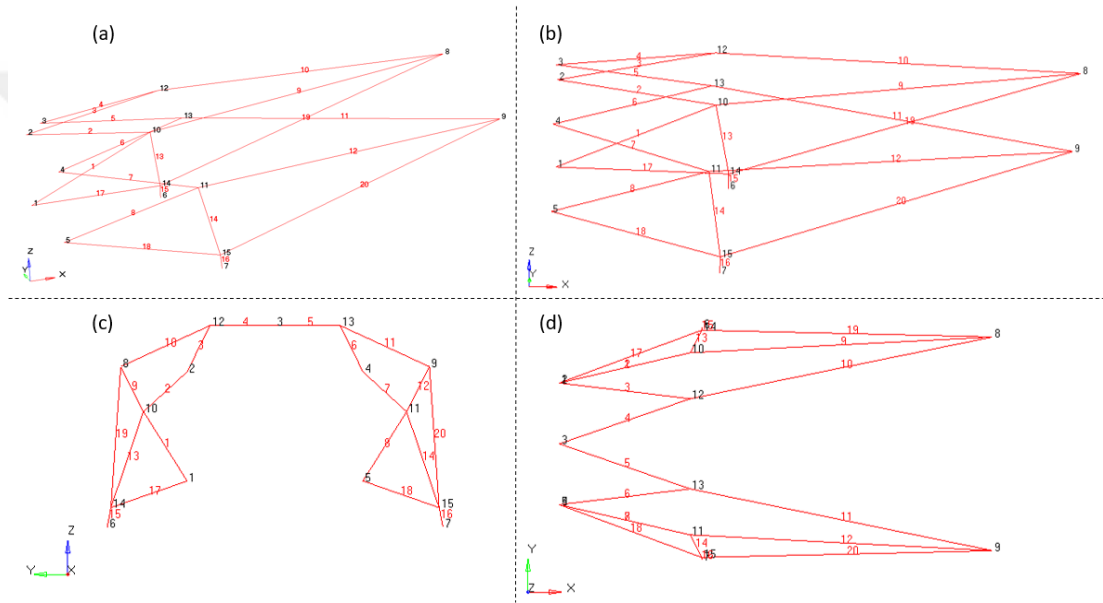
4.3.5 Konsept 5

Konsept 4 motor iskelet elemanları için oldukça uygun bir tasarım ortaya koymaktadır. Konsept 5 tasarımı gerçekleştirilirken, Konsept 4'e göre daha düşük Von Mises gerilmelerinin ortaya çıkarılması amaçlanmıştır. Konsept 5 tasarımıda, 2 yeni iskelet elemanı eklenmiş ve eklenen iskelet elemanları sayesinde diğer iskelet elemanlarında gözlemlenen Von Mises gerilmelerinin azalması beklenmiştir. Bu sayede, daha hafif bir motor iskelet yapı tasarımının ortaya çıkması beklenmektedir.

Konsept 5, toplamda 20 adet iskelet elemanından oluşturulmuştur. 1'den 5'e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalar, daha önceden belirlenmiş olan motor ile iskelet elemanları arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 6'dan 9'a kadar siyah

renk ile numaralandırılmış olan noktalar ise yine önceden belirlenmiş olan iskelet elemanları ile gövde arasındaki bağlantıyı temsil etmektedir. 1'den 20'ye kadar kırmızı ile belirtilmiş olan numaralar ise iskelet elemanlarının numarasını göstermektedir.

Konsept 4'te yer alan herhangi bir eleman kaldırılmamıştır. 14 ve 8 ile 15 ve 9 numaralı noktalar arasına birer iskelet elemanı eklenmiştir. Bu sayede 14 ve 15 noktasında diğer iskelet elemanları ile birleşim noktası oluşturulmuştur. Şekil 4.6'da Konsept 5 tasarımı, eleman ve düğüm noktası numaralandırmaları ile beraber gösterilmektedir.



Şekil 4.6 : Konsept 5 tasarımı, (a) perspektif görünüm, (b) yandan görünüm, (c) önden görünüm, (d) üstten görünüm.

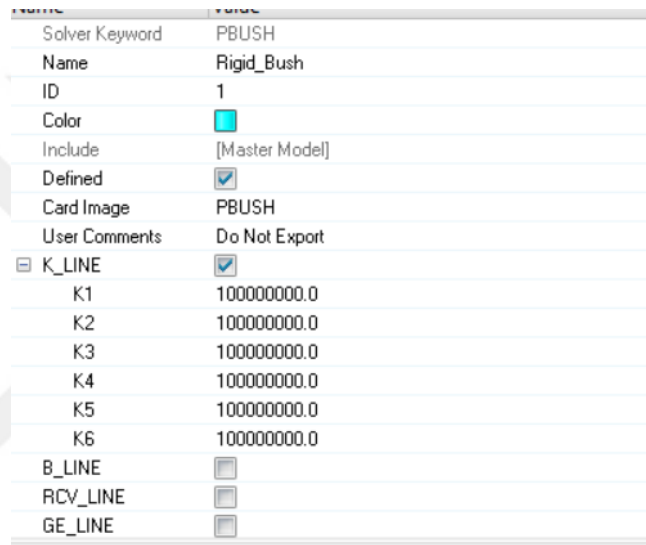
Konsept 5'te eklenen veya değişen herhangi bir düğüm noktası bulunmamaktadır. Konsept 4 ile aynı düğüm noktalarına sahiptir.

4.4 Konsept Analizleri

Yapılan konsept tasarımların arasında avantajlı olan konseptin belirlenmesi için konsept analizlerinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. 4.3 *Öncül Konsept Tasarım Çalışmaları* bölümünde, 5 farklı iskelet elemanı konsept tasarımı belirtilmiştir. Bu konseptler arasında en uygun olan konseptin seçilmesi için daha önceden belirlenmiş olan motor yük koşulları ile statik analizler (SOL101) gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma kapsamındaki statik analizler için model hazırlanmasında Hypermesh analiz programı

ve modellerin sonuçlarının elde edilmesi için ise MSC Nastran çözücüsü kullanılmıştır.

İskelet elemanlarının Hypermesh programında modellenmesi için CBUSH elemanları kullanılmıştır. CBUSH elemanlarında malzeme tanımlaması yapılmadığı için, belirtilen yay elemanlarına 6 yönde de rijit olacak şekilde $1e8$ N/mm katılık değerleri tanımlanmıştır. Bu rijitlik sayesinde iskelet elemanları 6 ekseninde de yük taşıyabilmektedir [16]. Şekil 4.7’de iskelet elemanlarında kullanılan rijit yay elemanlarının 6 eksenindeki katılık matrisi K1, K2, K3, K4, K5 ve K6 isimlendirmelerinin karşılığında belirtilmektedir.



Property	Value
Solver Keyword	PBUSH
Name	Rigid_Bush
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Defined	☒
Card Image	PBUSH
User Comments	Do Not Export
☒ K_LINE	☒
K1	100000000.0
K2	100000000.0
K3	100000000.0
K4	100000000.0
K5	100000000.0
K6	100000000.0
☐ B_LINE	☐
☐ RCV_LINE	☐
☐ GE_LINE	☐

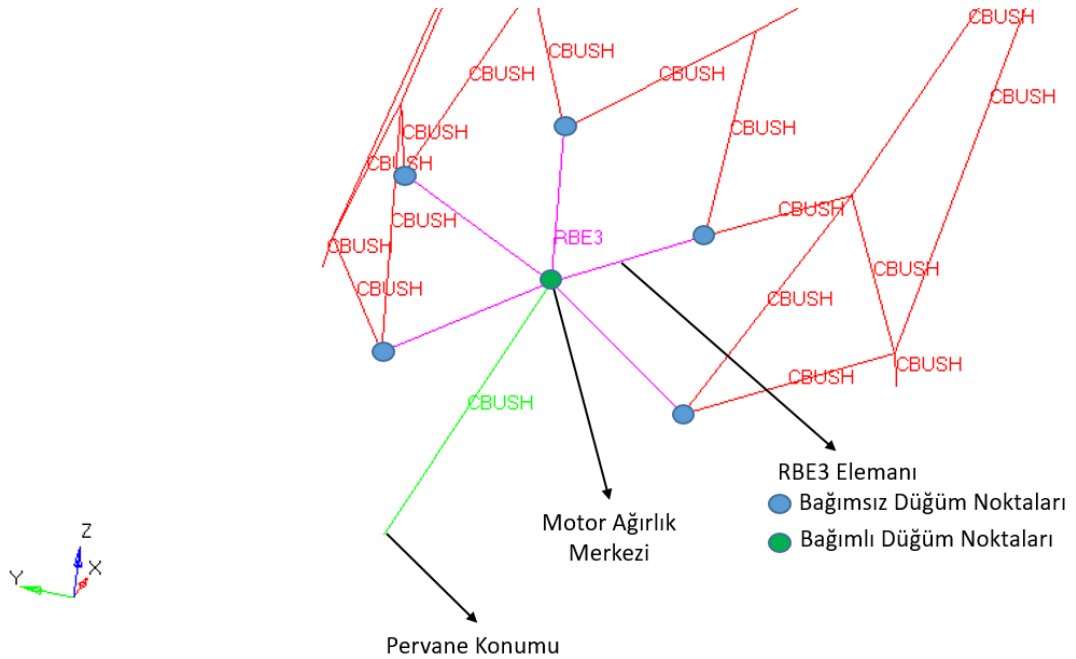
Şekil 4.7 : Yay elemanlarının (CBUSH) eksenlere göre katılıkları.

Burada:

- K1 – eleman koordinat sistemine göre x eksenindeki katılığını,
- K2 – eleman koordinat sistemine göre y eksenindeki katılığını,
- K3 – eleman koordinat sistemine göre z eksenindeki katılığını,
- K4 – eleman koordinat sistemine göre x eksenini etrafındaki dönme katılığını,
- K5 – eleman koordinat sistemine göre y eksenini etrafındaki dönme katılığını,
- K6 – eleman koordinat sistemine göre z eksenini etrafındaki dönme katılığını temsil etmektedir.

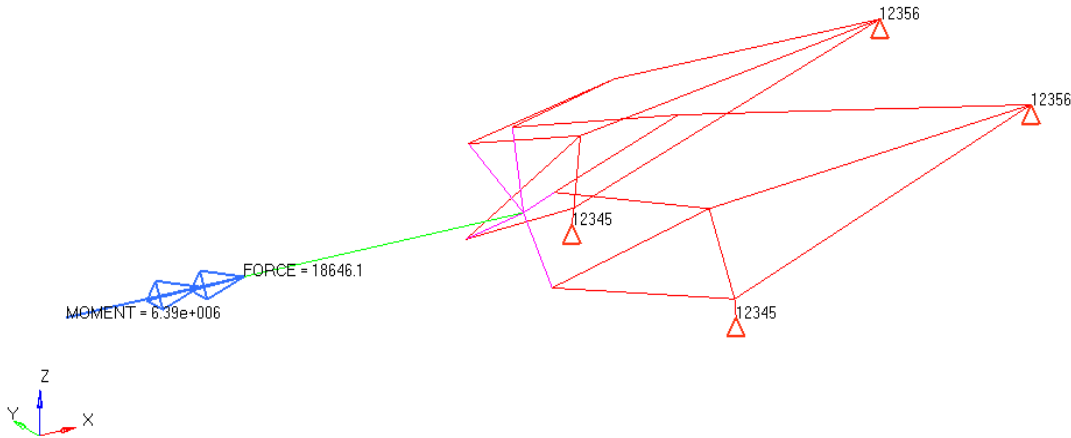
Benzer şekilde, daha önceden seçilen motor için de iskelet elemanlarında olduğu gibi rijit yay elemanı kullanılmıştır. Bu eleman sayesinde motorda meydana gelen kuvvet ve momentler iskelet elemanlarına herhangi bir kayıp olmadan aktarılabilmektedir.

İskelet elemanları ile motor arasındaki bağlantının sağlanabilmesi için RBE3 bağlantı elemanı eklenmiştir. Bu eleman tipi, Hypermesh'te yük aktarımı için kullanılan en basit yöntemlerden biridir. Bağımlı ve bağımsız düğüm noktalarına sahip bu eleman tipi, bağımlı ve bağımsız düğüm noktaları arasındaki mesafenin değişimine olanak tanımaktadır [17]. CBUSH elemanı motorun ağırlık merkezinden, RBE3 elemanının bağımlı düğüm noktasına kadar denk gelecek şekilde oluşturulmuştur. RBE3 elemanının bağımlı düğüm noktası, motorun ağırlık merkezini temsil etmektedir. RBE3 elemanının, bağımsız düğüm noktaları ise motor ile iskelet elemanları arasında bağlantının sağlandığı noktalara bağlanmıştır. Bu noktalar tüm konsept çalışmalarında 1'den 5'e kadar siyah renk ile numaralandırılmış olan noktalardır. Şekil 4.8'de, yük dağıtımını sağlayan RBE3 elemanı bağımlı ve bağımsız düğüm noktaları işaretlenmiş ve iskelet elemanı ve motor modellemesini belirten CBUSH elemanları farklı renklerde gösterilmektedir. Yeşil renk ile gösterilen CBUSH elemanı motoru temsil ederken, kırmızı renk ile belirtilen CBUSH elemanları iskelet elemanlarını temsil etmektedir.



Şekil 4.8 : Modelde yer alan elemanların tanıtılması – konsept 5 (temsili).

Hazırlanmış olan modelde yük koşulları, Şekil 4.8’de yeşil renk ile belirtilen CBUSH elemanından uygulanmaktadır. CBUSH elemanının pervane konumu olarak belirtilen düğüm noktası, kuvvet ve momentlerin oluştuğu bölge olarak varsayılmış ve bu bölgeden 2. *Motor Yük Koşullarının Hesaplanması* bölümünde hesaplanan 4 yük koşulu uygulanmıştır. 4.3 *Öncül Konsept Tasarım Çalışmaları* bölümünde 6’dan 9’a kadar siyah renk ile numaralandırılmış düğüm noktalarına sınır koşulları uygulanmıştır. 6 ve 7 numaralı düğüm noktalarına, global eksen takımına göre X, Y ve Z eksenlerindeki hareket ve MX, MY yönlerindeki dönmelere karşılık gelen 1, 2, 3, 4 ve 5 yönlerinde sınır koşulları uygulanmıştır. MZ yönü, kendi eksen etrafında dönmeye olanak tanınması olası olduğu düşünülerek serbest bırakılmıştır. 8 ve 9 numaralı düğüm noktalarından da X, Y, Z ve MY, MZ yönlerine karşılık gelen 1, 2, 3, 5, 6 yönlerinde sınır koşulları uygulanmıştır. MX yönü kendi eksen etrafında dönmeye olanak tanınması olası olduğu için serbest bırakılmıştır. Şekil 4.9’da iskelet elemanları için hazırlanan sonlu elemanlar modellemesinde uygulanan yük koşulları ve sınır koşulları gösterilmektedir.



Şekil 4.9 : Kuvvet & moment ve sınır koşulları.

İskelet elemanı modellemesinde, nihai yük koşulları uygulanmış ve Şekil 4.9’da belirtilen sınır koşulları ile birlikte statik analiz çözümlemesi gerçekleştirilmiştir. Bu aşamada modelin çözdürülmesi için MSC Nastran çözücüsü kullanılmıştır. Daha sonradan elde edilen çözüm dosyaları Hyperview programında görüntülenmiştir. Her bir iskelet elemanı üzerine gelen kuvvet ve momentler Excel’e aktarılmıştır. Excel içerisinde her bir iskelet elemanı için Von Mises gerilmesi hesaplanmıştır. Von Mises gerilmesi hesaplanırken, normal kuvvetler, kesme kuvvetleri ve eğilme momentinden yararlanılmıştır.

İskelet elemanlarında Von Mises hesaplamalarının gerçekleştirilebilmesi için alan ve atalet momenti değerlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple, iskelet elemanları için öncül bir kalınlık belirlenmesi yapılması gerekmektedir. Bu aşamada, Hyperview programından okunan kuvvet ve moment değerleri incelenmiştir. Tüp şeklinde kesit alanı seçilen iskelet elemanları için iç ve dış yarıçap uzunlukları sırasıyla 14 mm ve 18 mm olarak seçilmiştir. Bu yarıçap değerlerine göre alan ve atalet momentleri hesaplanmıştır. Çizelge 4.6'da iskelet elemanlarının kesitlerine ait yarıçap, alan ve atalet momenti bilgileri verilmiştir.

Çizelge 4.6 : Kesit için yarıçap, alan ve atalet momenti bilgileri.

r1 - Dış Yarıçap [mm]	r2 - İç Yarıçap [mm]	Alan [mm²]	I - Atalet Momenti [mm⁴]
18	14	402,12	52276,10

4.4.1 Varsayımlar

Varsayım 1: İskelet elemanları ile gövde yapısalı arasında kurulan bağlantı, bağlayıcı ile sağlanmıştır. Bağlayıcılarda genellikle kendi eksenini etrafındaki dönme yönünde düşük bir katılığa sahiptir. Bu nedenle, 6 ve 7 numaralı düğüm noktalarında, global eksen takımına göre z eksenini etrafında meydana gelen dönme MZ serbest bırakılmıştır.

Varsayım 2: Varsayım 1'deki ile benzer nedenden dolayı, 8 ve 9 numaralı düğüm noktalarında, global eksen takımına göre x eksenini etrafında meydana gelen dönme MX serbest bırakılmıştır.

Varsayım 3: 4.4 *Konsept Analizleri* bölümünde, iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler incelenmiştir. Dönme yönünde meydana gelen momentlerin mertebeleri, eğilme yönündeki momentlere göre oldukça düşüktür. Bu sebeple, 4.4 *Konsept Analizleri* bölümünde Von Mises gerilme hesabında burulma momentleri hariç tutulmuştur.

Varsayım 4: 4.4 *Konsept Analizleri* bölümünde, iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler hesaplanan 4 yük koşulu için de incelenmiş ve bu kapsamda 2. yük koşulunun diğer koşullardan daha kritik olduğu gözlemlenmiştir. Bu sebeple öncül konsept analizlerinde yalnızca 2. yük koşulu incelenerek konsept tasarımı belirlenmiştir.

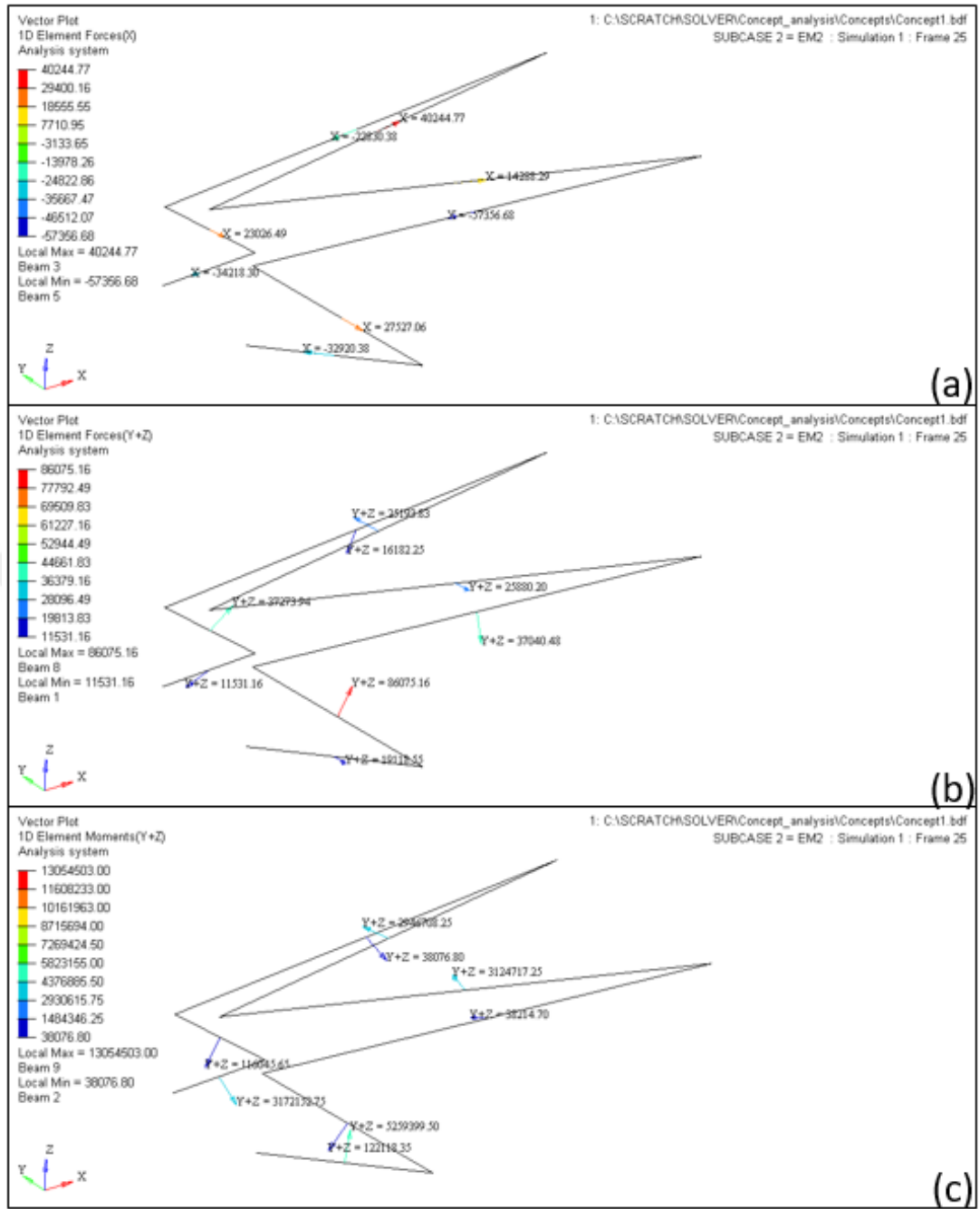
Varsayım 5: Çalışma kapsamında hesaplanan yük koşulları ile Olejnik vd. tarafından yük koşulları oranlanmıştır [8]. Bu oranlamaların neticesinde, Olejnik vd. çalışmasında kullandığı iç ve dış yarıçap değerlerine göre kesit alanları için benzer oranlama uygulanarak, bu çalışma için öncül iç ve dış yarıçap değerleri olarak kabul edilmiştir. Öncül iç ve dış yarıçap değerleri için 14 ve 18 mm kabulü yapılmıştır.

Varsayım 6: Motor iskelet yapısı tasarımında, deplasman değerlerinin düşük seviyelerde olması gerekmektedir. Meydana gelen deplasman neticesinde, motor performansında farklılıklar gözlemlenebilir. İskelet elemanlarında meydana gelen deplasmanın neticesinde, motor ile ön gövde yapısal elemanları arasında bir girişim meydana gelebilir. Girişim, yapıların sonlu elemanlar yöntemi modellemesinde kontak tanımlaması yapılmamasından kaynaklı olarak iç içe geçme durumunu ifade etmektedir. Bu nedenle, iskelet elemanlarında meydana gelebilecek maksimum deplasman 10 mm ile sınırlandırılmıştır. Belirtilen sınırlandırma, *1.6 Temel Geometri Tasarımı* bölümünde tasarımı gerçekleştirilen ön gövde temel geometrisi ile motor arasında yer alan toleranslar dikkate alınmıştır. Bu aşamada belirtilen toleranstan fazla bir deplasman meydana gelmesi durumunda motor ile ön gövde yapısal elemanları arasında bir girişim meydana geleceği öngörülmektedir.

Varsayım 7: *4.4 Konsept Analizleri* bölümünde, iskelet elemanlar için kullanılan CBUSH elemanlarında çekme ve basma kuvvetlerinin yönleri Hypermesh programında tanımlama sebebiyle farklı yönlü gösterilmektedir. Her bir konsept için verilen Von Mises gerilme hesaplamalarının belirtildiği çizelgelerde, çekme yönü pozitif, basma yönü ise negatif işaretli olarak belirtilmiştir.

4.4.2 Konsept 1 analizleri

Konsept 1 için, 2. yük koşuluna göre, motor iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından Şekil 4.10'daki gibi elde edilmiştir.

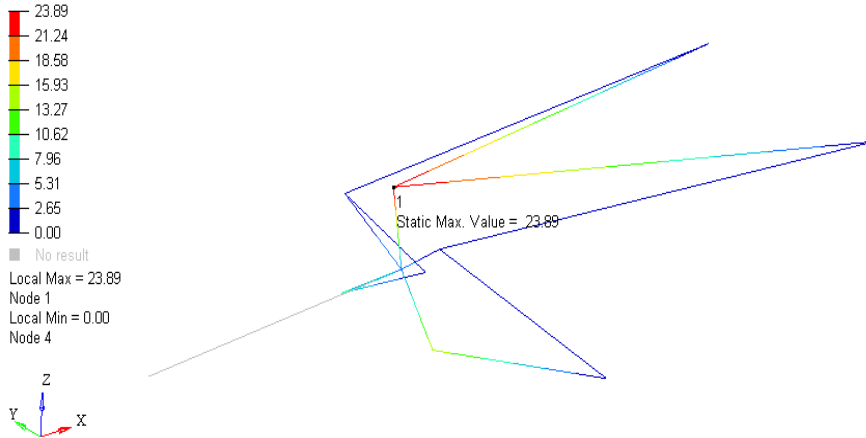


Şekil 4.10 : Konsept 1 - iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.

4.4.1 Varsayımlar bölümünde Varsayım 6’da belirtildiği gibi, motor iskelet elemanları için maksimum 10 mm mertebesinde olacak şekilde düşük seviyede bir deplasman olması istenmektedir. Bu nedenle, konsept tasarımları incelenirken, deplasman değerlerinin de kontrol edilmesi gerekmektedir. Şekil 4.11’de Konsept 1 için maksimum deplasman değeri global eksen takımında bileşke yönünde 23.89 mm olarak hesaplanmıştır.

Contour Plot
Displacement(Mag)
Analysis system

1: C:\SCRATCH\SOLVER\Concept_analysis\Concepts\Concept1.bdf
SUBCASE 2 = EM2 : Simulation 1 : Frame 25



Şekil 4.11 : Konsept 1 deplasman (global) – 2. yük koşulu.

Öncül yarıçap değerlerine göre elde edilen bu deplasman verisi, kalınlık çalışmaları neticesinde iyileştirilebilir. Deplasman değerleri diğer konseptler ile birlikte incelenerek değerlendirilmelidir. Şekil 4.10’da belirtilen kuvvet ve moment çiftleri kullanılarak, Konsept 1 içerisinde yer alan iskelet elemanları için Von Mises gerilmesi, 4.4.1 Varsayımlar bölümünde yer verilen Varsayım 3 dikkate alınarak hesaplanmıştır. Konsept 1’de yer alan iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri Çizelge 4.7’de belirtilmektedir.

Çizelge 4.7 : Konsept 1 Von Mises gerilme hesabı.

Eleman Numarası	X - Normal Kuvvet [kN]	Y+Z - Kesme Kuvveti [kN]	My+Mz - Eğilme Momenti [Nm]	σ_x [MPa]	σ_{yz} [MPa]	σ_{VM} [MPa]
1	34,23	11,53	3172,15	1177,35	399,16	1365,33
2	-23,03	37,27	116,05	97,22	1290,25	2236,90
3	22,83	16,18	38,08	69,89	560,15	972,73
4	-40,24	25,19	2946,71	1114,71	872,09	1877,29
5	-14,29	25,88	3124,72	1111,45	895,85	1908,66
6	57,36	37,04	38,21	155,79	1282,17	2226,24
7	-27,53	86,08	5259,40	1879,40	2979,52	5492,25
8	32,92	19,12	122,12	123,91	661,80	1152,94

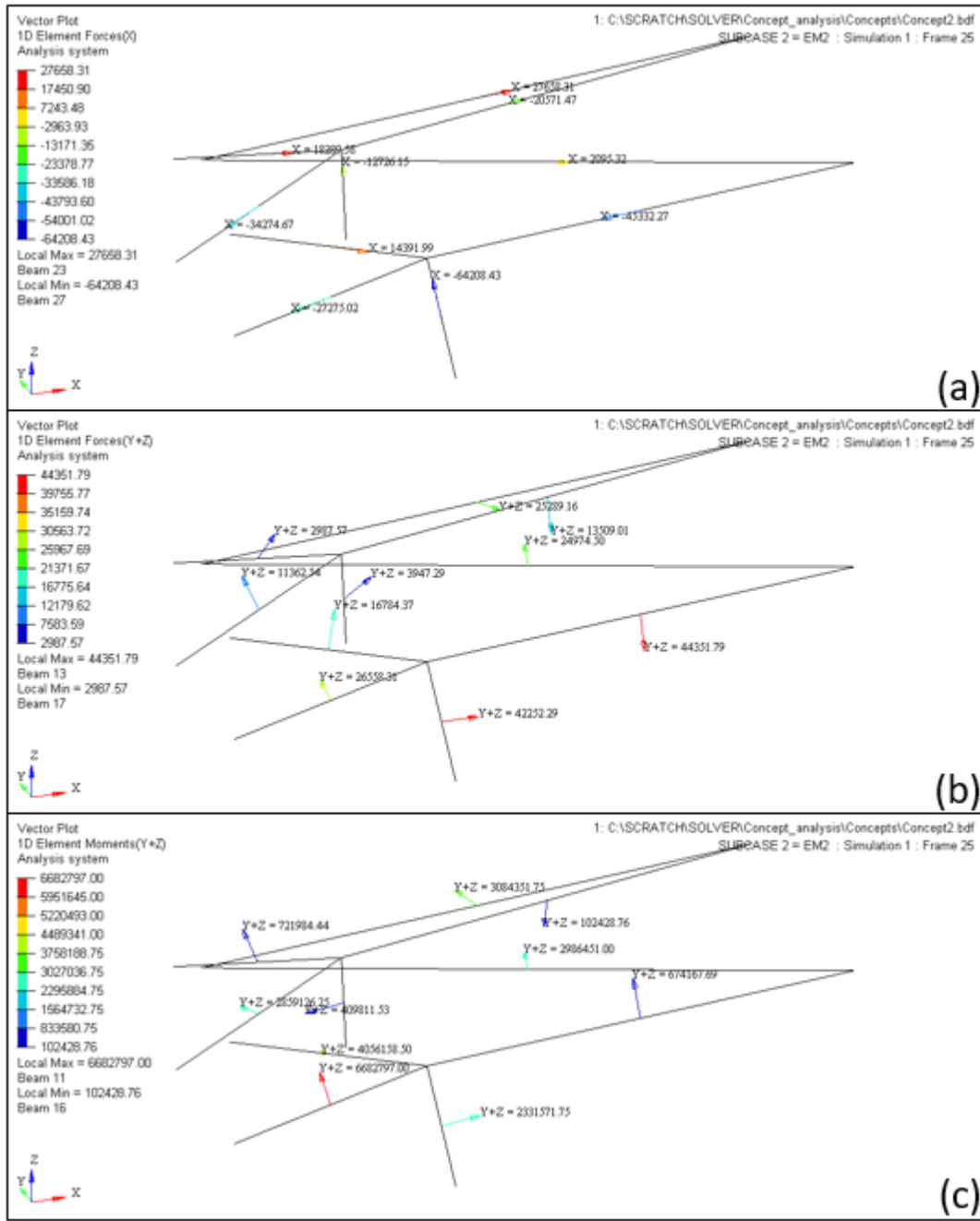
Konsept 1 tasarımında, motor ile bağlantı sağlayan 6 farklı iskelet elemanı bulunmaktadır. 1, 2, 4, 5, 7 ve 8 numaralı elemanlar, motor ile bağlantısı olan iskelet elemanlarıdır. Bu tasarım konsepti göz önünde bulundurulduğunda, güvenli arıza koşulları altında dayanımın ciddi oranda düşmesi beklenebilir. Motor ile bağlantısı olan iskelet elemanlarından birinin kaybedilmesi durumunda, geriye kalan bağlantı

elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentlerde ciddi oranda artış gözlemlenebilir. Eleman veya bağlantı kaybı neticesinde yapı bütünlüğünde bozulmalar ve iskelet elemanlarında deplasman artışları gözlemlenebilir. Ayrıca, Çizelge 4.7’de belirtilen 7 numaralı iskelet elemanı diğer iskelet elemanlarına göre çok daha fazla yüklenmektedir. 7 numaralı elemanda gözlemlenen gerilme değerinin, uygun bir gerilmeye düşürülmesi için iskelet elemanı kalınlıklarının fazla miktarda artırılması gerekmektedir. Bu nedenlerden dolayı, Konsept 1 diğer konseptlere göre oldukça yüksek bir ağırlığa sahip olması beklenmektedir.

Konsept 1 iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri göz önünde bulundurulduğunda, emniyetli bir yapı tasarımı ortaya koymak için kalınlıkların ciddi oranda artırılması gerekmektedir. Motor yük koşulları dikkate alındığında, toplamda 8 iskelet elemanı ile birlikte bu yük koşullarının karşılanması emniyetli bir tasarım kriterini karşılamamaktadır. Hali hazırda zaten yüksek olan Von Mises gerilme değerleri, herhangi bir iskelet elemanı kaybında çok daha kritik bir senaryoyu ortaya çıkarması beklenmektedir. Bu nedenlerden dolayı, Konsept 1, motor iskelet elemanları için uygun bir tasarım olarak öngörülmemektedir.

4.4.3 Konsept 2 analizleri

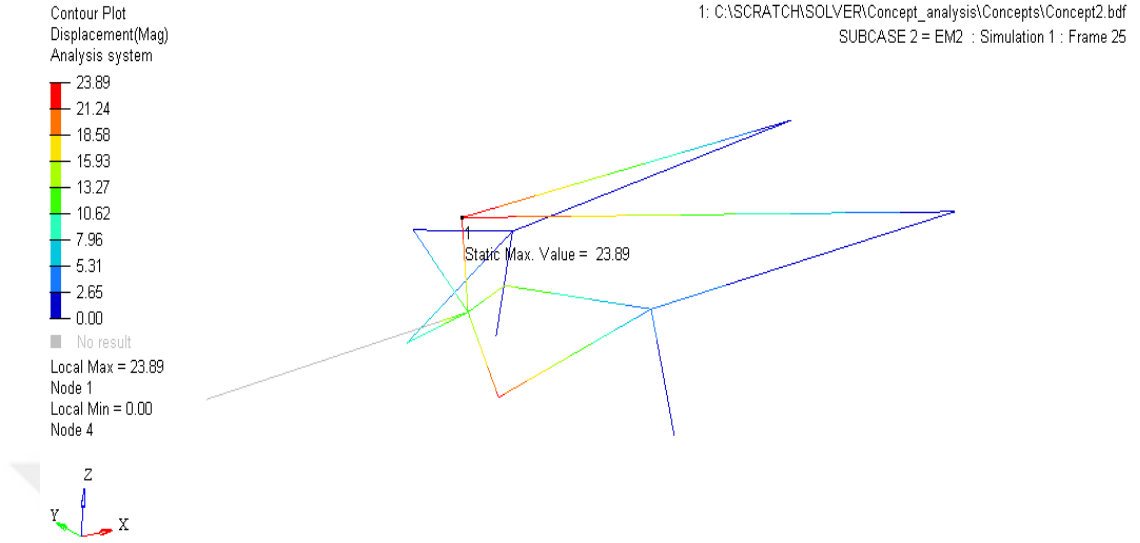
Konsept 2 için, 2. yük koşuluna göre, motor iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından Şekil 4.12’deki gibi elde edilmiştir. Konsept 2’de yer alan, toplamda 10 adet, iskelet elemanının her biri için kuvvet ve momentler statik analizler çözdürülerek hesaplanmıştır. Elde edilen kuvvetler, çekme/basma ve kesme yüklemeleri yönlerinde oluşurken, momentler ise eğilme yönlerinde oluşmaktadır. Bu nedenle, Şekil 4.12’de çekme/basma, kesme ve eğilme kuvvet ve momentleri belirtilmiştir. Her bir kuvvet ve moment çifti ilgili eleman için tanımlanan lokal koordinat sistemine göre elde edilmiştir.



Şekil 4.12 : Konsept 2 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.

Konsept 2’de yer alan iskelet elemanlarında maksimum deplasman değeri, Şekil 4.13’te belirtildiği gibi global eksen takımına göre bileşke yönlü 23,89 mm olarak gözlemlenmiştir. Konsept 1 üzerine eklenen yeni 2 iskelet elemanının deplasman üzerinde herhangi bir etkisi gözlemlenememiştir. Maksimum deplasman üst kısımda yer alan iki iskelet elemanının birleşiminde meydana gelmektedir. Deplasmanda herhangi bir değişikliğin görülmemesinin sebebi, üst kısımda yer alan iskelet

elemanlarının, kuvvet karşısında direncini değiştirecek herhangi bir eklemenin yapılmamış olmasındandır.



Şekil 4.13 : Konsept 2 deplasman (global) - 2. yük koşulu.

Öncül iç ve dış yarıçap değerleri ile hesaplanan Konsept 2 deplasman değeri, Konsept 1 ile benzer şekilde iyileştirilebilir. Deplasman değerleri diğer konseptler ile birlikte incelenerek değerlendirilmelidir. Konsept 2 içerisinde yer alan iskelet elemanları için Von Mises gerilmesi, 4.4.1 Varsayımlar bölümünde yer verilen Varsayım 3 dikkate alınarak hesaplanmıştır. Konsept 2’de yer alan iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri Çizelge 4.8’de belirtilmektedir.

Çizelge 4.8 : Konsept 2 Von Mises gerilme hesabı.

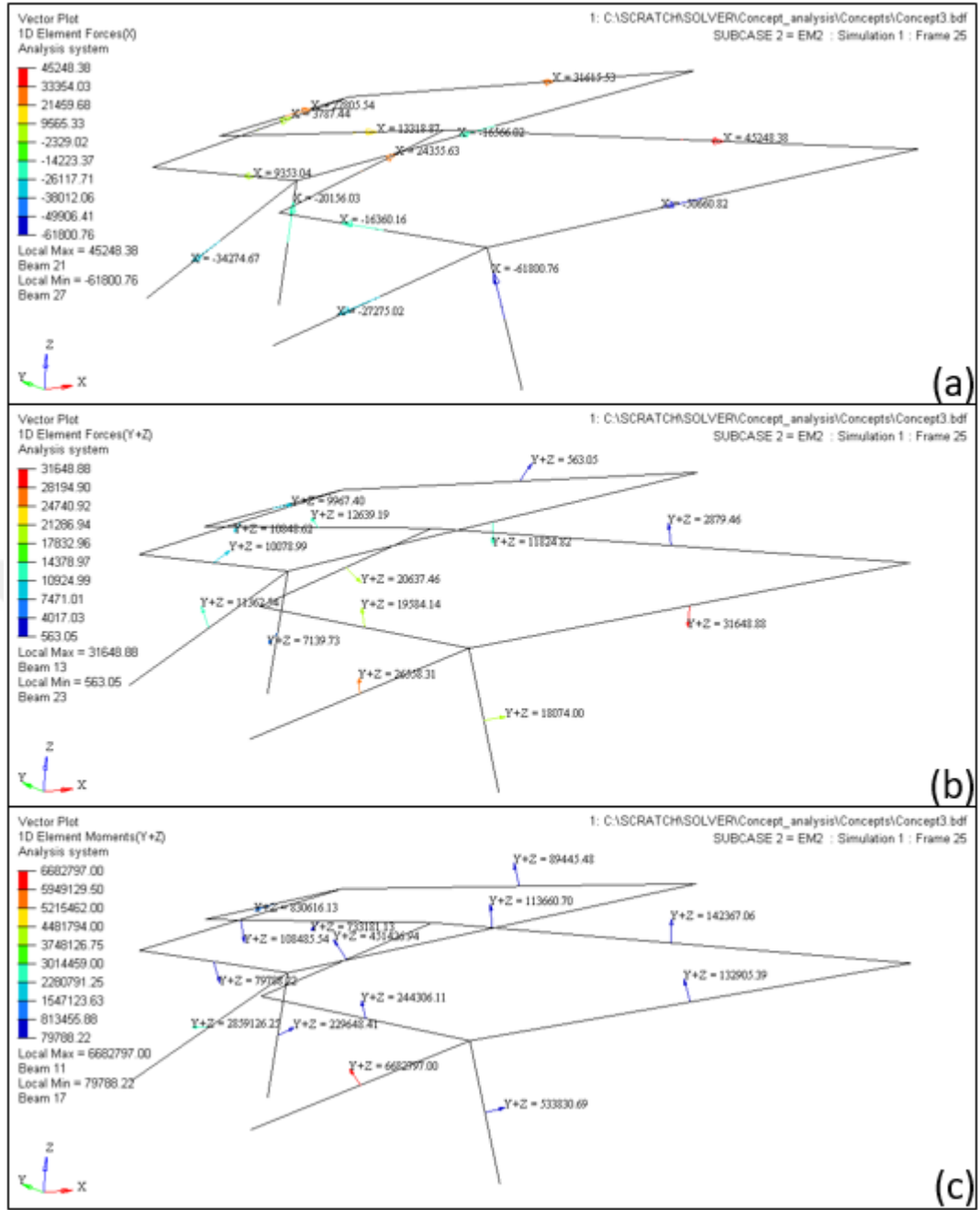
Eleman Numarası	X - Normal Kuvvet [kN]	Y+Z - Kesme Kuvveti [kN]	My+Mz - Eğilme Momenti [Nm]	σ_x [MPa]	σ_{yz} [MPa]	σ_{VM} [MPa]
1	34,27	11,36	2859,13	1069,70	393,32	1268,21
2	-18,28	2,99	721,98	294,06	103,42	344,32
3	-27,66	25,39	3084,35	1130,80	878,86	1896,28
4	-2,10	24,97	2986,45	1033,52	864,50	1819,41
5	-14,39	16,78	4056,16	1432,43	581,00	1750,58
6	27,28	26,56	6682,80	2368,89	919,33	2854,31
7	12,73	3,95	409,81	172,76	136,64	293,01
8	64,21	42,25	2331,57	962,49	1462,58	2709,95
9	20,57	13,51	102,43	86,43	467,62	814,54
10	45,33	44,35	674,17	344,87	1535,25	2681,41

Konsept 2’de meydana gelen Von Mises gerilmeleri, Konsept 1’e göre daha düşük bir mertebede kalmaktadır fakat Konsept 1 ile benzer şekilde motor ile bağlantı 6 iskelet elemanı ile gerçekleştirilmektedir. Bu nedenle, güvenli arıza koşullarında Konsept 2’deki iskelet elemanlarında da yapı simetriğinde ve yapı bütünlüğünde bozulmalar meydana gelebileceği beklenmektedir. Konsept 1’e kıyasla, Konsept 2 daha hafif bir iskelet tasarımı gerçekleştirmek, Von Mises gerilmelerine göre daha mümkün görülmektedir.

Konsept 2 iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri göz önünde bulundurulduğunda, emniyetli bir yapı tasarımı ortaya koymak için kalınlıkların ciddi oranda arttırılması gerekmektedir. Ayrıca, motor bağlantılarının yalnızca birer iskelet elemanı ile sağlanması, güvenli arıza durumunda yapı bütünlüğünde bozulmalara yol açacağı düşünülmektedir. Bu nedenlerden dolayı, Konsept 2, motor iskelet elemanları için uygun bir tasarım olarak öngörülmemektedir.

4.4.4 Konsept 3 analizleri

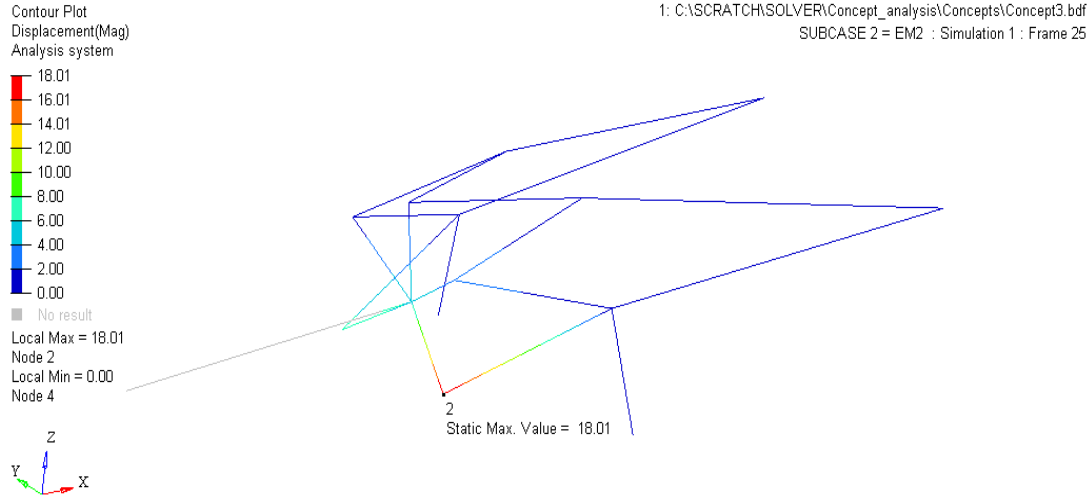
Konsept 3 için, 2. yük koşuluna göre, motor iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından Şekil 4.14’teki gibi elde edilmiştir. Konsept 3’te yer alan, toplamda 14 adet, iskelet elemanının her biri için kuvvet ve momentler statik analizler çözdürülerek hesaplanmıştır. Elde edilen kuvvetler, çekme/basma ve kesme yüklemeleri yönlerinde oluşurken, momentler ise eğilme yönlerinde oluşmaktadır. Bu nedenle, Şekil 4.14’te çekme/basma, kesme ve eğilme kuvvet ve momentleri belirtilmiştir. Görsellerin ve sonuçların incelenmesi için Hypermesh programının Hyperview ara yüzü kullanılmıştır. Her bir kuvvet ve moment çifti ilgili eleman için tanımlanan lokal koordinat sistemine göre elde edilmiştir. Bu kapsamda, her bir iskelet elemanı için daha önceki konseptlerde hesaplandığı gibi Von Mises gerilmeleri hesaplanmış ve güvenli arıza koşulları göz önünde bulundurularak konseptler arasında bir değerlendirme gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.14 : Konsept 3 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.

Konsept 3'te gözlemlenen global eksen takımına göre, maksimum bileşke deplasman değeri 18,01 mm'ye düşmüştür. Konsept 3'te meydana gelen maksimum deplasman değeri, Konsept 1 ve 2'de farklı bir konumda yer alan iskelet elemanında ve daha düşük bir mertebede hesaplanmaktadır. Konsept 3'te gözlemlenen maksimum deplasman, Konsept 1 ve 2'ye göre %24,61 azalmıştır, bu durum da eklenen yeni iskelet elemanlarının deplasman konusunda iyileştirici bir etki oluşturduğunu ortaya

koymaktadır. Konsept 3'te meydana gelen maksimum deplasman değeri Şekil 4.15'teki gibidir.



Şekil 4.15 : Konsept 3 deplasman (global) - 2. yük koşulu.

Öncül iç ve dış yarıçap değerleri ile hesaplanan Konsept 3 deplasman değeri bir önceki konseptlerde yer verildiği gibi iyileştirilebilir. Deplasman değerleri diğer konseptler ile birlikte incelenerek değerlendirilmelidir. Konsept 3 içerisinde yer alan iskelet elemanları için Von Mises gerilmesi, 4.4.1 Varsayımlar bölümünde yer verilen Varsayım 3 dikkate alınarak hesaplanmıştır. Konsept 3'de yer alan iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri Çizelge 4.9'da belirtilmektedir.

Çizelge 4.9 : Konsept 3 Von Mises gerilme hesabı.

Eleman Numarası	X - Normal Kuvvet [kN]	Y+Z - Kesme Kuvveti [kN]	My+Mz - Eğilme Momenti [Nm]	σ_x [MPa]	σ_{yz} [MPa]	σ_{VM} [MPa]
1	34,27	11,36	2859,13	1069,70	393,32	1268,21
2	-9,35	10,08	79,79	50,73	348,89	606,42
3	-3,79	10,85	108,49	46,77	375,53	652,12
4	-22,81	9,97	830,62	342,72	345,03	688,90
5	-13,32	12,64	733,18	285,57	437,51	809,81
6	-24,36	20,64	451,43	216,01	714,37	1256,04
7	16,36	19,58	244,31	124,81	677,91	1180,79
8	27,28	26,56	6682,80	2368,89	919,33	2854,31
9	16,57	11,82	113,66	80,33	409,32	713,50
10	31,62	0,56	89,44	109,42	19,49	114,51
11	-45,25	2,88	142,37	161,54	99,67	236,43
12	50,66	31,65	132,91	171,75	1095,54	1905,28
13	20,16	7,14	229,65	129,20	247,14	447,14
14	61,80	18,07	533,83	337,50	625,64	1134,98

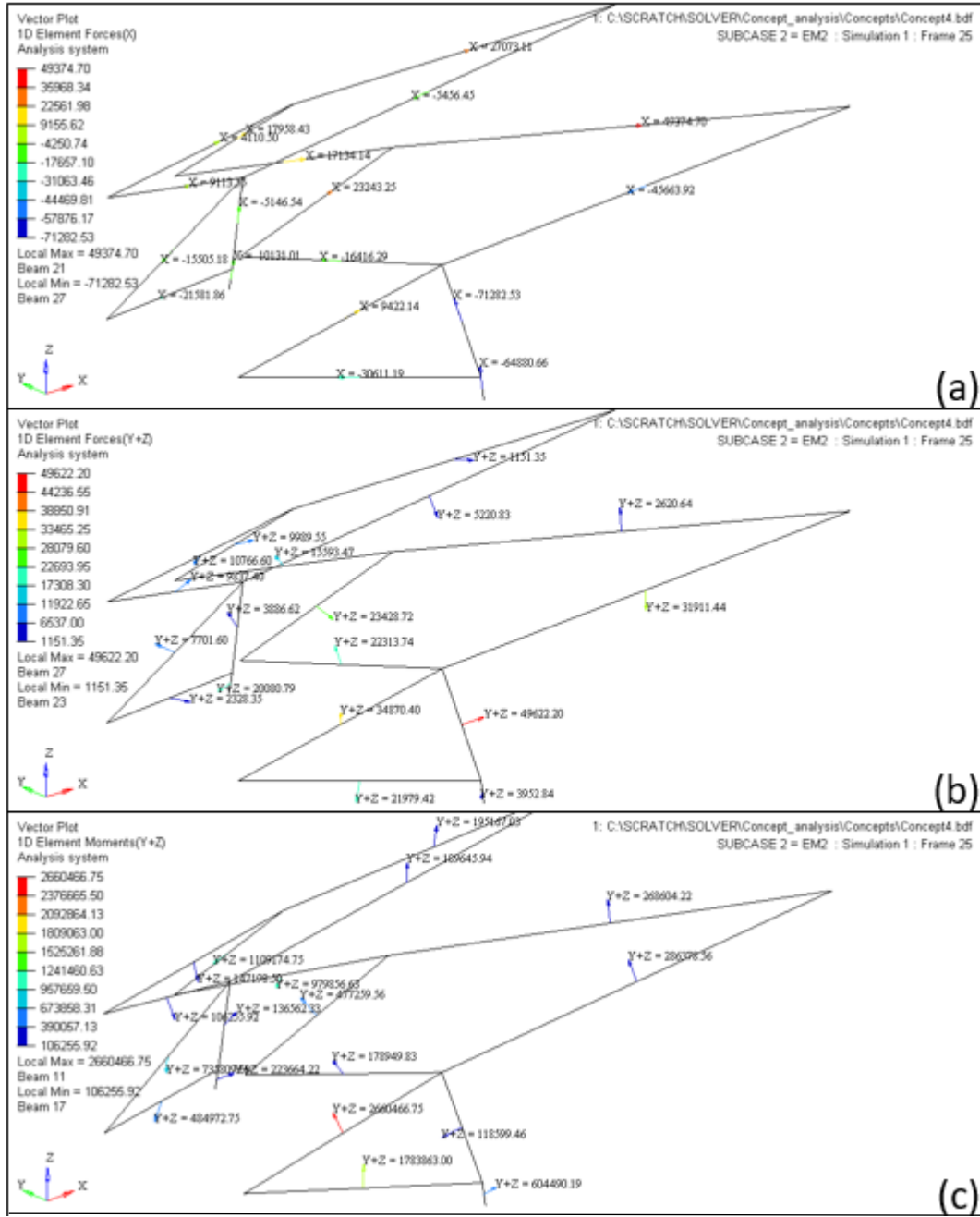
Motor ile bağlantı sağlayan iskelet elemanı sayısı Konsept 1 ve 2’de 6 adet iken Konsept 3’te bu sayı 8’e çıkarılmıştır. 2, 3 ve 4 numaralı motor bağlantıları, ikişer iskelet elemanı ile gerçekleşmektedir. Bu durumda, Konsept 3 daha önceden yer verilen konseptlere göre güvenli arıza koşullarında daha avantajlı bir konumdadır. Bu durumda, 2, 3 ve 4 numaralı bağlantıları sağlayan iskelet elemanlarından birinin kaybedilmesi durumunda, farklı bir iskelet elemanının da benzer bağlantıyı sağlaması sebebiyle yapı bütünlüğünde çok ciddi bir etki beklenmemektedir. Fakat 1 ve 5 numaralı motor bağlantılarının birer iskelet elemanı ile sağlanması, bu iskelet elemanlarında meydana gelebilecek herhangi bir hasar durumunda yapı bütünlüğünün bozulması beklenebilir. Bu nedenle, motor ile bağlantı sağlanan bölgelerde en az 2 farklı iskelet elemanı kullanılması, güvenli arıza koşullarının sağlanması konusunda bir avantaj sağlayacağı beklenmektedir.

Konsept 2’de 6 numaralı elemanda hesaplanan 2851.31 MPa Von Mises gerilmesi, Konsept 3’te de 8 numaralı iskelet elemanında görülmektedir. Konsept numaralandırmalarının farklı olması sebebiyle bu iki eleman farklı numaralara sahiptir, fakat aynı konumda yer alan iskelet elemanını temsil etmektedir. Bu nedenle, maksimum Von Mises gerilmesi nezdinde herhangi bir değişim gözlemlenememiştir. Bu durumda, Konsept 2 ile benzer kalınlık değerlerine sahip iskelet elemanları olması gerekmektedir ve fazladan iskelet elemanlarının ağırlıklarının da toplam yapı ağırlığına bir etkisi olacağı düşünüldüğünde, Konsept 2 ile benzer ağırlıkta bir yapı tasarımı olacağı beklenmektedir.

Gerilme değerlerinin bir önceki konseptte göre farklılık göstermemesi, iskelet elemanları ile motor arasında gözlemlenen girişim ve 1 ve 5 numaralı motor bağlantılarının güvenli arıza koşullarında yapı bütünlüğünde bozulma meydana gelme beklentisi sebebiyle Konsept 3 uygun bir tasarım olarak görülmemiştir.

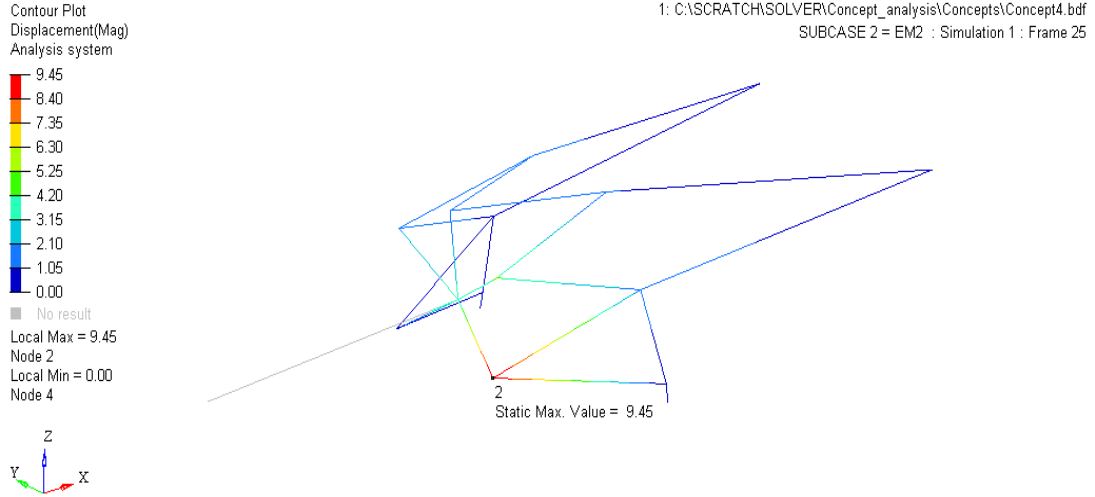
4.4.5 Konsept 4 analizleri

Motor yük koşulları arasında en kritik yük koşulu olan 2. yük koşulu, konsept analizlerinde sonuçları incelemek için kullanılmıştır. Konsept 4 için bu yük koşuluna göre, her bir iskelet elemanı üzerine gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından Şekil 4.16’daki gibi elde edilmiştir.



Şekil 4.16 : Konsept 4 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.

Konsept 4'te gözlemlenen maksimum bileşke deplasman değeri, Konsept 1'e göre %60,44 oranında azalmıştır. Yeni eklenen 4 iskelet elemanı maksimum deplasmanı azaltarak, güvenli bir yapı tasarımı ortaya çıkarmıştır. Konsept 4 için maksimum bileşke deplasman değeri Şekil 4.17'de belirtilmiştir.



Şekil 4.17 : Konsept 4 deplasman (global) - 2. yük koşulu.

Öncül iç ve dış yarıçap değerleri ile hesaplanan Konsept 4 deplasman değeri bir önceki konseptlerde yer verildiği gibi daha da iyileştirilebilir. Deplasman değerleri önceki konseptler ile birlikte değerlendirildiğinde en düşük değer gözlemlenmiştir. Konsept 4 içerisinde yer alan iskelet elemanları için Von Mises gerilmesi, 4.4.1 Varsayımlar bölümünde yer verilen Varsayım 3 dikkate alınarak hesaplanmıştır. Konsept 4'te yer alan iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri Çizelge 4.10'da belirtilmektedir.

Çizelge 4.10 : Konsept 4 Von Mises gerilme hesabı.

Eleman Numarası	X - Normal Kuvvet [kN]	Y+Z - Kesme Kuvveti [kN]	My+Mz - Eğilme Momenti [Nm]	σ_x [MPa]	σ_{yz} [MPa]	σ_{VM} [MPa]
1	15,51	4,92	233,43	118,93	170,22	317,92
2	-9,11	5,50	108,01	59,85	190,32	335,04
3	-4,11	6,39	96,06	43,30	221,25	385,65
4	-17,96	6,68	1030,36	399,44	231,07	565,44
5	-17,13	12,55	919,72	359,29	434,38	833,76
6	-23,24	19,59	414,33	200,46	678,05	1191,40
7	16,42	18,67	168,17	98,73	646,22	1123,62
8	-9,42	30,49	2275,37	806,90	1055,34	1998,08
9	5,46	1,61	215,15	87,65	55,78	130,45
10	-27,07	0,93	217,73	142,29	32,02	152,72
11	-49,37	2,31	272,23	216,52	80,05	257,11
12	45,66	27,97	286,49	212,20	968,15	1690,26
13	5,15	5,73	103,49	48,43	198,42	347,07
14	71,28	44,15	84,44	206,34	1528,13	2654,83
15	10,13	17,95	297,29	127,56	621,20	1083,49
16	64,88	3,52	578,16	360,42	121,69	417,53
17	21,58	4,00	148,93	104,95	138,58	261,97
18	30,61	19,73	1526,98	601,90	683,06	1327,41

Konsept 4'te yer alan iskelet elemanlarının Von Mises gerilme değerleri, tüm konseptler arasında en düşük değerlere sahiptir. Ayrıca deplasman değerleri, eklenen dört yeni iskelet elemanı sayesinde Konsept 1'e göre %60,44 azalmıştır. İskelet elemanlarında, nihai durumdaki 2. yük koşulu için, maksimum 9,44 mm deplasman değeri görülmektedir. Bu değer, bir önceki konseptlere göre ciddi oranda düşük bir deplasman değeridir.

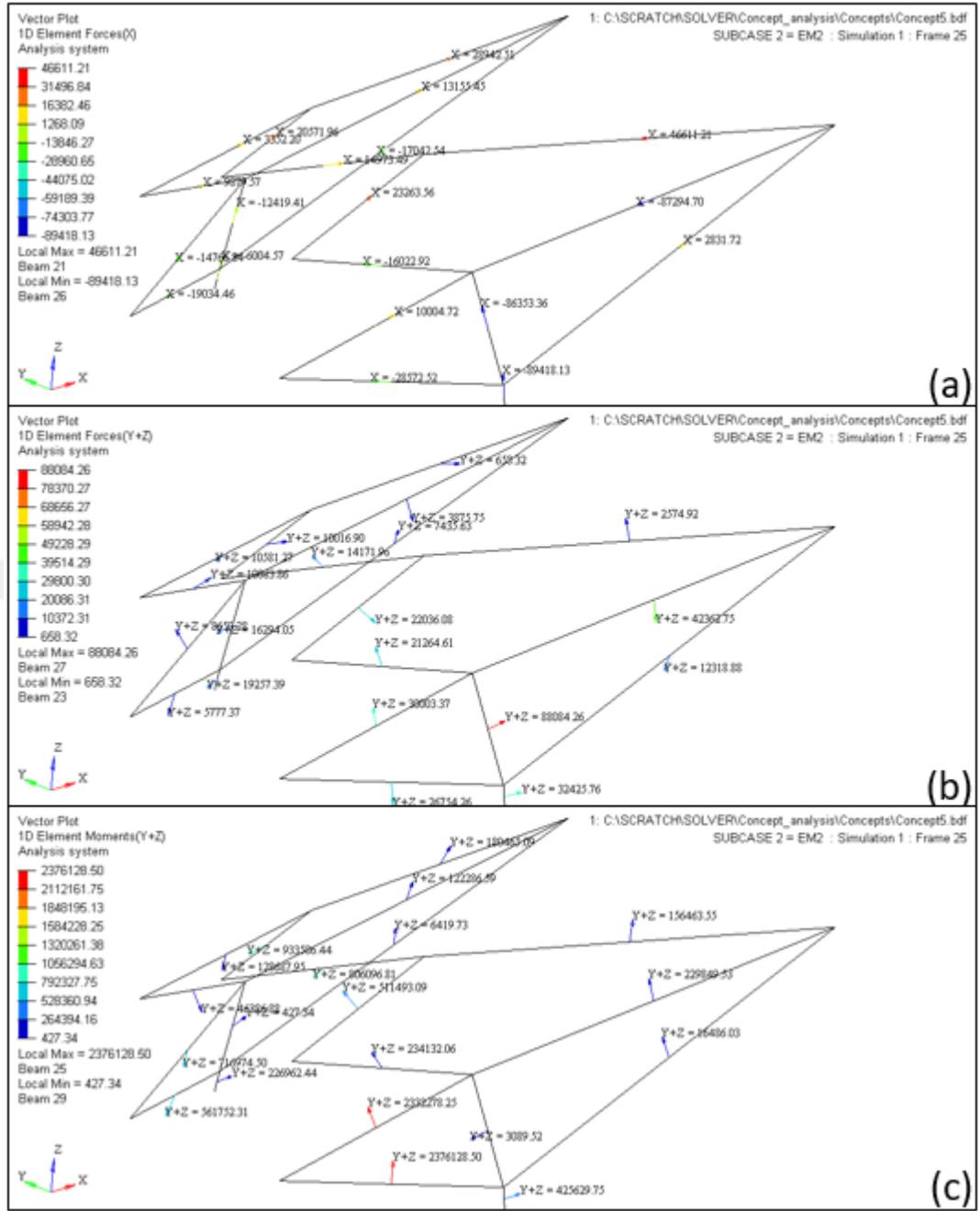
İskelet elemanları üzerinde meydana gelen deplasman sebebiyle, motor ile girişim oluşma ihtimali göz önünde bulundurularak, Konsept 3'te 13 ve 14 numaralı iskelet elemanları kaldırılarak yerine sağ ve solda 2'şer adet olacak şekilde toplamda 4 adet iskelet elemanı oluşturulmuştur. Gövde ile bağlantı oluşturan iskelet elemanları, Konsept 4 içerisinde 15 ve 16 numaralı iskelet elemanları ile gösterilmektedir. Bu elemanlar gövde iskeleti ile dik bir açı yaparak, Konsept 4'te 13 ve 14 ile numaralandırılmış iskelet elemanlarının, motor ile arasında yer alan mesafe arttırılmıştır. Bu sayede, deplasman kaynaklı oluşabilecek olan girişim sorununun önüne geçilmiştir.

Konsept 4'te motor bağlantısının sağlandığı bölgede yer alan iskelet elemanı sayısı toplamda 10'a çıkarılmıştır. Bu sayede, her bir motor bağlantısı ikişer iskelet elemanı ile sağlanarak, güvenli arıza durumunda yapı bütünlüğünün korunması konusunda güvenli bir tasarım ortaya konmuştur. Meydana gelebilecek herhangi bir motor bağlantısını sağlayan iskelet elemanı kaybında, yapı simetrisinde ve yapı güvenliğinde herhangi bir olumsuz durum beklenmemektedir.

Konsept 4, ilk üç konseptte göre ciddi oranda olumsuzlukların ortadan kaldırıldığı bir tasarım olarak öne çıkmaktadır. 4.4.1 Varsayımlar bölümünde Varsayım 6'da bahsedilen 10 milimetrelilik deplasman sınırını karşılayan ilk konsept olarak gözlemlenmiştir. Aynı zamanda, Konsept 4'te motor bağlantısını sağlayan ikişer iskelet elemanı bulunması da güvenli arıza durumunda yapı simetrisini ve yapı bütünlüğünü koruması yönünde oldukça olumlu bir etki yaratmaktadır. Konsept 4, proje kapsamında iskelet elemanları için en uygun konsept olarak gözlemlenmiştir.

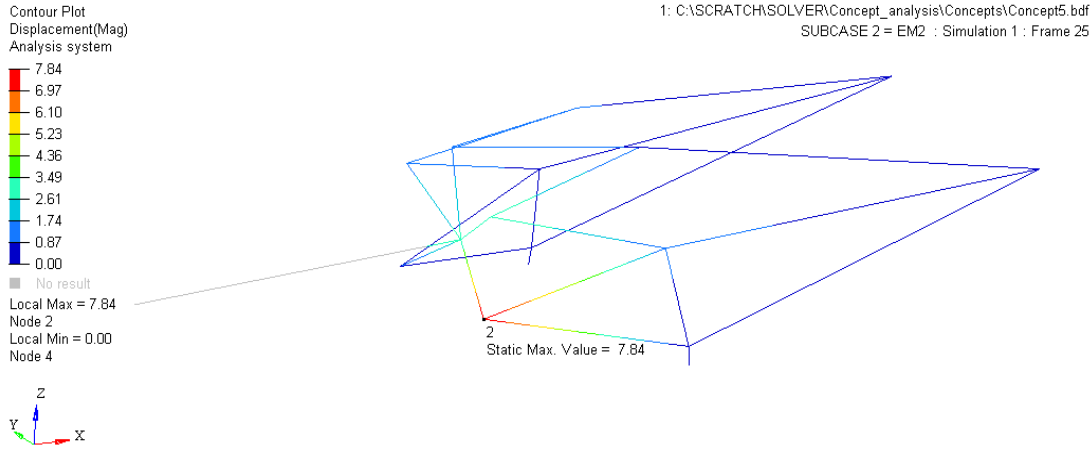
4.4.6 Konsept 5 analizleri

Konsept 5 için, 2. yük koşuluna göre, motor iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından Şekil. 4.18'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 4.18 : Konsept 5 iskelet elemanları üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler - 2. yük koşulu, lokal koordinat sistemine göre (a) normal kuvvetleri, (b) kesme kuvvetleri, (c) eğilme momentleri.

Konsept 5'te yeni eklenen 2 adet iskelet elemanının deplasman üzerinde azaltıcı bir etkisi olduğu görülmüştür. Konsept 5 deplasmanı Konsept 1'e göre %67.18 azalmıştır. Konsept 5 için global bileşke maksimum deplasman değeri Şekil 4.19'daki gibi gözlemlenmiştir.



Şekil 4.19 : Konsept 5 deplasman (global) - 2. yük koşulu.

Öncül iç ve dış yarıçap değerleri ile hesaplanan Konsept 5 deplasman değeri bir önceki konseptlerde yer verildiği gibi daha da iyileştirilebilir. Deplasman değerleri önceki konseptler ile birlikte değerlendirildiğinde en düşük değer gözlemlenmiştir. Konsept 5 içerisinde yer alan iskelet elemanları için Von Mises gerilmesi, 4.4.1 Varsayımlar bölümünde yer verilen Varsayım 3 dikkate alınarak hesaplanmıştır. Konsept 5'te yer alan iskelet elemanları için hesaplanan Von Mises gerilmeleri Çizelge 4.11'de belirtilmektedir.

Çizelge 4.11 : Konsept 5 Von Mises gerilme hesabı.

Eleman Numarası	X - Normal Kuvvet [kN]	Y+Z - Kesme Kuvveti [kN]	My+Mz - Eğilme Momenti [Nm]	σ_x [MPa]	σ_{yz} [MPa]	σ_{VM} [MPa]
1	14,77	8,65	716,97	283,59	299,43	591,11
2	9,88	10,08	46,39	40,54	349,06	605,94
3	3,35	10,58	128,69	52,65	366,27	636,59
4	20,57	10,02	933,59	372,62	346,74	706,77
5	14,97	14,17	806,10	314,80	490,57	906,13
6	23,26	22,04	511,49	233,97	762,79	1341,74
7	16,02	21,26	234,13	120,46	736,08	1280,61
8	10,00	30,00	2332,28	827,94	1038,58	1980,26
9	13,15	3,88	122,29	74,82	134,16	244,12
10	28,94	0,66	180,47	114,08	22,79	120,72
11	46,61	2,57	156,46	178,05	89,13	235,66
12	87,29	42,36	229,85	270,96	1466,40	2554,30
13	12,42	16,29	0,43	110,03	564,02	983,10
14	86,35	88,08	3,09	214,89	3049,07	5285,52
15	6,00	19,26	2266,96	16,00	666,60	1154,70
16	89,42	32,43	425,63	1002,94	1122,43	2187,56
17	19,03	5,78	561,75	193,89	199,99	396,96
18	28,57	26,75	2376,13	264,48	926,11	1625,73
19	17,04	7,44	6,42	860,54	257,39	969,16
20	2,83	12,32	16,49	9,25	426,42	738,64

Konsept 5, deplasman değeri olarak en düşük konsepttir. Konsept 4 ile benzer sayıda motor bağlantını sağlayan iskelet elemanı barındırmaktadır. Bu sebeple, güvenli arıza durumunda Konsept 4 ile benzer davranışları göstermesi beklenmektedir. Fakat eklenen 2 yeni iskelet elemanı sebebiyle yük yollarında değişim meydana gelmiş ve maksimum Von Mises gerilmesi 5285,52 MPa değerine yükselmiştir. Konsept 5'te amaçlanan durum, Konsept 4'ten daha düşük bir Von Mises gerilmesi ortaya koymasıydı, fakat bu durumdan görüleceği üzere Konsept 4 belirtilen 5 konsept arasında en uygun konsept olarak görülmektedir.





5. MALZEME & BAĞLAYICI SEÇİMİ VE MEKANİK ÖZELLİKLERİ

5.1 Motor İskelet Yapısı Malzeme Seçimi ve Mekanik Özellikleri

Motor iskelet yapısı, taşıyıcı sistemin temel bileşenlerinden biri olup, hem statik hem de dinamik yük koşullarına maruz kalmaktadır. Bu yükler; motorun çalışması sırasında oluşan mekanik kuvvetler, titreşimler ve termal genleşmeler gibi çok eksenli ve zamana bağlı gerilme türlerini içermektedir. Bu tür zorlu koşullar altında, sadece uygun bir yapısal tasarım yaklaşımının benimsenmesi değil, aynı zamanda yapıya entegre edilecek malzemenin de mekanik, termal ve üretim özellikleri açısından dikkatle seçilmesi gerekmektedir.

Yüksek çekme dayanımı, akma sınırı ve yorulma direnci gibi mekanik özellikler, iskelet elemanlarının güvenliğini doğrudan etkileyen başlıca parametrelerdir. Özellikle yüksek mukavemet sınıfına giren malzemelerin tercih edilmesi, yük taşıma kapasitesini artırırken, yapının toplam kütlesini azaltma imkânı da sağlayarak ağırlık/performans oranını optimize etmektedir.

Motorların çalışması sırasında ortaya çıkan titreşimsel yükler, yapıda mikro yapısal bozulmalara ve süreksizliklerin (örneğin mikro çatlaklar) zamanla büyüyerek makro boyuta ulaşmasına neden olabilir. Bu durum, yorulma kaynaklı hasar mekanizmalarını tetikleyerek malzeme ömrünü önemli ölçüde azaltır. Bu nedenle, çatlak başlangıcına dirençli (yüksek tokluk değeri) ve çatlak ilerleme hızının düşük olduğu malzeme türlerinin seçimi, yorulma ömrü açısından son derece önemlidir.

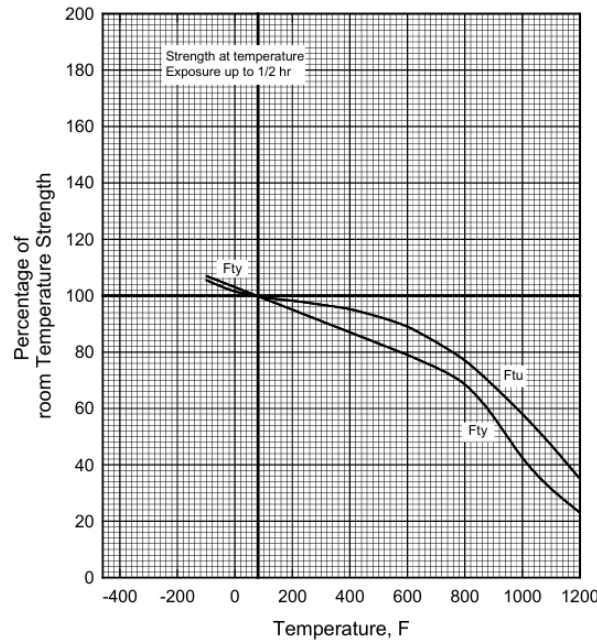
Hava aracı motorları, yüksek sıcaklık altında çalışmakta olup, bu durum motorun konumlandığı bölgede yer alan gövde yapılarının mukavemetinde azalmaya neden olabilmektedir. Bu nedenle, yüksek sıcaklık koşullarında mukavemet kaybı minimum düzeyde olan bir malzemenin seçilmesi, iskelet elemanlarının dayanımı açısından kritik bir husustur.

Bu çalışma kapsamında, motor iskelet elemanları için dairesel kesitli boru profilleri kullanılmıştır. Bu kesit geometrisi, burulma rijitliğini yüksek tutarken, aynı zamanda kesit alanı başına düşen ağırlığı optimize ederek hem mukavemet hem de hafiflik

açısından avantaj sağlamaktadır. Tüp kesitlerin tercih edilmesinde üretim kolaylığı, kaynak yüzeylerinin düzgünlüğü ve bükülebilirlik (bendability) gibi faktörler etkili olmuştur. Malzeme seçiminde, üretim teknolojilerine uygunluk büyük önem taşımaktadır. Kaynak, büküm ve talaşlı imalat işlemlerine uygun davranış sergileyen bir malzeme, üretim sürecinde hata olasılığını azaltır ve maliyetleri düşürür.

Bu çerçevede düşük alaşımlı çelikler, sahip oldukları yüksek mukavemet, tokluk ve iyi kaynaklanabilirlik özellikleriyle öne çıkmaktadır. Bu çelikler, karbon çeliklerine kıyasla daha yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklıdır. İçerdiği alaşım elementlerine bağlı olarak özellikle sertlik ve korozyon direnci gibi özelliklerde artış sağlanmaktadır. Örneğin, krom ve nikel gibi elementlerin katkısı ile oksidasyona ve galvanik korozyona karşı dayanım önemli ölçüde artırılmaktadır [18].

Bu çalışma kapsamında, motor iskelet elemanlarında düşük alaşımlı çelikler arasında sıklıkla tercih edilen 4340 (AISI 4340) çeliği kullanılmıştır. Bu çelik, %0.8-0.95 nikel, %0.7-0.9 krom ve %0.2-0.3 molibden içeriğiyle mükemmel bir mukavemet-tokluk dengesi sunmakta ve ısıtılma işlemle (özellikle temperleme sonrası) oldukça yüksek çekme ve akma dayanımı seviyelerine ulaşabilmektedir. Ayrıca, 4340 çeliği, havacılık ve savunma sanayiinde sıklıkla kullanılan, derin çatlaklara karşı dirençli bir malzeme olarak literatürde yer almaktadır. Şekil 5.1’de, 4340 çeliğinin sıcaklık değişimine bağlı olarak nihai çekme dayanımındaki azalma eğilimi grafiksel olarak sunulmuştur [19].



Şekil 5.1 : AISI 4340 çeliğinin sıcaklığa göre nihai çekme dayanımı [19].

PT6A serisi motorlardan biri olan PT6E-66XT motoru çevresel çalışma sıcaklığı 65 °C olarak belirtilmiştir [20]. PT6A-67AF motoru çalışma kapsamında iskelet tasarımı gerçekleştirilen pilot eğitim uçağı için seçilmiştir. Benzer motor serisinden olması sebebiyle, PT6A-67AF motoru için de çevresel sıcaklıklar 65 °C olarak belirlenmiştir. Bu sıcaklık, yapının hem mekanik hem de termal yükler altında çalışacağı karma koşullara işaret etmektedir. Isıl ortam koşulları göz önünde bulundurularak yapılan malzeme değerlendirmelerinde, AISI 4340 çeliğinin yüksek sıcaklıktaki mekanik performansı kritik bir etken olmuştur. Literatürde yer alan deneysel verilere göre, 4340 çeliği, yaklaşık 149 °F (65 °C) sıcaklık seviyelerine kadar nihai çekme dayanımında anlamlı bir azalma göstermemektedir [19]. Şekil 5.1’de görüldüğü üzere oda sıcaklığına (yaklaşık 25 °C) göre bu sıcaklık seviyesinde çekme dayanımında yaklaşık %2’lik bir düşüş meydana gelmektedir. Bu oran, ilgili bölgenin maruz kaldığı sıcaklık koşulları ve yapının yük taşıma kapasitesi göz önünde bulundurulduğunda kabul edilebilir bir sınırdadır. Dolayısıyla, 4340 çeliği, çalışma koşulları altında yapısal bütünlüğü sağlayabilecek nitelikte bir malzeme olarak değerlendirilmiştir. Çeliğin detaylı mekanik özellikleri, Çizelge 5.1’de sunulmakta olup; burada akma dayanımı, çekme dayanımı ve elastik modül gibi kritik parametreler yer almaktadır. Bu özellikler, hem statik hem de dinamik yükleme senaryolarında malzeme davranışının doğru şekilde modellenmesi açısından önem arz etmektedir.

Çizelge 5.1 : 4340 çeliği mekanik özellikleri [18].

AISI 4340/AMS6414	
Stok Kalınlığı [in]	≤3.5
F_{tu} [MPa]	1378
F_{ty} [MPa]	1212,64
F_{cy} [MPa]	1247,09
F_{su} [MPa]	826,8
F_{bru} (e/D=1,5) [MPa]	1874,08
F_{bru} (e/D=2,0) [MPa]	2445,95
F_{bry} (e/D=1,5) [MPa]	1756,95
F_{bry} (e/D=2,0) [MPa]	1929,20
E [MPa]	199810
ν	0,32

e/D oranı bağlayıcı deliğinin merkezinin yüzey kenarına olan mesafesinin, bağlayıcı çapına oranını temsil etmektedir. F_{bru} ve F_{bry} ile ifade edilen kısaltmalar ise, sırasıyla nihai ve akma mesnet dayanımlarını ifade etmektedir. Bu kriterler bağlayıcı çevresindeki malzeme dayanımını hesaplamak için kullanılmaktadır.

Çalışma kapsamında iskelet elemanları için gerçekleştirilen statik analizlerde sıcaklığın malzeme dayanımı üzerindeki etkisi hariç tutulmuştur.

5.2 Gövde Yapısal Elemanları için Malzeme Seçimi ve Mekanik Özellikleri

Gövde yapısal elemanlarında çelik malzemesinin kullanımı, hava aracının ağırlığını önemli ölçüde artıracaktır. Bu nedenle, ağırlığına oranla yüksek mukavemete sahip alüminyum gibi malzemeler, hava araçları için daha uygun bir seçenek olarak öne çıkmaktadır.

Havacılıkta sıklıkla tercih edilen alüminyum alaşımlarından, 2000 serisi ve 7000 serisi alüminyumlar ön plana çıkmaktadır. 2000 serisi alüminyum alaşımları genellikle sac metal formunda bulunurken, 7000 serisi alüminyumlar daha çok talaşlı imalat işlemleri için uygun malzemelerdir. Çerçeve, gövde kirişi, omurga kirişi gibi yapısal elemanlar çoğunlukla talaşlı imalat yöntemleriyle üretilmektedir. Bu bağlamda, gövde yapıları için 7000 serisi alüminyum kullanımı, bu çalışma kapsamında uygun görülmüştür.

7000 serisi alüminyumlar arasında havacılıkta en sık kullanılan malzemeler 7050 ve 7075 alaşımlarıdır. Bu iki malzemenin mukavemet dayanımları karşılaştırıldığında, 7050 malzemesinin mukavemet dayanımlarının 7075'e göre daha yüksek olduğu gözlemlenmektedir. Bu nedenle, çalışma kapsamında gövde yapıları için 7050 alaşımı tercih edilmiştir. Ancak, malzeme dayanımları, kullanılan stok boyutlarına bağlı olarak değişiklik gösterebilmektedir [19]. Çizelge 5.2'de, farklı stok boyutları için 7050 T7451 alüminyum malzemesinin mekanik dayanım değerleri verilmiştir.

Çizelge 5.2 : AL7050-T7451 malzemesinin mekanik özellikleri [19].

AL7050 T7451 Mekanik Özellikleri			
Stok Kalınlığı [in]	0,250-1,500	1,501-2,000	2,001-3,000
F_{tu} [MPa]	524,00	524,00	517,10
F_{ty} [MPa]	461,94	455,05	455,05
F_{cy} [MPa]	441,26	441,26	441,26
F_{su} [MPa]	303,37	310,26	310,26
F_{bru} (e/D=1,5) [MPa]	758,42	772,21	765,31
F_{bru} (e/D=2,0) [MPa]	999,73	1006,63	992,84
F_{bry} (e/D=1,5) [MPa]	613,63	634,31	641,21
F_{bry} (e/D=2,0) [MPa]	717,05	737,73	751,52
E [MPa]	71015	71015	71015
ν	0,33	0,33	0,33

5.3 Gövde Bağlayıcılarının Seçimi ve Mekanik Özellikleri

Motorda üretilen itki nedeniyle, iskelet elemanları üzerinde yüksek çekme ve eğilme yüklemeleri meydana gelmektedir. Eğilme yüklemeleri, iskelet elemanlarının gövde yapıları ile bağlantı noktalarında kesme kuvvetlerine yol açabilirken, çekme kuvvetleri de benzer şekilde bu bölgelerdeki bağlayıcıları çekme yükü altında bırakabilmektedir. Bu nedenle, iskelet elemanları ile gövde yapıları arasındaki bağlantı noktalarındaki bağlayıcı türlerinin seçimi oldukça önemlidir. Çekme ve kesme yüklemeleri altında yüksek mukavemet değerlerine sahip bağlayıcı türlerinin seçilmesi, yapı güvenliğinin sağlanmasında kritik bir rol oynamaktadır.

Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan bağlayıcı türlerinden bazıları cıvata-somun, perçin ve Hi-Lok bağlayıcılarıdır [21]. Cıvata-somun bağlayıcıları, sökülüp takılabilen bağlantı elemanlarıdır ve genellikle yüksek çekme ve kesme yüklemeleri altında yüksek mukavemet değerlerine sahiptir. Bu özellikleri, onları özellikle montaj ve bakım işlemlerinde tercih edilen bir seçenek haline getirmektedir [18].

Perçin tipi bağlayıcılar, kalıcı bağlantılar oluşturur. Perçin, çakıldıktan sonra kalıcı plastik deformasyona uğrayarak metal malzemeleri birbirine bağlar. Ancak, perçinler genellikle yüksek çekme dayanımı gerektiren bölgelerde tercih edilmezler, çünkü çekme dayanımları cıvata-somun bağlantılarından daha düşük seviyededir. Ayrıca, kesme dayanımları da genellikle cıvata-somun bağlantılarının gerisinde kalmaktadır [18].

Hi-Lok bağlayıcıları ise özellikle havacılıkta yaygın olarak tercih edilen, yüksek mukavemetli ve dayanıklı bağlantı elemanlarıdır. Bu bağlayıcılar, hızlı montaj ve güvenilir bağlantı sağlama özellikleri ile bilinmektedir. Havacılıkta yüksek güvenlik gereksinimlerini karşılamak amacıyla sıklıkla kullanılmaktadır [21]. Çizelge 5.3'te cıvata, perçin ve Hi-Lok bağlayıcılarının mekanik özellikleri verilmiştir.

Çizelge 5.3 : Yapısal bağlayıcıların mekanik özellikleri

Bağlayıcıların Mekanik Özellikleri			
Bağlayıcı İsmi	NAS6703 [22]	MS20470E5 [23, 24]	HST10-5 [25]
Bağlayıcı Türü	Cıvata	Perçin	Hi-Lok
D [mm]	4,83	3,97	3,97
FTT [N]	16101,76	3664,06	8629,12
FTS [N]	11965,12	3499,24	8918,24

FTT, bağlayıcının çekme kuvveti karşısındaki nihai dayanımını temsil ederken, FTS kesme kuvveti karşısındaki dayanımını temsil etmektedir.

Çizelge 5.3'te mekanik özellikleri belirtilen bağlayıcılar, gövde yapılarının kendi aralarında bağlantılarının sağlanması için planlanan bağlayıcılardır. İskelet elemanları üzerinde meydana gelen zorlayıcı yük koşulları nedeniyle, iskelet elemanları ile gövde elemanları arasındaki bağlantılar için daha yüksek mukavemet değerlerine sahip bağlayıcılara ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca, hava aracının bakım ve onarım süreçlerinde motorun gerektiği durumlarda sökülmesi gerekebileceğinden, iskelet elemanları ile gövde elemanları arasındaki bağlantıların sökülüp takılabilir olması beklenmektedir. Bu sebeple, cıvata-somun bağlantısı iskelet elemanları için uygun bir seçenek olarak değerlendirilmiştir. Çizelge 5.4'te mekanik özellikleri belirtilen NASM8907 bağlayıcısı, iskelet elemanları ile gövde arasında güvenli ve sağlam bir bağlantı sağlamak amacıyla tercih edilmiştir.

Çizelge 5.4 : NASM8907 mekanik özellikleri [26].

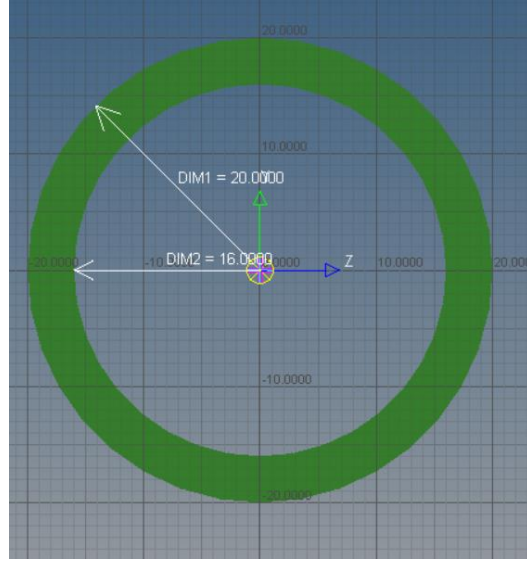
NASM8907	
Cıvata	
D [mm]	11,10
FTT [N]	149008,00
FTS [N]	104305,60

6. MOTOR İSKELET ELEMANININ YAPISAL ANALİZİ

6.1 CBEAM Elemanlar İle Modellenmesi

Konsept iskelet elemanı analizlerinin gerçekleştirildiği sonlu elemanlar modellemesinde, iskelet elemanları için CBUSH elemanları kullanılmıştır. Konsept analizlerinde her bir iskelet elemanı birer CBUSH ile temsil edilmektedir. 6. *Motor İskelet Elemanlarının Yapısal Analizi* bölümünde ise iskelet elemanları CBEAM elemanlar ile modellenmiş ve ağ yapısı oluşturulmuştur. Bu sayede, iskelet elemanları çok sayıda CBEAM elemanlarından oluşturularak detaylı bir analiz sağlanmıştır.

4.4.5 *Konsept 4 Analizleri* bölümünde hesaplanan Von Mises gerilmeleri dikkate alınarak, CBEAM elemanlarına tanımlanacak iç ve dış yarıçap değerleri hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar esnasında gerilme değerleri dikkate alınarak konsept analizlerinde kullanılan iç ve dış yarıçap değerlerinden daha yüksek değerler kullanılmasına dikkat edilmiştir. Bu nedenle, CBEAM elemanlar için dış ve iç yarıçap değerleri sırasıyla 20 ve 16 mm olarak belirlenmiştir. CBEAM elemanlarının iç ve dış yarıçap değerlerinin keyfi olarak seçilmesinde bir sakıya görülmemektedir. Yarıçap değerlerinin, motor yük koşullarının, iskelet elemanları üzerine dağılımında herhangi bir farklılığa yol açmamaktadır. Aynı yarıçap değerleri tüm iskelet elemanlarında kullanıldığı için yarıçap değerinin, hesaplamalar ve nihai yarıçapların belirlenmesi üzerinde herhangi bir etkisi bulunmamaktadır. Hypermesh programında hazırlanan iskelet elemanları sonlu elemanlar modellemesi için kullanılan kesit tanımlaması Şekil 6.1’de gösterilmektedir.



Şekil 6.1 : CBEAM eleman kesit tanımlaması.

CBEAM elemanlarında *5.1 Motor İskelet Yapısı Malzeme Seçimi ve Mekanik Özellikleri* bölümünde belirlenen AISI 4340 çeliği malzeme tanımlaması için kullanılmıştır. Gerçekleştirilen yapısal analizler için gerekli olan Young modülü ve Poisson Oranı sırasıyla 199810 MPa ve 0,32 olarak Hypermesh programına girdi olarak sağlanmıştır. Şekil 6.2’de Hypermesh programında gerçekleştirilen malzeme kartı tanımlaması 4340 çeliği için belirtilmiştir.

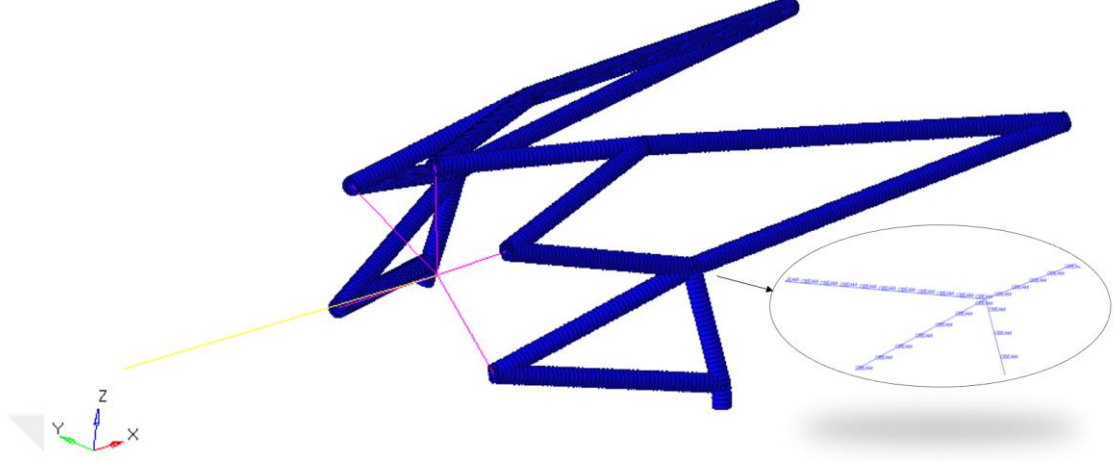
Name	4340
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Defined	☒
Card Image	MAT1
User Comments	Do Not Export
E	199810.0
G	
NU	0.32

Şekil 6.2 : Malzeme kartı tanımlaması.

6.1.1 Ağ yapısı

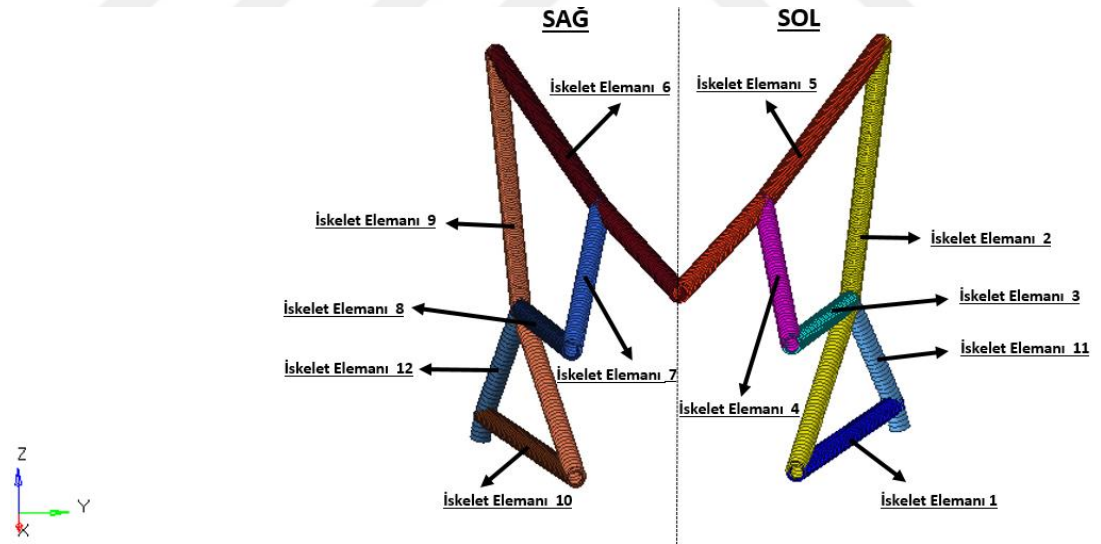
Bu bölümde yer alan iskelet elemanları modellemesi CBEAM elemanları ile gerçekleştirilirken, her bir iskelet elemanı için ağ örgüsü oluşturulmuştur. Sonuçların yakınsaması açısından ağ örgüsünün modelleme için uygun ölçüde elemanlar ile gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu sebeple, ağ örgüsü oluşturulurken, çeşitli ölçülerde eleman boyutları tanımlanmış ve son olarak 10 milimetre uzunluğunda 1

boyutlu CBEAM elemanları, iskelet eleman modellemesi için kullanılmıştır. Şekil 6.3'te iskelet elemanları için ağ yapısı üç boyutlu ve iki boyutlu olarak gösterilmektedir.



Şekil 6.3 : Motor iskelet elemanlarının ağ yapısı.

İskelet elemanları için sonlu elemanlar modellemesinde toplamda, 990 adet CBEAM elemanı kullanılmıştır. Her bir iskelet elemanı için bir numaralandırma yapılmış ve Şekil 6.4'te iskelet elemanlarına karşılık gelen numaralar belirtilmiştir.

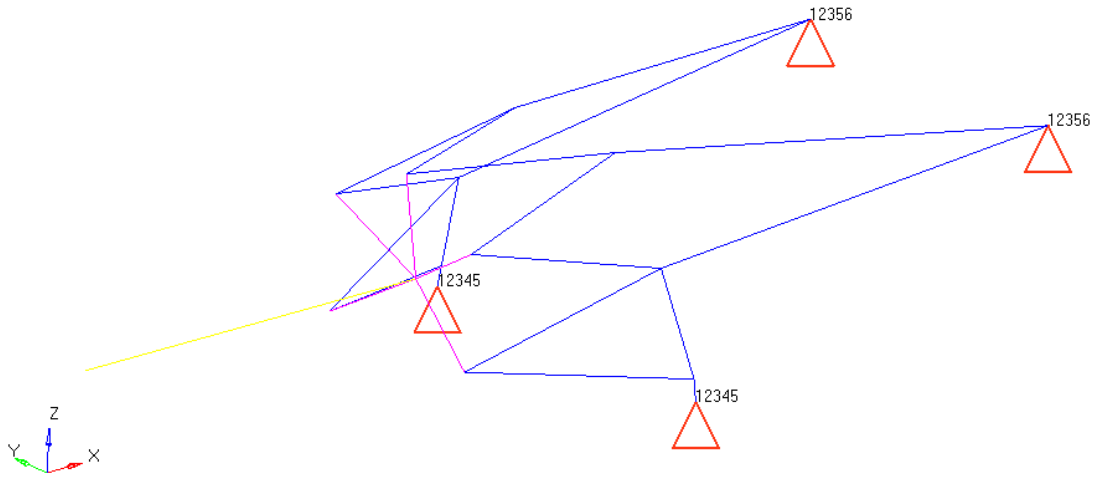


Şekil 6.4 : İskelet elemanı isimlendirilmesi.

Şekil 6.4'te belirtilen iskelet elemanı numaralandırması, bölüm içerisindeki hesaplamalarda hiçbir zaman değişmeyecektir. Belirtilen numaralandırma her bir eleman için sabit ve çizelgelerde eleman numarası olarak belirtilecektir.

6.1.2 Sınır koşulları

Konsept analizlerinde uygulanan sınır koşulları benzer şekilde uygulanmıştır. Sonlu elemanlar modellemesinde İskelet Elemanı 11 ve 12'nin z eksenine göre en alt kısımda yer alan düğüm noktalarına (100 ve 801 numaralı düğüm noktaları) 1, 2, 3, 4 ve 5 eksenlerinde sınır koşulu tanımlanmıştır. Aynı zamanda, 2, 5, 6 ve 9 numaralı iskelet elemanlarının x ekseninde en sonda kalan düğüm noktalarına (329 ve 908 numaralı düğüm noktaları) ise 1, 2, 3, 5 ve 6 eksenlerinde sınır koşulu uygulanmıştır. Şekil 6.5'te sonlu elemanlar modellemesinde uygulanan sınır koşulları belirtilmiştir.

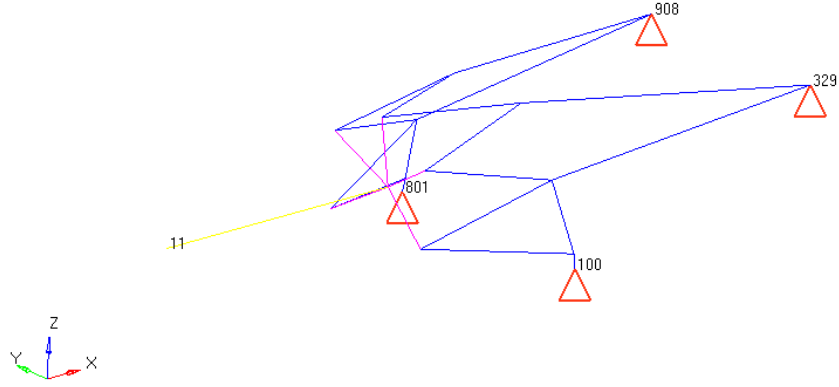


Şekil 6.5 : Motor iskelet elemanları için sınır koşulları.

Sınır koşulu tanımlanmasında 1, 2, 3, 4, 5 ve 6 ile ifade edilen eksenler aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

- 1 – x ekseninde yer değiştirme
- 2 – y ekseninde yer değiştirme
- 3 – z ekseninde yer değiştirme
- 4 – x eksenine etrafında dönme
- 5 – y eksenine etrafında dönme
- 6 – z eksenine etrafında dönme

Şekil 6.6'da yük koşullarının ve sınır koşullarının uygulandığı düğüm noktalarının, sonlu elemanlar modellemesinde karşılık gelen numaralandırması belirtilmiştir. 11 numaralı düğüm noktasından yük koşulları uygulanırken, 100, 801, 329 ve 908 numaralı düğüm noktalarından sınır koşulları uygulanmaktadır.



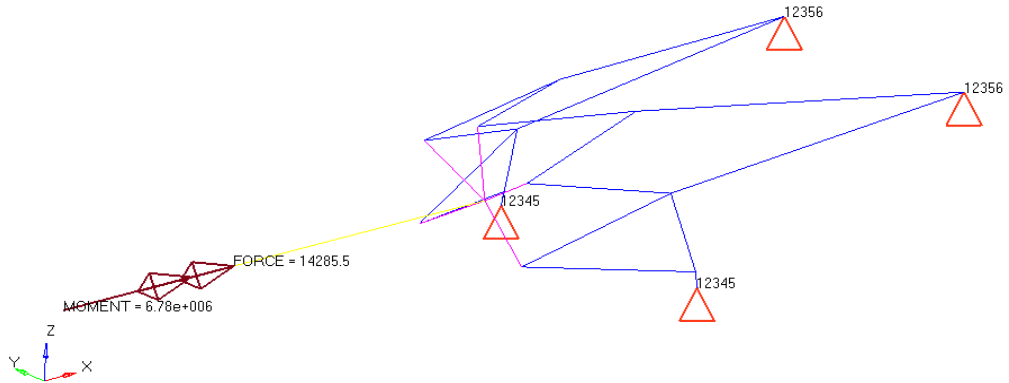
Şekil 6.6 : Yük ve sınır koşullarının uygulandığı düğüm noktaları numaralandırması.

6.1.3 Yük koşulları

Bu bölümde iskelet elemanları yapısal analizleri gerçekleştirilirken 3 koşul göz önünde bulundurulmuştur. Birinci koşulda iskelet elemanları nihai yük koşullarına karşı dayanım göstermesi gerektiği için, nihai yüklemeler gerçekleştirilmiştir. İkinci ve üçüncü koşullar, güvenli arıza gerekliliğinden dolayı ortaya çıkarılmıştır. İkinci koşulda, olası bir iskelet elemanı kaybı durumu incelenmiştir. Üçüncü koşulda ise olası bir motor ile iskelet elemanı arasındaki bağlantı kaybı incelenmiştir.

6.1.3.1 Nihai durum (1.5 x limit)

Şekil 6.6’da belirtilen düğüm noktalarından 11 numaralı düğüm noktasına (pervane konumu olarak tanımlanmıştır), 2.4 *Nihai Yük Koşullarının Hesaplanması* bölümünde hesaplanmış nihai 4 motor yük koşulu uygulanmıştır. Şekil 6.7’de yük ve sınır koşullarının uygulandığı sonlu elemanlar modellemesi belirtilmiştir.



Şekil 6.7 : Yük koşulu ve sınır koşulunun uygulanması.

Hypermechs programında yük koşulları tanımlamaları yapılırken öncelikle limit yük koşulları tanımlanmıştır. Daha sonrasında limit yük koşulları 1,5 ile çarpılmış ve nihai yük koşulları elde edilmiştir.

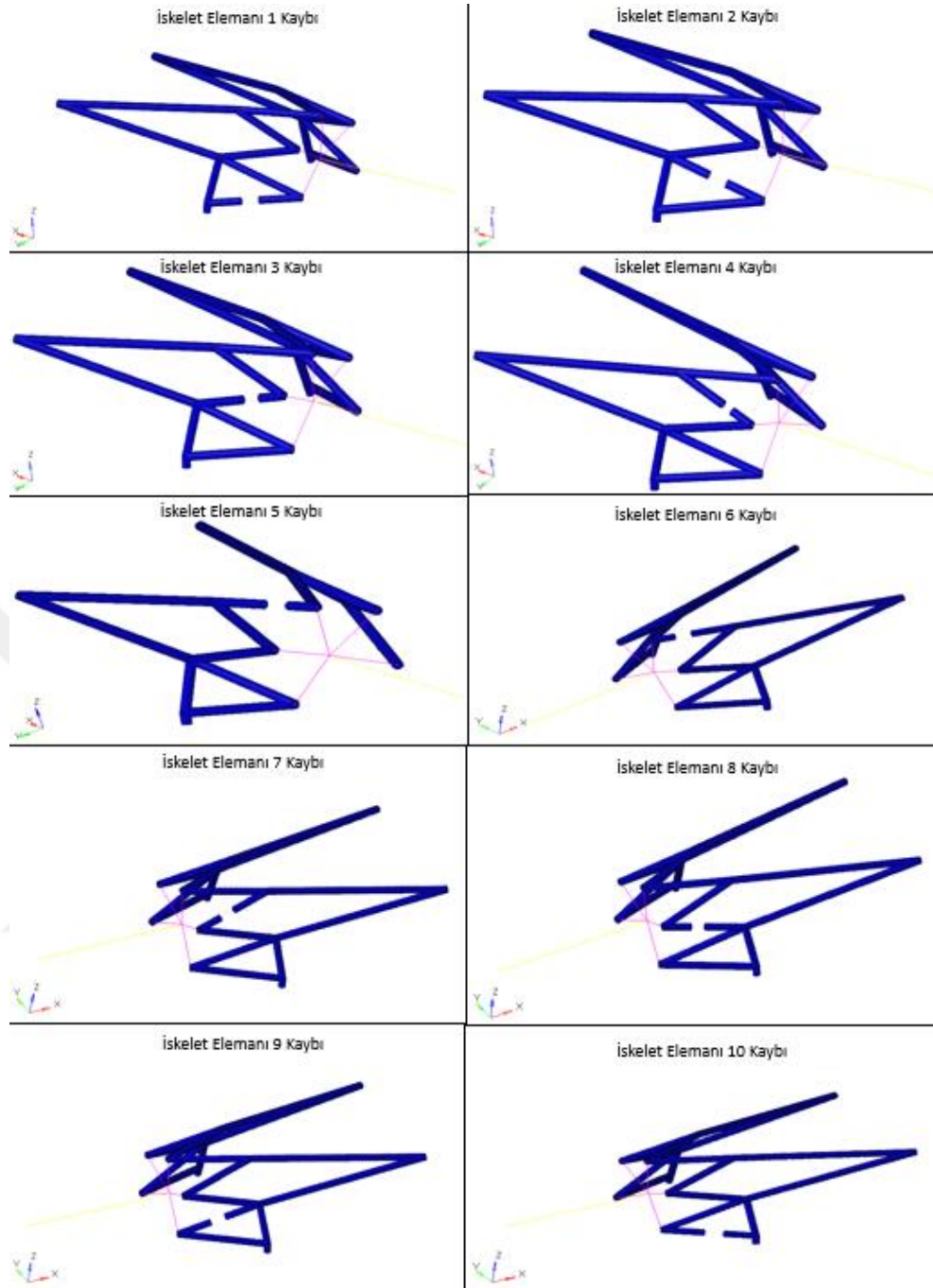
Sonlu elemanlar modelindeki çözümler nihai yük koşulları için alınmıştır. Limit yük koşulları tanımlamaları modelleme esnasında kontrol edilebilirliğin sağlanması açısından eklenmiştir.

6.1.3.2 Güvenli arıza yük koşulu – iskelet elemanı kaybı senaryosu (0.7 x limit)

Motor iskelet elemanları için güvenli arıza senaryosunun kontrol edilmesi gerekmektedir. Güvenli arıza senaryolarından birincisi olan, olası iskelet elemanı kaybı neticesinde, iskelet elemanı yapısının limit yüklerin %70'ine dayanım göstermesi gerekmektedir. Bu kapsamda güvenli arıza tanımlaması, iskelet elemanlarının kaybında, belirtilen yük koşulları altında yapının güvenle görevini icra etmesi beklenmektedir.

Güvenli arıza yük koşulları ile gerçekleştirilen statik analizlerde, motor ile çerçeve elemanı arasında toplamda 10 adet iskelet elemanı bulunmaktadır. Bu iskelet elemanlarının her biri için sırasıyla hasar tanımlaması gerçekleştirilmiştir. Bu hasar tanımlaması sonlu elemanlar modellemesinde, ilgili iskelet elemanı üzerinde belirli bir bölgede yer alan CBEAM elemanların silinmesi ile gerçekleştirilmiştir. Her bir iskelet elemanı için aynı koşul uygulanarak toplamda 10 adet sonlu elemanlar modellemesi gerçekleştirilmiştir. Her bir sonlu elemanlar modellemesi için, güvenli arıza için hesaplanmış yük koşulları ve 6.1.2 *Sınır Koşulları* bölümünde belirtilen sınır koşulları uygulanarak, SOL101 statik analizler MSC Nastran çözücüsü kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Güvenli arıza senaryolarından biri olan iskelet elemanı kaybının, sonlu elemanlar modellemesinde uygulanışı Şekil 6.8'de belirtilmiştir.



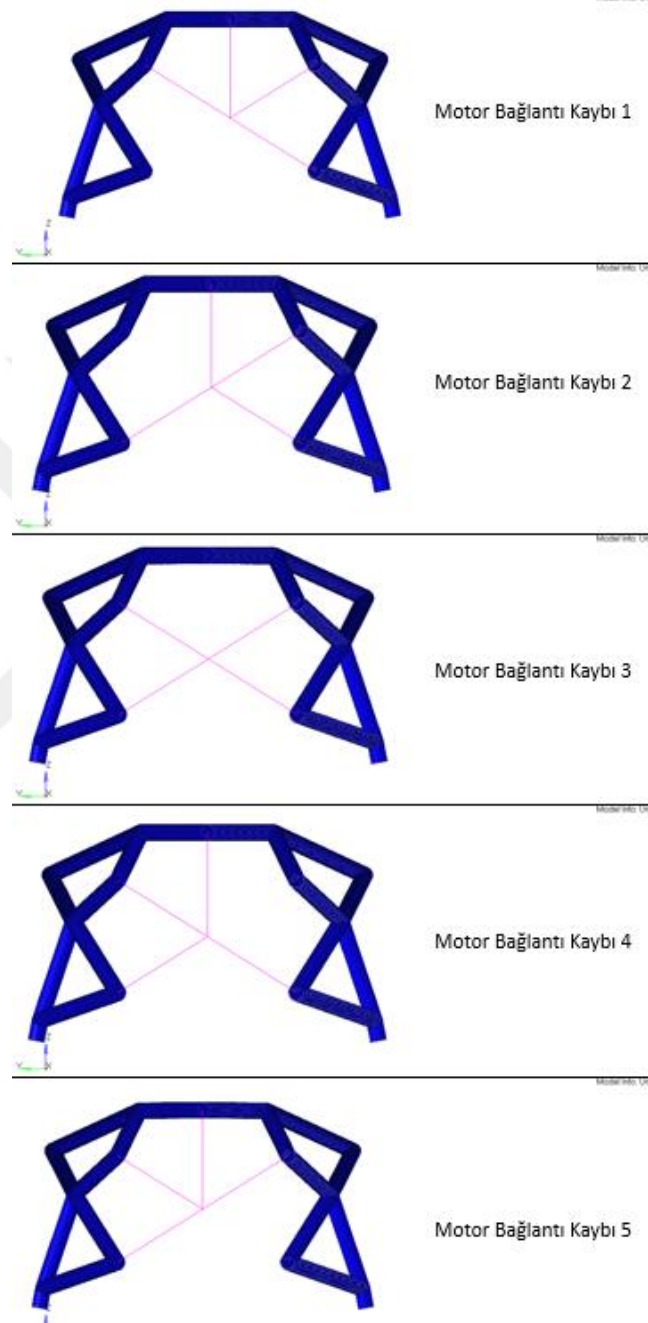
Şekil 6.8 : Motor iskelet elemanı kaybı (güvenli arıza senaryosu).

Yük koşulları ve sınır koşulları gerçekleştirilen tüm analizlerde aynı konumlardan uygulanmıştır. Limit yük koşulları 0,7 ile çarpılarak, güvenli arıza yük koşulları elde edilmiş ve sonlu elemanlar modelindeki çözümler güvenli arıza yük koşulları için alınmıştır.

6.1.3.3 Güvenli arıza yük koşulu – motor bağlantısı kaybı senaryosu (0.7 x limit)

Bir diğer güvenli arıza senaryosu ise, motor ile iskelet elemanları arasındaki herhangi bir bağlantının kaybı neticesinde, geride kalan 4 bağlantının limit yüklerin %70'ine

dayanım göstermesi gerekmektedir. Bu aşamada gerçekleştirilen statik analizlerde, iskelet elemanları ile motor arasındaki 5 bağlantı sırasıyla koparılmıştır. Güvenli arıza senaryolarından biri olan motor bağlantısı kaybı sonlu elemanlar modellemesinde uygulanışı, Şekil 6.9’da belirtilmiştir.



Şekil 6.9 : Motor iskelet elemanlarında bağlantı kaybı (güvenli arıza senaryosu).

Yük koşulları ve sınır koşulları daha önceki durumlardaki gibi aynı konumlardan uygulanmaktadır. İskelet elemanı kaybı senaryosunda olduğu gibi limit yük koşulları 0,7 ile çarpılarak güvenli arıza yük koşulları elde edilmiş ve sonlu elemanlar modelindeki çözümler güvenli arıza yük koşulları için gerçekleştirilmiştir.

6.1.4 Analiz çıktıları

Hypermesh programında sonlu elemanlar modellemesi gerçekleştirilen motor iskelet yapısı için belirtilen sınır koşulları ve yük koşulları altında statik analizler gerçekleştirilmiştir. Güvenli arıza senaryoları ve nihai durum için ayrı ayrı yük koşulları uygulanmış ve bu durumlarda iskelet elemanları modellemelerinde kullanılan CBEAM elemanlarının üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Hypermesh programından okunarak Excel'e aktarılmıştır. Eleman sayısı fazla olduğundan, temsili olarak sadece belirli elemanların üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler Çizelge 6.1'de belirtilmiştir.

Çizelge 6.1 : CBEAM elemanlara gelen kuvvet ve momentler.

Eleman Nu.	İskelet Elemanı Nu.	Yük Koşulu Nu.	Hasar Senaryosu	F _x [kN]	F _y [kN]	F _z [kN]	M _x [Nm]	M _y [Nm]	M _z [Nm]
767	1	3	0	8,52	4,54	-5,01	-0,54	-2674,85	2424,99
1063	2	3	0	-4,83	11,69	0,19	358,86	-456,38	4975,78
650	3	3	0	9,50	11,88	-4,89	-436,58	-1919,12	3326,56
563	4	1	0	0,16	-3,08	-5,73	260,02	793,27	266,43
506	5	1	0	18,63	3,47	-4,91	89,24	1349,92	-48,55
390	6	4	0	-3,64	-0,22	0,01	22,37	4,07	43,75
347	7	3	0	2,99	-1,18	3,41	277,56	995,40	-392,94
170	8	4	0	-4,23	-0,77	-0,06	58,15	80,08	39,48
115	9	1	0	-2,87	5,39	-8,99	338,89	-988,01	1110,23
38	10	4	0	-3,86	-0,04	-0,08	-36,89	-52,39	-14,37
990	11	4	0	0,26	0,93	0,48	41,94	-137,31	-111,83
70	12	1	0	-4,04	-6,04	-9,05	886,50	535,50	2446,24
760	1	4	3	1,82	-0,01	-0,14	-11,83	-55,39	13,54
753	1	3	12	13,80	0,04	-2,79	-283,41	-926,92	351,48
849	2	1	15	1,17	0,40	-0,07	96,87	-33,67	23,28
849	2	1	6	-1,44	0,35	-0,092	164,86	-118,34	-1,49
641	3	4	10	1,94	-0,36	-0,17	22,54	-70,89	-58,18
638	3	2	5	7,39	-1,21	0,13	-51,08	154,71	-234,80
588	4	4	2	0,96	-0,11	-0,10	-27,78	16,99	-2,96
584	4	1	13	3,05	-2,02	-1,91	119,77	0,33	-202,71
915	5	1	1	11,15	0,11	0,06	-41,57	34,18	28,63
377	6	3	4	-9,72	0,31	0,37	-39,95	-94,97	-114,26
307	7	4	11	-1,51	-0,61	0,11	-61,59	-105,01	60,86
147	8	1	7	4,88	6,33	-2,77	-0,02	1269,99	-2901,32
208	9	3	8	6,54	-0,03	-0,06	154,47	0,27	4,23
48	10	2	9	-15,22	-2,47	-8,82	0,39	-3302,49	-923,61
989	11	3	14	4,90	3,16	-5,21	503,05	361,80	-1348,51
87	12	3	12	-1,42	-0,50	-0,89	3,04	-110,31	-124,61

Çizelge 6.1’de,

- Eleman Nu. olarak ifade edilen sütun, sonlu elemanlar modelindeki CBEAM eleman numarasını belirtmektedir.
- İskelet Elemanı Nu. olarak ifade edilen sütun, Şekil 6.4’te ifade edilen iskelet elemanı numaralarını ifade etmektedir.
- Yük Koşulu Nu. ile ifade edilen sütun, Çizelge 2.3 ve Çizelge 2.4’te yer alan yük koşullarını belirtmektedir. Eğer herhangi bir hasar senaryosu mevcut değil ise (hasar senaryosu numarası 0 ise) Çizelge 2.3’te yer alan yük koşullarını belirtmektedir. Eğer herhangi bir hasar senaryosu mevcut ise (hasar senaryosu numarası 0’dan farklı ise) o halde Çizelge 2.4’te yer alan yük koşullarını ifade etmektedir.
- F_x , F_y , F_z ile ifade edilen sütunlar, sırasıyla x, y ve z yönlerindeki eleman kuvvetlerini, M_x , M_y ve M_z ile ifade edilen sütunlar ise sırasıyla x, y ve z eksenleri etrafında meydana gelen eleman momentlerini ifade etmektedir.

Çizelge 6.1’de, hasar senaryosu olarak ifade edilen sütunda ise;

- 0 – Hasar koşulunun olmadığı nihai durumu ifade etmektedir.
- 1-10 – İskelet elemanlarında meydana gelen hasar koşulunu ifade etmektedir. Belirtilen numara, iskelet elemanı numarasını ifade etmektedir. Örneğin, 1 ile ifade ediliyor ise 1 numaralı iskelet elemanında hasar meydana geldiği koşulu belirtmektedir.
- 11-15 – Bağlantı kaybı koşulunu ifade etmektedir. Belirtilen numaralar sırasıyla;
 - 11 – 1 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 12 – 2 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 13 – 3 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 14 – 4 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 15 – 5 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı ifade etmektedir.

Bu aşamadan sonra, statik analizlerden elde edilen kuvvet ve momentler, MATLAB yazılımında oluşturulan hesaplama aracına bir girdi olarak kullanılmaktadır.

6.2 MATLAB Kodlaması ile Kalınlık Belirleme Çalışmaları

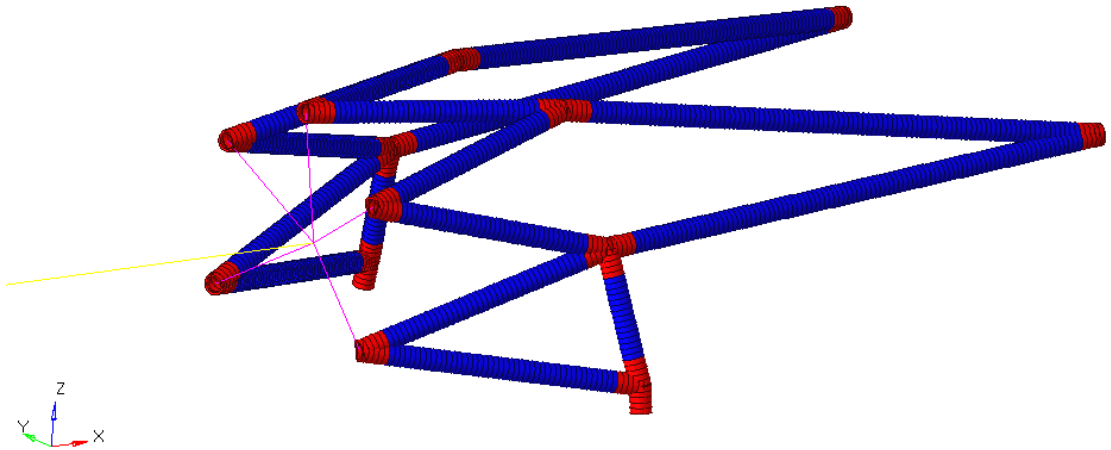
6.2.1 Varsayımlar

Hesaplamalar esnasında aşağıda belirtilen varsayımlar yapılmıştır.

Varsayım 1: İskelet elemanları için gerçekleştirilen kalınlık belirleme çalışmasında kaynaklanma bölgesi tanımlaması yapılmıştır. Bu bölgede yer alan elemanlar için 1,2 kaynaklama faktörü kullanılmıştır [27]. 1,2 kaynaklama faktörü, güvenlik faktöründen bölünerek düşürülmüştür.

Örneğin, kaynaklama faktörü olmadan elde edilen güvenlik faktörü 1,80 olarak hesaplanmış olduğu varsayılın. 1,2 kaynaklama faktörü kullanıldıktan sonra, güvenlik faktörü 1,5 olmaktadır.

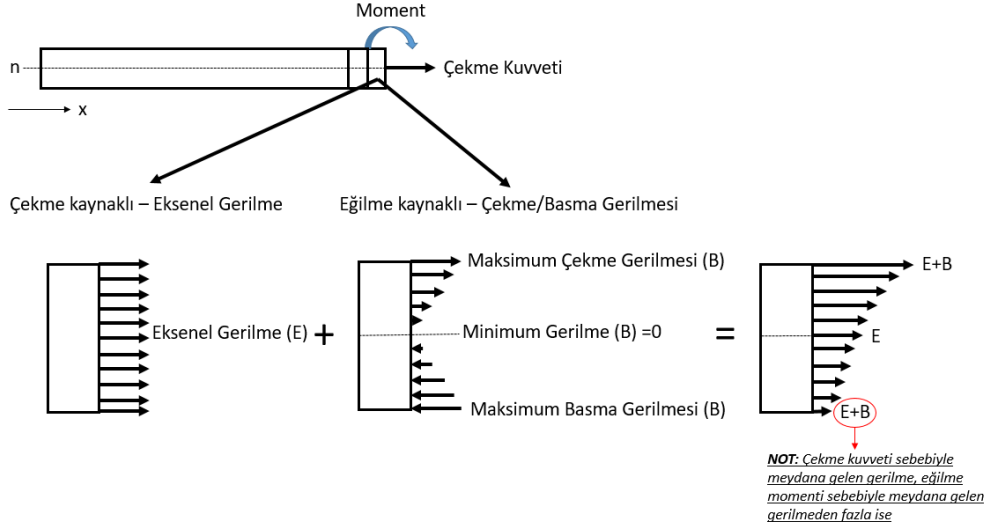
Aşağıda yer alan Şekil 6.10’da, kırmızı ile belirtilen CBEAM elemanlar ile kaynaklama bölgeleri gösterilmektedir.



Şekil 6.10 : Motor iskelet elemanlarının kaynaklanma bölgeleri.

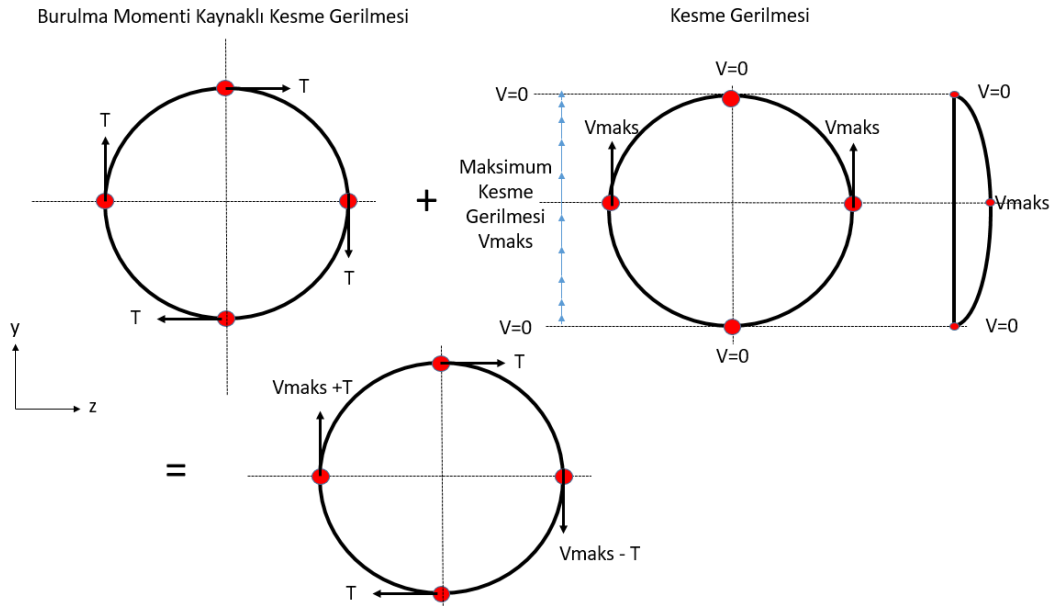
Varsayım 2: Gerçekleştirilen statik analizlerde, normal, kesme, eğilme ve burulma gerilmelerini meydana getiren kuvvet ve momentler kesitin farklı konumlarında meydana gelebilmektedir. Yazılım içerisinde hesaplanan Von Mises gerilmelerinde, belirtilen tüm gerilmelerin kesit içerisinde aynı konumda olduğu varsayılmıştır.

- Çekme/basma kuvveti ve eğilme momenti sebebiyle meydana gelen gerilmeler Şekil 6.11’de belirtilen yöntem ile birleştirilmektedir [28].



Şekil 6.11 : Çekme/basma gerilmelerinin toplanması.

- Kesme kuvveti ve burulma momenti sebebiyle meydana gelen gerilmeler Şekil 6.12’de belirtilen yöntem ile birleştirilmektedir [29, 30].



Şekil 6.12 : Kesme gerilmelerinin toplanması.

Kesitin farklı konumlarında meydana gelen gerilme durumları mevcuttur. Çalışma kapsamında, normal, kesme, eğilme ve burulma kuvvet ve momentleri neticesinde oluşan maksimum gerilmelerin kesitin aynı konumunda meydana geldiği varsayılmaktadır.

Varsayım 3: Von Mises gerilme hesaplamasında maksimum gerilmenin hesaplanması için 4 kritik durum oluşturulmuştur. Çekme/basma kuvvetlerinin önünde yer alan işaret çekme veya basma meydana getirdiğini açıkça belirtmektedir. Pozitif işaret

çekme, negatif işaret ise basma kuvvetini ifade etmektedir. Kesme gerilmeleri için ifade edilen değerlerin hepsi pozitifdir.

Momentlerden dolayı meydana gelen gerilmeler ise kesit içerisinde farklı yönde gerilmeler meydana getirebilmektedir. Eğilme momenti neticesinde bir kesit içerisinde üst kısımda çekme, alt kısımda ise basma gerilmesi oluşabilir. Benzer şekilde, burulma momenti neticesinde oluşan gerilmeler de kesitin farklı konumlarında farklı yönlü olabilmektedir. Bu sebeple, 4 koşul oluşturulmuştur.

- 1. Durum için eğilme momenti sonucunda oluşan gerilme pozitif işaretli, burulma momenti sonucu oluşan gerilme de pozitif işaretli olacak şekilde Von Mises gerilme hesaplamaları yapılmıştır.
- 2. Durum için eğilme momenti sonucunda oluşan gerilme negatif işaretli, burulma momenti sonucu oluşan gerilme de pozitif işaretli olacak şekilde Von Mises gerilme hesaplamaları yapılmıştır.
- 3. Durum için eğilme momenti sonucunda oluşan gerilme pozitif işaretli, burulma momenti sonucu oluşan gerilme de negatif işaretli olacak şekilde Von Mises gerilme hesaplamaları yapılmıştır.
- 4. Durum için eğilme momenti sonucunda oluşan gerilme negatif işaretli, burulma momenti sonucu oluşan gerilme de negatif işaretli olacak şekilde Von Mises gerilme hesaplamaları yapılmıştır.

Hesaplanan 4 farklı Von Mises gerilmesi arasından, maksimum gerilme değerine sahip olan Von Mises gerilmesi, hesaplamalarda kullanılmak üzere seçilmiştir.

Varsayım 4: Gövde yapısalı ile iskelet elemanları arasında belirli tolerans değeri bulunmaktadır. Bu değer, iskelet elemanlarının bulunduğu konuma göre değişkenlik gösterirken, ortalama 27 milimetrelilik bir aralığa sahiptir. Bu aralık, iskelet elemanlarının yarıçap değeri için bir sınırı temsil etmektedir. Bu sınır herhangi bir girişim meydana gelmemesi için 25 milimetre olarak tanımlanmıştır. Bu nedenle iskelet elemanları için dış yarıçap değeri, 25 milimetreden fazla olamaz. Kalınlık hesaplamaları, belirtilen sınırdan gerçekleştirilmektedir.

Varsayım 5: Statik analizlerde kullanılan malzemelerde, sıcaklığın malzeme dayanımı üzerindeki etkisi hariç tutulmuştur.

Belirtilen varsayımlar neticesinde, bir kesitte oluşabilecek maksimum Von Mises gerilmesi hesaplanmıştır. Herhangi bir kesit için hesaplanan Von Mises gerilmesinden daha yüksek bir gerilme, sonlu elemanlar analizlerinin sonucunda oluşamamaktadır.

Varsayım 6: İskelet elemanları için kalınlık belirleme çalışması gerçekleştirilirken, iskelet elemanları, kendi aralarında kaynaklama gerçekleşen bölümden olacak şekilde bölünerek, ikiye ayrılmıştır. İskelet elemanlarının kaynaklama bölgelerinde dönme ve öteleme hareketlerinde tamamen kısıtlanmış olarak kabul edilmiştir. Kendi içerisinde bir bütün halinde olan iskelet elemanları, dönme ve öteleme hareketini kendi içerisinde gerçekleştiremeyeceği varsayılmıştır. Bu durumda, her iki tarafta yer alan iskelet elemanlarının farklı yapısal elemanlara bağlantıları söz konusudur. İskelet halkası ve çerçeve yapısal elemanları ile bağlantı halinde olan iskelet elemanlarının bağlantı sağlanan bölgelerde öteleme hareketini gerçekleştiremezler. Dönme hareketlerini ise kısıtlı olarak yalnızca burulma momenti yönünde gerçekleştirebilirler. Bu nedenle, etkin boy katsayısı (k), 0,7 gibi bir değere sahip olması öngörülmektedir. Lineer burkulma formülünde yer alan sınır koşullarına bağlı etkin boy katsayısı (k), gerçekleştirilen varsayımlar dikkate alınarak yapının burkulmalara karşı güvenilir tarafta kalması için tüm iskelet elemanlarında 1'e eşit olacak şekilde kabul edilmiştir [11].

6.2.2 Girdiler

MATLAB'te oluşturulan hesaplama aracında iskelet elemanlarının kalınlıklarının belirlenmesi için çeşitli girdilere ihtiyaç duyulmaktadır. Hypermesh programında, sonlu elemanlar modellemesi yapılan iskelet elemanlarından okunan kuvvet ve momentler, hesaplama aracı için girdi olarak kullanılmaktadır. Çizelge 6.1'de ifade edildiği gibi bir Excel girdisi, hesaplama aracının yer aldığı dosya konumuna eklenmektedir.

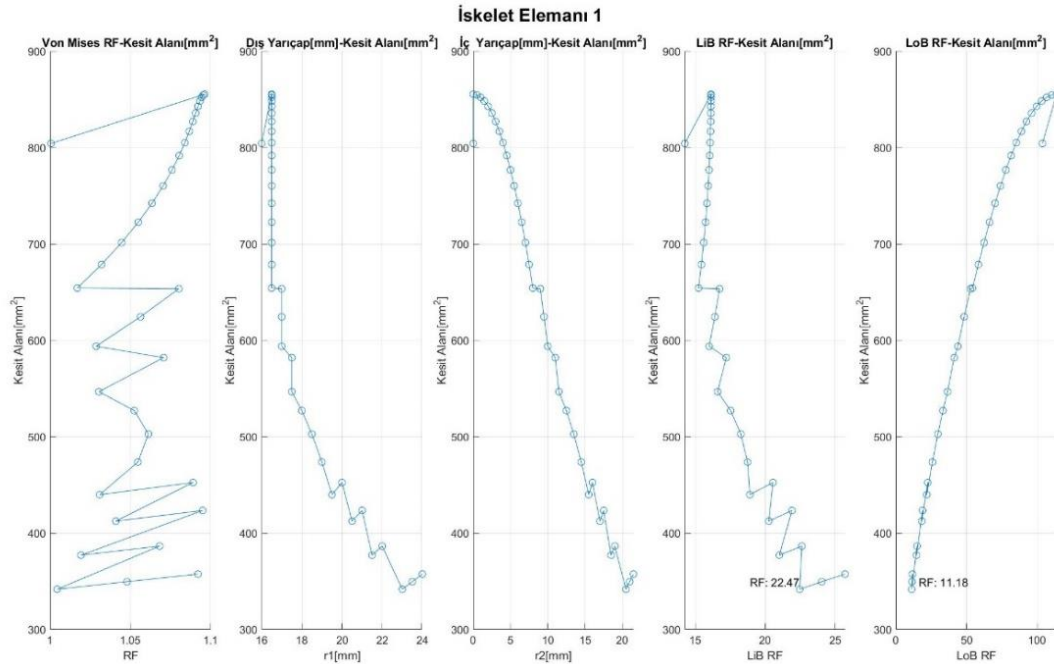
Hesaplama aracı, girdi olarak verilen kuvvet ve momentleri kullanarak, farklı iç ve dış yarıçap değerleri için iskelet elemanlarında Von Mises gerilmesi, lineer burkulma ve lokal burkulma hesaplamaları gerçekleştirmektedir. Gerilme ve burkulma değerleri için güvenlik faktörleri hesaplanıp, farklı iç ve dış yarıçap değerlerine sahip tüp kesitli iskelet elemanları için grafik çıktıları oluşturmaktadır.

6.2.3 Analiz çıktıları

Hesaplama aracında gerçekleştirilen kalınlık hesaplamaları sonucunda, her bir iskelet elemanı için kesit alanlarına göre güvenlik faktörleri, iç ve dış yarıçap değerlerinin bulunduğu grafik çıktıları verilmektedir. Grafiklerde düşey eksen iskelet elemanlarının kesit alanlarını ifade etmektedir. Kesit alanları ile iskelet elemanı ağırlığı hakkında tahmin yürütmek mümkün olmaktadır. Daha düşük bir kesit alanı daha düşük bir ağırlığı ifade etmektedir. Bu sebeple, düşük kesit alanına sahip iç ve dış yarıçap değerlerinin seçiminin grafik üzerinden yapılması, daha düşük ağırlıkta bir iskelet elemanı yapısı ortaya çıkaracaktır.

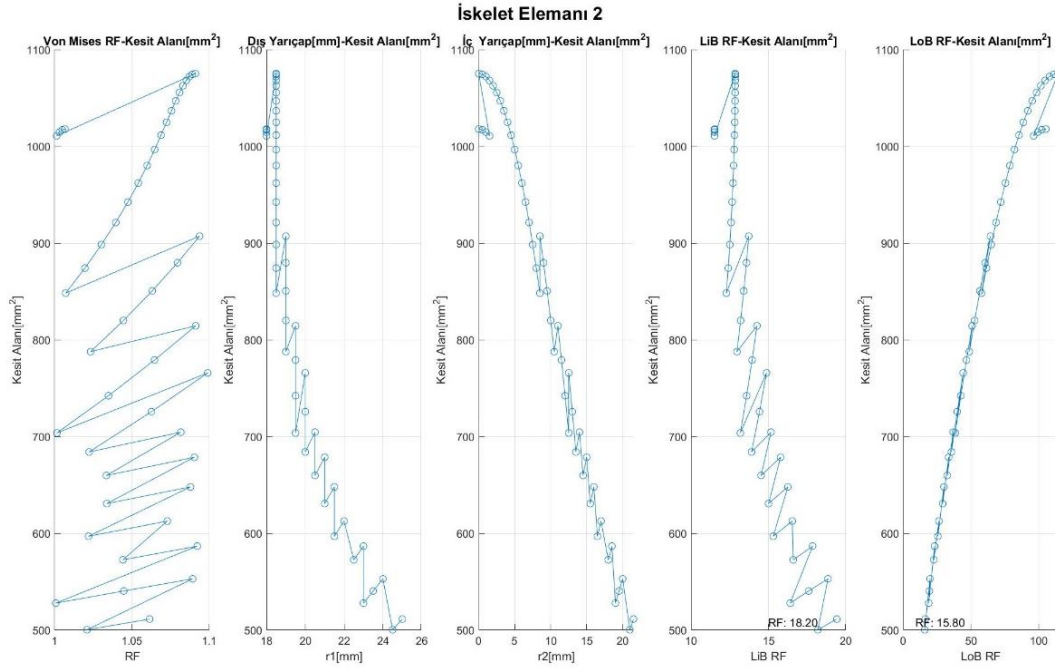
Güvenli arıza yük koşulları ve nihai yük koşulları ile elde edilen kuvvet ve momentler hesaplama aracı içerisinde, birlikte kullanılmaktadır. Elde edilen grafikler, tüm koşullarını ve tüm güvenli arıza senaryolarını sağlayan iskelet elemanı yarıçap değerlerini göstermektedir. Hesaplama aracının iskelet elemanı kalınlıkları için grafik çıktıları Şekil 6.13'ten Şekil 6.24'e kadar her bir şekil bir iskelet elemanını temsil edecek şekilde belirtilmiştir.

Şekil 6.13'te 1 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



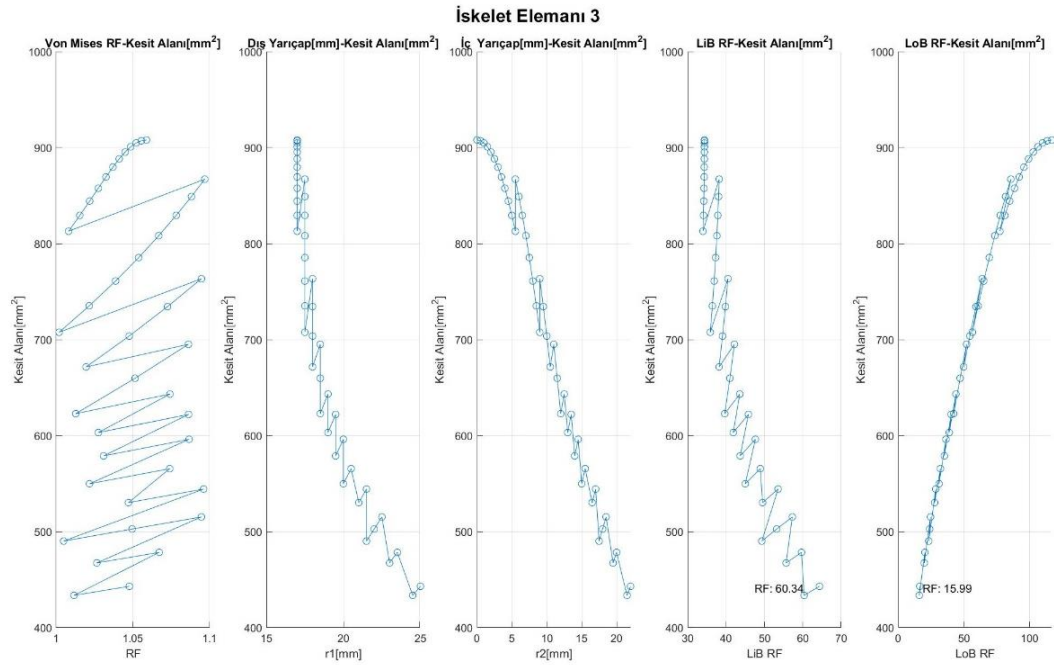
Şekil 6.13 : İskelet elemanı 1 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.14'te 2 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



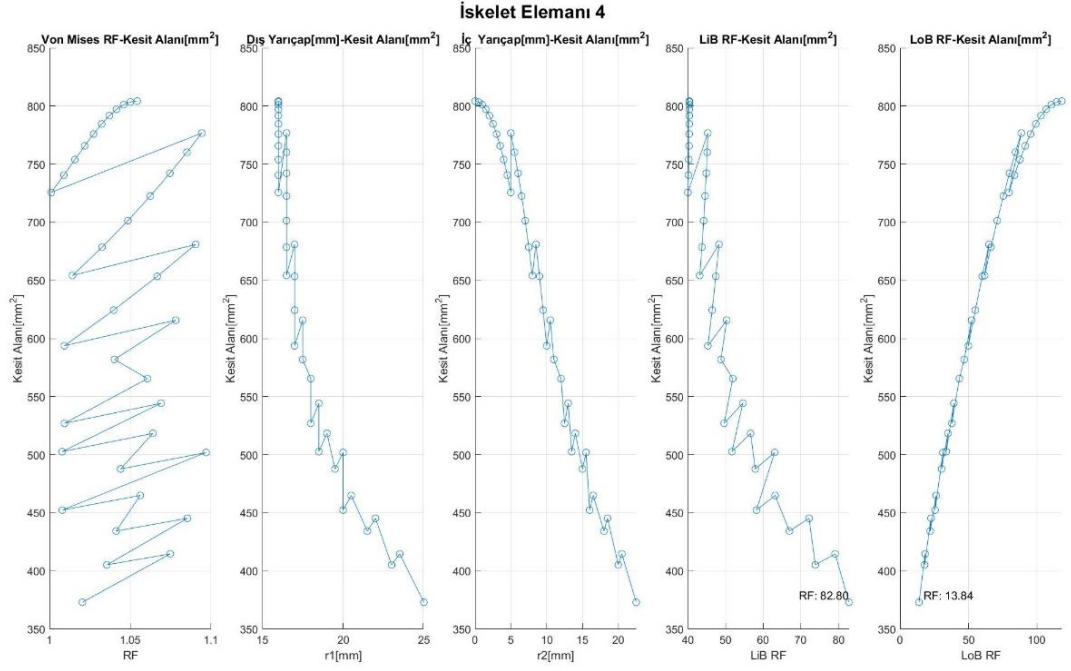
Şekil 6.14 : İskelet elemanı 2 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.15'te 3 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



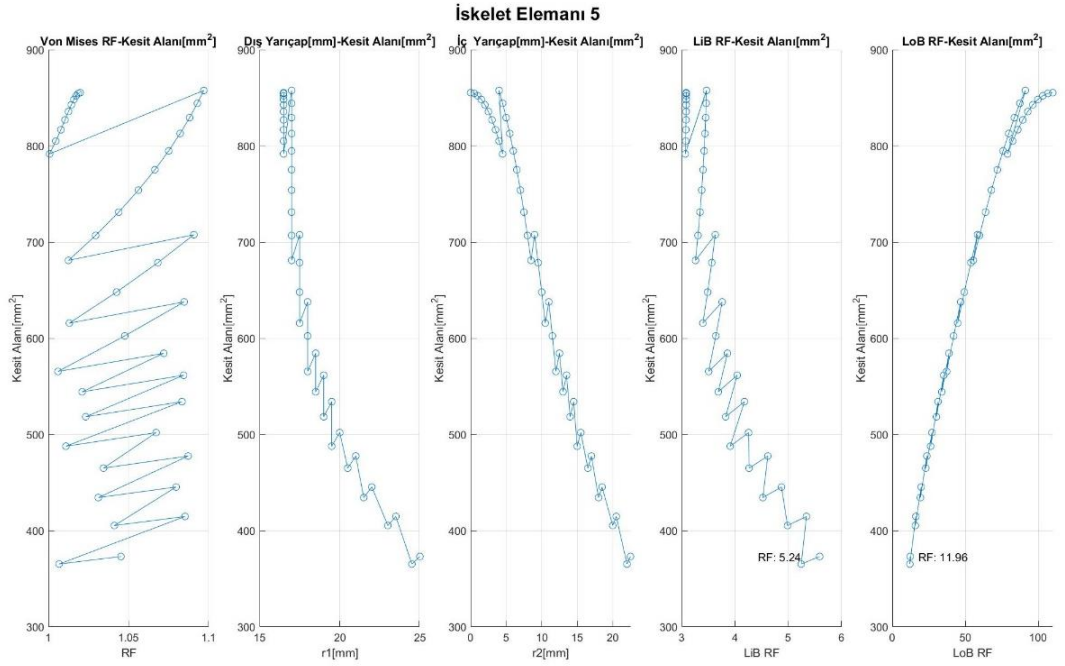
Şekil 6.15 : İskelet elemanı 3 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.16'da 4 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



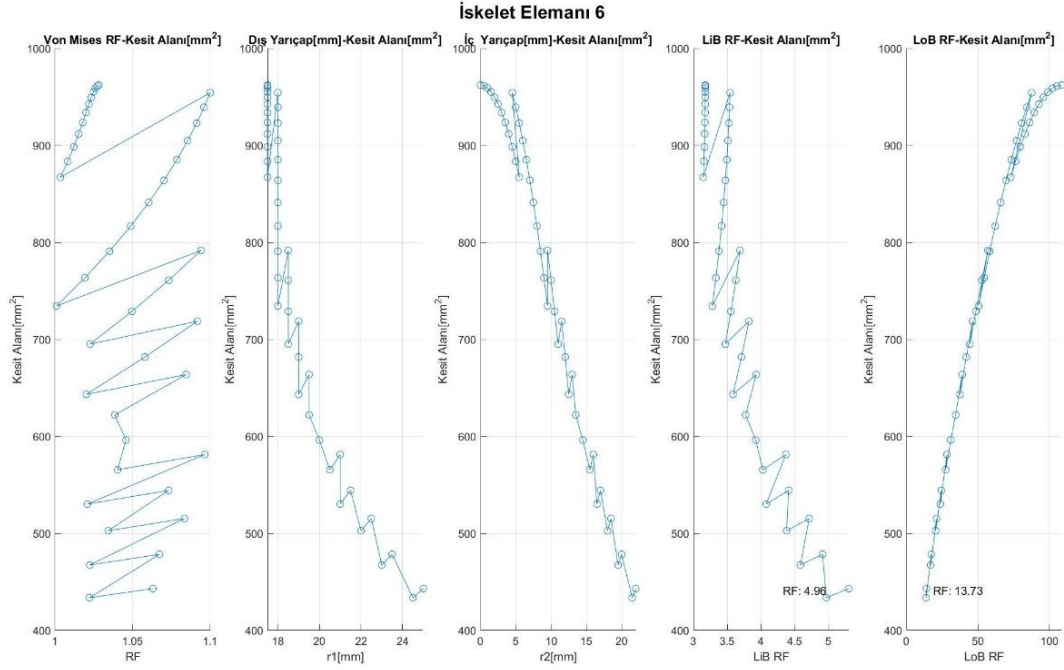
Şekil 6.16 : İskelet elemanı 4 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.17'de 5 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



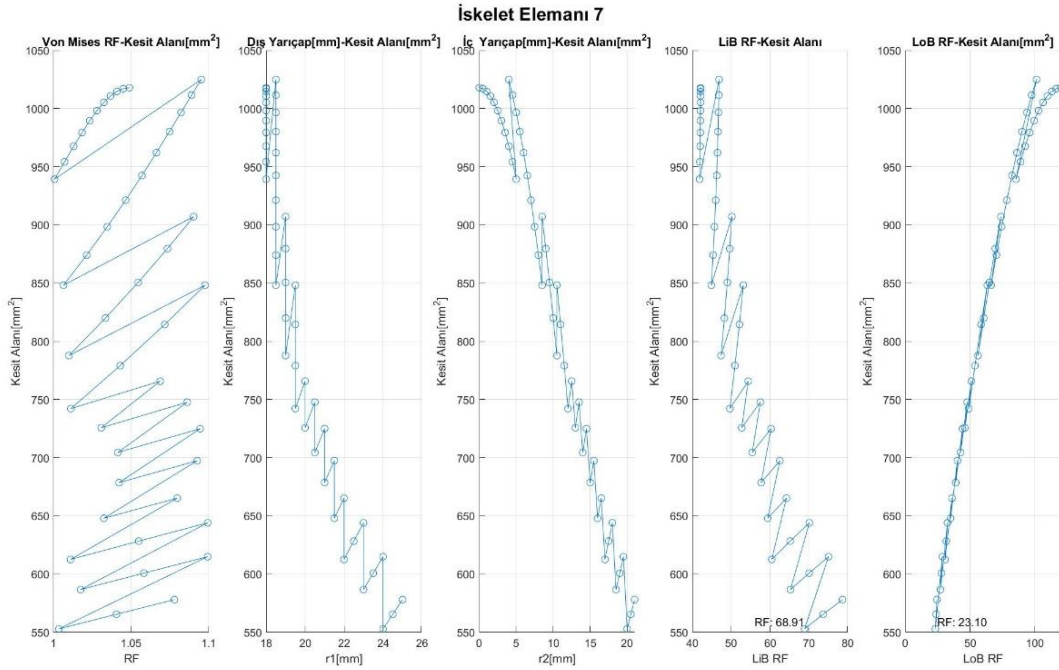
Şekil 6.17 : İskelet elemanı 5 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.18’de 6 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



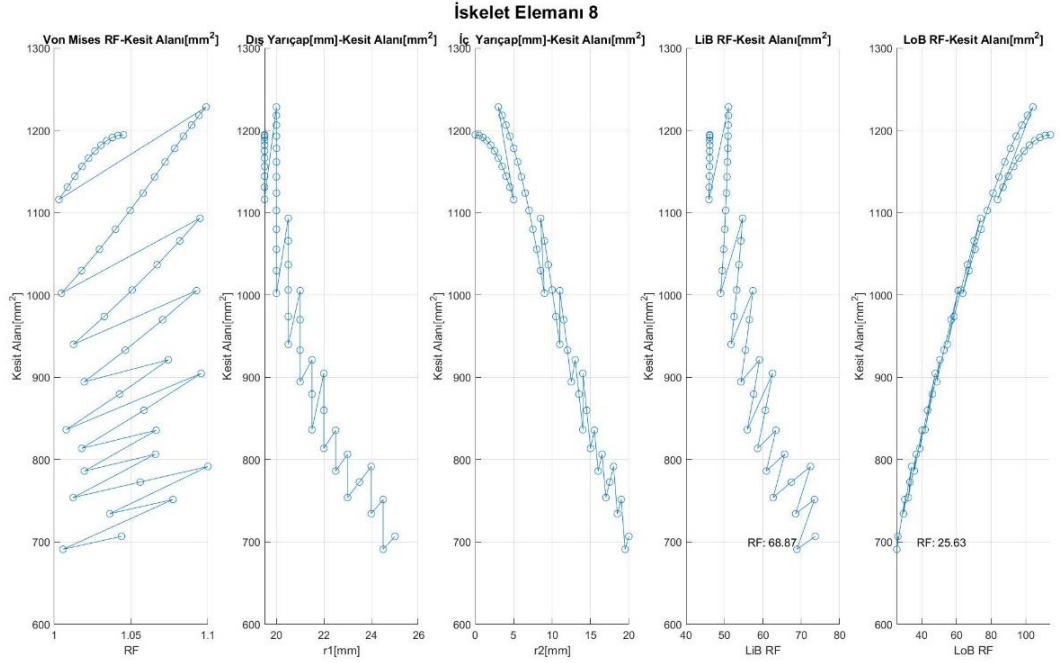
Şekil 6.18 : İskelet elemanı 6 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.19’da 7 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



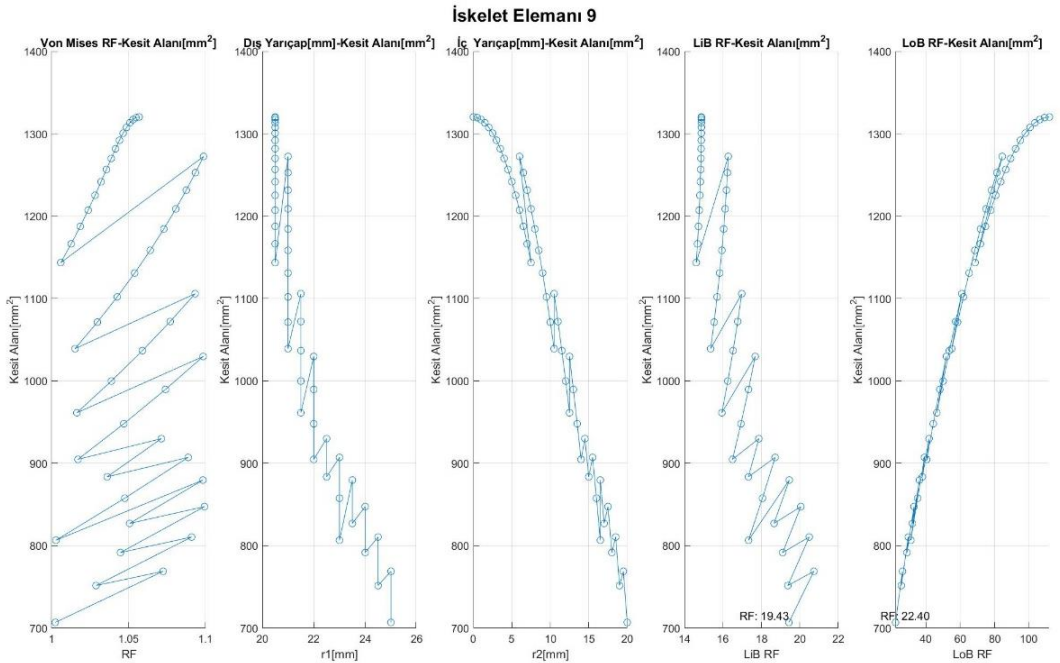
Şekil 6.19 : İskelet elemanı 7 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.20’de 8 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



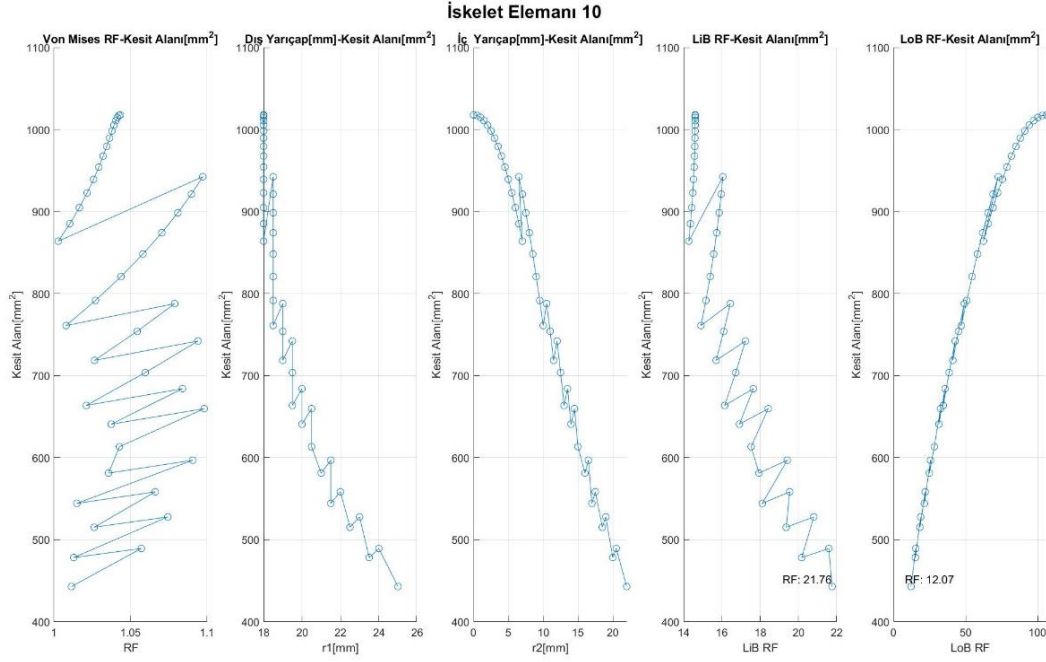
Şekil 6.20 : İskelet elemanı 8 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.21’de 9 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



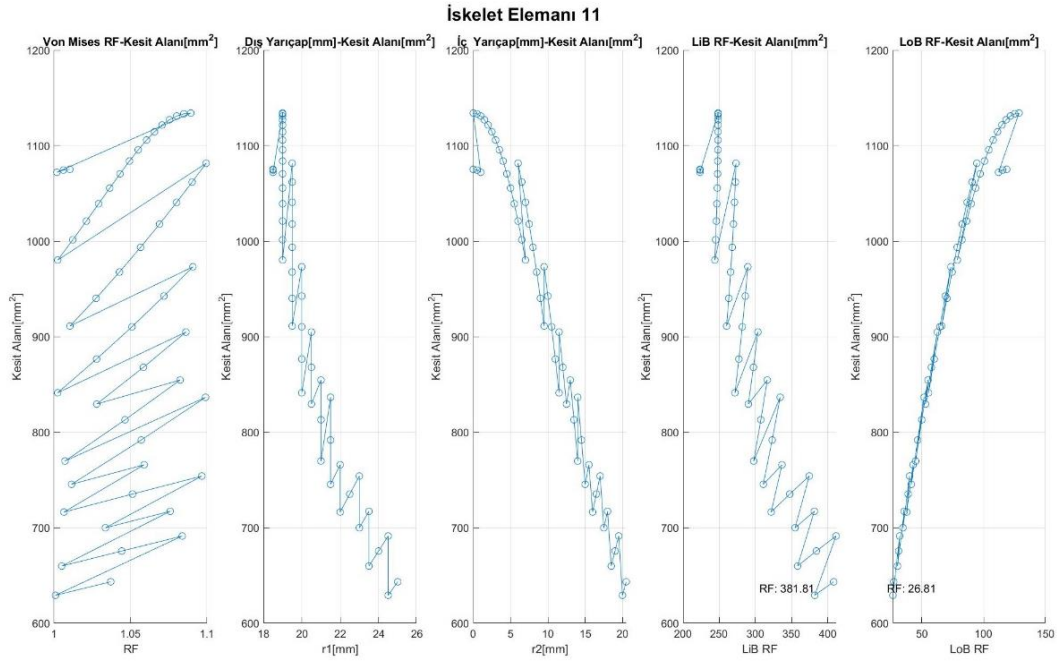
Şekil 6.21 : İskelet elemanı 9 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.22’de 10 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



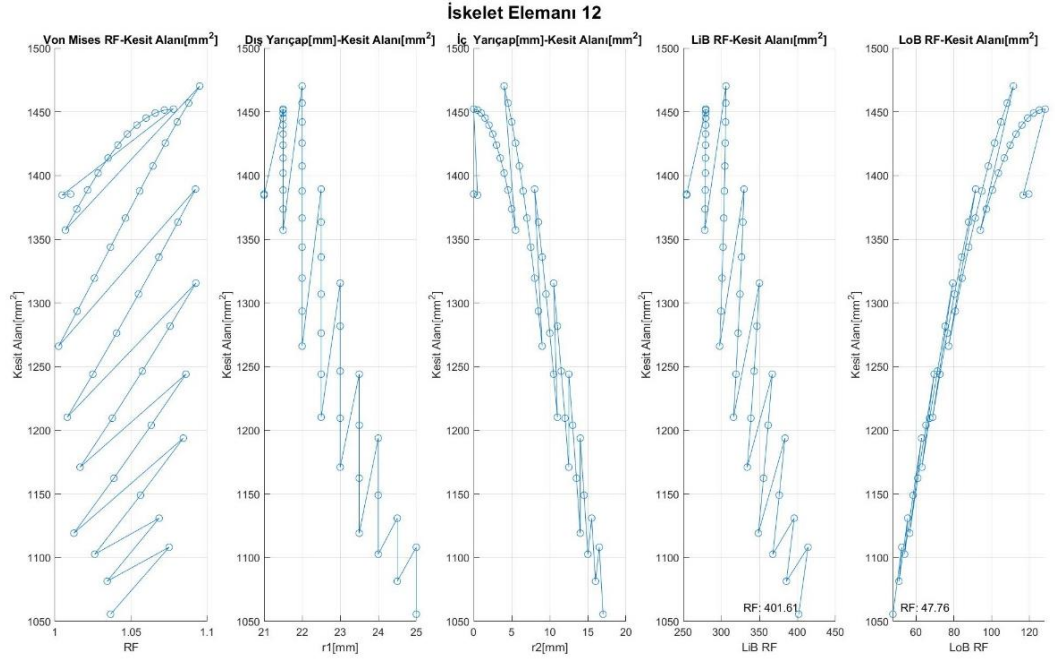
Şekil 6.22 : İskelet elemanı 10 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.23’te 11 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



Şekil 6.23 : İskelet elemanı 11 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Şekil 6.24’te 12 numaralı iskelet elemanı için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



Şekil 6.24 : İskelet elemanı 12 - hesaplama aracı grafik çıktısı.

Hesaplama aracının grafik çıktıları her bir iskelet elemanı için verilmiştir. Grafikler üzerinden kullanıcı, arzu ettiği alana karşılık gelen iskelet elemanları iç ve dış çap metriklerini seçebilmektedir. Bu aşamada, alan seçimi kullanıcıya bırakılmıştır. Bunun nedeni ise, grafiklerden de görüleceği gibi çok küçük bir alan artışına karşılık, güvenlik faktörlerinde ciddi oranda artışlar meydana gelebilmektedir. Kullanıcının yarıçap değerleri seçimi yapması, ağırlıktan verilen ufak bir taviz neticesinde, daha emniyetli bir yapı tasarımı sağlamayı mümkün kılmaktadır.

Kullanıcı tarafından seçilen iç ve dış yarıçap değerleri bir .txt dosyasına kaydedilir. Kaydedilen iç ve dış yarıçap değerleri oluşturulan MATLAB ara yüzü yardımıyla detaylı veriler elde edilmesine imkân tanımaktadır. Çizelge 6.2’de, bu çalışma kapsamında yapısal tasarımı yapılan, yük koşulları hesaplanan ve statik analizleri gerçekleştirilen iskelet elemanları için, kullanıcı tarafından seçilmiş iç ve dış yarıçap değerleri yer almaktadır.

Çizelge 6.2 : İç ve dış yarıçap bilgileri.

İskelet Elemanı Numarası	Dış Yarıçap [mm]	İç Yarıçap [mm]
1	24,00	21,50
2	25,00	21,50
3	25,00	22,00
4	25,00	22,50
5	25,00	22,50

Çizelge 6.2 (devam) : İç ve dış yarıçap bilgileri.

İskelet Elemanı Numarası	Dış Yarıçap [mm]	İç Yarıçap [mm]
6	25,00	22,00
7	25,00	21,00
8	25,00	20,00
9	25,00	19,50
10	24,00	20,50
11	25,00	20,50
12	25,00	17,00

Çizelge 6.2’de yer alan iskelet elemanlarının iç ve dış yarıçap değerleri, bir sonraki bölümde bahsedilen MATLAB’te oluşturulan ara yüze girdi olarak sağlanmaktadır.

6.3 MATLAB ara yüz Çalışması

Hesaplama aracının dışında MATLAB programının GUI platformu kullanılarak, bir ara yüz oluşturulmuştur. Hesaplama aracından kullanıcının seçtiği yarıçap değerleri, oluşturulan ara yüze girdi olarak sağlanarak, daha detaylı bir analiz çıktısı elde edilmektedir. Bu ara yüz sayesinde kullanıcı isteğe bağlı olarak, farklı yarıçap değerlerini de girerek, nasıl bir sonuç ile karşılaşacağını da deneyimleme imkânı bulabilmektedir. Şekil 6.25’te MATLAB programı kullanarak hazırlanan ara yüz gösterilmektedir.

GİRDİLER		ÇIKTILAR	
Eleman 1 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - Von Mises RF	0
Eleman 1 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - LiB RF	0
Eleman 2 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - LoB RF	0
Eleman 2 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - Hasar Nu.	0
Eleman 3 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - Yük Koşulu Nu.	0
Eleman 3 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - FEM Eleman Nu.	0
Eleman 4 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 1 - Ağırlık [gr]	0
Eleman 4 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - Von Mises RF	0
Eleman 5 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - LiB RF	0
Eleman 5 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - LoB RF	0
Eleman 6 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - Hasar Nu.	0
Eleman 6 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - Yük Koşulu Nu.	0
Eleman 7 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - FEM Eleman Nu.	0
Eleman 7 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 2 - Ağırlık [gr]	0
Eleman 8 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - Von Mises RF	0
Eleman 8 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - LiB RF	0
Eleman 9 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - LoB RF	0
Eleman 9 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - Hasar Nu.	0
Eleman 10 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - Yük Koşulu Nu.	0
Eleman 10 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - FEM Eleman Nu.	0
Eleman 11 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 3 - Ağırlık [gr]	0
Eleman 11 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 4 - Von Mises RF	0
Eleman 12 - Dış Yarıçap [mm]	0	Eleman 4 - LiB RF	0
Eleman 12 - İç Yarıçap [mm]	0	Eleman 4 - LoB RF	0
		Eleman 4 - Hasar Nu.	0
		Eleman 4 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 4 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 4 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 5 - Von Mises RF	0
		Eleman 5 - LiB RF	0
		Eleman 5 - LoB RF	0
		Eleman 5 - Hasar Nu.	0
		Eleman 5 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 5 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 5 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 6 - Von Mises RF	0
		Eleman 6 - LiB RF	0
		Eleman 6 - LoB RF	0
		Eleman 6 - Hasar Nu.	0
		Eleman 6 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 6 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 6 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 7 - Von Mises RF	0
		Eleman 7 - LiB RF	0
		Eleman 7 - LoB RF	0
		Eleman 7 - Hasar Nu.	0
		Eleman 7 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 7 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 7 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 8 - Von Mises RF	0
		Eleman 8 - LiB RF	0
		Eleman 8 - LoB RF	0
		Eleman 8 - Hasar Nu.	0
		Eleman 8 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 8 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 8 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 9 - Von Mises RF	0
		Eleman 9 - LiB RF	0
		Eleman 9 - LoB RF	0
		Eleman 9 - Hasar Nu.	0
		Eleman 9 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 9 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 9 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 10 - Von Mises RF	0
		Eleman 10 - LiB RF	0
		Eleman 10 - LoB RF	0
		Eleman 10 - Hasar Nu.	0
		Eleman 10 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 10 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 10 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 11 - Von Mises RF	0
		Eleman 11 - LiB RF	0
		Eleman 11 - LoB RF	0
		Eleman 11 - Hasar Nu.	0
		Eleman 11 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 11 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 11 - Ağırlık [gr]	0
		Eleman 12 - Von Mises RF	0
		Eleman 12 - LiB RF	0
		Eleman 12 - LoB RF	0
		Eleman 12 - Hasar Nu.	0
		Eleman 12 - Yük Koşulu Nu.	0
		Eleman 12 - FEM Eleman Nu.	0
		Eleman 12 - Ağırlık [gr]	0

Hesapla

Şekil 6.25 : İskelet elemanları için oluşturulan ara yüz tasarımı.

Ara yüz içerisinde girdiler bölümü altında yer alan bölümde, her bir iskelet elemanı için iç ve dış yarıçap değerlerinin kullanıcı tarafından girilmesi istenmektedir. Çıktılar bölümü altında yer alan kısımda ise, her bir iskelet elemanı için;

- Von Mises RF
- Lineer burkulma (LiB) RF
- Lokal burkulma (LoB) RF
- En kritik eleman numarası
- En kritik yük koşulu
- Her bir iskelet elemanı için belirtilen yarıçaplarda ağırlık hesaplaması
- Hasar numarası olarak belirtilen kısımda ise, en kritik durum ve herhangi bir bağlantı veya iskelet elemanı hasarı sonucunda, hasarın hangi iskelet elemanında veya hangi bağlantı elemanında meydana geldiğini belirtilmektedir.
 - 0 – Nihai yük koşulu altında gerçekleştirilen hesaplamayı (Herhangi bir hasar olmadığı durum)
 - 1-10 – İskelet elemanlarında meydana gelen hasar koşulunu ve belirtilen numara, iskelet elemanı numarasını
 - 11 – 1 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 12 – 2 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 13 – 3 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 14 – 4 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı
 - 15 – 5 numaralı bağlantıda meydana gelen hasarı ifade etmektedir.

6.3.1 Girdiler

Ara yüz içerisinde, 6.1.4 *Analiz Çıktıları* bölümünde elde edilen kuvvet ve momentler hesaplama aracında olduğu gibi arka planda bir girdi sağlamaktadır. Ara yüz içerisinde her bir iskelet elemanı kuvvet ve momenti kullanılarak, istenilen yarıçap değerleri için iskelet elemanlarının güvenlik faktörü hesaplamaları gerçekleştirilmektedir.

Çalışmanın bu bölümünde, girdi olarak 6.2.3 *Analiz Çıktıları* bölümünde yer alan Çizelge 6.2’deki yarıçap değerleri kullanılmıştır. Şekil 6.26’da ara yüze girdi olarak sağlanan yarıçap değerleri gösterilmektedir.

GİRDİLER

Eleman 1 - Dış Yarıçap [mm]	24
Eleman 1 - İç Yarıçap [mm]	21.5
Eleman 2 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 2 - İç Yarıçap [mm]	21.5
Eleman 3 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 3 - İç Yarıçap [mm]	22
Eleman 4 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 4 - İç Yarıçap [mm]	22.5
Eleman 5 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 5 - İç Yarıçap [mm]	22.5
Eleman 6 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 6 - İç Yarıçap [mm]	22
Eleman 7 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 7 - İç Yarıçap [mm]	21
Eleman 8 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 8 - İç Yarıçap [mm]	20
Eleman 9 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 9 - İç Yarıçap [mm]	19.5
Eleman 10 - Dış Yarıçap [mm]	24
Eleman 10 - İç Yarıçap [mm]	20.5
Eleman 11 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 11 - İç Yarıçap [mm]	20.5
Eleman 12 - Dış Yarıçap [mm]	25
Eleman 12 - İç Yarıçap [mm]	17

Hesapla

Şekil 6.26 : Motor iskelet elemanları için yarıçap girdileri.

6.3.2 Çıktılar

Şekil 6.26’da belirtilen girdiler kullanıcı tarafından işlendikten sonra, “Hesapla” butonu kullanılarak güvenlik faktörü hesaplamaları başlatılmaktadır. Çıktılar bölümünde yer alan ve her bir eleman için hesaplanan analiz sonuçları, Şekil 6.27’de belirtildiği gibidir.

GİRDİLER		ÇIKTILAR	
Eleman 1 - Dış Yarıçap [mm]	24	Eleman 1 - Von Mises RF	1.092
Eleman 1 - İç Yarıçap [mm]	21.5	Eleman 1 - LIB RF	25.7
Eleman 2 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 1 - LoB RF	11.72
Eleman 2 - İç Yarıçap [mm]	21.5	Eleman 1 - Hasar Nu.	2
Eleman 3 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 1 - Yük Koşulu Nu.	3
Eleman 3 - İç Yarıçap [mm]	22	Eleman 1 - FEM Eleman Nu.	767
Eleman 4 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 1 - Ağırlık [gr]	1511
Eleman 4 - İç Yarıçap [mm]	22.5	Eleman 2 - Von Mises RF	1.061
Eleman 5 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 2 - LIB RF	19.42
Eleman 5 - İç Yarıçap [mm]	22.5	Eleman 2 - LoB RF	16.17
Eleman 6 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 2 - Hasar Nu.	0
Eleman 6 - İç Yarıçap [mm]	22	Eleman 2 - Yük Koşulu Nu.	3
Eleman 7 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 2 - FEM Eleman Nu.	1063
Eleman 7 - İç Yarıçap [mm]	21	Eleman 2 - Ağırlık [gr]	4298
Eleman 8 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 3 - Von Mises RF	1.048
Eleman 8 - İç Yarıçap [mm]	20	Eleman 3 - LIB RF	64.35
Eleman 9 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 3 - LoB RF	16.36
Eleman 9 - İç Yarıçap [mm]	19.5	Eleman 3 - Hasar Nu.	0
Eleman 10 - Dış Yarıçap [mm]	24	Eleman 3 - Yük Koşulu Nu.	3
Eleman 10 - İç Yarıçap [mm]	20.5	Eleman 3 - FEM Eleman Nu.	650
Eleman 11 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 3 - Ağırlık [gr]	1681
Eleman 11 - İç Yarıçap [mm]	20.5	Eleman 4 - Von Mises RF	1.02
Eleman 12 - Dış Yarıçap [mm]	25	Eleman 4 - LIB RF	82.8
Eleman 12 - İç Yarıçap [mm]	17	Eleman 4 - LoB RF	13.84
		Eleman 4 - Hasar Nu.	8
		Eleman 4 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 4 - FEM Eleman Nu.	602
		Eleman 4 - Ağırlık [gr]	1400
		Eleman 5 - Von Mises RF	1.045
		Eleman 5 - LIB RF	5.588
		Eleman 5 - LoB RF	12.24
		Eleman 5 - Hasar Nu.	8
		Eleman 5 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 5 - FEM Eleman Nu.	554
		Eleman 5 - Ağırlık [gr]	3166
		Eleman 6 - Von Mises RF	1.063
		Eleman 6 - LIB RF	5.294
		Eleman 6 - LoB RF	14.05
		Eleman 6 - Hasar Nu.	5
		Eleman 6 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 6 - FEM Eleman Nu.	505
		Eleman 6 - Ağırlık [gr]	3827
		Eleman 7 - Von Mises RF	1.078
		Eleman 7 - LIB RF	78.68
		Eleman 7 - LoB RF	24.29
		Eleman 7 - Hasar Nu.	0
		Eleman 7 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 7 - FEM Eleman Nu.	347
		Eleman 7 - Ağırlık [gr]	2170
		Eleman 8 - Von Mises RF	1.044
		Eleman 8 - LIB RF	73.63
		Eleman 8 - LoB RF	26.27
		Eleman 8 - Hasar Nu.	0
		Eleman 8 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 8 - FEM Eleman Nu.	145
		Eleman 8 - Ağırlık [gr]	2626
		Eleman 9 - Von Mises RF	1.072
		Eleman 9 - LIB RF	20.73
		Eleman 9 - LoB RF	26.43
		Eleman 9 - Hasar Nu.	0
		Eleman 9 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 9 - FEM Eleman Nu.	144
		Eleman 9 - Ağırlık [gr]	6464
		Eleman 10 - Von Mises RF	1.057
		Eleman 10 - LIB RF	21.59
		Eleman 10 - LoB RF	15.43
		Eleman 10 - Hasar Nu.	9
		Eleman 10 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 10 - FEM Eleman Nu.	64
		Eleman 10 - Ağırlık [gr]	2069
		Eleman 11 - Von Mises RF	1.037
		Eleman 11 - LIB RF	408
		Eleman 11 - LoB RF	27.5
		Eleman 11 - Hasar Nu.	0
		Eleman 11 - Yük Koşulu Nu.	3
		Eleman 11 - FEM Eleman Nu.	768
		Eleman 11 - Ağırlık [gr]	1280
		Eleman 12 - Von Mises RF	1.036
		Eleman 12 - LIB RF	401.6
		Eleman 12 - LoB RF	47.76
		Eleman 12 - Hasar Nu.	0
		Eleman 12 - Yük Koşulu Nu.	2
		Eleman 12 - FEM Eleman Nu.	65
		Eleman 12 - Ağırlık [gr]	2101

Şekil 6.27 : Ara yüz'den elde edilen sonuçlar.

Gerçekleştirilen analizler ve hesaplamaların sonucu olarak elde edilen ağırlık değerleri incelendiğinde, her bir iskelet elemanına gelen zorlayıcı yük koşulu neticesinde farklı ağırlık değerlerinin mevcut olduğu görülmektedir. Her bir iskelet elemanı aynı ölçüde kuvvete ve momente maruz kalmamaktadır. Bu nedenle, kimi elemanlarda çok yüksek değerlere ulaşabilen ağırlıklar görülmektedir.

Lineer ve lokal burkulma güvenlik faktörleri incelendiğinde, oldukça yüksek güvenlik faktörleri gözlemlenmiştir. Bu aşamada, lineer ve lokal burkulma hesaplamalarının, iskelet elemanlarının yarıçap değerleri üzerinde bir etkisi olmadığı görülmektedir. İskelet elemanlarının Von Mises güvenlik katsayıları bu problem özelinde sınırlayıcı etkisi olmuştur.

Her bir iskelet elemanı farklı yük koşulları altında ve farklı hasar durumlarında kritik yüklemelere maruz kalmıştır. 2. ve 3. yük koşulları diğer yük koşullarına kıyasla, daha yüksek kuvvet ve momentler içerdiğinden dolayı iskelet elemanları için kritik senaryoları oluşturan yük koşulları olmuştur.

Bu aşamada hazırlanmış olan sonlu elemanlar modellemesinde, sınır koşulları iskelet elemanlarının uç kısmında yer almaktadır. Bu durum yapıya ciddi oranda rijitlik katlamaktadır. Sınır koşullarının ortaya çıkardığı rijitlik problemi nedeniyle, iskelet elemanları üzerinde daha yüksek gerilme değerleri gözlemlendiği tahmin edilmektedir. Bu nedenle, sınır koşullarının iskelet elemanlarından uzak bir bölgeye

taşınması, gerçekliğe daha yakın sonuçların elde edilmesini sağlayacağı beklenmektedir. Bu durumlardan dolayı, ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi hazırlanmış ve iskelet elemanları modellemesi bu model ile birleştirilerek yeni çözümler elde edilmiştir.

6.4 Detay Sonlu Elemanlar Modelinin Kurulması

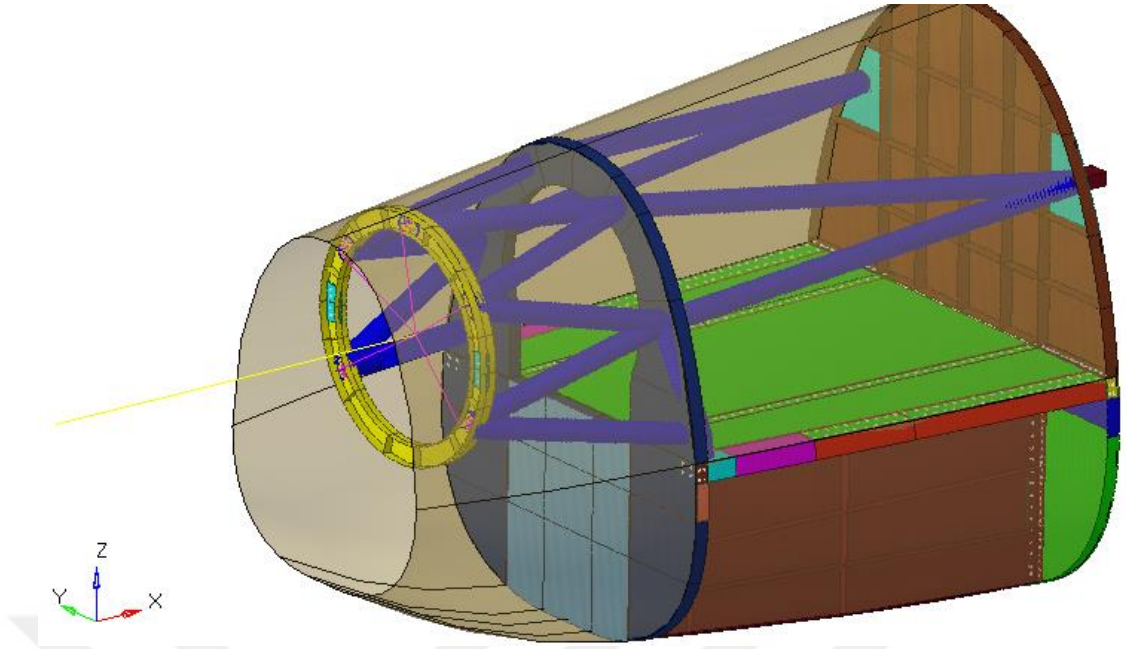
Motor iskelet elemanları için gerçekleştirilen statik analizlerde, sınır koşullarının etkilerinin minimuma indirilmesi için çalışma kapsamında ön gövde detay sonlu elemanlar modeli kurulmuştur. Bu çalışma, ek bir çalışma olarak sınır koşullarının etkilerini göstermek amacı ile gerçekleştirilmiştir. Sonlu elemanlar modellemelerinde sınır koşullarının, iskelet eleman kalınlıklarının belirlemesi konusunda da ciddi oranda etkisi olduğunu göstermektedir.

CBEAM elemanları ile hazırlanan sonlu elemanlar modellemesinin sonuçlarına göre iskelet elemanları için yarıçap değerleri elde edilmiştir. MATLAB kodlaması ve ara yüzü yardımıyla hesaplanan iskelet elemanı yarıçap değerleri, bu bölümde iskelet elemanı modellemeleri için kullanılmıştır. İskelet elemanları için yarıçap değerleri Çizelge 6.2’de verilmiştir.

Ön gövde sonlu elemanlar modellemesi yapılırken çeşitli gövde elemanlarının kullanılması gerekmektedir. Birçok farklı yapı elemanının bağlayıcılar ile birbirlerine bağlantısının kurulması neticesinde ön gövde sonlu elemanlar modeli oluşturulmaktadır.

6.4.1 Yapısal bileşenlerin tanıtılması

Ön gövde modellemesinde, iskelet elemanları dışında birçok yapı bileşeni modellemesi yapılmıştır. İskelet halkası (ring), çerçeve, omurga kirişi, gövde kirişi, zemin (floor), braket (bracket) ve bağlantı parçası (fitting) gibi gerekli görülen temel yapı bileşenleri eklenmiştir. Eklenen yapısal elemanlar iki boyutlu CQUAD elemanlar ile modellenmiştir. Yapısal elemanların kendi aralarındaki bağlantıları bağlayıcı modellemeleri yapılarak sağlanmıştır. Şekil 6.28’de ön gövde yapı bileşenleri ve iskelet elemanları için hazırlanan ön gövde detay sonlu elemanlar modeli gösterilmektedir.

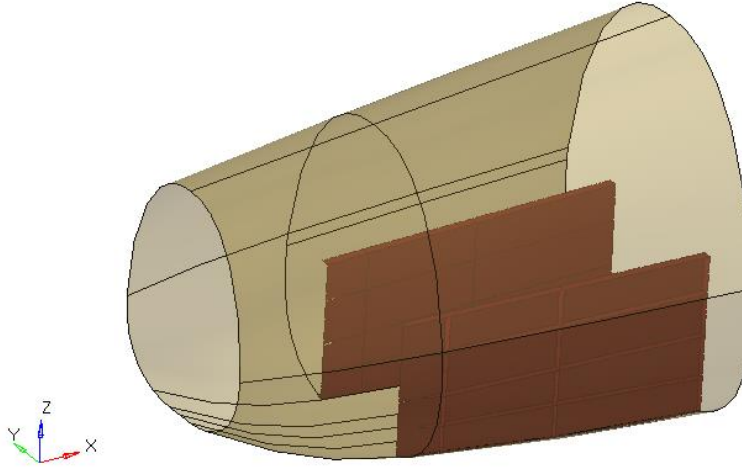


Şekil 6.28 : Ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi.

- Omurga kirişi

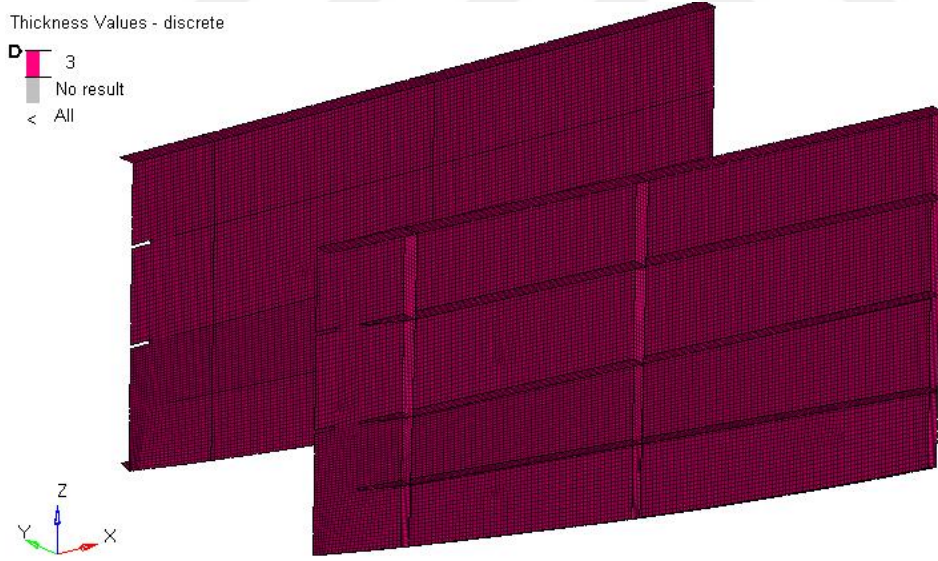
Ön gövde bölgesinin sonlu elemanlar modellemesinde, merkezi taşıyıcı eleman olarak omurga kirişi kullanılmıştır. Omurga kirişi, gövde alt merkez hattı boyunca uzanan ve yük aktarımlarında önemli rol oynayan bir yapısal bileşendir. Bu eleman, özellikle burun iniş takımının yerleştirileceği bölge ile doğrudan ilişkili olduğundan, iniş sırasında oluşacak yüksek darbe ve burulma yüklerini karşılayacak şekilde tasarlanmıştır. Yapı tasarımında burun iniş takımı yerleşimi ile birlikte, bu alanın uçağın ıslak bölgeleri (wet area) ile temasının kesilmesi gerekmektedir. Bu önlem, korozyon riskini azaltmak ve sıvı sızıntılarının yapısal bileşenlere zarar vermesini engellemek amacıyla alınmaktadır.

Omurga kirişi, ayrıca çerçeveler ile zemin panelleri arasında yük transferini ve gövde rijitliğini sağlayarak, tüm ön gövde kesitinde birincil taşıyıcı işlev üstlenmektedir. Bu kapsamda, yüksek mukavemet, iyi tokluk ve yorulma direnci özellikleri nedeniyle, bu yapı elemanı için AL7050-T7451 alüminyum alaşımı tercih edilmiştir. Bu alaşım, uçak yapısal parçalarında yaygın olarak kullanılan, 7xxx serisi ısıtılabilir bir malzeme olup, özellikle yüksek yük altındaki uygulamalar için uygundur [19]. Şekil 6.29’da, omurga kirişi yapısal elemanının ön gövde içerisindeki konumlandırılması gösterilmektedir.



Şekil 6.29 : Omurga kirişi yapı elemanı yerleşimi ve tasarımı.

Omurga kirişi yapısal bileşeni, 3 mm kalınlığında olacak şekilde modellenmiştir. Bu kalınlık değeri, hem yeterli yapısal dayanımı sağlamakta hem de ağırlık optimizasyonu açısından uygunluk göstermektedir. Şekil 6.30’da, omurga kirişi üzerinde yer alan takviye yerleşimleri, yapı elemanının kalınlık dağılımı ve oluşturulan sonlu eleman ağı detaylı şekilde sunulmuştur.



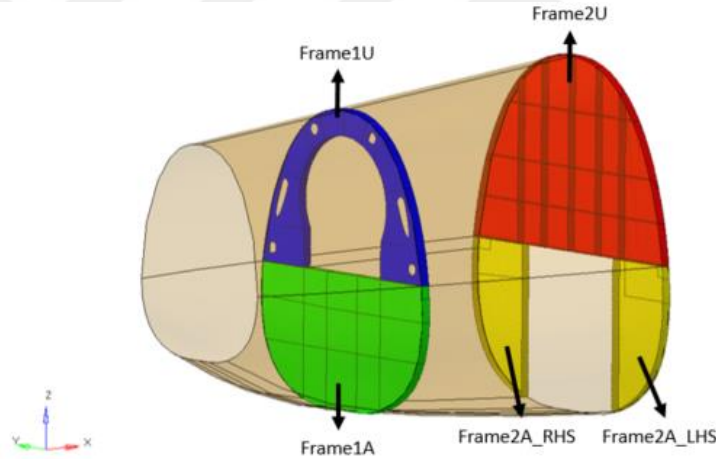
Şekil 6.30 : Omurga kirişi kalınlık haritası.

Modelleme sürecinde, yapının ince cidarlı levha yapısı göz önünde bulundurularak iki boyutlu kabuk elemanlar tercih edilmiş ve omurga kirişi, CQUAD tipi dört düğümlü kabuk elemanlar ile temsil edilmiştir. Sonlu elemanlar modelinde, toplam 43.113 adet CQUAD elemanı ve 43.593 düğüm noktası bulunmaktadır. Bu ağ yoğunluğu, hem yerel deformasyonların hem de genel rijitlik davranışının doğru şekilde yakalanabilmesini sağlamaktadır.

- Çerçeve

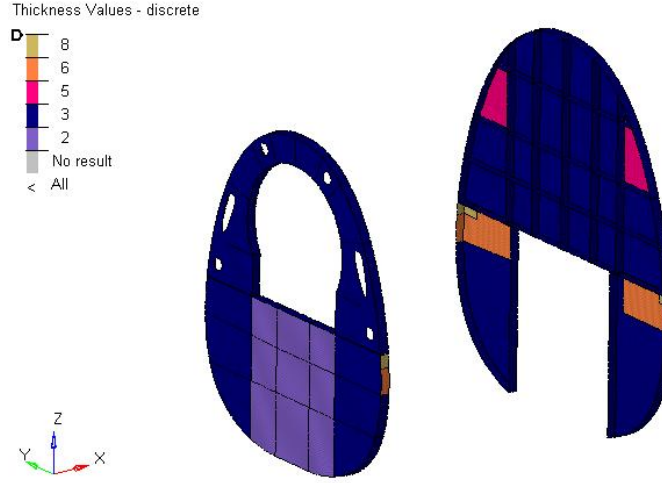
Çerçeveler, ön gövde yapısında ikincil taşıyıcı elemanlar olarak görev yapmakta ve genel gövde rijitliğine katkı sağlamaktadır. İstasyonlar arasında konumlanan bu elemanlar, kabuk yapılar arasında yük aktarımını sağlarken, özellikle burulma ve basma yüklerine karşı yerel dayanım oluşturmaktadır. Kabuk panellerin bağlantı noktalarında yapısal destek sağlayan çerçeveler, aynı zamanda motor iskelet bileşenlerinin gövdeye güvenli biçimde bağlanmasında da rol oynamaktadır.

Ön gövdeye ait sonlu elemanlar modellemesinde, toplam 5 adet çerçeve yapı elemanı tanımlanmıştır. Her bir çerçeve, kendi istasyon numarasına göre konumlandırılmış ve isimlendirilmiştir. Bu yapısal elemanların üretiminde, yüksek mukavemet ve yorulma dayanımı özellikleri nedeniyle AL7050-T7451 alüminyum alaşımı tercih edilmiştir. Şekil 6.31’de, çerçeve elemanlarının gövdedeki konumları ve isimlendirme detayları sunulmaktadır.



Şekil 6.31 : Çerçeve yapı elemanı yerleşimi ve isimlendirmeleri.

Çerçeve yapısal elemanları, CQUAD tipi iki boyutlu kabuk elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Bu elemanlar, her biri dört düğüm noktası içeren ve yüzey davranışlarını temsil eden elemanlardır. Modelde toplamda 57.575 CQUAD elemanı ve 58.425 düğüm noktası bulunmaktadır. Bu ağ yoğunluğu, yapının yerel deformasyonlarını ve yük taşıma kapasitesini hassas bir şekilde simüle etmek için yeterli çözünürlük sağlar. Çerçeve elemanlarında kullanılan kalınlık değerleri, yapısal gereksinimlere göre optimize edilmiştir ve bu kalınlık dağılımı, Şekil 6.32’de açıkça gösterilmiştir. Kalınlık varyasyonları, yük taşıma kapasiteleri ve eleman dayanımı göz önünde bulundurularak, özellikle kritik bölgelerde daha yüksek kalınlıklar tercih edilmiştir.

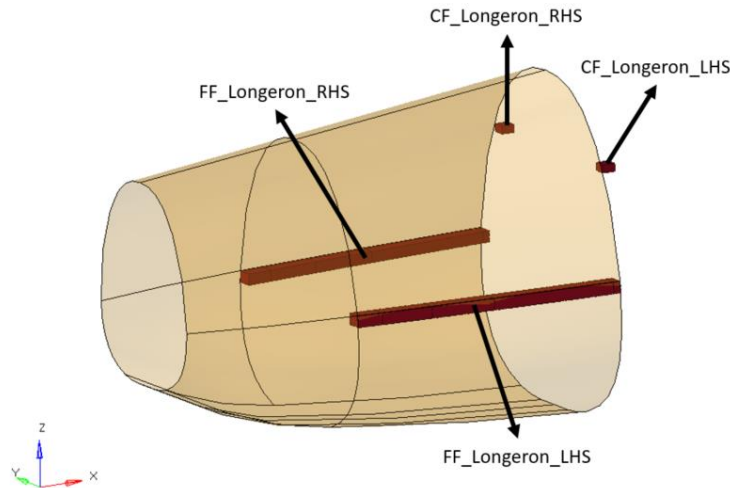


Şekil 6.32 : Çerçevelerin kalınlık haritası.

- Gövde kirişi

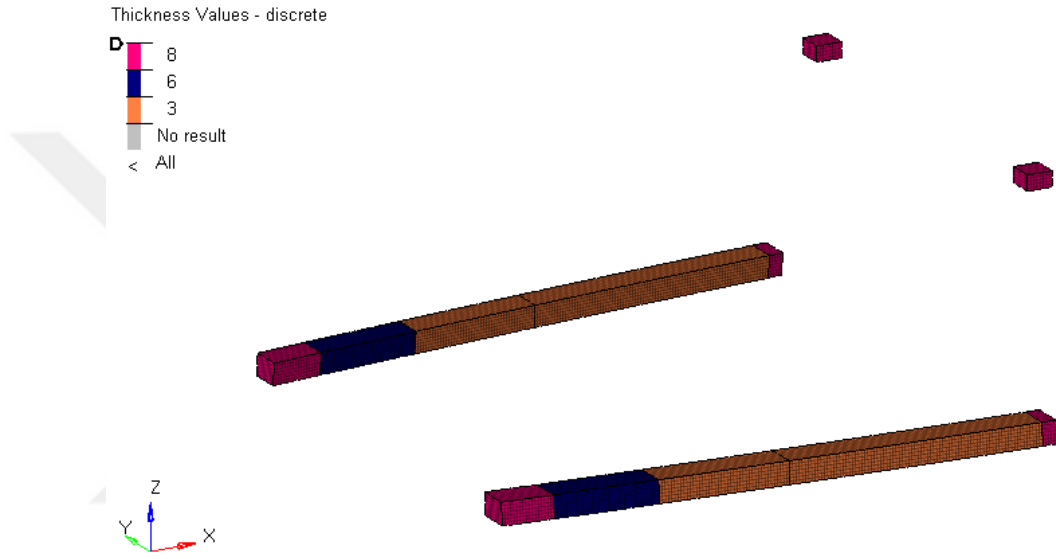
Gövde kirişi, uçağın boylamasına ekseninde uzanan ve kabuk yapısına destek sağlayan bir taşıyıcı elemandır. Bu eleman, gövde yapısal bütünlüğü açısından kritik bir rol oynamakta olup, iç yapısalarda bağlantı işlevi görmektedir ve eksenel yöndeki kuvvetlerin taşınmasına yardımcı olmaktadır. Ön gövde sonlu elemanlar modellemesinde, ön ve orta gövde kirişleri olmak üzere toplamda 4 adet gövde kirişi kullanılmıştır.

Orta gövde kirişleri, özellikle kokpit destek elemanları olarak işlev görmesi düşünülerek modellenmiştir. Modelde, gövde kirişi yapısal elemanları için yüksek mukavemet ve yorulma dayanımı sağlayan AL7050-T7451 alüminyum alaşımı tercih edilmiştir. Şekil 6.33'te, gövde kirişi elemanlarının ön ve orta gövde bölgelerindeki konumlandırılmaları ve her bir elemanın isimlendirilmesi detaylı olarak sunulmaktadır.



Şekil 6.33 : Gövde kirişleri konumları ve isimlendirmeleri.

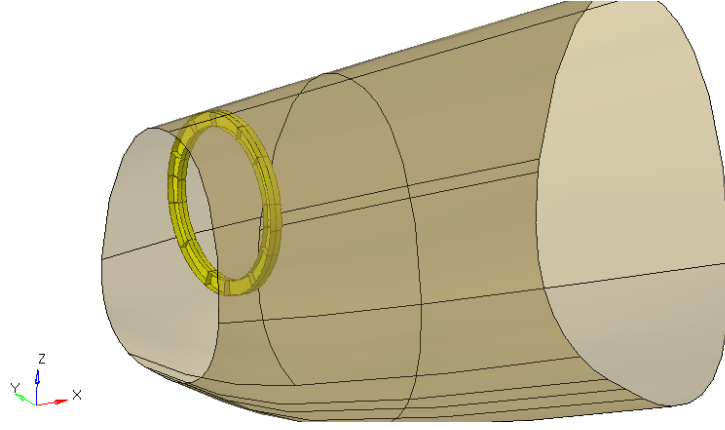
Gövde kirişi yapısal elemanları, iki boyutlu CQUAD tipi kabuk elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Modelde, toplamda 9.612 CQUAD elemanı ve 9.992 düğüm noktası bulunmaktadır. Gövde kirişi elemanlarında, farklı kalınlık değerleri uygulanarak yapının taşıma kapasitesinin optimize edilmesi sağlanmıştır. Kalınlık dağılımı, özellikle yüksek yük taşıyan bölgelerde artırılmıştır. Bu kalınlık haritaları ve ağ yapısının detaylı bir şekilde sunulduğu Şekil 6.34'te, her bir elemanın kalınlık değerleri ve ağ yoğunluğu görsel olarak temsil edilmiştir. Bu tasarım yaklaşımı, yapısal dayanımın ve güvenliğin artırılmasına katkı sağlamaktadır.



Şekil 6.34 : Gövde kirişi kalınlık haritası.

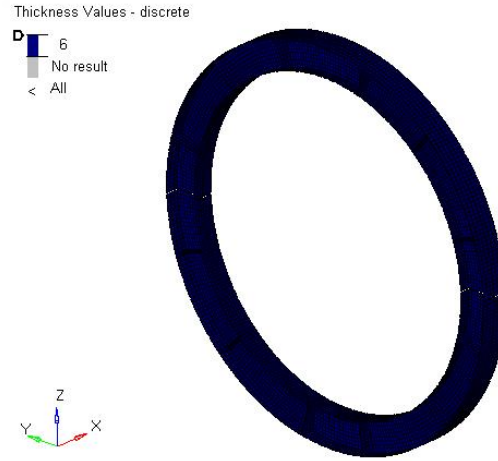
- İskelet halkası (Ring)

İskelet halkası yapısal elemanı, iskelet elemanları arasında yapısal bütünlüğün sağlanmasına katkı sağlayan kritik bir bileşendir. Bu eleman, iskelet sisteminin bağlantı noktalarındaki (fitting) elemanlarla entegre olarak çalışır. Böylece, iskelet halkası, tüm iskelet elemanları arasında sağlam bir bağlantı oluşturarak, yapısal sistemin birlikte hareket etmesini sağlar. Bu entegrasyon, özellikle yük aktarımında ve yapısal rijitlikte önemli bir rol oynar. Şekil 6.35'te, iskelet halkası yapısının gövde içindeki konumlandırması ve diğer elemanlarla olan bağlantı noktaları detaylı şekilde gösterilmektedir. Yapısal elemanlar arasında sağlanan bu güçlü bağlantı, yük taşıma kapasitesini artırmakta ve dinamik davranışı iyileştirmektedir. İskelet halkası yapısal elemanında, yüksek mukavemet ve yorulma dayanımı sağlamak amacıyla AL7050-T7451 alüminyum alaşımı kullanılmıştır.



Şekil 6.35 : İskelet halkası yapısal elemanının konumu.

İskelet halkası yapısal elemanı, iki boyutlu CQUAD tipi kabuk elemanları kullanılarak modellenmiştir. Modelde, toplamda 7.446 CQUAD elemanı ve 7.746 düğüm noktası bulunmaktadır. Şekil 6.36'da, iskelet halkası yapısal elemanının kalınlık haritası ve ağ yapısı detaylı olarak sunulmaktadır. Kalınlık dağılımı, özellikle yüksek yük taşıyan bölgelerde artırılmış, böylece elemanın taşıma kapasitesinin optimize edilmesi sağlanmıştır. Ağ yapısındaki yoğunluk, kritik bölgelerde daha fazla eleman kullanılarak, yerel gerilme yoğunluklarının doğru bir şekilde hesaplanmasına imkân tanımaktadır.

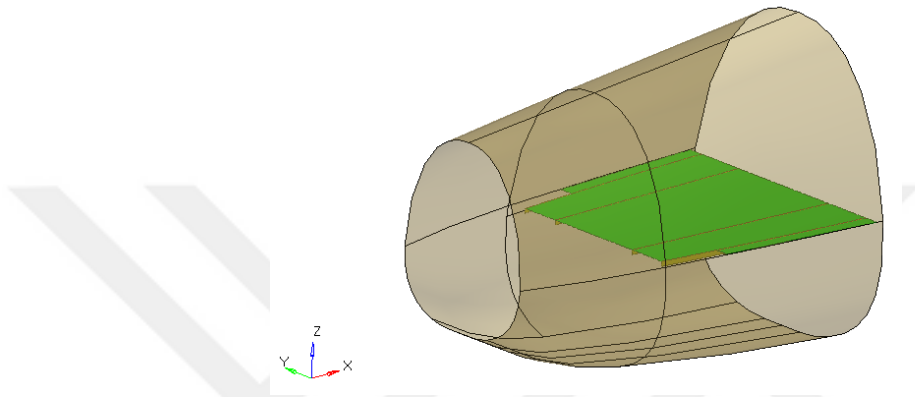


Şekil 6.36 : İskelet halkası kalınlık haritası.

- Zemin

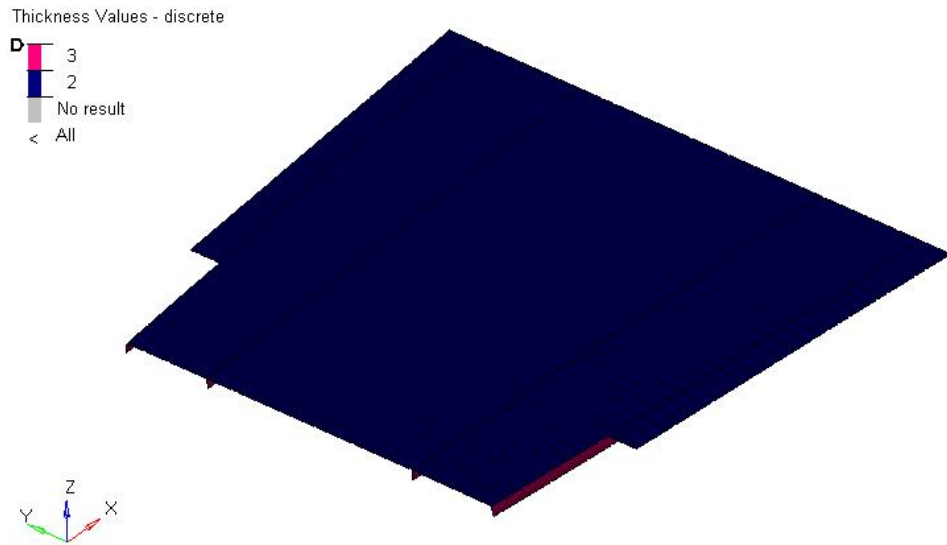
Zemin yapısal elemanı, ön gövde modellemesinde omurga kirişi üzerinde yer almakta olup, motor ucu deplasmanlarının azaltılması açısından kritik bir rol oynamaktadır. Bu eleman, genel yapının deplasmanını sınırlayarak, yapının stabilitesini ve rijitliğini artırır. Ayrıca, zemin yapısal elemanı, iç yapısalılar ile burun iniş takımı yerleşim bölgesi arasında yer alan ıslak alan ile olan temasın kesilmesini sağlar. Ek olarak,

zemin elemanının üzerinde yer alan takviye elemanları, yapının dayanıklılığını artırmakta ve montaj kolaylığını sağlamakta önemli bir rol oynamaktadır. Bu takviyeler, özellikle yerel yüklerin yüksek olduğu bölgelerde yapısal bütünlüğü güçlendirmektedir. Şekil 6.37'de, zemin yapısal elemanının gövde içerisindeki konumlandırılması ve diğer yapısal elemanlarla olan ilişkisi açıkça gösterilmektedir. Zemin yapısal elemanında, yüksek mukavemet sağlamak amacıyla AL7050-T7451 alüminyum alaşımı kullanılmıştır.



Şekil 6.37 : Zemin yapısal elemanının konumu ve gövde içerisindeki yerleşimi.

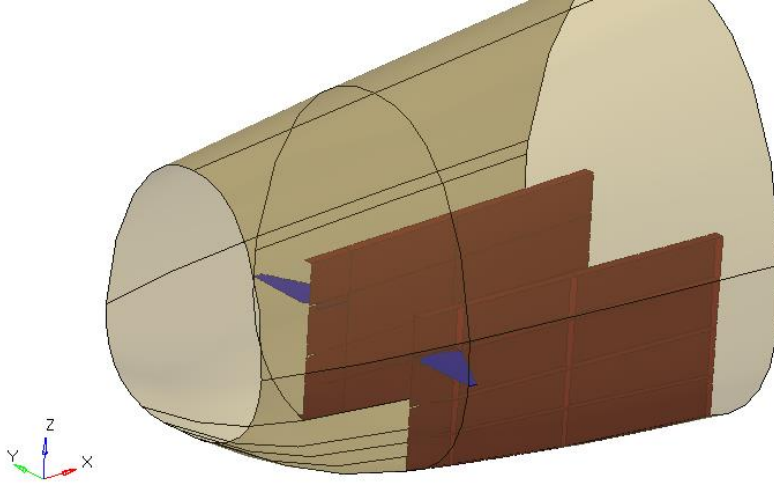
Zemin yapısal elemanı, iki boyutlu CQUAD elemanları kullanılarak modellenmiştir. Modelde toplamda 28.846 CQUAD4 elemanı ve 29.192 düğüm noktası bulunmaktadır. Şekil 6.38'de, zemin yapısal elemanının ağ yapısı ve kalınlık haritası detaylı bir şekilde sunulmaktadır. Kalınlık haritası, elemanın taşıma kapasitesinin optimize edilmesine yönelik yapılan yerel kalınlık düzenlemelerini göstermektedir.



Şekil 6.38 : Zemin yapısal elemanının kalınlık haritası.

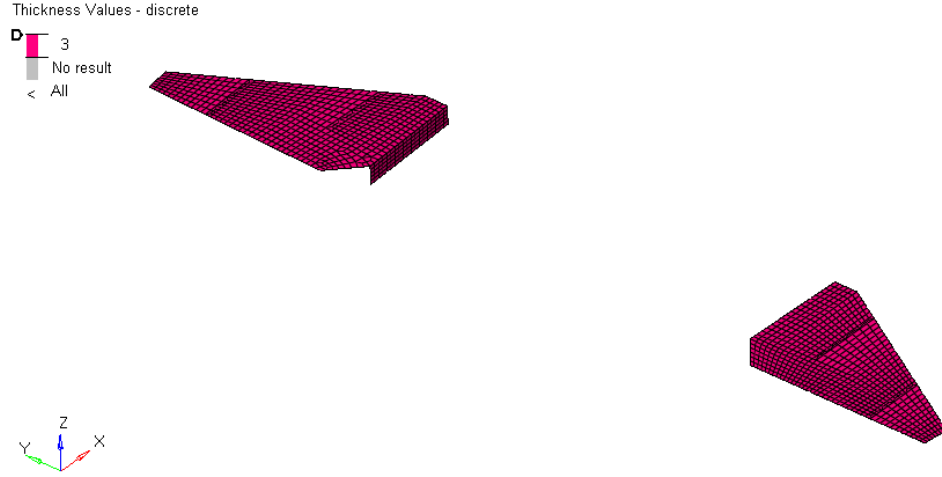
- Braket (Bracket)

Omurga kirişı ile çerçeve yapısal elemanları arasında bağlantı sağlayacak şekilde tasarlanan braketler, toplamda 2 adet olup, sağ ve solda yer almaktadır. Bu braketler, ön gövde yapısal elemanları arasında bir bağ kurarak, yapının bütünlüğünü ve stabilitesini sağlayan destek elemanları olarak işlev görmektedir. Braketlerin tasarımı, omurga ve çerçeve arasındaki bağlantıyı güvenli bir şekilde gerçekleştirecek şekilde optimize edilmiştir. AL7050-T7451 alüminyum alaşımı, braketlerin yapısal elemanlarında kullanılan malzeme olup, yüksek mukavemet, ağır yük taşıma kapasitesi ve yüksek yorulma dayanımı gibi özellikleri ile bilinir. Şekil 6.39'da, braket yapısal elemanının konumu ve tasarımı detaylı bir şekilde gösterilmektedir. Bu tasarım, braketlerin yapısal entegrasyonunu sağlamak üzere optimize edilmiştir.



Şekil 6.39 : Braket yapı elemanının yerleşimi ve tasarımı.

Braketler, iki boyutlu CQUAD elemanları kullanılarak modellenmiştir. Modelde, toplamda 1.544 CQUAD elemanı ve 1.667 düğüm noktası bulunmaktadır. Şekil 6.40'ta, ön gövde braketlerinin ağ yapısı ve kalınlık haritası detaylı bir şekilde sunulmaktadır. Kalınlık haritası, braket elemanlarının taşıma kapasitesini artırmak amacıyla yerel bölgelerde yapılan kalınlık düzenlemelerini göstermektedir.

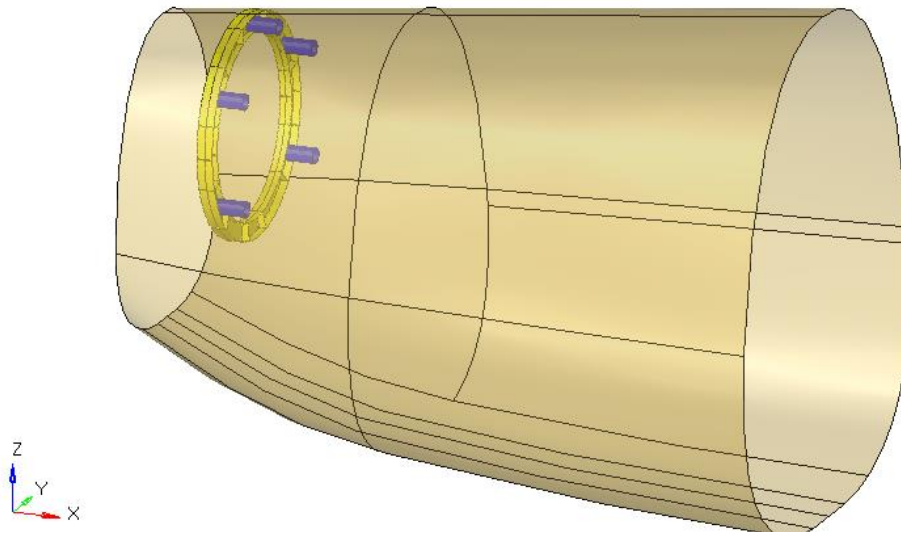


Şekil 6.40 : Braket ağ yapısı ve kalınlık haritası.

- Bağlantı parçası (fitting)

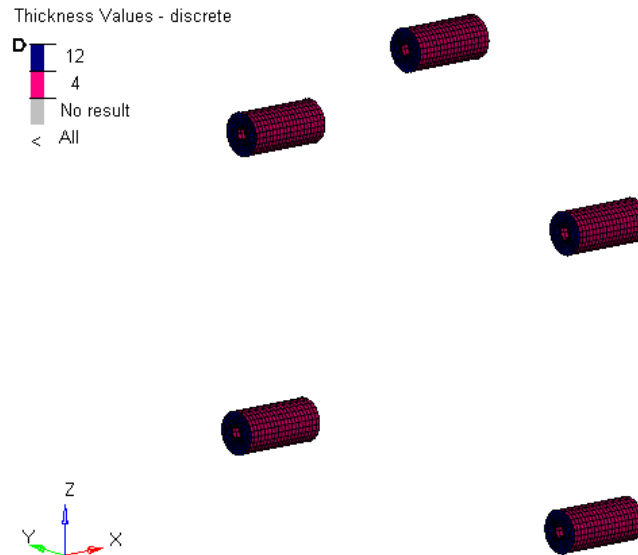
Bağlantı parçaları (fitting), ön gövde yapısal sistemi içerisinde toplam 5 adet olacak şekilde tasarlanmıştır. Bu parçalar, iskelet elemanlarının ring (iskelet halkası) ile birleştiği noktalarda konumlandırılmıştır ve yapının bütünlüğünü sağlamak amacıyla doğrudan iskelet elemanlarına kaynak yöntemi ile birleştirilmektedir. Bağlantı parçaları, motor bağlayıcı elemanları ile birlikte çalışarak, motor ile iskelet sistemi arasındaki kuvvet iletimini sağlayan kritik elemanlardır. Böylece, motor yüklerinin güvenli bir şekilde iskelet yapıya aktarılması mümkün hâle gelmektedir. Bu elemanlar, yüksek mukavemet ve yorulma dayanımı özelliklerine sahip olan 4340 çeliğinden üretilmiştir. 4340 çeliği, ısıtılabilirliği sayesinde, özellikle darbeli ve ağır yük altında çalışan bağlantı elemanlarında yaygın olarak tercih edilmektedir.

Şekil 6.41’de, bağlantı parçalarının tasarımları, iskelet halkası üzerindeki konumları ve ön gövde içerisindeki yerleşimleri detaylı olarak gösterilmektedir. Bu yerleşim, hem yük yollarının dengeli dağılımını sağlamakta hem de bakım ve montaj süreçlerini kolaylaştıracak şekilde optimize edilmiştir.



Şekil 6.41 : Ön gövde bağlantı parçaları konumlandırmaları.

Ön gövde bağlantı parçaları, sonlu elemanlar modellemesinde iki boyutlu CQUAD4 elemanları kullanılarak temsil edilmiştir. Model içerisinde, toplamda 3.120 CQUAD4 elemanı ve 3.240 düğüm noktası bulunmaktadır. Şekil 6.42’de, ön gövde bağlantı parçalarına ait kalınlık dağılımı ve sonlu eleman ağı detaylı biçimde sunulmaktadır. Kalınlık haritası, yük yoğunluğunun fazla olduğu alanlarda yapısal dayanımın artırılmasına yönelik olarak yapılan yerel kalınlık optimizasyonlarını içermektedir.



Şekil 6.42 : Ön gövde fittingleri kalınlık haritası.

6.4.2 Bağlayıcıların tanıtılması

Ön gövde yapısal elemanları arasındaki mekanik bağlantıların modellenmesi amacıyla, sonlu elemanlar modeline bağlayıcı elemanlar entegre edilmiştir. Bu bağlayıcı modellemeleri, Hypermesh yazılımı kullanılarak, RBE3–CBUSH–RBE3

eleman kombinasyonu ile gerçekleştirilmiştir. Bu yapılandırma sayesinde, rijit uç bağlantıları ile elastik bağlantı davranışı tanımlanmış; bağlayıcıların, yapısal sistem üzerindeki çekme ve kayma etkileri doğru şekilde simüle edilmiştir.

Ön gövde yapısal elemanları arasındaki bağlantılarda, Çizelge 5.3'te mekanik özellikleri verilen HST10 tipi bağlayıcılar tercih edilmiştir. Bu bağlayıcılar, yüksek çekme ve kayma mukavemeti ile öne çıkmakta olup, özellikle hafif ve dayanıklı bağlantı ihtiyacı duyulan bölgelerde etkin çözüm sunmaktadır. Diğer yandan, iskelet elemanları ile ön gövde yapısal elemanları arasındaki bağlantı bölgelerinde, maruz kalınan yüksek çekme/basma ve kesme kuvvetleri dikkate alınarak, daha yüksek mekanik dayanım sunan Çizelge 5.6'da özellikleri sunulan NASM8907 tipi bağlayıcılar kullanılmıştır.

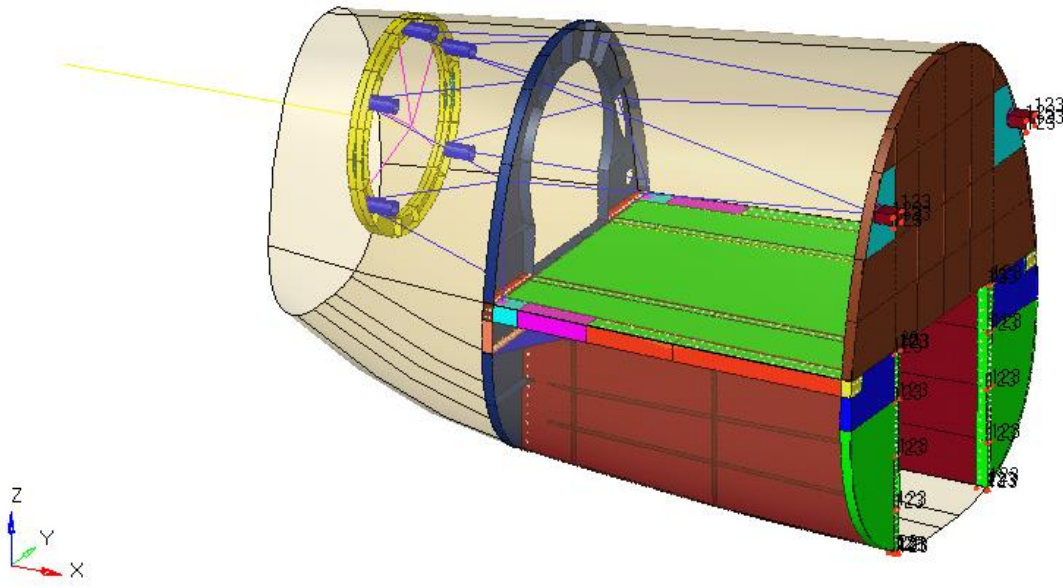
Bahsi geçen bağlayıcıların yapısal özellikleri, Huth formülü [31] esas alınarak hesaplanmış ve elastik yay davranışına sahip CBUSH elemanları aracılığıyla sonlu eleman modeline entegre edilmiştir. Bağlayıcıların konumlandırılmasında, iki bağlayıcı arasına 4D, yüzey kenarlarına ise 2D uzaklık kuralı uygulanarak, bağlayıcı sayısı ve dağılımı belirlenmiştir [32]. D olarak ifade edilen değer bağlayıcı çapını temsil etmektedir. 4D olarak belirtilen ölçü iki bağlayıcı arasındaki mesafenin, bağlayıcı çaplarının 4 katı kadarlık bir mesafeye denk gelmesi gerekliliğinden bahsedilmektedir. Ayrıca bağlayıcının yüzey kenarına olan uzaklığının da bağlayıcı çapının 2 katı kadar mesafeden az olmaması gerekmektedir. Bu yöntem, yük aktarımı ve gerilme dağılımının gerçekçi biçimde modellenmesini sağlamaktadır.

6.4.3 Eleman tiplerinin tanıtılması

Ön gövde sonlu elemanlar analizinde, 3.3.1 *Sonlu Elemanlar Yöntemi* bölümünde tanımlanan eleman tipleri dışında herhangi bir eleman tipine yer verilmemiştir.

6.4.4 Sınır koşulları

İskelet elemanlarından yeterince uzak olan ve üç yönde de dayanım gösteren orta gövde kokpit gövde kirişi, çerçeve ve omurga kirişi yapısal elemanlarının köşe noktalarına ve kenarlarına 1, 2 ve 3 yönlerinde sınır koşulları uygulanmıştır. Uygulanan sınır koşulları ile oluşturulan ön gövde sonlu elemanlar modeli, Şekil 6.43'te gösterilmiştir.



Şekil 6.43 : Ön gövde sonlu elemanlar modeli ve sınır koşulları.

Bu sayede iskelet elemanlarından yeterince uzakta, iskelet elemanlarının sınır koşullarından en az etkileneceği sonlu elemanlar modeli oluşturularak statik analizler gerçekleştirilmiştir.

6.4.5 Yük koşulları

Hazırlanan sonlu elemanlar modellemesi için statik analizler neticesinde nihai ve güvenli arıza analizleri gerçekleştirilmiştir. 6.1.3 *Yük Koşulları* bölümünde tanımlanan yük koşulları ile aynı yük koşulları ön gövde sonlu elemanlar modellemesinde kullanılmıştır.

6.4.6 Analiz çıktıları

Hypermesh programında detay sonlu elemanlar modellemesi gerçekleştirilen motor iskelet yapısı için belirtilen sınır koşulları ve yük koşulları altında SOL101 statik analizleri gerçekleştirilmiştir. Güvenli arıza senaryoları ve nihai durum için ayrı ayrı yük koşulları uygulanmış ve bu durumlarda iskelet elemanları modellemelerinde kullanılan CBEAM elemanlarının üzerinde meydana gelen kuvvet ve momentler, detay sonlu elemanlar modellemesi ile hazırlanmış iskelet elemanlar için Hypermesh programından okunarak Excel programında derlenmiştir. Çok sayıda eleman ve bu elemanlarda meydana gelen kuvvet ve moment olduğu için her bir sonuç sunulmamıştır. Ancak, bu sonuçlar arasından bazıları örnek teşkil etmesi amacıyla Çizelge 6.3'te sunulmuştur.

Çizelge 6.3 : İskelet elemanlarına gelen kuvvet ve momentler.

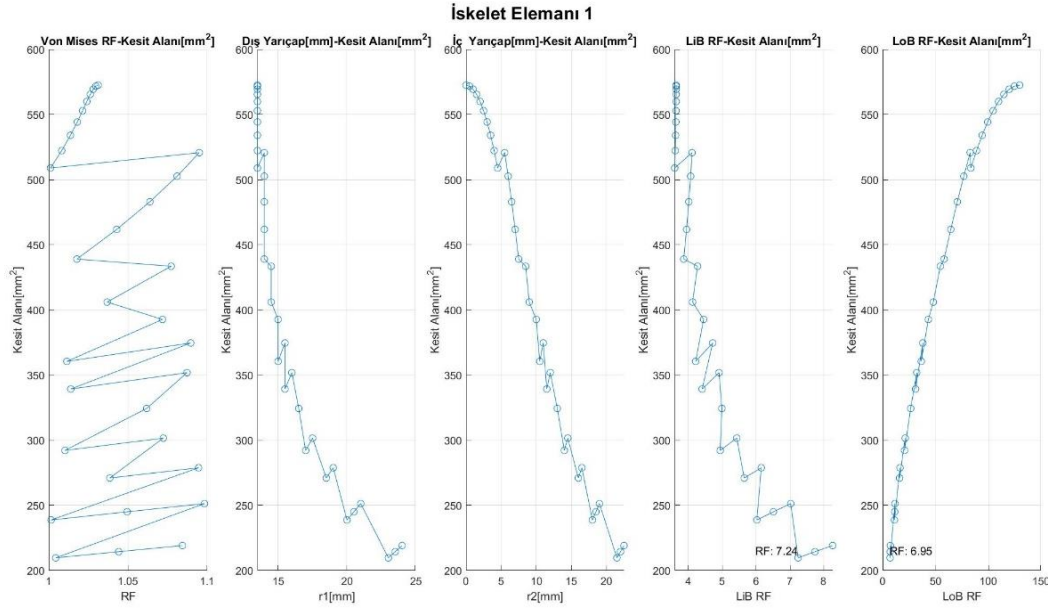
Eleman Nu.	İskelet Elemanı Nu.	Yük Koşulu Nu.	Hasar Senaryosu	F _x [kN]	F _y [kN]	F _z [kN]	M _x [Nm]	M _y [Nm]	M _z [Nm]
718	1	2	15	-30,03	0,33	1,28	4,74	-90,77	-94,55
737	1	4	0	4,18	0,02	-0,14	1,34	-22,39	6,85
777	2	1	1	-8,72	0,35	-0,59	91,47	411,69	-193,76
824	2	1	3	-5,97	0,40	-0,42	197,82	127,57	88,49
633	3	4	15	3,05	-0,59	0,44	53,14	65,17	-52,52
567	4	3	3	-2,58	0,60	-0,12	5,08	-115,93	53,62
947	5	4	13	0,90	0,05	0,01	6,28	-4,28	5,14
427	6	4	10	-1,37	-0,02	0,04	7,91	-12,59	-7,68
341	7	2	2	5,91	2,18	-1,06	143,25	85,88	271,92
347	7	4	4	-0,85	-0,16	0,14	-6,76	14,87	-19,35
303	7	1	5	8,21	1,73	-1,49	97,06	608,39	-496,55
174	8	3	7	-4,75	0,19	-1,71	-21,44	279,67	-59,74
254	9	2	8	13,66	0,11	0,66	341,59	223,91	-28,79
58	10	3	6	5,32	-0,48	-1,17	-121,87	-467,60	-228,03
770	11	2	11	-1,15	2,06	2,08	-464,35	42,93	211,34
1011	11	1	12	-0,03	-2,42	-1,55	-113,28	-459,63	-220,19
72	12	2	9	-9,05	6,57	1,20	139,32	-261,41	194,52

İskelet elemanları üzerinde oluşan kuvvet ve momentlerin tamamı, Excel programında, Çizelge 6.3'te belirtildiği gibi listelenmiştir. Oluşturulan bu Excel dosyası, MATLAB kodlaması ve arayüzü için girdi olarak kullanılarak, farklı iskelet elemanı yarıçaplarına ait grafikler yazılım aracı sayesinde elde edilmektedir.

Hesaplama aracında gerçekleştirilen kalınlık hesaplamaları sonucunda, her bir iskelet elemanı için kesit alanlarına dayalı güvenlik faktörleri ile iç ve dış yarıçap değerlerini gösteren grafik çıktıları elde edilmektedir. Grafiklerde düşey eksen, iskelet elemanlarının kesit alanlarını ifade etmektedir. Alan ile ağırlık arasında bir ilişki kurmak mümkündür; daha düşük bir kesit alanı, daha düşük bir ağırlığı ifade etmektedir.

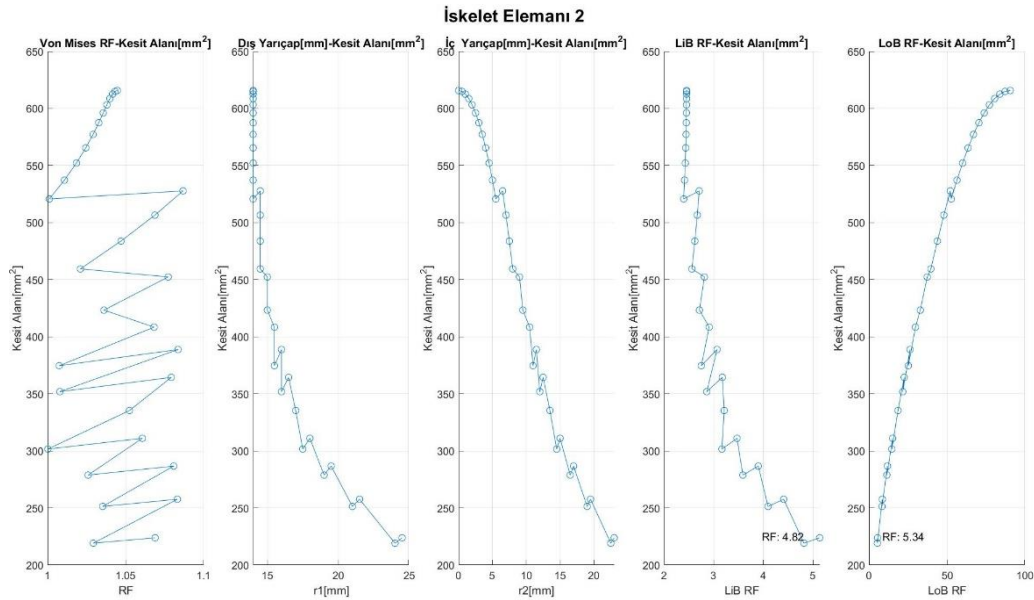
Güvenli arıza yük koşulları ve nihai yük koşulları altında elde edilen kuvvet ve moment değerleri, hesaplama aracında birlikte kullanılmaktadır. Elde edilen grafikler, tüm koşulları karşılayan iskelet elemanı yarıçap değerlerini göstermektedir. Hesaplama aracının iskelet elemanı kalınlıkları için grafik çıktıları, Şekil 6.44 ile Şekil 6.55 arasında, her bir iskelet elemanı için bir grafik olmak üzere sunulmaktadır.

Şekil 6.44'te 1 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



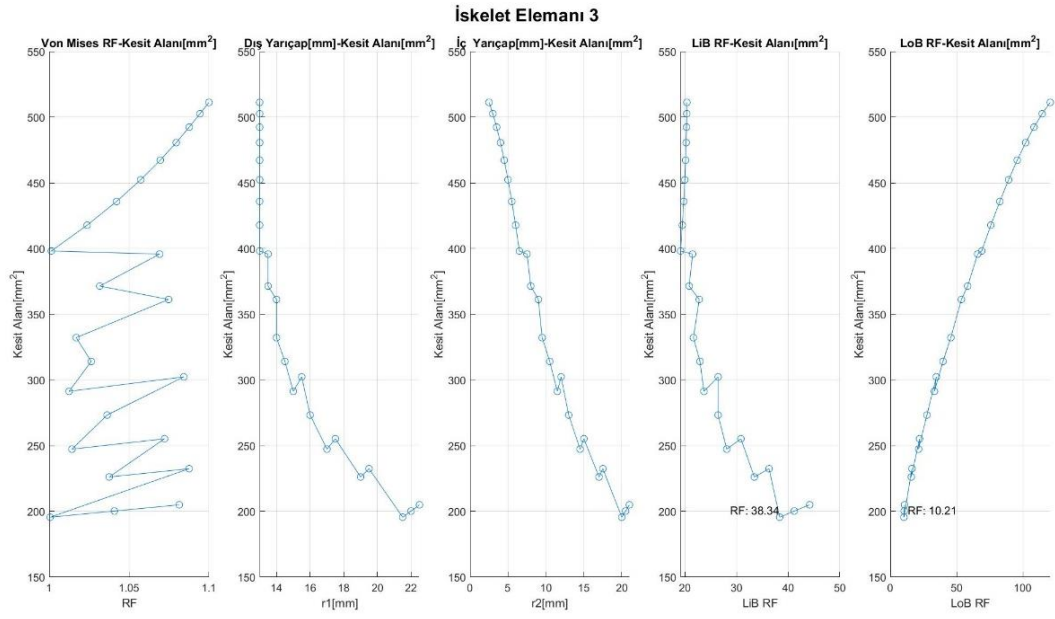
Şekil 6.44 : İskelet elemanı 1 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.45'te 2 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



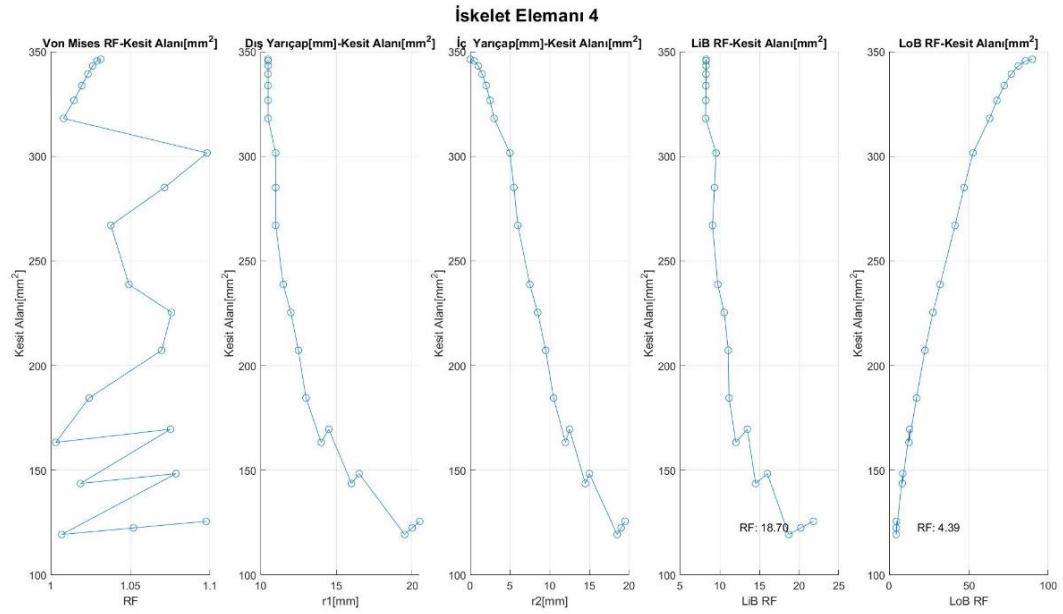
Şekil 6.45 : İskelet elemanı 2 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.46'da 3 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



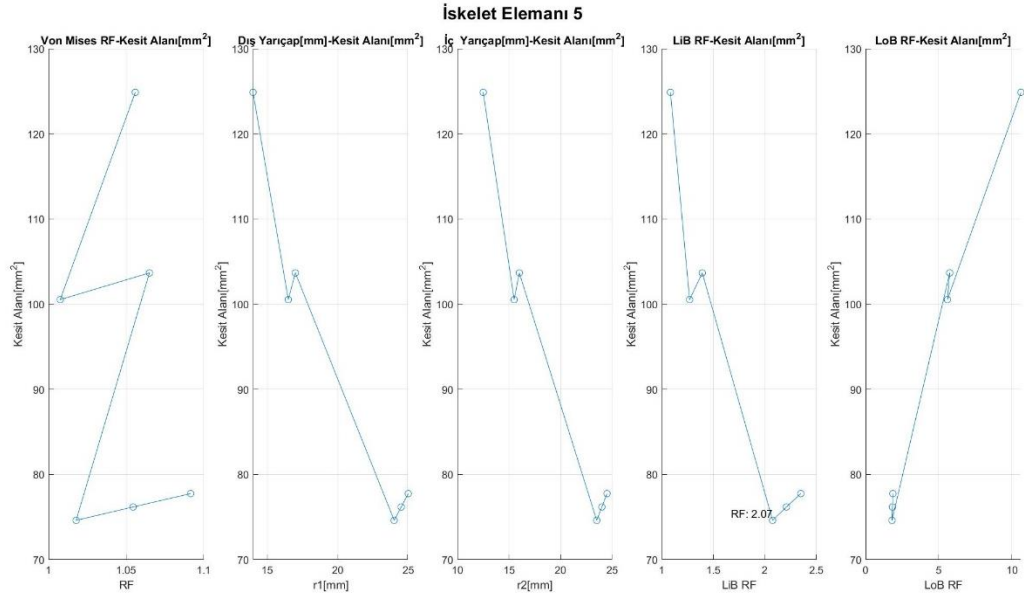
Şekil 6.46 : İskelet elemanı 3 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.47’de 4 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



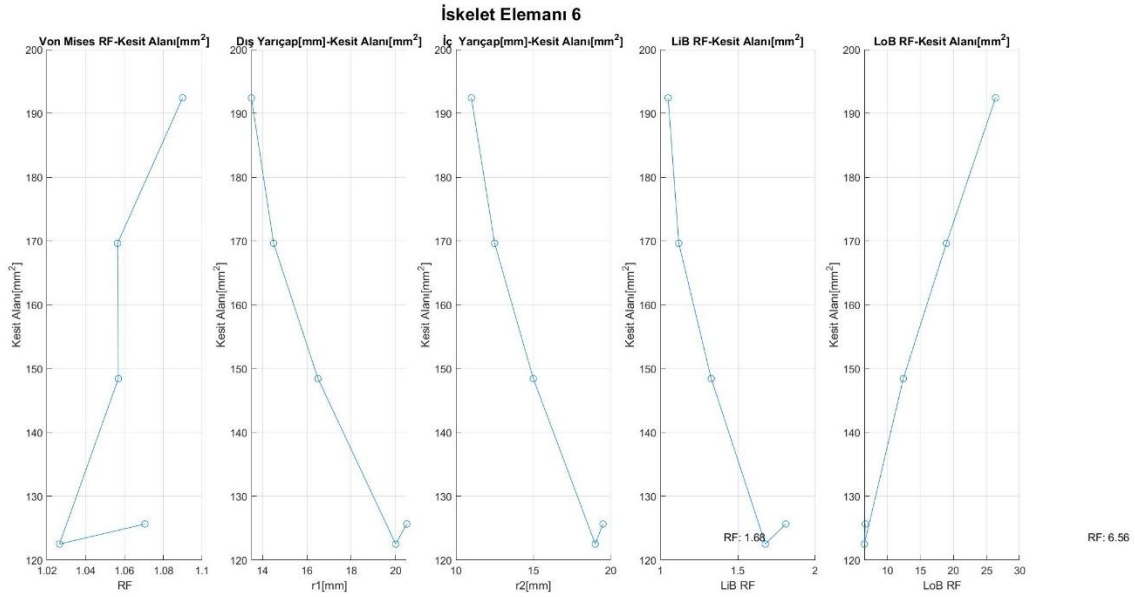
Şekil 6.47 : İskelet elemanı 4 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.48’de 5 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



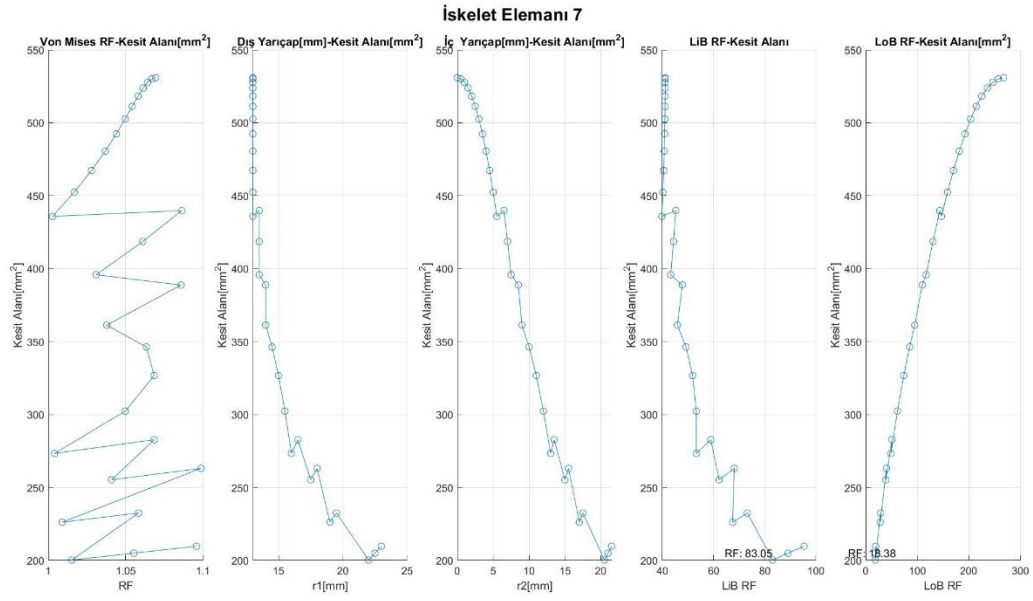
Şekil 6.48 : İskelet elemanı 5 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.49'da 6 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



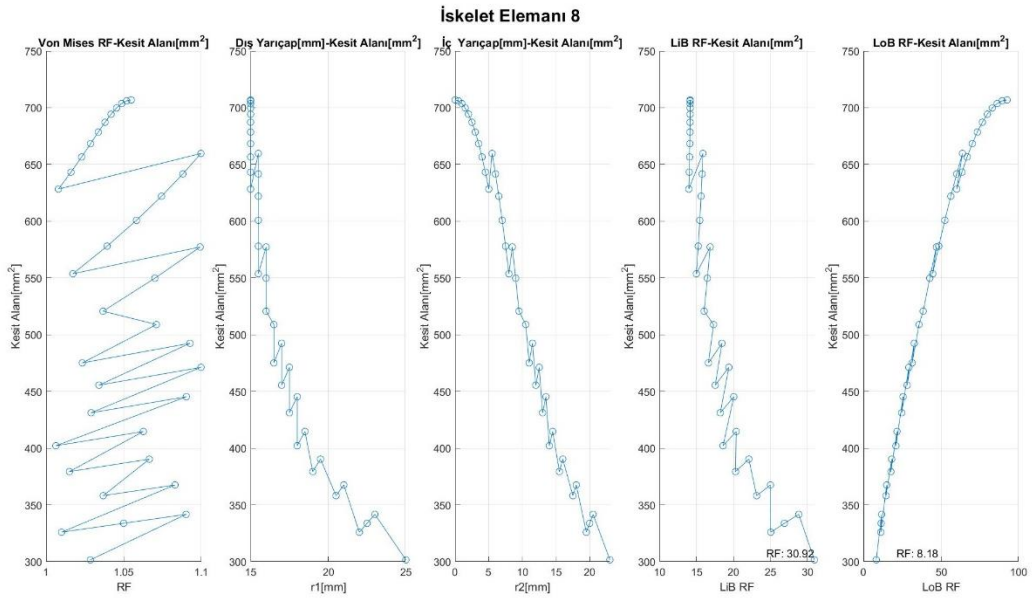
Şekil 6.49 : İskelet elemanı 6 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.50'de 7 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



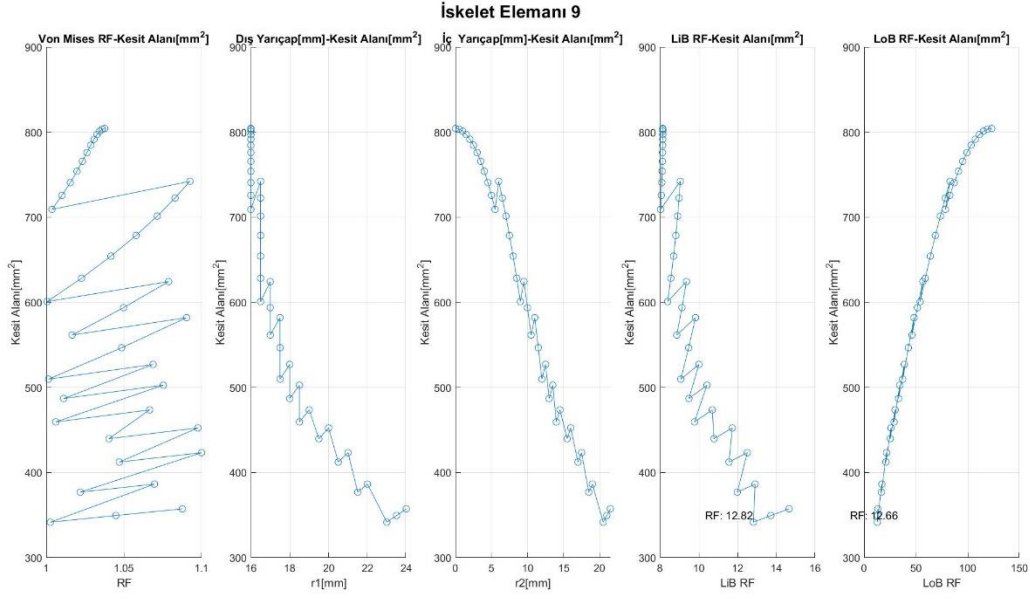
Şekil 6.50 : İskelet elemanı 7 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.51’de 8 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



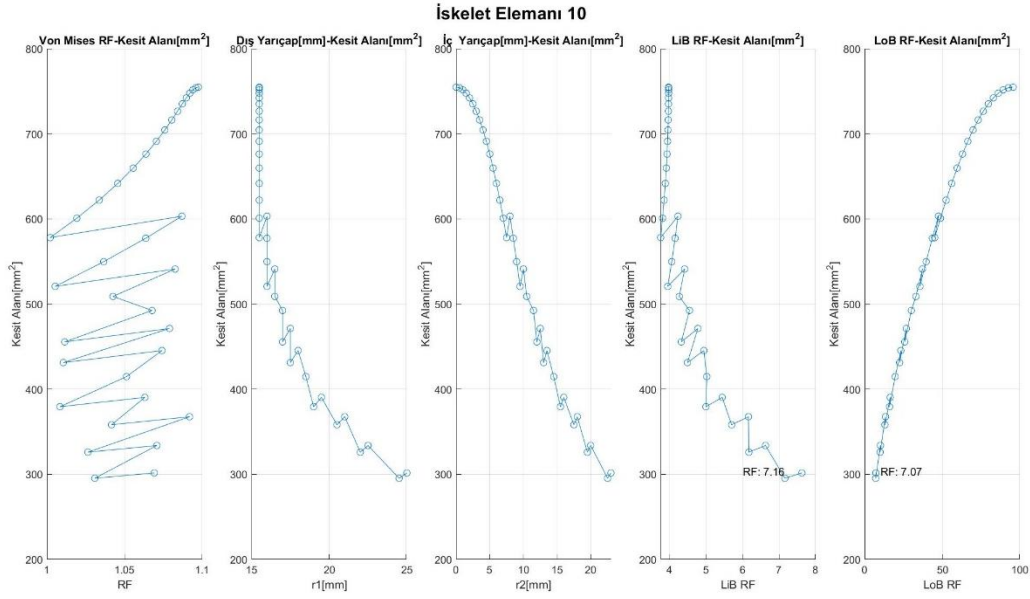
Şekil 6.51 : İskelet elemanı 8 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.52’de 9 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



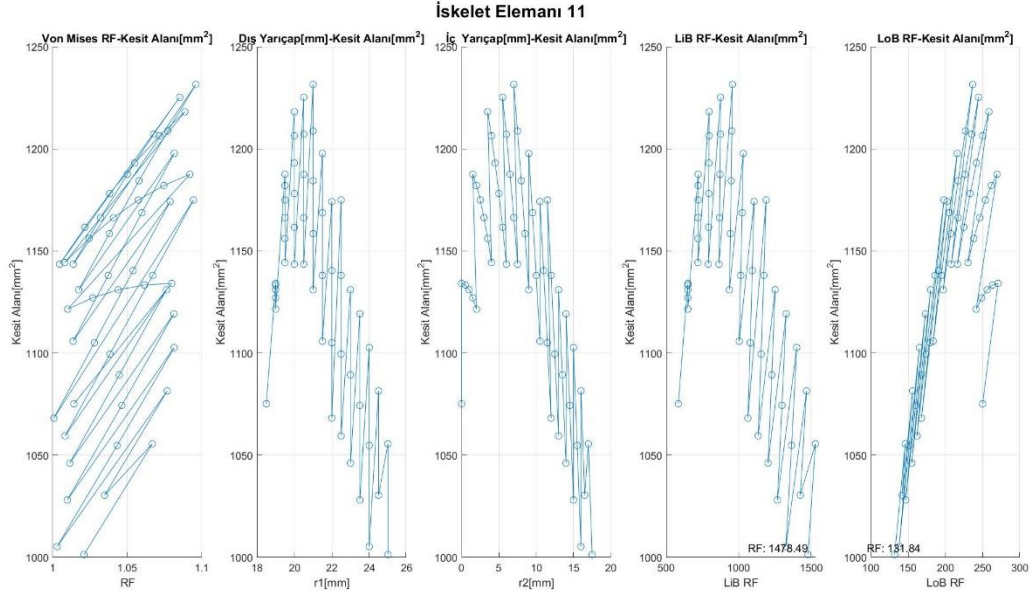
Şekil 6.52 : İskelet elemanı 9 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.53'te 10 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



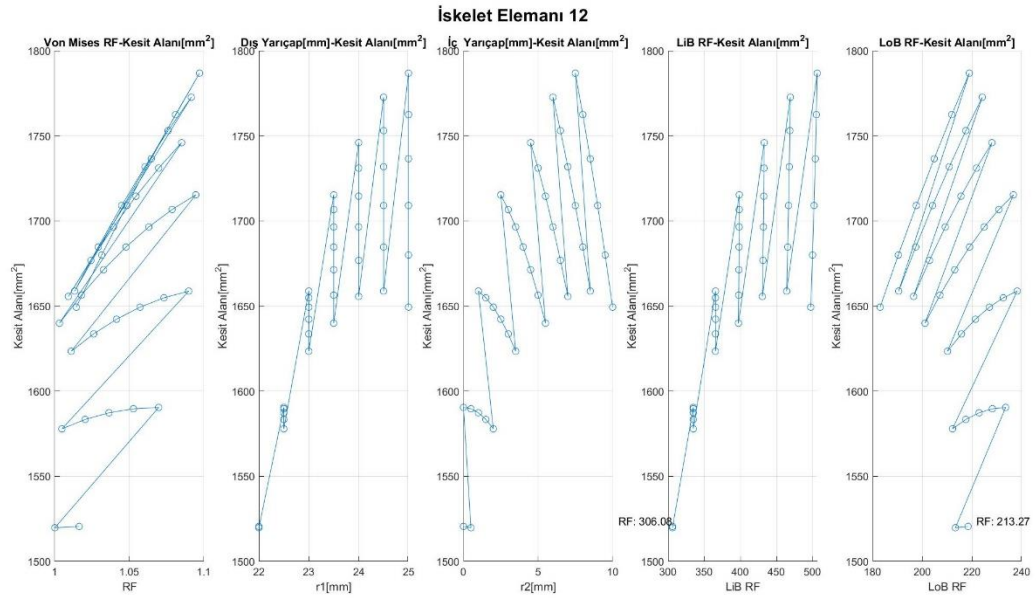
Şekil 6.53 : İskelet elemanı 10 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.54'te 11 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



Şekil 6.54 : İskelet elemanı 11 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Şekil 6.55'te 12 numaralı iskelet elemanının detay FEM modellemesi için hesaplama aracı grafik çıktıları belirtilmektedir.



Şekil 6.55 : İskelet elemanı 12 - hesaplama aracı çıktısı, detay FEM.

Grafikler üzerinden kullanıcının uygun olarak belirlediği iç ve dış yarıçap değerleri seçilmiştir. Seçilen değerler bir .txt dosyasına kaydedilmiştir. Bu yarıçap değerleri, MATLAB ara yüzü yardımıyla detaylı analiz verileri elde edilmiştir. Her bir grafikte düşey eksen iskelet elemanının kesit alanını temsil ederken, ağırlık hakkında bir fikir vermektedir. Daha yüksek bir kesit alanı, daha fazla ağırlıkta bir iskelet elemanı tasarımı ortaya çıkarmaktadır. Bu nedenle, güvenlik faktörünün 1 ile 1,10 arasında

sınırlandırılan bu grafikler içerisinde alanının en düşük seviyelere denk geldiği yarıçap çözümlerinin seçilmesi, iskelet elemanı yapısal ağırlığının minimumda tutulması için önem arz etmektedir. Grafikler incelendiğinde benzer alanlara karşılık farklı güvenlik faktörleri yer almaktadır. Kesit alanında meydana gelen ufak bir alan artışına karşın, güvenlik faktöründe iyileştirmeler mümkün olmaktadır. Kesit alanında meydana gelen kabaca %1-2 mertebelerinde bir artışa karşın bazı grafiklerden görüleceği üzere güvenlik faktörlerinde %4-5'e varan artışlar gözlemlenmektedir. Bu nedenle, belirtilen duruma uygun olan iskelet elemanlarında ağırlıktan bir miktar taviz verilerek, daha güvenli bir yapı tasarımı ortaya çıkarılması için bir üst alan tercihi yapılmıştır. Çizelge 6.4'te, bu çalışma kapsamında yapısal tasarımı yapılan, yük koşulları hesaplanan ve statik analizleri gerçekleştirilen iskelet elemanları için, kullanıcı tarafından seçilmiş iç ve dış yarıçap değerleri yer almaktadır.

Çizelge 6.4 : İç ve dış yarıçap bilgileri, detay FEM.

İskelet Elemanı Numarası	Dış Yarıçap [mm]	İç Yarıçap [mm]
1	24,00	22,50
2	24,50	23,00
3	22,50	21,00
4	20,50	19,50
5	25,00	24,50
6	20,50	19,50
7	23,00	21,50
8	25,00	23,00
9	24,00	21,50
10	25,00	23,00
11	25,00	17,50
12	22,00	0

Çizelge 6.4'te yer alan iskelet elemanlarının iç ve dış yarıçap değerleri, bir sonraki bölümde bahsedilen MATLAB programında yazılımı geliştirilen ara yüze girdi olarak sağlanmaktadır. Şekil 6.56'da hazırlanan ön gövde sonlu elemanlar modeli ile birlikte statik analizleri gerçekleştirilen iskelet elemanları için ara yüzden elde edilen sonuçlar gösterilmektedir.

GİRDİLER			ÇIKTILAR		
Eleman 1 - Dış Yarıçap [mm]	24		Eleman 1 - Von Mises RF	1.084	
Eleman 1 - İç Yarıçap [mm]	22.5		Eleman 1 - LiB RF	9.914	
Eleman 2 - Dış Yarıçap [mm]	24.5		Eleman 1 - LoB RF	8.593	
Eleman 2 - İç Yarıçap [mm]	23		Eleman 1 - Hasar Nu.	15	
Eleman 3 - Dış Yarıçap [mm]	22.5		Eleman 1 - Yük Koşulu Nu.	3	
Eleman 3 - İç Yarıçap [mm]	21		Eleman 1 - FEM Eleman Nu.	767	
Eleman 4 - Dış Yarıçap [mm]	20.5		Eleman 1 - Ağırlık [gr]	926.7	
Eleman 4 - İç Yarıçap [mm]	19.5		Eleman 2 - Von Mises RF	1.069	
Eleman 5 - Dış Yarıçap [mm]	25		Eleman 2 - LiB RF	6.164	
Eleman 5 - İç Yarıçap [mm]	24.5		Eleman 2 - LoB RF	6.533	
Eleman 6 - Dış Yarıçap [mm]	20.5		Eleman 2 - Hasar Nu.	15	
Eleman 6 - İç Yarıçap [mm]	19.5		Eleman 2 - Yük Koşulu Nu.	3	
Eleman 7 - Dış Yarıçap [mm]	23		Eleman 2 - FEM Eleman Nu.	1063	
Eleman 7 - İç Yarıçap [mm]	21.5		Eleman 2 - Ağırlık [gr]	1882	
Eleman 8 - Dış Yarıçap [mm]	25		Eleman 3 - Von Mises RF	1.081	
Eleman 8 - İç Yarıçap [mm]	23		Eleman 3 - LiB RF	22.81	
Eleman 9 - Dış Yarıçap [mm]	24		Eleman 3 - LoB RF	9.097	
Eleman 9 - İç Yarıçap [mm]	21.5		Eleman 3 - Hasar Nu.	0	
Eleman 10 - Dış Yarıçap [mm]	25		Eleman 3 - Yük Koşulu Nu.	3	
Eleman 10 - İç Yarıçap [mm]	23		Eleman 3 - FEM Eleman Nu.	650	
Eleman 11 - Dış Yarıçap [mm]	25		Eleman 3 - Ağırlık [gr]	777.8	
Eleman 11 - İç Yarıçap [mm]	17.5		Eleman 4 - Von Mises RF	1.097	
Eleman 12 - Dış Yarıçap [mm]	22		Eleman 4 - LiB RF	26.17	
Eleman 12 - İç Yarıçap [mm]	0		Eleman 4 - LoB RF	5.506	
			Eleman 4 - Hasar Nu.	1	
			Eleman 4 - Yük Koşulu Nu.	3	
			Eleman 4 - FEM Eleman Nu.	558	
			Eleman 4 - Ağırlık [gr]	471.6	
			Eleman 5 - Von Mises RF	1.092	
			Eleman 5 - LiB RF	1.212	
			Eleman 5 - LoB RF	1.857	
			Eleman 5 - Hasar Nu.	3	
			Eleman 5 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 5 - FEM Eleman Nu.	880	
			Eleman 5 - Ağırlık [gr]	659.9	
			Eleman 6 - Von Mises RF	1.07	
			Eleman 6 - LiB RF	1.442	
			Eleman 6 - LoB RF	5.613	
			Eleman 6 - Hasar Nu.	11	
			Eleman 6 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 6 - FEM Eleman Nu.	505	
			Eleman 6 - Ağırlık [gr]	1086	
			Eleman 7 - Von Mises RF	1.096	
			Eleman 7 - LiB RF	33.9	
			Eleman 7 - LoB RF	9.104	
			Eleman 7 - Hasar Nu.	10	
			Eleman 7 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 7 - FEM Eleman Nu.	303	
			Eleman 7 - Ağırlık [gr]	787	
			Eleman 8 - Von Mises RF	1.029	
			Eleman 8 - LiB RF	37.11	
			Eleman 8 - LoB RF	9.816	
			Eleman 8 - Hasar Nu.	10	
			Eleman 8 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 8 - FEM Eleman Nu.	145	
			Eleman 8 - Ağırlık [gr]	1120	
			Eleman 9 - Von Mises RF	1.088	
			Eleman 9 - LiB RF	5.404	
			Eleman 9 - LoB RF	12.59	
			Eleman 9 - Hasar Nu.	11	
			Eleman 9 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 9 - FEM Eleman Nu.	144	
			Eleman 9 - Ağırlık [gr]	3004	
			Eleman 10 - Von Mises RF	1.069	
			Eleman 10 - LiB RF	9.152	
			Eleman 10 - LoB RF	8.642	
			Eleman 10 - Hasar Nu.	11	
			Eleman 10 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 10 - FEM Eleman Nu.	64	
			Eleman 10 - Ağırlık [gr]	1276	
			Eleman 11 - Von Mises RF	1.021	
			Eleman 11 - LiB RF	730.3	
			Eleman 11 - LoB RF	156	
			Eleman 11 - Hasar Nu.	0	
			Eleman 11 - Yük Koşulu Nu.	3	
			Eleman 11 - FEM Eleman Nu.	768	
			Eleman 11 - Ağırlık [gr]	1993	
			Eleman 12 - Von Mises RF	1.016	
			Eleman 12 - LiB RF	367.3	
			Eleman 12 - LoB RF	262	
			Eleman 12 - Hasar Nu.	0	
			Eleman 12 - Yük Koşulu Nu.	2	
			Eleman 12 - FEM Eleman Nu.	65	
			Eleman 12 - Ağırlık [gr]	3027	

Şekil 6.56 : Ara yüz ile elde edilen sonuçlar, detay FEM.

6.3.2 Çıktılar bölümünde yer alan 1 boyutlu CBEAM elemanlarına uygulanan sınır koşulları modellemesi ile Şekil 6.56’da belirtilen ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi sonuçları arasında ciddi farklılıklar mevcuttur. Sınır koşullarının değişmesi ve ön gövde modelinin iskelet elemanları modeline entegrasyonu sonucunda, iskelet elemanları üzerindeki rijitlik azalmış ve neticesinde motor yük koşulları neticesinde meydana gelen kuvvet ve momentler düşmüştür. Şekil 6.56’da belirtilen iskelet elemanı ağırlıkları toplandığında, bütün iskelet elemanlarının ağırlığı 17,01 kg (17.011 gr) olarak hesaplanmaktadır. Belirtilen iskelet elemanları yapısal ağırlığı, 6.3.2 Çıktılar bölümünde yer alan modellemedeki iskelet elemanları yapısal ağırlığına göre %47,81 oranında azalmıştır.

11 ve 12 numaralı iskelet elemanları dışında kalan diğer eleman ağırlıklarında düşüş gözlemlenmiştir. Genel yapı hareketinde meydana gelen farklılıklar sebebiyle, 11 ve 12 numaralı iskelet elemanları bir önceki modellemeden daha fazla yüklenmiştir. Bu yüklenme neticesinde ise 11 ve 12 numaralı iskelet elemanlarının ağırlıklarında artış gözlemlenmiştir.

İskelet elemanları için kalınlık belirleme çalışmasında, modellemenin ve uygulanan sınır koşullarının önemli ölçüde etkileri bulunmaktadır. Karşılaşılan probleme uygun bir modelleme yapılması, gözlemlenecek bölgenin sınır koşullarından etkilenmeyeceği bir mesafede sınır koşullarının uygulanması gerekmektedir. Bahsi geçen koşullar dikkate alındığında, iskelet elemanları için iç ve dış yarıçap değerlerinin gerçeğe oldukça yakın sonuçlar ile hesaplanması mümkün olacaktır.



7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışma kapsamında iskelet elemanlarının yapısal tasarımı ve statik analizleri gerçekleştirilen, burundan pervaneli bir eğitim uçağı için benzer uçak araştırmaları gerçekleştirilmiştir. Super Tucano A-29 eğitim uçağı bu kapsamda benzer uçak olarak belirlenmiş ve referans alınarak iskelet elemanları tasarımı yapılacak eğitim uçağı için temel geometri tasarımı gerçekleştirilmiştir. Temel geometri tasarımının belirlenmesi ile birlikte hava aracına uygun bir motor seçimi ile beraber iskelet elemanlarının motor ve gövde ile olan bağlantılarının koordinatları belirlenmiştir.

Hava aracının motorunun belirlenmesi ile beraber motor 4 farklı yük koşulu hesaplanmıştır. Bu aşamada limit, nihai ve güvenli arıza senaryoları için yük koşulları belirli faktörler ile çarpılarak statik analizler için uygulanabilir hale getirilmiştir. Farklı konfigürasyonlara sahip iskelet elemanları konseptleri, belirlenen koordinatlar arasında tasarlanmıştır. CBUSH elemanları kullanılarak iskelet elemanları konseptlerinin sonlu elemanlar modellemeleri gerçekleştirilmiştir. Bu modellemelerde, her bir CBUSH elemanı, birer iskelet elemanına karşılık gelecek şekilde modellenmiştir. Her bir konsept için nihai durumdaki 4 farklı yük koşulu uygulanmış ve statik analizler gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen statik analizlerin neticesinde, 4. Konsept'in iskelet elemanları için uygun olduğuna kanaat getirilmiştir.

Uygun konseptin belirlenmesinin ardından, iskelet elemanları için CBEAM elemanlar ile sonlu elemanlar modellemeleri hazırlanmıştır. Her bir iskelet elemanı 10 mm eleman uzunluğuna sahip CBEAM elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Hesaplanan nihai ve güvenli arıza yük koşulları ile statik analizler gerçekleştirilmiştir. Her bir CBEAM elemanında meydana gelen kuvvet ve momentler, statik analizlerin sonucu olarak hesaplanmış ve Excel'e aktarılmıştır.

CBEAM elemanlarında meydana gelen kuvvet ve momentler, MATLAB programında oluşturulan hesaplama aracının bir girdisi olarak kullanılarak, her bir iskelet elemanı için ayrı ayrı olacak şekilde farklı iç ve dış yarıçap değerlerine göre iskelet elemanları için Von Mises, Lineer burkulma ve lokal burkulma güvenlik faktörlerinin yer aldığı grafik çıktıları elde edilmiştir. Elde edilen grafik çıktılarından, kullanıcının arzu ettiği

kesit alanına karşılık gelen iç ve dış yarıçap değerleri kaydedilmiştir. Bu değerler, yine MATLAB programında hazırlanan ara yüze bir girdi olarak verilerek her bir iskelet elemanı için detaylı analiz sonuçları elde edilmiştir.

İskelet elemanlarında gerçekleştirilen iç ve dış yarıçap hesaplamalarına, sınır koşullarının ve sonlu elemanlar modellemesinin etkilerinin incelenmesi için ön gövde detay sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. CBEAM elemanlar ile modellenmiş olan iskelet elemanları belirtilen ön gövde detay sonlu elemanlar modeli ile birleştirilerek, nihai ve güvenli arıza koşulları için statik analizler gerçekleştirilmiştir. Yine her bir CBEAM elemanında meydana gelen kuvvet ve moment değerleri hesaplama aracı için bir girdi olarak verilmiş ve yeni iç ve dış yarıçap değerleri her bir iskelet elemanı için hesaplanmıştır. Hesaplanan iç ve dış yarıçap değerleri ara yüze bir girdi olarak tanımlanmış ve ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi ile birlikte çözdürülen iskelet elemanları için detaylı analiz sonuçları elde edilmiştir.

Ön gövde detay sonlu elemanlar modellemesi ile birlikte statik analizlerinin gerçekleştirildiği iskelet elemanları için hesaplanan güvenlik faktörleri, Hypermesh programında okunan güvenlik faktörleri ile Çizelge 7.1’de karşılaştırılmıştır.

MATLAB programında hazırlanan hesaplama aracı ve ara yüz sonuçları Von Mises gerilmeleri için yapılan varsayımlar neticesinde oldukça konservatif olmaktadır. Meydana gelen normal, kesme, burulma ve eğilme gerilmelerinin tümünün iskelet elemanı kesiti içerisinde aynı noktada meydana geldiği varsayımı yapılmıştı. Bu varsayım neticesinde, iskelet elemanları için kalınlık belirlenirken, oldukça konservatif kalınmaktadır. Yapılan varsayımlar nedeniyle, her koşulda Hypermesh’te gerçekleştirilen statik analizlerin sonucu olan gerilmelerden her zaman daha yüksek gerilme değerleri hesaplanmaktadır. Hypermesh programında okunan gerilme değerlerinden daha düşük bir gerilme değeri, aynı iskelet elemanları için hiçbir zaman okunamamaktadır. Çizelge 7.1’de görüldüğü üzere kimi iskelet elemanları için %10’dan az civarında gerilme farklılıkları mevcutken, kimi elemanlar için bu değer %30’lar mertebelerinde olabilmektedir. Bu durum, tüm gerilmelerin kesit içerisinde aynı noktada meydana geldiği varsayımı sebebiyle oluşmaktadır. Kimi yük koşullarına ve iskelet elemanlarına göre belirtilen varsayıma yakın sonuçlar elde edilebilirken kimi iskelet elemanları için sonuçlar uzak kalmaktadır. Yük koşulu sayısı ve farklılığı arttırıldığı takdirde hesaplanan gerilme değerlerin birbirine yaklaşması beklenmektedir.

Çizelge 7.1 : Sonlu elemanlar analizi & MATLAB kodlama sonuçlarının karşılaştırması.

Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları							
İskelet Eleman Nu.	Eleman Nu.	Yük Koşulu Nu.	Hasar Nu.*	Maks. 1D Beam Gerilme [MPa]	Kaynaklama Faktörü	F_{tu} [MPa]	RF
1	767	3	2	833,16	1,2	1378	1.38
2	1063	3	0	985,58	1,2	1378	1.17
3	650	3	0	823,07	1,2	1378	1.40
4	602	2	8	1099,64	1,2	1378	1.04
5	554	2	8	819,04	1,2	1378	1.40
6	505	2	5	993,80	1,2	1378	1.16
7	347	2	0	832,42	1,2	1378	1.38
8	145	2	0	980,49	1,2	1378	1.17
9	144	2	0	818,46	1,2	1378	1.40
10	64	2	9	948,29	1,2	1378	1.21
11	768	3	0	1055,27	1,2	1378	1.09
12	65	2	0	899,02	1,2	1378	1.28
Hesaplama Aracı ve Ara Yüz Sonuçları							
İskelet Eleman Nu.	Eleman Nu.	Yük Koşulu Nu.	Hasar Nu.*	Maks. 1D Beam Gerilme [MPa]	Kaynaklama Faktörü	F_{tu} [MPa]	RF
1	767	3	2	1051,59	1,2	1378	1,09
2	1063	3	0	1082,31	1,2	1378	1,06
3	650	3	0	1095,74	1,2	1378	1,05
4	602	2	8	1125,82	1,2	1378	1,02
5	554	2	8	1098,88	1,2	1378	1,05
6	505	2	5	1080,28	1,2	1378	1,06
7	347	2	0	1065,24	1,2	1378	1,08
8	145	2	0	1099,94	1,2	1378	1,04
9	144	2	0	1071,21	1,2	1378	1,07
10	64	2	9	1086,41	1,2	1378	1,06
11	768	3	0	1107,36	1,2	1378	1,04
12	65	2	0	1108,43	1,2	1378	1,04

*Hasar nu. ile ifade edilen sütun, güvenli arıza koşulu senaryolarında meydana geldiği düşünülen olası bir iskelet elemanı veya bağlantı kaybını temsil etmektedir. Bu bölümde, herhangi bir hasar oluşmamakta, güvenli arıza senaryoları kapsamında bir hasar oluşumu varsayımı yapılarak çözümlerler gerçekleştirilmektedir.

Çalışma kapsamında hazırlanan hesaplama aracı ve ara yüz sayesinde, iskelet elemanları için basit bir modelleme gerçekleştirilerek, öncül kalınlıklar kolaylıkla belirlenebilmektedir. Nihai tasarım ve nihai kalınlıkların belirlenmesi için iskelet elemanların bir boyutlu modellenmesinden, doğruluğu daha yüksek olan iki boyutlu CQUAD elemanlar ile sonlu elemanlar modellemelerinin yapılması daha doğru sonuçlara ulaşılmasında etkili olması beklenmektedir.



KAYNAKLAR

- [1] **Türk Havacılık ve Uzay Sanayii AŞ. (t.y.).** HÜRKUŞ – Yeni Nesil Temel Eğitim Uçağı. <https://www.tusas.com/urunler/ucak/ozgun-gelistirme/hurkus>
- [2] **U.S. Air Force. (t.y.).** T-6A Texan II. <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104548/t-6a-texan-ii/>
- [3] **Embraer Defense & Security. (t.y.).** A-29 Super Tucano. Embraer. Erişim: 26 Nisan 2025, <https://defense.embraer.com/air/a29-super-tucano/>
- [4] **Voodeteste.** (2015, Ekim 13). P.C. – Teoria de voo – Resumo 13. Voodeteste.
- [5] **European Union Aviation Safety Agency.** (2022). PT6A-67 Serisi Motorlar (Tip Sertifikası Veri Sayfası No: EASA.IM.E.008, Sürüm 6). Pratt & Whitney Canada Kuruluşu.
- [6] **European Union Aviation Safety Agency.** (2012). CS-23: Aircraft - Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Airplanes (Düzeltilme 3).
- [7] **Hartzell Propeller.** (2014). TBM 700A, B, C1, C2 ve N (TBM 850). <https://hartzellprop.com/products/top-prop/other/tbm-700a-b-c1-c2-n-tbm-850/>
- [8] **Olejnik, A., Kachel, S., Rogolski, R., Benaouali, A., & Lacki, T.** (2016). Design optimization of a very light aircraft engine mount with consideration of extremal flight loads.
- [9] **Thai Military and Asian Region.** (2015, November 8). Embraer EMB-314(A-29) Super Tucano (Brazil) [Fotoğraf]. WordPress.
- [10] **U.S. Federal Aviation Administration.** (2016). 14 CFR § 23.2230 - Limit and ultimate loads. Federal Register, 81 FR 96689. <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/23.2230>
- [11] **Niu, M. C. Y.** (2001). Airframe stress analysis and sizing (2. baskı). Adaso/Adastra Engineering Center.
- [12] **Montgomery, D. C., & Runger, G. C.** (2011). Applied statistics and probability for engineers (5. baskı). John Wiley & Sons, Inc.
- [13] **Yıldız, K.** (2018). Cable actuated tensegrity structures for deployable space booms with enhanced stiffness (Doktora tezi, The Pennsylvania State University). The Graduate School, College of Engineering.
- [14] **Balaban, H., & Penekli, U.** (2020). Sonlu elemanlar yöntemlerinin tasarım süreçlerine yararlı etkileri. Mühendis ve Makina, 47, 1-10. <https://www.mmo.org.tr/kasim-2020-sayi47/makale/makale-sonlu-elemanlar-yontemlerinin-tasarim-sureclerine-yararli-etkileri>

- [15] **Altair Engineering. (t.y.).** Connection stiffness. Altair Help. https://help.altair.com/inspire/en_us/topics/shared/glossary/gloss_connection_stiffness_c.htm
- [16] **Altair.** (2021). CBUSH Bulk Data Entry. OptiStruct Reference Guide. Erişim adresi: https://2021.help.altair.com/2021/hwsolvers/os/topics/solvers/os/cbush_bulk_r.htm
- [17] **Altair.** (2021). RBE3 Bulk Data Entry. OptiStruct Reference Guide. Erişim adresi: https://2021.help.altair.com/2021/hwsolvers/os/topics/solvers/os/rbe3_bulk_r.htm
- [18] **U.S. Department of Defense.** (1998). MIL-HDBK-5H: Materials and Processes for Aerospace Vehicles. Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office.
- [19] **U.S. Department of Defense.** (2020). MMPDS-23: Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS) Handbook. Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office.
- [20] **Civil Aviation Authority.** (2022). Type-certificate data sheet UK.TC.E.00035 for PT6A-67 series engines. Pratt & Whitney Canada.
- [21] **Machining Custom. (t.y.).** Aerospace Fasteners: Types and Applications. Erişim adresi: <https://www.machining-custom.com/blog/aerospace-fasteners>
- [22] **Aerospace Industries Association of America, Inc.** (2013). NAS6703-6720: National Aerospace Standard. Washington, D.C.: Aerospace Industries Association of America, Inc.
- [23] **Aerospace Industries Association of America, Inc.** (2025). NASM20470: National Aerospace Standard. Washington, D.C.: Aerospace Industries Association of America, Inc.
- [24] **Aerospace Industries Association of America, Inc.** (2000). NASM5674: National Aerospace Standard. Washington, D.C.: Aerospace Industries Association of America, Inc.
- [25] **HI-SHEAR Corporation.** (2017). HST10: LISI Aerospace. USA: HI-SHEAR Corporation. CAGE No. 73197.
- [26] **Aerospace Industries Association of America.** (1999). NASM8907: Bolt, Alloy Steel, Shear and Tensile (156 KSI FSU and 260 KSI FTU, 450 Degree F) External Wrenching, Flanged Head. Washington, D.C.: Aerospace Industries Association of America.
- [27] **McCombs, W. F.** (2004). E.F. Bruhn'un "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures" adlı kitabına ek.
- [28] **Beer, F. P., Johnston, E. R., DeWolf, J. T., & Mazurek, D. F.** (2015). Mechanics of Materials (7th ed.). New York, NY: McGraw-Hill Education.

- [29] **ABD Hava Kuvvetleri Uçuş Dinamiği Laboratuvarı.** (1986). Stress Analysis Manual: Beam Torsion. Erişim adresi: <https://engineeringlibrary.org/reference/beam-torsion-air-force-stress-manual>
- [30] **Keerthana, R., & Sathiya Bama, P.** (2019). Shear stress distribution in beams. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET), 6(4), 163. e-ISSN: 2395-0056. Erişim adresi: <http://www.irjet.net>
- [31] **Altair Engineering. (t.y.).** Connection stiffness. Altair Help. https://help.altair.com/inspire/en_us/topics/shared/glossary/gloss_connection_stiffness_c.htm
- [32] **Shigley, J. E., & Mischke, C. R.** (1990). Fastener Design Manual (NASA Reference Publication 1228). National Aeronautics and Space Administration (NASA).





ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Alper ASLAN

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2021, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2021 yılından beri Türk Havacılık ve Uzay Sanayii’de yapısal analiz mühendisi olarak görev almaktayım