

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

BİR SAVAŞ UÇAĞININ BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Gözde AYDIN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

OCAK 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

BİR SAVAŞ UÇAĞININ BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Gözde AYDIN
(511191200)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

OCAK 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511191200 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Gözde AYDIN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BİR SAVAŞ UÇAĞININ BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL**

Istanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Aytaç ARIKOĞLU**

Istanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ

Milli Savunma Üniversitesi

Teslim Tarihi : 30 Aralık 2022
Savunma Tarihi : 23 Ocak 2023



ÖNSÖZ

Çalışma sürecinde her türlü yol gösterici olan, olumlu tavrıyla beni cesaretlendiren, bilgi birikimiyle çalışmama farklı açılardan bakmamı sağlayan, beraber çalışmaktan ve her zaman öğrencisi olmaktan gurur duyduğum değerli danışman hocam Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL'a sonsuz teşekkür ederim.

Son olarak, tüm hayatım boyunca benim yanımda olan, aldığım kararları her zaman destekleyen, sadece bu çalışma sürecinde değil tüm hayatım boyunca beni cesaretlendiren ve moral veren aileme sonsuz şükranlarımı sunar ve teşekkür ederim.

Ocak 2023

Gözde AYDIN
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
SEMBOLLER	xi
TABLO LİSTESİ	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	1
2. İNiŞ TAKIMI ANATOMİSİ	5
2.1 İniş Takımı Konfigürasyonları	6
2.1.1 Burun iniş takımı	7
2.1.2 Ana iniş takımı.....	7
2.2 Sabit ve Katlanabilir İniş Takımları	8
2.3 İniş Takımı Komponentleri	9
2.3.1 Amortisör	9
2.3.2 Lastikler	10
2.3.3 Tekerler.....	11
2.3.4 Fren	11
3. İNiŞ TAKIMI TASARIMI.....	13
3.1 Tasarım Kriterleri	14
3.2 İniş Takımının Boyutlandırılması	14
3.2.1 İniş takımı yüksekliği.....	14
3.2.2 Teker mesafesi	15
3.2.3 Teker izi	15
3.2.4 İniş takımı düzeni.....	16
3.2.5 Teker ve lastikler	18
3.2.6 Frenler.....	21
3.2.7 Amortisör ve strok hesabı	21
3.2.8 Amortisör boyutlandırması	24
3.3 Amortisörün Matematiksel Modellemesi	27
4. YÜKLEME KOŞULLARI	29
4.1 Regülasyonlar	29
4.2 Yükleme Koşulları	29
5. İNiŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ	39
5.1 Geometri	40
5.2 Malzeme Bilgisi	41
5.2.1 Alüminyum alaşım 7075 T6	42
5.2.2 Titanyum alaşımı Ti-6Al-6V-2Sn.....	43
5.2.3 Titanyum alaşımı 10V-2Fe-3Al.....	43

5.2.4 Titanyum alaşımı Ti-6Al-4V	43
5.2.5 PH13-8 Mo paslanmaz elik	44
5.2.6 AISI 1035	44
5.2.7 300M elik	44
5.2.8 AISI 4340 elik alaşımı	45
5.3 Ağ Yapısı	45
5.4 Bağlantılar	52
5.5 Sınır Koşulları.....	56
5.6 Analiz Sonuçları	59
5.6.1 Ana dikme	63
5.6.2 İniş takımı atalı.....	67
5.6.3 Tork bağlantıları.....	70
5.6.4 Yan destek kolları	74
5.6.5 Amortisör silindiri.....	78
5.6.6 Aks	79
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	81
KAYNAKLAR.....	83

KISALTMALAR

AR	: Açıklık Oranı
CAR	: Civil Aviation Regulations
CG	: Ağırlık Merkezi
CS	: Certification Specification
DEF-STAN	: Defence Standarts
FAR	: Federal Aviation Regulations
KE	: Kinetik Enerji
LR	: Lastik Kaldırma Oranı
MAC	: Ortalama Veter Uzunluğu
M. S.	: Emniyet Payı
PE	: Potansiyel Enerji
US MIL	: United States Military

SEMBOLLER

H	: Yükseklik
L	: Ön CG ile burun iniş takımı arasındaki mesafe
N	: Arka CG ile burun iniş takımı arasındaki mesafe
M	: Arka CG ile ana iniş takımı arasındaki mesafe
J	: CG' nin yer ile arasındaki mesafe
F	: Teker mesafesi
T	: Teker izi uzunluğu
D₀	: Lastik Çapı
R_L	: Yükleme Yarıçapı
S_e	: Lastik Ayak İzi Alanı
P	: Basınç
W	: Uçağın Ağırlığı
V_{SO}	: İniş fazında Durma Hızı
η_s	: Amortisör verimliliği
η_t	: Lastik verimliliği
$\frac{L}{W}$: Kaldırma katsayısı (0 ve 1 arasındadır.)
S_{max}	: Maksimum strok
m₁	: İniş takımı üzerine düşen uçak kütlesi
m₂	: Amortisörün altında kalan teker, lastik gibi bileşenlerin kütlesi
F_t	: Zemin ile teker arasındaki teker lastiği kuvveti
F_A	: Şok emici ile uçak arasındaki dinamik kuvvet
F_L	: Uçağa etki eden kaldırma kuvveti
x₁	: Uçağın yer değişimi
x₂	: Tekerin çökmesi
b	: Şok emicinin sönümlenme katsayısı
k₁	: Şok emicinin yay sabiti
k₂	: Teker yay sabiti



TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 2.1: Sabit ve katlanabilir iniş takımı karşılaştırması.....	8
Tablo 3.1: İniş takımı düzeni parametresi.....	17
Tablo 3.2: Lastik özellikleri.....	19
Tablo 3.3: Teker parametreleri.....	19
Tablo 3.4: Sıkıştırma oranları.....	25
Tablo 3.5: Farklı strok durumları için yük değerleri.....	25
Tablo 3.6: Yükleme durumuna göre strok değerleri.....	25
Tablo 4.1: Burun iniş takımı enerji emilimi.....	34
Tablo 4.2: İniş takımı yükleri.....	35
Tablo 4.3: Hesaplanan yükler.....	37
Tablo 5.1: Malzeme bilgisi.....	42
Tablo 5.2: Al 7075-T6 mekanik özellikleri.....	42
Tablo 5.3: Ti-6Al-6V-2Sn mekanik özellikleri.....	43
Tablo 5.4: Ti 10V-2Fe-3Al mekanik özellikleri.....	43
Tablo 5.5: Ti-6Al-4V mekanik özellikleri.....	44
Tablo 5.6: PH13-8 Mo Mekanik özellikleri.....	44
Tablo 5.7: AISI 1035 mekanik özellikleri.....	44
Tablo 5.8: 300M mekanik özellikleri.....	45
Tablo 5.9: AISI 4340 mekanik özellikleri.....	45
Tablo 5.10: Ana dikme ağ özellikleri.....	48
Tablo 5.11: Tork bağlantıları ağ özellikleri.....	48
Tablo 5.12: Amortisör pistonu ağ özellikleri.....	49
Tablo 5.13: İniş takımı çatalı ağ özellikleri.....	50
Tablo 5.14: Dikme bağlantı parçaları ağ özellikleri.....	50
Tablo 5.15: Yan destek kolları ağ özellikleri.....	51
Tablo 5.16: Aks ağ özellikleri.....	51
Tablo 5.17: Kritik yük koşulları.....	59
Tablo 5.18: Kritik koşullar için analiz sonuçları.....	62
Tablo 5.19: Ana dikme için analiz sonuçları karşılaştırması.....	66
Tablo 5.20: İniş takımı çatalı için analiz sonuçları karşılaştırması.....	69
Tablo 5.21: Tork bağlantıları için analiz sonuçları karşılaştırması.....	73
Tablo 5.22: Yan destek kolları için analiz sonuçları karşılaştırması.....	77
Tablo 5.23: Amortisör silindiri için analiz sonuçları.....	79
Tablo 5.24: Aks için analiz sonuçları.....	79



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: Teker düzenine göre iniş takımları.....	6
Şekil 2.2: İniş takımı konfigürasyonları.	7
Şekil 2.3: (A) Sabit iniş takımı ve (B), (C), (D) katlanabilir iniş takımı.....	9
Şekil 2.4: Amortisörlü iniş takımı.	10
Şekil 2.5: Lastik boyutları.....	11
Şekil 3.1 İniş takımı tasarımı akış şeması.....	13
Şekil 3.2: İniş takımı yüksekliği.....	15
Şekil 3.3: Teker mesafesi.....	15
Şekil 3.4: Teker izi.....	16
Şekil 3.5: İniş takımı düzeni.	17
Şekil 3.6: Teker geometrisi.....	18
Şekil 3.7: Uçak lastik verisi-1.....	19
Şekil 3.8: Uçak lastik verisi-2.....	19
Şekil 3.9: Lastik ayak izi	20
Şekil 3.10: İnişin üç fazı.	22
Şekil 3.11: Amortisör mekanizması.	22
Şekil 3.12: Amortisör tiplerine göre verimlilik.	24
Şekil 3.13: Farklı durumlarda şok emicinin konumu.	26
Şekil 3.14: Oleo-pnömatik sistem modellemesi.	27
Şekil 3.15: Mekanik sistemin iki pozisyonu.....	28
Şekil 4.1: Uçak tipine göre ağırlık grafiği.	30
Şekil 4.2: Ağırlık hesabı için katsayılar.....	31
Şekil 4.3: Burun iniş takımı ana stres durumu (üç nokta iniş durumu).	33
Şekil 4.4: İniş takımı düzeninin ölçüleri.....	34
Şekil 5.1: Modelleme akış şeması.	39
Şekil 5.2: Burun iniş takımı geometrisi.	40
Şekil 5.3: Analiz geometrisi.	41
Şekil 5.4: Çarpıklık spektrumu.....	46
Şekil 5.5: Ağ kalitesi spektrumu.....	46
Şekil 5.6: Çarpıklık.....	46
Şekil 5.7: Ağ yapısı.	47
Şekil 5.8: Ana dikme ağ yapısı.	47
Şekil 5.9: Tork bağlantıları ağ yapısı.....	48
Şekil 5.10: Amortisör silindiri ağ yapısı.....	49
Şekil 5.11: İniş takımı çatalı ağ yapısı.....	49
Şekil 5.12: Dikme bağlantı parçaları ağ yapısı.....	50
Şekil 5.13: Yan destek kolları ağ yapısı.	51

Şekil 5.14: Aks ağ yapısı.	51
Şekil 5.15: Ana dikme bağlantısı.	52
Şekil 5.16: Piston ve iniş takımı çatalı bağlantısı	53
Şekil 5.17: Yan destek kolları bağlantısı.	53
Şekil 5.18: Ana dikme ile yan destek bağlantısı.	54
Şekil 5.19: Tork bağlantıları.	54
Şekil 5.20: İniş takımı çatalı ve aks bağlantısı.....	55
Şekil 5.21: Ana dikme ile piston bağlantısı.	55
Şekil 5.22: Ana dikme ile piston bağlantısı -2.....	56
Şekil 5.23: Sınır koşulu-1.	57
Şekil 5.24: Sınır koşulu-2.	57
Şekil 5.25: Sınır koşulu-3.	58
Şekil 5.26: Yükün uygulanması.....	58
Şekil 5.27: Durum 1- Von-Mises gerilmesi.....	59
Şekil 5.28: Durum 1- deformasyon.....	60
Şekil 5.29: Durum 2- Von-Mises gerilmesi.....	60
Şekil 5.30: Durum 2- deformasyon.....	61
Şekil 5.31: Durum 3- Von-Mises gerilmesi.....	61
Şekil 5.32: Durum 3- deformasyon.....	62
Şekil 5.33: AISI 4340 için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.	63
Şekil 5.34: AISI 4340 için ana dikmenin deformasyon sonucu.	63
Şekil 5.35: PH13-8Mo için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.	64
Şekil 5.36: AISI 4340 için ana dikmenin deformasyon sonucu.	64
Şekil 5.37: Ti-10V-2Fe-3Al için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.....	64
Şekil 5.38: Ti-10V-2Fe-3Al için ana dikmenin deformasyon sonucu.....	65
Şekil 5.39: Ti-6Al-6V-2Sn için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.	65
Şekil 5.40: Ti-6Al-6V-2Sn için ana dikmenin deformasyon sonucu.....	65
Şekil 5.41: Ana dikme için malzemeye göre ağırlık grafiği.	66
Şekil 5.42: Ana dikme için malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği. 66	
Şekil 5.43: AISI 4340 için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu.	67
Şekil 5.44: AISI 4340 için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.	67
Şekil 5.45: PH13-8Mo için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu.	68
Şekil 5.46: PH13-8Mo için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.	68
Şekil 5.47: Ti-10V-2Fe-3Al için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu... 68	
Şekil 5.48: Ti-10V-2Fe-3Al için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.....	69
Şekil 5.49: İniş takımı çatalı için malzemeye göre ağırlık grafiği.	69
Şekil 5.50: İniş takımı çatalı için malzemeye göre deformasyon değişimi grafiği.... 70	
Şekil 5.51: İniş takımı çatalı için malzemeye göre emniyet payı değişimi grafiği.... 70	
Şekil 5.52: Al 7075 T6 için Tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.	71
Şekil 5.53: Al 7075 T6 için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.....	71
Şekil 5.54: Ti 6Al-4V için tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.	71
Şekil 5.55: Ti 6Al-4V için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.	72
Şekil 5.56: AISI 1035 için tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.	72
Şekil 5.57: AISI 1035 için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.	72
Şekil 5.58: Tork bağlantıları için malzemeye göre ağırlık grafiği.....	73
Şekil 5.59: Malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği.	73
Şekil 5.60: Al 7075 T6 için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.....	74

Şekil 5.61: Al 7075 T6 için yan destek kollarının deformasyon sonucu.....	74
Şekil 5.62: Ti 6Al-4V için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.	75
Şekil 5.63: Ti 6Al-4V için yan destek kollarının deformasyon sonucu.	75
Şekil 5.64: AISI 1035 için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.	76
Şekil 5.65: AISI 1035 için yan destek kollarının deformasyon sonucu.	76
Şekil 5.66: Tork bağlantıları için malzemeye göre ağırlık grafiği.....	77
Şekil 5.67: Tork bağlantıları için malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği.	77
Şekil 5.68: 300M için amortisör silindirinde Von-Mises gerilme sonucu.	78
Şekil 5.69: 300M için amortisör silindirinde deformasyon sonucu.....	78
Şekil 5.70: AISI 4340 için aksta Von-Mises gerilme sonucu.....	79
Şekil 5.71: AISI 4340 için aksta deformasyon sonucu.....	79





BİR SAVAŞ UÇAĞININ BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ

ÖZET

Hiç şüphesiz uçak tasarımında uçağın her bir komponent ayrı bir mühendislik süreci ve ciddi bir zaman gerektirmektedir. Uçaklarda iniş takımı önemli bir ana mekanik sistemdir. Bu tez çalışmasında da bir savaş uçağının burun iniş takımı tasarımı gerçekleştirilerek yapısal analizi yapılmıştır.

Tez çalışması süresince, birçok kaynak incelenmiştir ve uzun bir literatür araştırma süreci gerçekleştirilmiştir. Havacılık endüstrisinde yüksek dayanımlı ve hafif bir yapı tasarlamak en kritik parametrelerdendir. İniş takımları uçakların toplam ağırlığının yaklaşık %6' sını oluşturur. Yani uçak ağırlığının büyük bir kısmını oluşturur. Dayanım/ağırlık oranı yüksek iniş takımı tasarlamak en önemli tasarım gerekliliğidir. İniş takımları, iniş ve kalkış sırasında uçağa gelen dinamik ve statik yüklere maruz kalır. Bu nedenle iniş takımı sisteminin bu yüklemelere karşı dayanımlı bir yapıya sahip olması gerekir. Yüklere dayanamadığı takdirde iniş takımı ve uçakta ciddi yapısal hasarlar meydana gelebilir.

Havacılık tarihinden bu yana birçok farklı çeşitte iniş takımları tasarlanmıştır. İlk başta tasarımlarda sabit iniş takımları kullanılırken zaman içerisinde bu tip iniş takımlarının aerodinamik açıdan dezavantajlı olduğu görülmüştür. Uçaklarda daha yüksek hız ve daha uzun havada kalma süresi gibi isterleri karşılayabilmek için katlanabilir iniş takımları tasarlanmıştır. Daha kompleks bir yapı olmasına karşın uçaklarda performans isterleri de göz önüne alındığında katlanabilir iniş takımlarının kullanımı zamanla yaygınlaşmıştır.

İniş takımı tipine karar verildikten sonra ana ve burun iniş takımının konumuna karar verilirken, ağırlık merkezinin konumu göz önüne alınarak uçağın yerde hareketi, devrilmemesi, yan rüzgar etkisini azaltması, iniş ve kalkış sırasında manevra kabiliyetine izin vermesi sağlanmalıdır.

Öncelikle, iniş takımı analizi için bir tasarım hazırlanmıştır. Bu tasarım için bilinmesi gereken belli parametreler vardır. Bu parametreler uçağın ağırlık merkezi, yerden yüksekliği, ortalama veter uzunluğu, iniş takımları arasındaki mesafe gibi sıralanabilir. Literatürdeki savaş uçaklarının bir çoğu incelenerek bu parametreler ile ilgili veriler toplanmıştır. Ortalama bir değer seçilerek kavramsal tasarım için gerekli bilgiler elde edilmiştir. Böylelikle iniş takımının uçağın ağırlık merkezine göre yerleşimi yapılmıştır.

Daha sonra, uçak yerleşimine göre iniş takımlarına gelen yüklemeler hesaplanmıştır. Yük hesaplamalarında literatürdeki kitaplardan faydalanılmıştır. Yüklere göre lastik boyutu, amortisör stroğu ve dikme çapı belirlenmiştir. Parça çizimleri ve montajda Siemens NX programı kullanılmıştır.

Ayrıntılı boyutlandırma ve çizim yapıldıktan sonra kritik yük koşullarını belirleyebilmek için farklı iniş koşullarında iniş takımına gelen üç eksendeki kuvvetler

hesaplanmıştır. Farklı kuvvet ve doğrultularda en kritik üç koşul seçilerek analizler bu iniş koşullarında gerçekleştirilmiştir.

Sonlu elemalar yöntemi ile burun iniş takımı ANSYS Workbench programı kullanılarak analiz edilmiştir. Yapısal analizi gerçekleştirilen iniş takımında malzeme değişikliği yapılarak yapıların Von-Mises gerilme ve deformasyon değerleri elde edilmiştir. Yapıların maruz kaldığı yüklemeler yüksek olduğu için komponentlerde yüksek gerilmeler görülmüştür. Bu nedenle, iniş takımlarında malzeme seçilirken yüksek dayanım ve uzun ömre sahip olması önemlidir.

Son olarak, yapılan analiz sonuçlarına göre parçaların ağırlıkları, deformasyon miktarları ve dayanımları karşılaştırılmıştır. Bu sonuçlar doğrultusunda tasarım kriterleri de göz önüne alınarak malzeme seçimi yapılabilir veya tasarımda değişiklik kararı alınabilir. Bu şekilde yapılan analizler serisi ile optimum bir burun iniş takımı tasarımına ulaşmak mümkündür.



STRUCTURAL ANALYSIS OF THE NOSE LANDING GEAR OF A FIGHTER AIRCRAFT

SUMMARY

There is no doubt that in aircraft design, each component of the aircraft requires a separate engineering process and serious time. The landing gear is an important main mechanical system in airplanes. The landing gear is one of the most complex and critical systems in aircraft. One of the most basic tasks of the landing gear is to absorb the reaction forces from the aircraft during landing and take-off. Any damage to the landing gear while performing this function may result in a serious accident. In this thesis, the nose landing gear design of a fighter aircraft was carried out and its structural analysis was carried out.

During the thesis study, many sources were examined and a long literature search process was carried out. Designing a high-strength and lightweight structure is one of the most critical parameters in the aviation industry. Landing gear makes up about 6% of the total weight of the aircraft. That is, it accounts for a large part of the aircraft weight. Designing landing gear with a high strength-to-weight ratio is the most important design requirement. The landing gear is exposed to dynamic and static loads on the aircraft during landing and takeoff. Therefore, the landing gear system must have a structure that can withstand these loads. Serious structural damage may occur to the aircraft if it cannot withstand the loads.

The design process progresses depending on the purpose for which the aircraft will be used. In this process, high life, maximum performance, low volume, minimum weight and low cost are targeted. The most important criteria when designing are high performance and low weight. With the optimization of the weight, the performance of the aircraft also increases. Landing gear is also one of the mechanical systems of the aircraft and has a great effect on weight. Lightening the weight is possible with design and material changes. Structural optimization was the most widely used method for this. For this purpose, first of all, the types and properties of landing gear used in different types of aircraft in the historical process will be examined.

Many different types of landing gear have been designed since the history of aviation. At first, fixed landing gears were used in the designs, but over time it was seen that this type of landing gear was disadvantageous in terms of aerodynamics. Retractable landing gear has been designed to meet the requirements of aircraft such as higher speed and longer airtime. Although it is a more complex structure, the use of retractable landing gear has become widespread over time, considering the performance requirements in aircraft.

After deciding on the type of landing gear, the position of the center of gravity should be taken into account while deciding the position of the main and nose landing gear, and it should be ensured that the aircraft moves on the ground, does not roll over, reduces the crosswind effect, and allows maneuverability during landing and take-off. The reason for using the tricycle type configuration, which is one of the commonly

used landing gear configurations, is that it is more stable and provides high performance. In addition, a foldable landing gear is preferred because it provides less friction and high flight performance. In addition, the landing gear is a system that carries the weight of the aircraft. The weight of the aircraft and the position range of the center of gravity constitute the main parameters in the design of the landing gear.

In this study, a nose landing gear was designed and then analyzed. The nose landing gear is the landing gear at the front of the aircraft aligned with the fuselage center in the bicycle-type landing gear configuration. It includes hydraulic or pneumatic shock absorbers as shock absorbers against the loads it will be exposed to during descent. The nose landing gear supports the main landing gear and is positioned to be much more distant from the aircraft's center of gravity than the main landing gear. The main landing gear carries the main loads, the nose landing gear supporting it carries loads in the range of 10 to 15% of the total weight of the aircraft.

First, a design was prepared for the landing gear analysis. There are certain parameters that need to be known for this design. These parameters can be listed as the aircraft's center of gravity, ground clearance, mean aerodynamic chord length, distance between the landing gear. Most of the fighter aircraft in the literature were examined and data on these parameters were collected. By choosing an average value, the necessary information for the conceptual design was obtained. Thus, the landing gear was placed according to the center of gravity of the aircraft.

Then, the loads on the landing gear were calculated according to the aircraft layout. In the load calculations, the books in the literature were used. During normal landing, high vertical loads occur at ground contact. However, when landing on a fixed wheel and a dry runway, a high drag force just mentioned is also created. In any landing condition there is some drag force, plus some side load if the airplane rolls or is exposed to a crosswind. The combinations of side load and friction load are many. During the descent, the friction force is at its maximum at the start. Lateral force increases as speed decreases and tire adhesion increases. The most significant effect on the nose landing gear is the variation in loads when braking during taxiing. Different combinations of forces in these three directions occur for different landing conditions. These combinations are calculated for different landing situations. Tire size, shock absorber stroke and strut diameter were determined according to the loads. Siemens NX program was used for part drawings and assembly.

After detailed dimensioning and drawing, the forces in the three axes of the landing gear were calculated under different landing conditions in order to determine the critical load conditions. The three most critical conditions at different strengths and directions were selected and the analyzes were carried out under these landing conditions. As a result of the analysis, the maximum stress values on the basis of the part were examined and the analysis was repeated by making material changes considering the yield strength of the materials.

The nose landing gear was analyzed with the finite element method using the ANSYS Workbench program. While the model is being built, first the geometry, whose design parameters are calculated, is created. The elasticity modulus, density, poisson ratio information of the materials are entered into the model. Next, the connections between the parts are defined. The mesh structure has been created. Afterwards, the analysis is solved by applying force and defining boundary conditions. Von-Mises stress and deformation values of the structures were obtained by changing the material of the landing gear whose structural analysis was performed. As the loads to which the

structures are exposed are high, high stresses were observed in the components. For this reason, it is important to have high strength and long life when choosing materials for landing gear.

Finally, according to the results of the analysis, the weights, deformation amounts and strengths of the parts were compared. In line with these results, material selection can be made or a decision to change the design can be made by considering the design criteria. It is possible to reach an optimum nose landing gear design with the series of analyzes made in this way.





1. GİRİŞ

Uçaklarda iniş takımı önemli bir ana mekanik sistemdir. İniş takımları, iniş ve kalkış sırasında uçağa gelen dinamik ve statik yüklere maruz kalır. Bu nedenle iniş takımı sisteminin bu yüklemelere karşı dayanımlı bir yapıya sahip olması gerekir. Yüklere dayanamadığı takdirde iniş takımı ve uçakta ciddi yapısal hasarlar meydana gelebilir. Bu yüzden, iniş takımı tasarımı önemli bir mühendislik süreci gerektirmektedir.

Uçağın kullanılacağı amaca bağlı olarak tasarım süreci ilerler. Bu süreçte yüksek ömür, maksimum performans, düşük hacim, minimum ağırlık ve az maliyet hedeflenir. Tasarım yapılırken en önemli kriterler yüksek performans, düşük ağırlıktır. Ağırlık optimizasyonu ile uçağın performansı da artar. İniş takımları da uçağın mekanik sistemlerindedir ve ağırlığa büyük etkisi vardır. Ağırlığı hafifletmek tasarım ve malzeme değişikliği ile mümkün olmaktadır. Bunun için de en yaygın kullanılan yöntem yapısal optimizasyondur. Bu çalışmada tasarımı yapılmış bir burun iniş takımının optimum ağırlıkta olabilmesi için yapısal analiz yapılarak tasarım güncellemesi yapılması hedeflenmektedir. Bu amaç doğrultusunda öncelikle tarihsel süreçte farklı tip uçaklarda kullanılan iniş takımları tipleri ve özellikleri incelenecektir. İniş takımı tasarım süreçleri ve boyutlandırılmasından bahsedilecektir. Sonrasında seçilen uçak tipi için burun iniş takımının çizimi gerçekleştirilerek ANSYS paket programı ile yapısal analizler yapılacak, iniş takımı komponentlerinin ve bağlantı elemanlarının dayanımları hesaplanacaktır. Sonuçlardan yola çıkarak tasarımda veya malzemede değişiklik yapılarak analizler tekrarlanacaktır.

1.1 Literatür Araştırması

Bu tezde bir savaş uçağı burun iniş takımının yapısal analizinin yapılması hedeflenmektedir. Bu doğrultuda literatürde iniş takımları ile ilgili yapılan çalışmalar ve kaynaklar incelenmiştir. Literatürde iniş takımları tasarımı ve yük hesaplamaları için H. G. Conway'ın 'Landing Gear Design'[1] kitabı, Norman S. Currey'in 'Aircraft Landing Desing: Principles and Practices'[2] kitabı ve Snorri Gudmundsson'ın 'General Aviatin Aircraft Design: Applied Methods and Procedures'[3] kitabı

kullanılmıştır. Bu tezde de bu kitaplardan faydalanarak hesaplamalar yapılmıştır. Ayrıca farklı uçak tiplerinin geometrik ve performans parametrelerini içeren Mohammad H. Sadraey'in 'Aircraft Design A Systems Engineering Approach'[4] kitabından yararlanarak iniş takımı boyutlandırması yapılmıştır. Benzer uçak tiplerinin boyutları referans alınarak bazı parametreler belirlenmiştir [5]. Tasarım için ayrıca D. P. Raymer'in 'Aircraft Design: A Conceptual Approach'[6] kitabından faydalanılmıştır.

İniş takımı için yapılacak olan analizlerin method ve çalışması için önceden yapılan çalışmalar incelenmiştir. Imran M., Ahmed R. M. S. ve Haneef M. tarafından yapılan bir çalışmada yükler altında iniş takımı yapısının güvenliği ANSYS programı yardımı ile yapısal analizi ile kontrol edilmiştir [7]. Caputo F. ve diğerlerinin yaptıkları bir çalışmada tek boyutlu ve üç boyutlu olarak modellenen iniş takımının sonlu elemanlar metodu ile analiz sonuçları karşılaştırılmış ve sonuçların yakın çıktığı görülmüştür [8]. Başka bir çalışmada sonlu elemanlar yöntemi analizi ile malzemeler kıyaslanmıştır. İniş takımı malzemesi 6A1-4V titanyum alaşımı, SAE 1035 çeliği ve 7075-T6 alüminyum alaşımı ile analizler yapılarak sonuçlar kıyaslanmış ve en az deformasyon SAE 1035 çeliği ile yapılan analiz sonucundan alınmıştır [9-11]. Nguyen T. D.'nin yaptığı çalışmada yapısal analiz ile test ve üretim öncesinde iniş takımlarına statik ve dinamik analizler yapılarak tasarımın güvenli olup olmadığı anlaşılabilir ve tasarımda değişiklik yapılmasına imkan verdiği belirtilir [12]. Arrawind R., Saravanan M., Rijuvan R. M. ve Vadivel D. tarafından bir helikopterin kızak tipi iniş takımının yapısal analizi yapılmıştır. Kompozit malzeme ile yapılan çalışmada analiz sonuçları incelenerek iteratif tasarım optimizasyonu ile ağırlıkta %30 azalma sağlanmıştır [13]. Udayakumar R. ve Ibrahim M.'nin yaptığı oleo dikme analizinde titanyum alaşımı kullanmış ve hem korozyon hem de yüksek dayanıma sahip olduğunu kanıtlamışlardır [14]. Raju M. M. ve Patan S.' de yaptıkları bir çalışmada burun iniş takımının malzeme farklılığına göre statik ve modal analiz yaparak deformasyon, gerilme, yorulma ve titreşim değerlerini kıyaslamışlardır [15]. Farklı uçak tiplerinde iniş takımlarının farklı komponentlerinin gerilme, yorulma, burkulma gibi durumlarını inceleyen çalışmalara dayanarak analiz modellemesi ve izlenecek method belirlenmiştir [16-21]. Bu çalışmalardan yola çıkarak tez çalışması ve analiz modellemesi şekillenmiştir. Ayrıca modelde yapılan değişikliklerin etkisini

anlayabilmek ve sonuçların doğru yorumlanabilmesi adına literatürdeki sonlu elemanlar yöntemi ile ilgili kitaplar incelenmiştir [22-24].





2. İNİŞ TAKIMI ANATOMİSİ

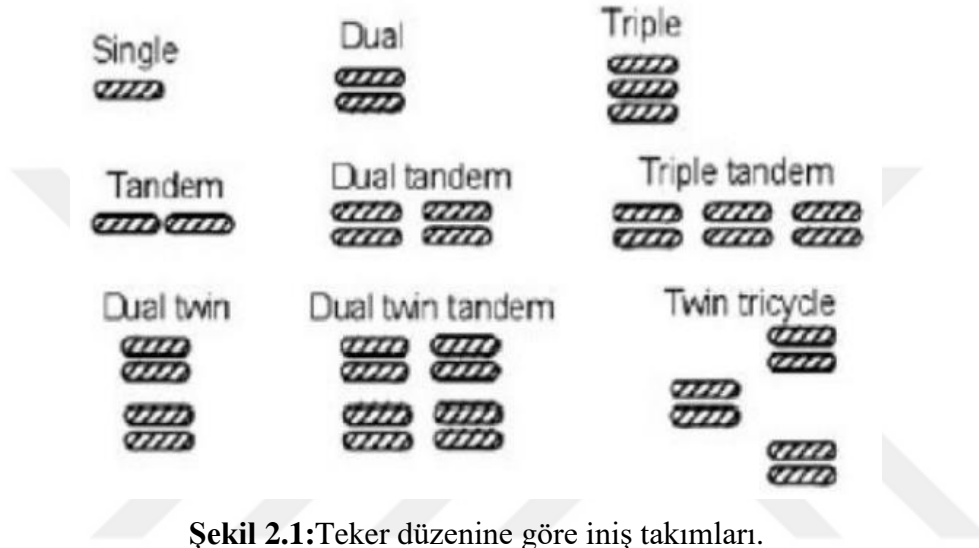
İniş takımı, uçaklarda en karmaşık ve kritik olan sistemlerdendir. İniş takımının en temel görevlerinden biri iniş ve kalkış sırasında uçağa gelen tepki kuvvetlerini sönümlemesidir. Bu işlevi gerçekleştirirken iniş takımında olabilecek herhangi bir hasar ciddi bir kaza kırım ile sonuçlanabilir.

Havacılık tarihinden bu yana birçok farklı çeşitte iniş takımları tasarlanmıştır. İlk başta tasarımlarda sabit iniş takımları kullanılırken zaman içerisinde bu tip iniş takımlarının aerodinamik açıdan dezavantajlı olduğu görülmüştür. Uçaklarda istenen daha yüksek hız ve daha uzun süre havada kalma isteklerini karşılayabilmek için katlanabilir iniş takımları tasarlanmıştır. Daha kompleks bir yapı olmasına karşın uçaklarda performans istekleri de göz önüne alındığında katlanabilir iniş takımlarının kullanımı zamanla yaygınlaşmıştır.

İniş takımlarında yapılan bu değişimin avantajı olduğu kadar dezavantajı da vardır. Aerodinamik açıdan katlanabilir iniş takımı sabit iniş takımına göre daha az sürtünme kuvveti oluşturacağından dolayı daha verimlidir. Ancak katlanabilir iniş takımları daha karmaşık bir yapıya sahiptir ve ağırlık olarak daha fazladır. Uçaklarda ağırlık en önemli unsurlardan biridir. Ağırlığı azaltılarak daha fazla yakıt eklenebilir böylece havada kalma süresi arttırılabilir veya ağırlık azaltıldığında uçağa daha fazla faydalı yük eklenebilir. Bu nedenle uçağın ağırlığı her zaman azaltmak istenir. İniş takımları uçakların toplam ağırlığının yaklaşık %6' sını oluşturur. Yani uçak ağırlığının büyük bir kısmını oluşturur. Dayanım/ağırlık oranı yüksek iniş takımı tasarlamak en önemli tasarım gerekliliğidir. Bunu sağlamak için iniş takımı özelliklerini iyi bilmek ve buna göre iniş takımı tasarımı gerçekleştirmek takımının dayanımı değişir. Bu bölümde iniş takımı gerekir. İniş takımı konfigürasyonlarına göre iniş takımına gelen yüklemeler ve buna bağlı olarak iniş konfigürasyonları, tipleri ve iniş takımının komponentleri açıklanacaktır.

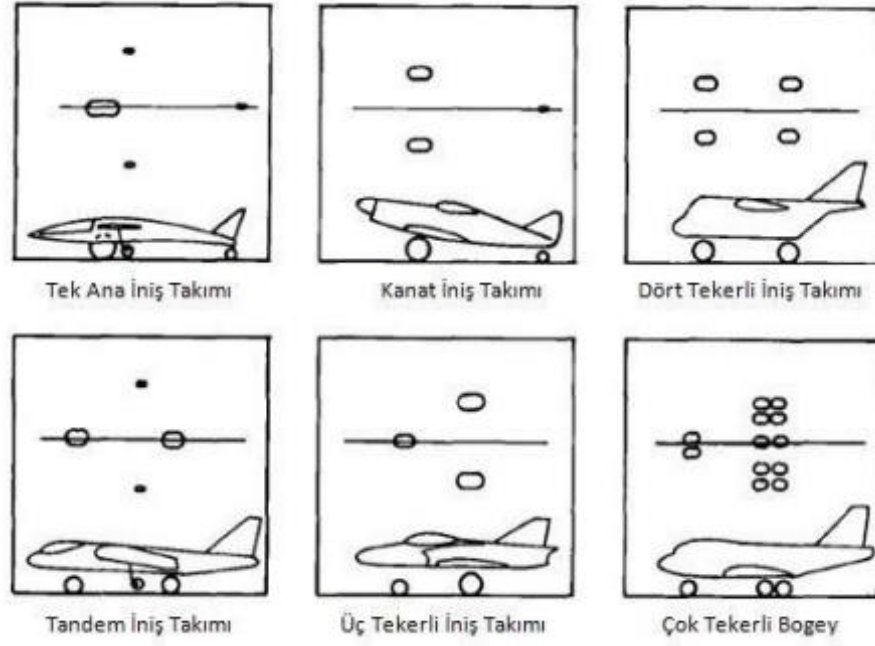
2.1 İniş Takımı Konfigürasyonları

İniş takımı konfigürasyonlarının bir çok çeşidi vardır. Sınıflandırılırken tekerlek sayısı ve uçaktaki düzeni dikkate alınır. Teker sayısına karar verirken uçağın ağırlığı önemli bir parametredir. Ağırlığı fazla olan uçaklarda lastik ve tekerlere gelen kuvveti azaltmak için birden fazla teker kullanılır. Genellikle yolcu uçakları ve kargo uçaklarında birden fazla teker bulunan iniş takımları tercih edilir. Teker düzenine göre sınıflandırma Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1: Teker düzenine göre iniş takımları.

Bununla birlikte uçakta iniş takımlarının konumuna göre de iniş takımları sınıflandırılmaktadır. İniş takımları, uçağın ağırlık merkezinin konumuna bağlı olarak uçak manevra, iniş, kalkış veya taksi durumunda tüm eksenlerde devrilmeyecek şekilde konumlandırılmalıdır. Bu iniş takımı konfigürasyonları tek ana iniş takımı (single main), dört tekerli bisiklet (quadricycle), kuyruk tekerli (taildragger), tandem, üç tekerli bisiklet (tricycle), çok tekerli boleý (multi-boleý) gibi sıralanabilir. Bunların düzeni Şekil 2.2 ile gösterilmiştir. Bu sıralanan iniş takımı düzenlerinden her birinin avantajı olduğu kadar dezavantajları da vardır. Günümüzde en yaygın kullanılan iniş takımı konfigürasyonu üç tekerli bisiklet iniş takımıdır. Bu iniş takımı yan rüzgar altında daha kararlı ve yerde manevra kabiliyeti iyidir.



Şekil 2.2: İniş takımı konfigürasyonları.

2.1.1 Burun iniş takımı

Burun iniş takımı, bisiklet tipi iniş takımı konfigürasyonunda uçağın ön kısmında bulunan gövde merkezine göre hizalanan iniş takımıdır. İniş sırasında maruz kalacağı yüklemelere karşı şok önleyici olarak hidrolik veya pnömatik amortisörler içerir. Burun iniş takımları ana iniş takımlarına destek olur ve ana iniş takımına göre uçağın ağırlık merkezine olan uzaklığı çok daha fazla olacak şekilde konumlandırılır. Asıl yüklemeleri ana iniş takımları taşır, buna destek olan burun iniş takımı uçağın toplam ağırlığının %10 ile %15 aralığında yük taşır.

2.1.2 Ana iniş takımı

Ana iniş takımları, bisiklet tipi iniş takımı konfigürasyonunda uçağın kanat hizasına göre hizalanan ağırlık merkezinin arkasında sağ ve solda iki tane olacak şekilde konumlandırılan iniş takımıdır. Yükler statik kuvvet ve moment denge hesaplaması ile bulunur ve ağırlık merkezine yakın olmasından dolayı uçağın ağırlığının ve iniş takımına gelen yüklemelerin yaklaşık % 85-90'ını ana iniş takımları taşır. Bu nedenle dayanımı yüksek yapılar olması gerekmektedir.

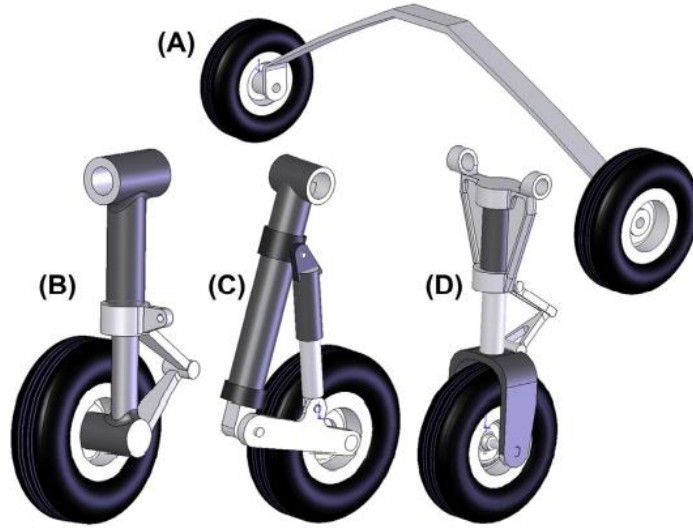
2.2 Sabit ve Katlanabilir İniş Takımları

İniş takımları gruplandırılırken diğer bir kategori uçaklara bağlantı şekline göre dir. Sabit ve katlanabilir iniş takımları olarak iki gruba ayrılabilir. Tek motora sahip küçük uçaklarda iniş takımları uçağa sabit bir şekilde yerleştirilir. Bu tür uçaklarda uçuş hız limitleri düşük olduğu ve iniş takımının boyutlarının da daha küçük olduğu için iniş takımı çevresindeki hava akışı çok büyük bozuntulara uğramaz ve bu nedenle sürüklenme kuvvetine katkısı fazla yoktur. Ancak daha büyük uçaklarda iniş takımları da daha fazla yüklemeye maruz kalacağı ve uçağın boyutları da daha büyük olduğundan iniş takımları daha büyüktür. Ayrıca motor gücü veya sayısı arttıkça uçağın uçağı hız limitleri de daha yüksek olur. Bu sebeple, uçuş esnasında uçağa gelen hava akımı iniş takımı çevresinde büyük bozuntulara uğrar ve hava akımındaki bu çalkantılar uçak üzerinde yüksek sürüklenme kuvvetine neden olur. Bunun sonucunda uçuş esnasında daha fazla kaldırma kuvveti oluşturmak gerekir ve yakıt tüketimi artar. Uçak performansındaki bu düşüş büyük ekonomik kayıplara neden olmaktadır. Buna çözüm olarak havacılık endüstrisinde iniş takımlarının katlanabilir olarak tasarlanmasına yönelik çalışmalara ağırlık verilmiştir. Katlanabilir iniş takımları uçuş esnasında gövde veya kanat içine çekilir. Uçaklarda katlanabilir iniş takımlarının kullanılması her ne kadar ağırlığı arttırsa da aerodinamik olarak hava akımının uçuş esnasında bozulmaması ve düzenli bir akış olması sürüklenme kuvvetinden önemli ölçüde kazanç elde edilmesini sağlamıştır. Bu da uçuş performansının artmasına neden olmuştur. Günümüzde yüksek hızlar elde etmek istenen uçaklarda katlanabilir iniş takımları yaygın olarak kullanılmaktadır. Sabit ve katlanabilir iniş takımları arasındaki farklılıklar Tablo 1 ile gösterilmiştir.

Tablo 2.1: Sabit ve katlanabilir iniş takımı karşılaştırması.

Özellik	Sabit İniş Takımı	Katlanabilir İniş Takımı
Tasarım	Daha Kolay	Daha Zor
Ağırlık	Daha Hafif	Daha Ağır
Üretilebilirlik	Daha Kolay	Daha Zor
Bakım	Daha Kolay	Daha Zor
Maliyet	Daha Ucuz	Daha Pahalı
Sürüklenme Kuvveti	Daha Fazla	Daha Az
Uçuş Performansı	Daha Düşük	Daha Yüksek

Sabit ve katlanabilir iniş takımı tipleri Şekil 2.3 ile gösterilmektedir.



Şekil 2.3: (A) Sabit iniş takımı ve (B), (C), (D) katlanabilir iniş takımı.

2.3 İniş Takımı Komponentleri

Bu bölümde iniş takımlarındaki komponentler tanımlanacaktır. İniş takımının en önemli komponentleri şöyle sıralanabilir:

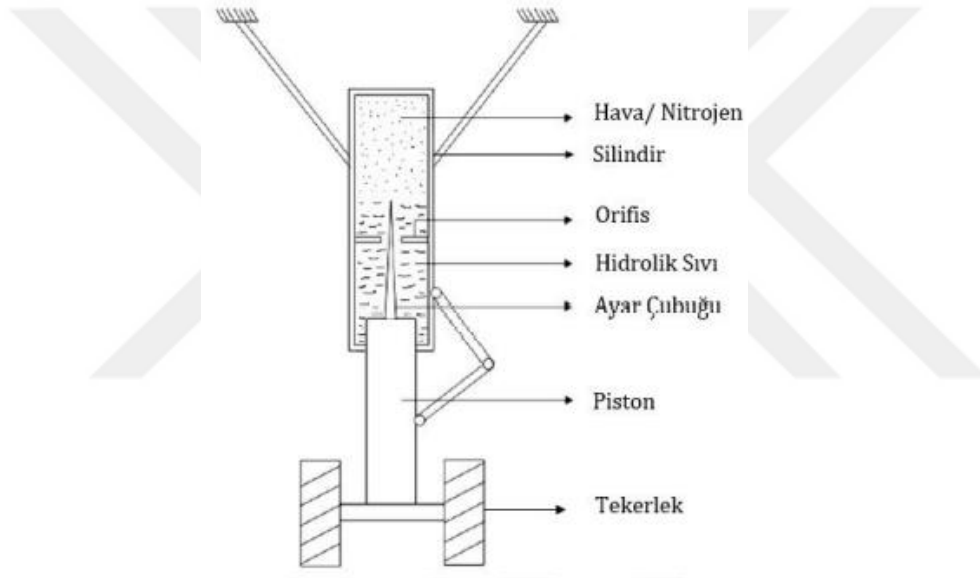
- Amortisör
- Lastikler
- Tekerler
- Fren

2.3.1 Amortisör

Uçaklarda iniş sırasında çarpma etkisi oluşur. Çarpma etkisiyle meydana gelen kuvvet ve enerji gövdeye iletilir. Bu yüklemeye direk gövdeye aktarıldığında gövdede yapısal hasarlara neden olabilir. İniş takımlarının bir görevi de açığa çıkan bu enerjiyi sönmüleyerek absorbe etmesi ve gövdeye bu kuvvetin iletilmesini engellemektir. Bunu da iniş takımında bulunan amortisörler ile gerçekleştirir. Amortisörlerin temel görevi gelen kuvveti sönmüleyerek hava aracına iletimini sağlamaktır. İniş takımının en karmaşık komponenti olan amortisörler darbeden kaynaklanan kinetik enerjiyi emerek dağıtmaktır. Gelen kuvvetleri engellemek için büyük stroklu amortisör olması gerekmektedir. Strok, pistonun hareket mesafesini belirtir, yani pistonun açık ve kapalı durumları arasındaki uzunluktur. Amortisör türleri olarak rijit akslı, solid yaylı, bungee, oleo-pnömatik sıralanabilir. Günümüzde en yaygın olarak kullanılan oleo-

pnömatik amortisörler en yüksek verimliliğe ve en iyi enerji dağılımına sahiptirler [25].

Farklı tasarımlara sahip olan şok emicilerin genel olarak çalışma prensipleri aynıdır. Şok dikmesi iki ucu kapalı iç içe geçen iki silindirden oluşur. Geniş sabit silindir üst taraftan uçağa sabitlenir, bu silindirin içine geçen hareketli silindire piston adı verilir. Piston üst silindir içerisinde serbestçe kayarak hareket edebilmektedir. Oleo-pnömatik şok emicilerde yağ ve gaz bir arada bulunmaktadır. Üst kısım basınçlı hava veya azot, alt kısım hidrolik sıvı ile doludur. İki silindir arasında delik vardır. Piston sıkıştırıldığında delikten alt kısımdaki sıvı üst silindire geçer. Şekil 2.4 ile amortisörlü bir iniş takımının önden gösterimi görülmektedir.



Şekil 2.4: Amortisörlü iniş takımı.

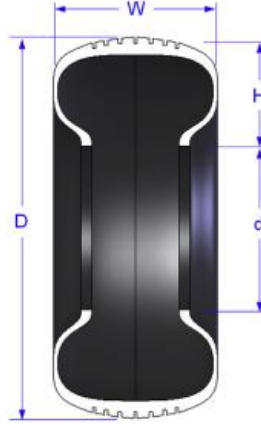
2.3.2 Lastikler

Lastikler uçağın yerle temasında kuvveti ilk karşılaştıkları yapılardır. Lastik şişirme basıncı önemli bir parametredir, bu parametreye bağlı olarak lastikler şekillerini korurlar. Esnek bir yapıya sahiptirler. Kuvveti jantlara iletirler. Lastikler için önemli diğer parametreler açıklık oranı ve kaldırma oranıdır. Yüksek açıklık oranına sahip lastikler zorlu pist koşullarında, düşük açıklık oranına sahip lastikler ise pürüzsüz yüzeye sahip pist koşullarında kullanılır. Ayrıca düşük açıklık oranına sahip lastikler yüksek hızlar için tasarlanmıştır. Lastik açıklık oranı formülü aşağıda verilmiştir. Formüldeki parametreler Şekil 2.5 ile gösterilmiştir.

$$\text{Lastik açıklık oranı: } AR = \frac{H}{W} \quad (2.1)$$

Kaldırma oranı iç çapın dış çapa oranıdır. Kaldırma oranı 1.5 ile 2 aralığında düşük, 2 ile 2.5 aralığında istenilen aralık olarak kabul edilir.

$$\text{Lastik kaldırma oranı: } LR = \frac{D}{d} \quad (2.2)$$



Şekil 2.5: Lastik boyutları.

2.3.3 Tekerler

Tekerler alüminyum ya da magnezyum alaşımından yapılıdır. Teker aksına dikey ve yatay yükler gelir. Bu kuvvetlerin hesaplanması yük hesaplaması bölümünde ayrıntılı olarak ele alınacaktır. İniş sırasında ilk olarak lastik ve pist arasında sürtünme kuvveti oluşur. Tekerler bu sürtünme kuvvetini uçağın yuvarlanma hızına dönüştürür. Teker arızası sebebiyle gövdede meydana gelebilecek hasarı önlemek için tekerin dayanımı önemlidir.

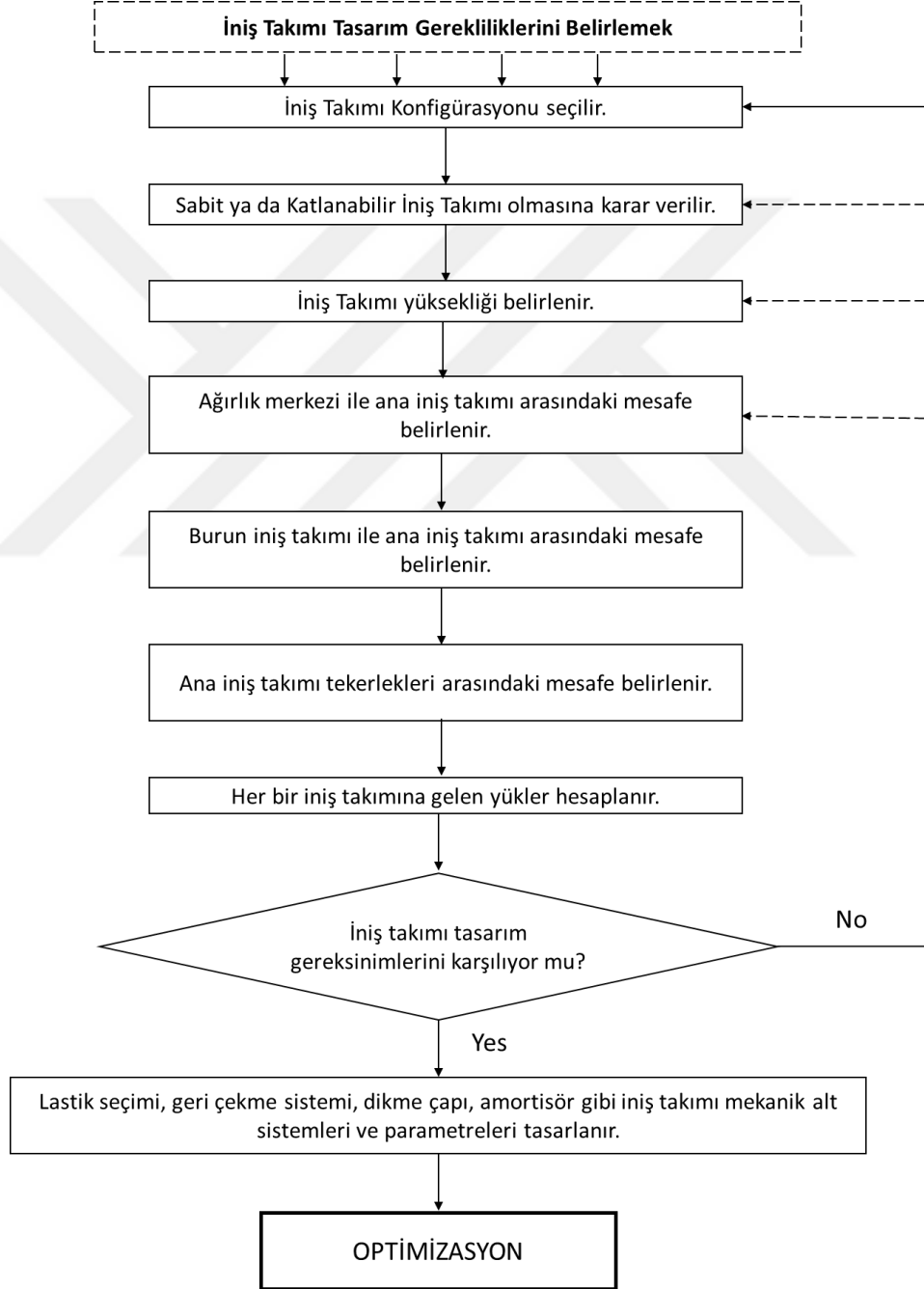
2.3.4 Fren

Frenin uçaktaki görevleri; iniş sırasında, iptal edilen kalkış sırasında uçağı durdurmak, motor tam güçte iken uçağı hareketsiz tutmak ve taksi sırasında uçağın kontrollü yavaşlamasına yönlendirilmesine izin vermektir. Yani frenler uçağın kinetik enerjisini soğurur.



3. İNiŞ TAKIMI TASARIMI

Bu bölümde iniş takımı tasarımı için gerekli parametreler ve boyutlar incelenecektir. Tasarımın nasıl ilerleyeceğinin akış şeması Şekil 3.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.1 İniş takımı tasarımı akış şeması.

Akış şemasına göre ilk aşamada üç tekerli bisiklet tipi iniş takımı konfigürasyonuna karar verilmiştir. Katlanabilir iniş takımı tasarımı yapılacaktır. Buna göre diğer tasarım parametrelerinin hesaplaması bu bölümde gerçekleştirilecektir.

3.1 Tasarım Kriterleri

İniş takımı tipine karar verildikten sonra ana ve burun iniş takımının konumuna karar verilirken, ağırlık merkezinin konumu göz önüne alınarak uçağın yerde hareketi, devrilmemesi, yan rüzgar etkisini azaltması, iniş ve kalkış sırasında manevra kabiliyetine izin vermesi sağlanmalıdır. Optimum iniş takımı tasarlayabilmek için uçak için bazı gereksinimler projenin başında belirlenmelidir. Bu gereksinimlere göz önüne alınarak iniş takımının düzeni, tipi ve tasarımı farklılık gösterir. İniş takımı konumu kalkış, iniş ve dönüş performansını belirleyen bir faktördür. Yaygın olarak kullanılan iniş takımı konfigürasyonlarından üç tekerli bisiklet tipi konfigürasyonunun kullanılmasının sebebi daha stabil olması ve yüksek performans sağlamasıdır. Ayrıca, daha az sürtünme ve yüksek uçuş performansı sağlaması nedeni ile katlanabilir bir iniş takımı tercih edilmiştir. Ek olarak, iniş takımları uçağın ağırlığını taşıyan bir sistemdir. Uçağın ağırlığı ve ağırlık merkezinin konum aralığı, iniş takımı tasarımındaki ana parametreleri oluşturur. Açıklık ve devrilme kriterleri göz önüne alınarak yerleşim yapılmalıdır. Bunun için ağırlık merkezinin konumunun iyi bir şekilde tayin edilmesi gerekir. Ancak farklı koşullarda ağırlık merkezinin konumu değişir. Bu nedenle ağırlık merkezi için izin verilen belli bir aralık belirtilir. Literatürde bu aralık kanadın hücum kenarı ve firar kenarı arasındaki uzunluğu belirten ortalama veter uzunluğunun (MAC) bir oranı olarak belirtilir. Tercih edilen ağırlık merkezi %8 ile %15 MAC aralığında olmasıdır. Daha sonra uygun lastik boyutu, amortisör stroku ve dikme çapı belirlenmelidir. Amortisör seçimi ve parametreleri bu bölümdeki alt başlıklarda ifade edilecektir.

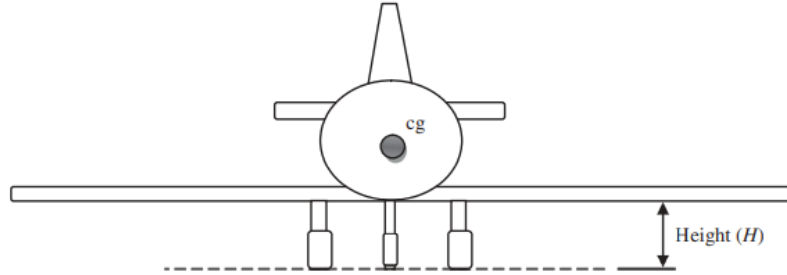
3.2 İniş Takımının Boyutlandırılması

Bu bölümde iniş takımı tasarımı için gerekli geometrik parametrelerin matematiksel hesaplamaları yapılacaktır.

3.2.1 İniş takımı yüksekliği

İniş takımının uçağa bağlantı noktası ve iniş takımının yer ile temas noktası arasındaki dik mesafeye iniş takımı yüksekliği denir. İniş takımı yüksekliği amortisörün ve iniş

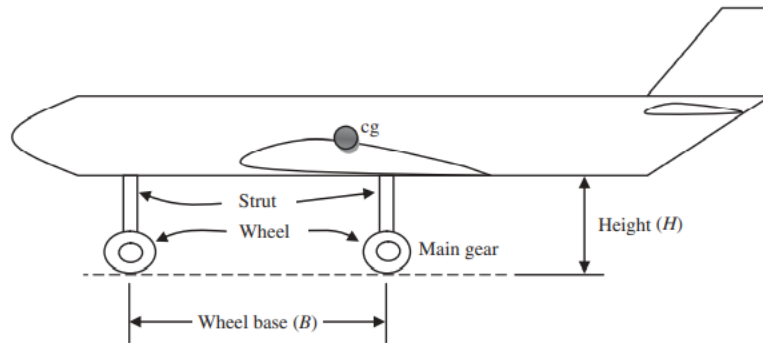
takımının sapmasına göre değişir. Referans olarak yerdeki ve en yüksek sapma olduğu durum, yani minimum yükseklik iniş takımı yüksekliği olarak kabul edilir. İniş takımı yüksekliği devrilmeyi önlemeye katkı sağlamaktadır. Çalışmada iniş takımının yüksekliği yaklaşık 1 m olarak alınmıştır.



Şekil 3.2: İniş takımı yüksekliği.

3.2.2 Teker mesafesi

Burun iniş takımı ile ana iniş takımları arasındaki mesafeye teker mesafesi (wheelbase) denir. Uçağın dönüş performansını etkileyen bir parametredir. Daha büyük teker mesafesi daha büyük dönüş açısı demektir. Ayrıca iniş takımları arasındaki yük dağılımını da etkiler. Bu nedenle, teker mesafesi dikkatli bir şekilde belirlenmeli ve tüm tasarım kriterlerini karşıladığından emin olunmalıdır. Bu çalışmada iniş takımında teker mesafesi literatürdeki uçaklar incelenerek seçilmiştir [4]. Buna göre teker mesafesi 4 m olarak alınmıştır.

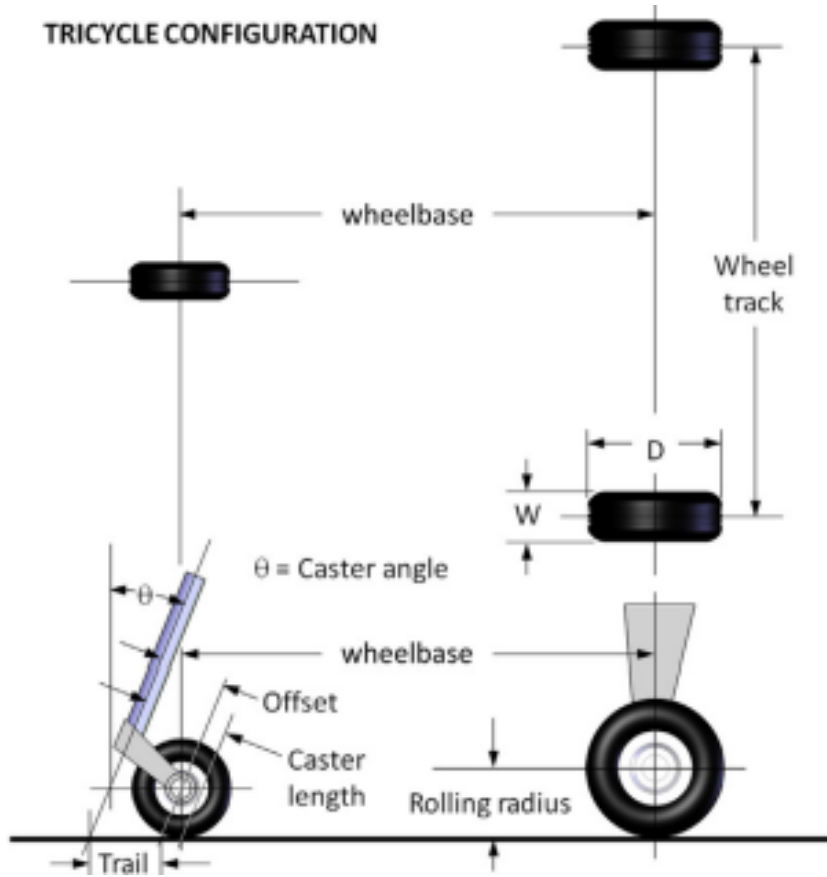


Şekil 3.3: Teker mesafesi.

3.2.3 Teker izi

Sağ ve sol ana iniş takımı arasındaki mesafeye teker izi (wheel track) denir ve Şekil 3.4 ile gösterilmiştir. [3]. Bu parametrenin büyüklüğünü yer yanal kontrolü, yer yanal kararlılığı ve yapı bütünlüğü etkiler. Rüzgar nedeniyle veya yer dönüşü sırasında

uçağın devrilmeyeceği şekilde belirlenmelidir. Uçağın tekerlek izi büyüklüğünü belirlemek için bir parametre devrilme açısıdır. Teker mesafesinde olduğu gibi bu çalışmada teker izi belirlemek için birçok uçak verisi incelenmiştir ve buna göre karar verilmiştir. Teker izi 2.4 m olarak alınmıştır.



Şekil 3.4: Teker izi.

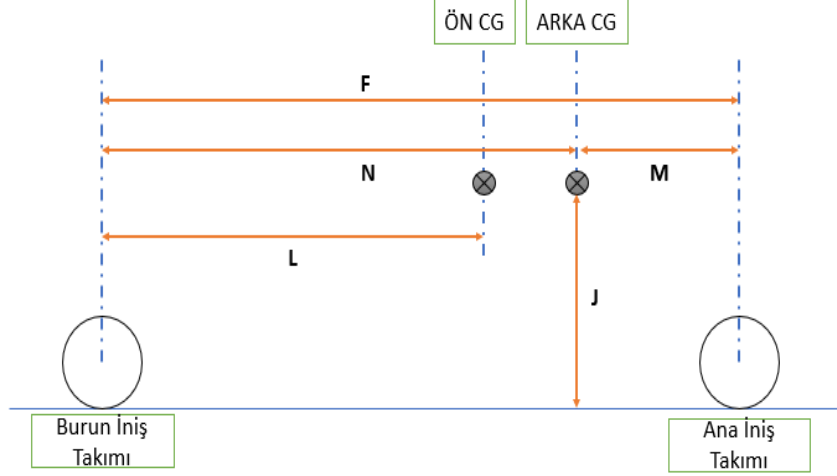
3.2.4 İniş takımı düzeni

Ana iniş takımının uçağa göre konumu yaklaşık %50-55 MAC' da bulunmaktadır. Ağırlık merkezi ise %8 ile %15 MAC aralığında olmalıdır. Bu hesaplamalar için ortalama veter uzunluğunu bilmek gerekir. Literatürdeki savaş uçakları incelenerek bu değer 3 m olarak seçilmiştir. Önceki bölümlerden elde edilen veriler:

$$J = 1 \text{ m}$$

$$F = 4 \text{ m}$$

Buna göre M, N ve L değerleri yaklaşık olarak hesaplanabilir [2].



Şekil 3.5: İniş takımı düzeni.

$$M = (0.55 - 0.15)\bar{c} = 1.2 \text{ m} = 1200 \text{ mm} \quad (3.1)$$

$$L = F - (0.55 - 0.08)\bar{c} = 2.59 \text{ m} = 2590 \text{ mm} \quad (3.2)$$

$$N = F - M = 4 - 1.2 = 2.8 \text{ m} = 2800 \text{ mm} \quad (3.3)$$

İniş takımı düzenini ifade eden parametreler tabloda gösterilmiştir.

Tablo 3.1: İniş takımı düzeni parametresi.

F (mm)	L (mm)	N (mm)	M (mm)	J (mm)
4000	2590	2800	1200	1000

Maksimum ve minimum statik yüklemeler:

$$\text{Maksimum Statik Ana İniş Takımı Yüğü (Her dikme için)} = W \frac{F - M}{2F} \quad (3.4)$$

$$\text{Maksimum Statik Burun İniş Takımı Yüğü} = W \frac{F - L}{F} \quad (3.5)$$

$$\text{Minimum Statik Burun İniş Takımı Yüğü} = W \frac{F - N}{F} \quad (3.6)$$

Buradan maksimum statik burun iniş takımı yüğü 55328.4 N ve minimum statik burun iniş takımı yüğü 47088 N olarak hesaplanmıştır.

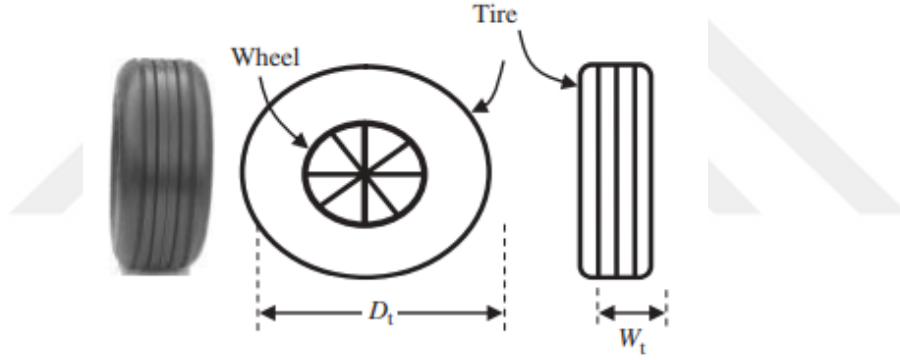
Dinamik yükleme:

$$\text{Dinamik Burun İniş Takımı Yüğü} = \frac{10JW}{gF} \quad (3.7)$$

Buradan değerler yerleştirildiğinde dinamik yük 4077.5 N olarak hesaplanır. Toplam maksimum burun iniş takımı yükü dinamik ve statik yük toplamı ile 59405.9 N olarak elde edilir.

3.2.5 Teker ve lastikler

Teker terimi, etrafına kauçuk lastik takılmış dairesel bir metal nesneyi ifade eder. Lastiklerin görevi, uçak yapısını yerden desteklemek, pist yüzeyinden gelen şokları emmeye yardımcı olmak, hızlanma veya frenleme kuvvetlerinin pist yüzeyine iletilmesini sağlamak ve hareket yönünün değiştirmeye veya korumaya yardımcı olmak olarak sıralanabilir. Lastik boyutu hesaplanan statik ve dinamik yükleri taşıyacak en küçük çaplı olacak şekilde belirlenir.



Şekil 3.6: Teker geometrisi.

Şekil 3.6' de teker boyutlandırması için gerekli parametreler görülmektedir. Yukarıda da belirtildiği gibi bu parametreler belirlenirken yük hesabına ihtiyaç duyulmaktadır. Burada boyutlandırma yapılırken temel ağırlık verisinden faydalanılmıştır. Tasarımı yapılacak uçağın maksimum kalkış ağırlığı 16000 kg olduğu ele alınır. Burun iniş takımının bu yükün maksimum yüzde 15' ini taşıyacağı da göz önüne alınarak hesaplama yapılmıştır. Bu verilere göre 23500 Newton yük taşıyabilecek kapasitede olması gerekmektedir. Buna göre, uçaklarda kullanılan teker kataloğundan 18x5.7-8 boyutlarında teker seçilmiştir.

SIZE	CONSTRUCTION			SERVICE RATING				TREAD DESIGN/ TRADEMARK	PART NO	WEIGHT (LBS)
	PLY RATING	TT OR TL	RATED SPEED (MPH)	RATED LOAD (LBS)	RATED INFLATION (PSI)	MAXIMUM BRAKING LOAD (LBS)	MAXIMUM BOTTOMING LOAD (LBS)			
18x4.25-10	6	TL	210	2,300	100	3450	6900	Flight Eagle DT	181K63-2	11.8
13x5.0-4	14	TL	180	3,100	143	4650	9300	Rib DT	135F48-2	7.8
14.5x5.5-6	14	TL	120	3,550	155	5330	10600	Rib	145K41-1	10.2
14.5x5.5-6	14	TL	210	2,800	144	4200	13100	Flight Eagle DT	145K13-1	11.4
18x5.7-8	18	TL	250	8,600	300	12900	25800	Rib	461B-3563-TL	16.1
18x5.7-8	20	TL	250	9,000	315	13500	27000	Rib	461B-3434-TL	16.1
17.5x5.75-8	12	TL	210	5,000	180	7500	15000	Flight Eagle	178K23-5	14.7
17.5x5.75-8	14	TL	210	6,050	220	9080	18200	Flight Eagle	178K43-1	16.7
18x5.75-8	8	TL	190	3,050	105	4570	9200	Flight Eagle DDT	186K88-5	13.7
22x5.75-12	10	TL	190	5,700	180	8550	17100	Flight Eagle	226K08-4	19.9
22x5.75-12	12	TL	210	7,100	220	10650	21300	Flight Eagle	226K23-2	23.4
13.5x6.0-4	14	TL	230	3,450	135	5000	10000	Rib	461B-3470-TL	6.8

Şekil 3.7: Uçak lastik verisi-1.

SIZE	INFLATED DIMENSIONS (IN)						STATIC LOADED RADIUS (IN)	FLAT TIRE RAD (IN)	ASPECT RATIO	WHEEL (IN)					AIRCRAFT MANUFACTURER	QUALIFICATION SPEC
	OUTSIDE DIA		SECTION WIDTH		SHOULDER					WHEEL SIZE	WIDTH BETWEEN FLANGES	SPECIFIED RIM DIAMETER	FLANGE HEIGHT	MIN LEDGE WIDTH		
	MAX	MIN	MAX	MIN	DIA MAX	WIDTH MAX										
18x4.25-10	18.25	17.75	4.7	4.45	16.75	4.15	7.9	6.7	0.874	18x4.25-10	3.63	10	0.6	0.85	HS	C62c
13x5.0-4	13.25	12.7	5.25	4.95	11.6	4.6	5.3	4.1	0.88	13x5.0-4	4.25	4	0.75	0.8	Dassault	C62b
14.5x5.5-6	14.5	14	5.5	5.15	13	4.85	6.1	5.1	0.775	14.5x5.5-6	4.25	6	0.88	1.5	Sikorsky	C62c
14.5x5.5-6	14.5	14	5.5	5.15	13	4.85	6.4	5.1	0.775	14.5x5.5-6	4.25	6	0.88	1.5	Dassault	C62c
18x5.7-8	17.9	17.3	5.7	5.35	16.2	5	7.55	6.1	0.869	18x5.5	4.25	8	0.88	1.5	Lockheed	16VLD27-E
18x5.7-8	17.9	17.3	5.7	5.35	16.2	5	7.55	6.1	0.869	18x5.5	4.25	8	0.88	1.5	GenDym	GD 16VLD30
17.5x5.75-8	17.5	16.95	5.75	5.4	15.8	5.1	7.4	6.1	0.827	18x5.5	4.25	8	0.88	1.4	Lear	C62c
17.5x5.75-8	17.5	16.95	5.75	5.4	15.8	5.1	7.4	6.3	0.827	18x5.5	4.25	8	0.88	1.4	Lear	C62c
18x5.75-8	18	17.4	5.75	5.4	16.2	5.1	7.6	6	0.87	18x5.5	4.25	8	0.88	1.25	Dassault	C62c
22x5.75-12	22	21.4	5.75	5.4	20.2	5.95	9.6	8	0.87	22x5.5	4.25	12	0.88	1.35	Cessna, Dassault	C62c
22x5.75-12	22	21.4	5.75	5.4	20.2	5.95	9.6	8.3	0.87	22x5.5	4.25	12	0.88	1.35	Rockwell	C62c
13.5x6.0-4	13.75	13.2	6.1	5.75	12	5.4	5.35	3.6	0.8	13.5x6.0-4	4.75	4	0.55	0.94	HS, McDonnell-Douglas	USN MILT MS

Şekil 3.8: Uçak lastik verisi-2.

Yukarıdaki Goodyear'ın lastik kataloğundan alınan tablolara göre seçilen lastiğin özellikleri Tablo 3.2 ile verilmiştir [26].

Tablo 3.2: Lastik özellikleri.

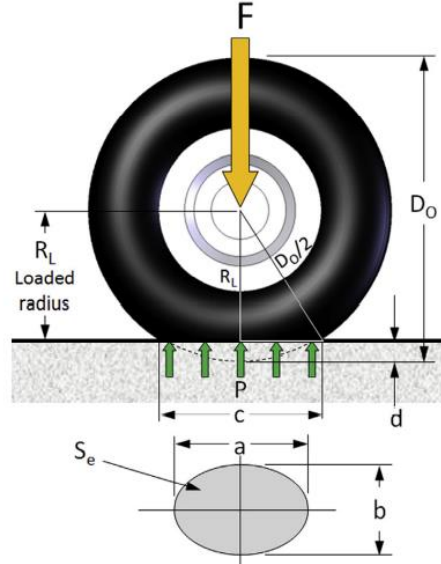
Lastik Boyutu (inç)	Lastik İç Basıncı (psi)	Maksimum Yük (N)
18x5.7-8	300	57382

Hesaplanan yük koşulundan çok daha yüksek yükleri karşılayabilen bu lastik yeterince güvenlidir. Tablo 3.3 ile lastik ve jant boyutları da belirlenmiştir.

Tablo 3.3: Teker parametreleri.

Parametreler	Değerler
Yükleme Yarıçapı (mm)	191.77
Teker Açıklık Oranı	0.869
Jant Genişliği (mm)	139.7
Jant Çapı (mm)	203.2
Ortalama Lastik Genişliği (mm)	139.7
Ortalama Lastik Çapı (mm)	447.04

Zeminle temas eden lastik üzerine gelen basınç kuvveti ile birlikte alt kısmından hafifçe düzleşecektir ve elipse benzer bir yüzey temas bölgesi oluşturacaktır. Bu alan üzerinde ortalama bir basınç kuvveti oluşur.



Şekil 3.9: Lastik ayak izi

$$F = P * S_e \quad (3.8)$$

Şekil 3.9 ile gösterilen D_0 lastik çapı, R_L yükleme yarıçapıdır. Şekildeki a boyutu c boyutunun yüzde 85'ine eşittir, b ise lastiğin genişliğini ifade eder. Dik üçgen kenar bağlantısından aşağıdaki eşitlikler elde edilebilir.

$$c = \sqrt{D_0^2 - 4R_L^2} \quad (3.9)$$

$$a = 0.85c = 0.85 \sqrt{D_0^2 - 4R_L^2} \quad (3.10)$$

$$S_e = 2.3 \sqrt{bD_0} \left(\frac{D_0}{2} - R_L \right) \quad (3.11)$$

Tablo 3.3 ile verilen değerler formüllerde kullanılarak lastik ayak izi alanı 0.287 m^2 olarak hesaplanır. Ayrıca lastiğin çökme miktarı Şekil 3.9 ile d olarak gösterilmiştir. Bu değerde aşağıdaki gibi elde edilir.

$$d = \left(\frac{D_0}{2} - R_L \right) \quad (3.12)$$

Formülde değerler yerine yazıldığında maksimum lastik çökme miktarı 31.75 mm olarak hesaplanır.

3.2.6 Frenler

Motor itişine karşı tutmak fren torkunu belirler, ancak bu nadiren uçak ağırlığının yüzde 30' undan fazla bir fren direnci gerektirir. Ancak iniş, frenin enerji emme kapasitesini belirler. Absorbe edilen kinetik enerji kapasitesi uçağın ağırlığına, hızına ve teker sayısına bağlıdır. Frenlerin absorbe ettiği kinetik enerji (KE) formülü verilmiştir.

$$KE = \frac{kWV_{SO}^2}{2gN} \quad (3.13)$$

Formülde:

V_{SO} : İniş fazında Durma Hızı

W : Uçağın Ağırlığı

N : Frenli ana teker sayısı

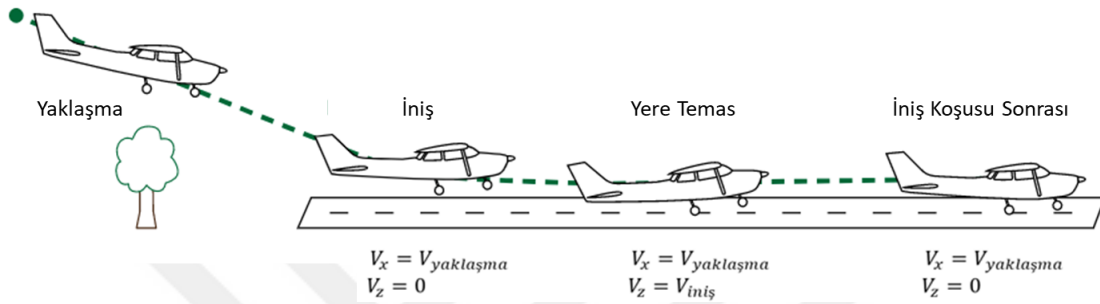
k : Üç tekerli iniş takımı için 1, kuyruk tekerli iniş takımı için 0.7 değerini alır.

İniş noktasında frenler tarafından emilen enerjinin uçağın kinetik enerjisine oranı yaklaşık %75'tir. Uçağın sadece frenler ve aerodinamik sürüklenmeden dolayı yavaşlatıcı kuvvetlere maruz kaldığı esas alınarak hesaplamalar yapıldığında maksimum fren direncinin fren tasarımıyla 0.8W' ye kadar sınırlandırılacağı varsayılır. Maksimum fren direncini yaklaşık 0.3W' nin üzerine çıkarmanın değeri çok küçüktür.

3.2.7 Amortisör ve strok hesabı

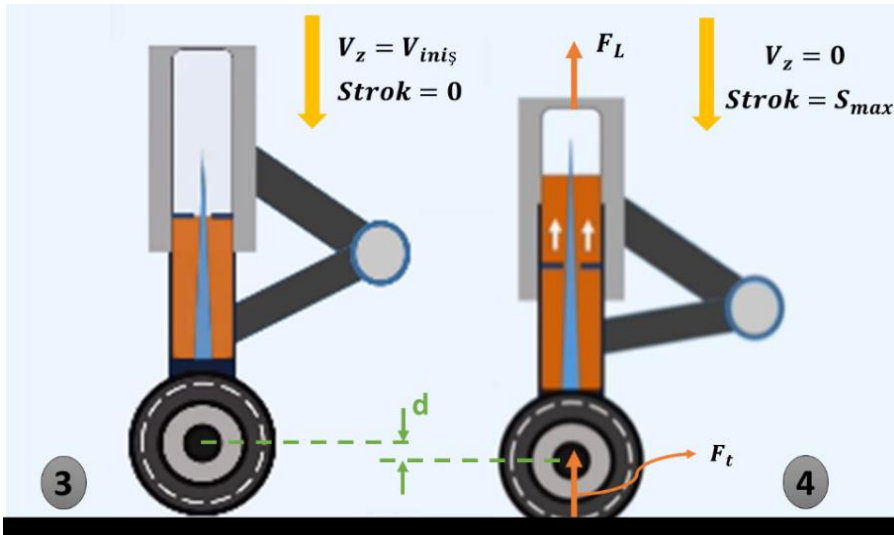
Geri çekilebilir iniş takımlarında genellikle hidrolik yani oleo-pnömatik amortisör seçilir. Amortisörün sapması iniş takımı tasarımı sürecinde dikkate alınan iniş takımı uzunluğunu değiştirir. Amortisörün sapma miktarına strok denir. Uçağın iniş hızının yanı sıra sönümlenme gereksinimlerinin bir fonksiyonudur. Strok miktarı büyük olursa iniş daha yumuşak olur ve yapıya etki eden yük azalır. Strok hesabı temel iş-enerji

prensibine dayanmaktadır. Şekil 3.10 ile gösterilen iniş fazları arasında dikey eksendeki enerji denklemleri kullanılarak strok hesaplanır. Uçağın piste temas ettiği anda iniş hızı maksimum yani kinetik enerji maksimum ve potansiyel enerjinin sıfır olduğu andır. Bu andan sonra teker ve amortisör sıkışmaya başlar. Şekilde görülen üçüncü fazda tekerler ve amortisör maksimum sıkıştığı anı temsil eder. Düşey yönde hız sıfırlanır yani düşey yöndeki kinetik enerji sıfır olur ve en fazla sıkışma olan an olduğundan potansiyel enerjinin maksimum olduğu zamandır.



Şekil 3.10: İnişin üç fazı.

Şekil 3.11 ile amortisörün sıkıştırılmamış ve tam sıkışma anı şematize edilmiştir. Buna göre, enerjinin korunumu yasasından enerji denklemleri yazılır. Genel çalışma mantığı kinetik enerjideki değişime dayanmaktadır [27].



Şekil 3.11: Amortisör mekanizması.

$$(KE_4 + PE_4) - (KE_3 + PE_3) = -F_t((\eta_t d + \eta_s S_{max}) - F_L (S_{max} + d)) \quad (3.14)$$

Düşey yöndeki hareketin enerji ve kuvvet terimleri aşağıdaki gibi hesaplanır. Hesaplamadaki kinetik ve potansiyel enerjiler düşey yöndeki hareket içindir.

$$\begin{aligned}
 KE_3 &= \frac{1}{2} mV_{iniş}^2 & PE_3 &= 0 \\
 KE_4 &= 0 & PE_4 &= mg(S_{max} + d) \\
 F_t &= Nmg & F_L &= \left(\frac{L}{W}\right) mg
 \end{aligned} \tag{3.15}$$

Formülde yerleştirilip denklem toparlanır [2, 28].

$$\begin{aligned}
 mg(S_{max} + d) - \frac{1}{2} mV_{iniş}^2 \\
 = -Nmg((\eta_S S_{max} + \eta_t d) - \left(\frac{L}{W}\right) mg(S_{max} + d)
 \end{aligned} \tag{3.16}$$

$$N((\eta_S S_{max} + \eta_t d) = \frac{V_{iniş}^2}{2g} + \left(1 - \left(\frac{L}{W}\right)\right) (S_{max} + d) \tag{3.17}$$

Buradaki parametreler:

d : Lastik sapması

η_S : Amortisör verimliliği

η_t : Lastik verimliliği

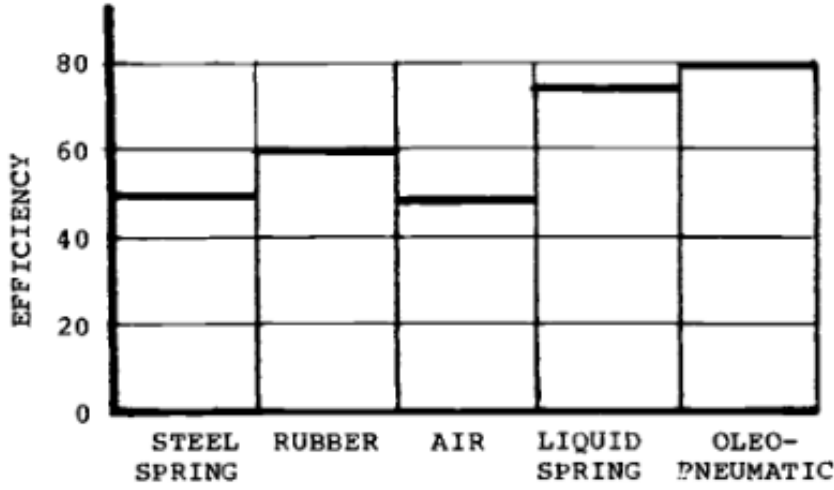
$\frac{L}{W}$: Kaldırma katsayısı (0 ve 1 arasındadır.)

N : Yük faktörü

S_{max} : Maksimum strok

Kaldırma katsayısı 1 olarak varsayılırsa maksimum strok değeri şöyle formülze edilir [2, 28].

$$S_{max} = \frac{V_{iniş}^2}{2g\eta_S N} - \left(\frac{\eta_t}{\eta_S}\right) d \tag{3.18}$$



Şekil 3.12: Amortisör tiplerine göre verimlilik.

Amortisör verimliliği, Şekil 3.12 ile gösterildiği gibi oleo-pnömatik şok emiciler için 0.8 olarak alınabilir [2]. Lastik verimliliği de genellikle 0.47 olarak alınır. İniş hızı 3 m/s olarak alınır. Bir önceki bölümde lastik sapması 31.75 mm olarak hesaplanmıştı. Yük faktörü savaş uçakları için 5 olarak alınır.

Maksimum strok değeri 96.025 mm olarak hesaplanır. Toplam strok değeri lastik sapması ve strok değerinin toplamı ile 127.75 mm olarak bulunur.

3.2.8 Amortisör boyutlandırması

İlk olarak kaba yaklaşım ile bir boyutlandırma yapılır ve daha sonra optimize edilir. İlk tasarımda ideal bir şok desteği elde etmek mümkün değildir. Kaba yaklaşımın adımları şu şekilde sıralanabilir.

- Hangi sıkıştırma oranının kullanılacağına karar verilir.
- Uzatılmış konumlardaki statik yükler hesaplanır.
- Daha önce hesaplanan strok kullanılarak kılavuz olarak benzer bir hava aracını referans alarak uygun bir statik konum belirlenir.
- Üç noktadan yük-strok eğrisi çizilir ve statik konum kaydedilir.

Bu adımlara ayrıntılı bir şekilde incelenecek olursa adımlar şu şekilde uygulanır. Öncelikle birinci adımda ifade edilen sıkıştırma oranı bir noktadaki basıncın başka bir noktadaki basınca bölünmesini ifade eder. Burada statik basıncın tamamen uzatılmış andaki basınca oranı ve tamamen sıkıştırılmış andaki basıncın statik basınca oranı kullanılacaktır. Küçük ve büyük uçaklar için bu oranlar Tablo 3.4 ile verilmiştir.

Tablo 3.4: Sıkıştırma oranları.

	Küçük Uçaklarda	Büyük Uçaklarda
Statik/Uzatılmış	2.1/1	4/1
Sıkıştırılmış/Statik	1.9/1	3/1

Bu çalışmada büyük uçaklarda kullanılan sıkıştırma oranları kullanılacaktır. İkinci adımdaki yükler buna göre hesaplanmıştır. Burada statik yük maksimum ağırlıktaki yükü ifade eder. Hesaplanan yük değerleri Tablo 3.5 ile gösterilmiştir.

Tablo 3.5: Farklı strok durumları için yük değerleri.

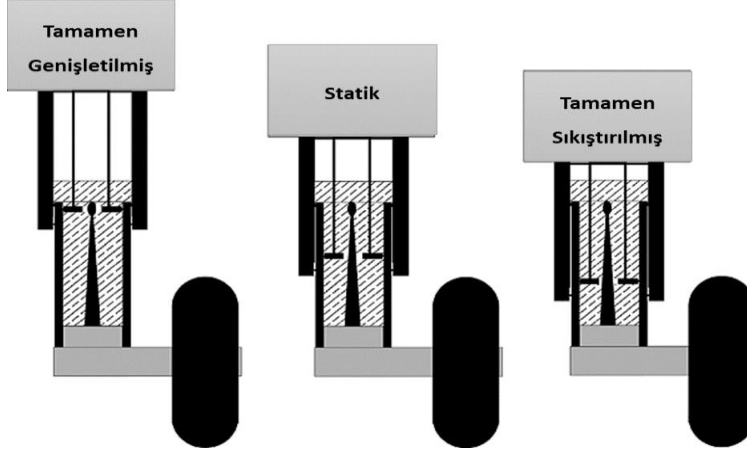
Yükleme Durumu	Yük (N)
Uzatılmış Yük	39166.425
Statik Yük	156665.7
Sıkıştırılmış Yük	469997.1

Bir önceki bölümde maksimum strok değeri 127.75 mm olarak hesaplanmıştır. İniş takımı statik strok durumu için, referans kitaptaki savaş uçağı strok oranına göre sıkıştırılmış/statik %41 olarak varsayılır [2]. Buna göre bu durumlar için strok değerleri Tablo 3.6 ile gösterilmiştir.

Tablo 3.6: Yükleme durumuna göre strok değerleri.

Yükleme Durumu	Strok (mm)
Uzatılmış Yük	0
Statik Yük	75.37
Sıkıştırılmış Yük	127.75

Son boyutlandırmada gerekli olan parametreler; toplam strok, Statik konum, statik yük, sıkıştırma oranı ve sıkıştırılmış hava hacmidir. Şok emicinin üç durumu için basınçları karşılaştırılır [29].



Şekil 3.13: Farklı durumlarda şok emicinin konumu.

Gazın hacmi:

V_0 : Tamamen uzatılmış durumdaki gazın hacmi

V_1 : Statik durumdaki gazın hacmi

V_2 : Tamamen sıkıştırılmış durumdaki gazın hacmi

Piston alanı:

$$A_p = \frac{\text{Statik Yük}}{\text{Statik Basınç}} = \frac{F_s}{P_s} \quad (3.19)$$

Dairesel kesitli olan piston olduğundan piston yarıçapı $A_p = \pi r^2$ formülünden çıkartılır. Amortisörde statik durumda nitrojen gazının basıncı 40 N/mm^2 olarak alınmıştır. Formülde değerler yerleştirildiğinde pistonun iç çapı 35 mm olarak elde edilir. Piston kesit kalınlığı 5 mm olarak varsayılır. Böylece piston dış çapı 40 mm olarak hesaplanır.

Boyle-Mariotte gaz yasasına göre:

$$P_0 V_0 = P_2 V_2 \quad (3.20)$$

$$V_2 = \pi \cdot 35^2 \cdot 130 = 500298,6 \text{ mm}^3 \quad (3.21)$$

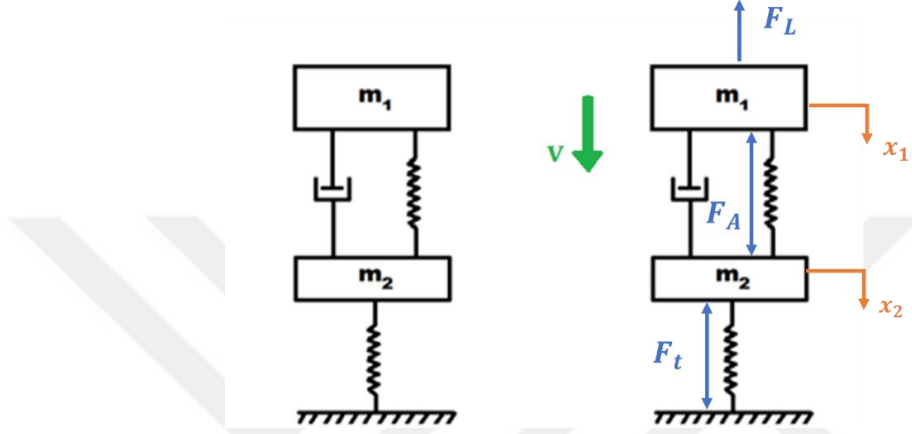
$$V_0 = \pi \cdot 35^2 \cdot 182,4 = 701957,5 \text{ mm}^3 \quad (3.22)$$

$$P_0 = 40 \text{ N/mm}^2 \quad (3.23)$$

$$P_2 = \frac{P_0 V_0}{V_2} = 56 \text{ N/mm}^2 \quad (3.24)$$

3.3 Amortisörün Matematiksel Modellemesi

Amortisörün dinamik davranışının matematiksel modellemesi için kütle-yay modeli kullanılır. Şekil 3.14 ile iki serbestlik dereceli sistem modeli gösterilmiştir [30-34].



Şekil 3.14: Oleo-pnömatik sistem modellemesi.

Modelde amortisör içinde bulunan yağ sönümleyici ile gaz ise yay ile modellenir. Tekerleğin davranışı da yay ile temsil edilir. Diğer gösterilen ifadeler;

m_1 : İniş takımı üzerine düşen uçak kütlesi

m_2 : Amortisörün altında kalan teker, lastik gibi bileşenlerin kütlesi

F_t : Zemin ile teker arasındaki teker lastiği kuvveti

F_A : Şok emici ile uçak arasındaki dinamik kuvvet

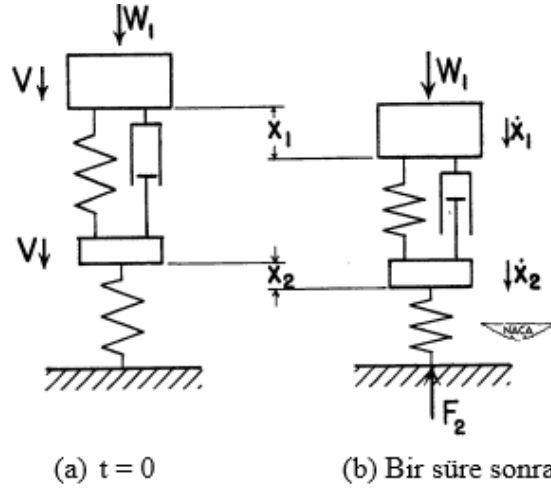
F_L : Uçağa etki eden kaldırma kuvveti

x_1 : Uçağın yer değişimi

x_2 : Tekerin çökmesi

V : Uçağın düşey hızı

W_1 : Uçağın iniş takımı üzerine düşen ağırlığı ($W_1 = m_1 g$)



Şekil 3.15: Mekanik sistemin iki pozisyonu.

Sistemin hareket denklemi:

$$m_1 \ddot{x}_1 + b(\dot{x}_1 - \dot{x}_2) + k_1(x_1 - x_2) = m_1 g - F_L \quad (3.25)$$

$$m_2 \ddot{x}_2 + b(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) + k_1(x_2 - x_1) + k_2 x_2 = 0 \quad (3.26)$$

Formülde;

b : Şok emicinin sönümlenme katsayısı

k_1 : Şok emicinin yay sabiti

k_2 : Teker yay sabiti

x_1 : Uçağın yer değiştirmesi

x_2 : Tekerleğin yer değiştirmesi

Matris formunda toparlanırsa denklem şu şekilde elde edilir.

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} b & -b \\ -b & b \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 \\ -k_1 & k_1 + k_2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_1 g - F_k \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.27)$$

Sistemde $t = 0$ anında, $x_1 = 0$ ve $x_2 = 0$ değerindedir. Ayrıca $\dot{x}_1 = V$ ve $\dot{x}_2 = V$ olur. Buradan hareket denkleminde yerleştirildiğinde $\ddot{x}_1 = g - F_k/m_1$ ve $\ddot{x}_2 = 0$ olarak elde edilir.

Sistemin tam olarak sıkıştığı an teker maksimum çökme ve şok emicinin maksimum sıkıştığı andır. Bu anda $x_1 = 96.025$ mm ve $x_2 = 31.75$ mm değerindedir. Ayrıca $\dot{x}_1 = 0$ ve $\dot{x}_2 = 0$ olur.

4. YÜKLEME KOŞULLARI

4.1 Regülasyonlar

Uçuşa elverişlilik kriterleri, havacılık otoriteleri tarafından yayınlanan regülasyonlar ile sağlanır. Uçaklar bu regülasyonlardaki şartları sağlamak zorundadır. İniş takımlarının uçak tipi, ağırlığı ve uçuş şartlarına göre belirlenen yükleri karşılayabilecek nitelikte olması gerekmektedir. Tasarım yapılırken yük koşullarını belirlemek gerekir. İniş takımı konfigürasyonunu karar verme de tasarımı tamamlama yük faktörleri çok önemlidir. Uçuşa elverişlilik regülasyonlarında yer manevra koşulları, iniş hızı ve izin verilen yük koşulları belirtilir. Regülasyonlardan faydalanırken uçak tipine göre sınıflandırma yapılır. Yardımcı program ve akrobasi uçakları için FAR 23, CS 23, CAR 23 regülasyonları, sivil ulaştırma uçakları FAR 25, CS 25, CAR 25 regülasyonları, askeri uçaklar için US MIL şartnameleri, DEF-STAN-970 standartları kullanılır [35]. Bu çalışmada yük hesaplamaları için MIL standartlarından, Norman S. Currey' in "Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices" [2] ve H. G. Conway'ın "Landing Gear Design" [1] kitaplarından faydalanılmıştır.

4.2 Yükleme Koşulları

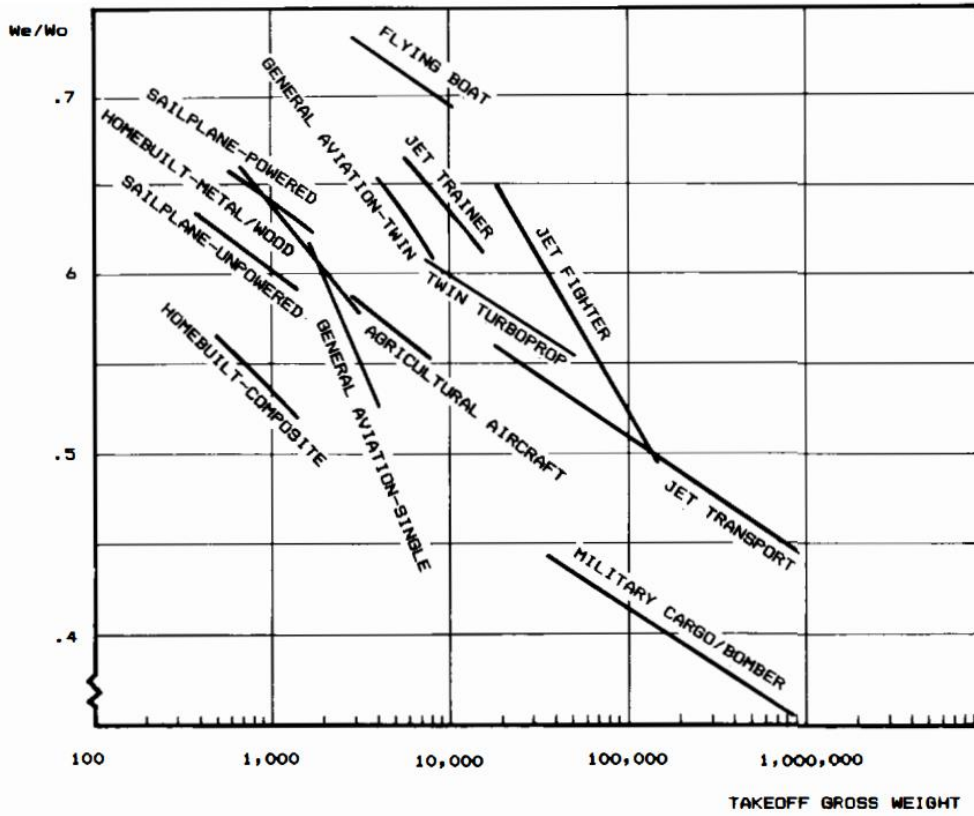
İniş takımlarına gelen yüklemeler farklı iniş koşullarına göre incelenir. Bu iniş koşulları ve gelen maksimum yüklemeler regülasyonlarda sınıflandırılmıştır. Bu hesaplamalar için öncelikle uçağın ağırlığının ve iniş takımlarının uçağın ağırlık merkezine göre konumlarının iyi bilinmesi gerekmektedir. Uçak taksi halindeyken uçağın tekerleri ağırlığı belli oranlarda paylaşarak taşırlar. Bu oran ağırlık merkezine olan uzaklıkla ters orantılıdır. Genel moment denklemi ile bu sonuca varılır. Bu durum göz önüne alındığında ana iniş takımı ağırlık merkezine daha yakın, burun iniş takımı da daha uzak mesafe de bulunur. Literatürdeki uçaklar göz önünde alınarak burun iniş takımı ve ana iniş takımının ağırlık merkezine uzaklıkları oranlanarak değerlendirildiğinde ön iniş takımının yüklemenin yaklaşık yüzde 5 ile 20 ini taşıdığı,

ana iniş takımının yüzde 80 ile 95 aralığında yük taşıdığı söylenebilir. Buna göre öncelikle uçağın ağırlığının bilinmesi gerekmektedir [6].

Uçağın maksimum kalkış ağırlığı:

$$W_0 = W_{\text{mürettebat}} + W_{\text{yük}} + W_{\text{yakıt}} + W_{\text{boş}} \quad (4.1)$$

Uçak tipine göre boş ağırlığın (W_e) kalkış ağırlığına oranı için grafik aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.1: Uçak tipine göre ağırlık grafiği.

Bu grafiğe göre savaş uçaklarında boş ağırlığın maksimum kalkış ağırlığına oranı 0.5 ile 0.65 aralığında değişmektedir. Buna göre ortalama olarak W_e/W_0 değeri 0.6 seçilerek işlemlere devam edilir.

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{us}$	A	C
Sailplane—unpowered	0.86	-0.05
Sailplane—powered	0.91	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt—composite	0.99	-0.09
General aviation—single engine	2.36	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	-0.03
Twin turboprop	0.96	-0.05
Flying boat	1.09	-0.05
Jet trainer	1.59	-0.10
Jet fighter	2.34	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	-0.07
Jet transport	1.02	-0.06

K_{us} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep
= 1.00 if fixed sweep

Şekil 4.2: Ağırlık hesabı için katsayılar.

Şekilde verilen denklem ve katsayılar kullanılarak maksimum kalkış ağırlığı hesaplanır. Şekilde savaş uçaklarında A katsayısı 2.34, C katsayısı -0.13 olarak alınır.

$$\frac{W_e}{W_0} = AW_0^C K_{us} \quad (4.2)$$

Hesaplamalar yapıldığında maksimum kalkış ağırlığı yaklaşık 15970 kg olarak elde edilir.

Ayrıca, yük hesabı için maksimum iniş hızına ihtiyaç vardır. Bunun için formül şu şekildedir.

$$V = 4.4 \left(\frac{W}{S} \right)^{0.25} \quad (4.3)$$

Formülde;

W : Maksimum kalkış ağırlığı (lb)

S : Kanat Alanı (ft²)

Kanat alanına karar verilirken literatürdeki uçaklar incelenerek 300 ft² ~ 28 m² olarak alınmıştır. Hesaplama yapıldığında iniş hızı 14.5 ft/s (4.4 m/s) olarak hesaplanır. Ancak bu hızın 10 ft/s'yi aşmaması gerekmektedir. Bu nedenle iniş hızı olarak 10 ft/s (3 m/s) kabul edilir.

Kanat taşıma kuvveti aerodinamik denklemi:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_L \quad (4.4)$$

Formülde;

V_s : Tutunma (Stall) Hızı

ρ : Havanın yoğunluğu

C_L : Kaldırma katsayısı

Buna ek olarak kanat taşıma kuvveti uçak ağırlığının üçte ikisini aşamaz. Buna göre kanat taşıması 20133 lb (10646 kg) olarak alınabilir. Yük faktörü değeri savaş uçaklarında 3 ile 4 aralığındadır. Bu nedenle bu çalışmada 3.5 olarak seçilmiştir.

Öncelikle, bölüm 3.2.4' de burun iniş takımına gelen statik ve dinamik yükler hesaplanmıştır. Bu bölümde farklı iniş koşullarında iniş takımına gelen yüklemeler ayrıntılı bir biçimde hesaplanacaktır. En kritik koşullar belirlenerek analizler gerçekleştirilecektir.

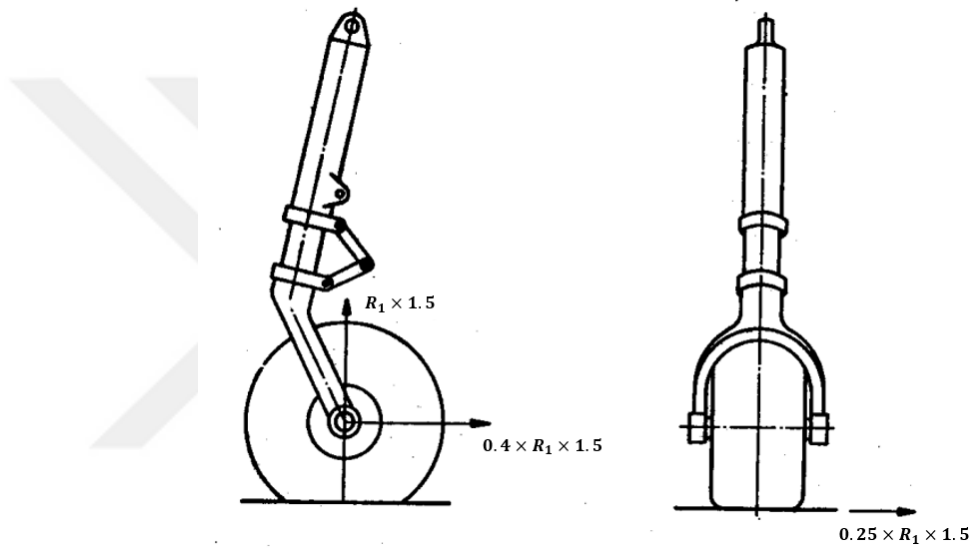
İniş takımında stres oluşturan koşullar şöyle sıralanabilir [1].

1. İniş sırasında normal sürtünme ve yan yük.
2. İniş sırasında sadece yüksek sürtünme yükü.
3. Yüksek sürtünmeli temas yükleri altında dikmenin burkulması ile sürtünme önleyici yükler.
4. Taksi sırasında frenlerden kaynaklanan yükler.
5. Taksi yaparken dönme ve sallanma yükleri.
6. Geriye yuvarlanmadan kaynaklanan yükler.
7. Yerde keskin dönüş yükleri.

Burada ilk üç maddede uçağın iniş ağırlığı, diğer dört maddede kalkış ağırlığı kullanılır. Ancak uçağın acil bir durumda kalkış ağırlığında yeniden inmesi gerekebilir, bu özel durumların da incelenmesi gerekmektedir. İngiliz askeri uygulamaları, bu yükleri hesaplarırken belirtilen düşey hız ve iniş ağırlığında düşme testinden veya belirtilen hız ve kalkış ağırlığının %80'inde yapılan düşme testinden elde edilen dikey reaksiyon kuvvetlerinden yüksek olanı ile değerlendirme yapar.

Ek olarak, normal iniş sırasında yer temasında yüksek dikey yükler oluşur. Bununla birlikte sabit bir teker ve kuru bir pistte iniş gerçekleştiğinde az önce bahsedilen

yüksek bir sürtünme kuvveti de oluşur. Herhangi bir iniş koşulunda bir miktar sürtünme kuvveti oluşur, buna ek olarak uçak yalpalanırsa ya da çapraz rüzgara maruz kalırsa bir miktar yan yük de oluşur. Yan yük ve sürtünme yükünün kombinasyonları çok fazladır. İniş sırasında başlangıçta sürtünme kuvveti maksimum seviyededir. Hız azaldığında ve lastik yapışması arttığında yanal kuvvet artar. Burun iniş takımındaki en önemli etki taksi sırasında frenleme uygulandığında yüklerde oluşan farklılıklardır. Mühendisin ön tasarım yapabilmesi için yaklaşık bir yük hesabı yapması gerekmektedir. Bunun için, Şekil 4.3 ile gösterilen kuvvet hesaplaması kullanılabilir. Ancak bunun yanı sıra kritik durumların da incelenmesi gerekmektedir.



Şekil 4.3: Burun iniş takımı ana stres durumu (üç nokta iniş durumu).

$$R_1 = \frac{W_1(l_m + 0.4h)}{\sqrt{(l_m + l_n)(l_n - 0.4h)}} \quad (4.4)$$

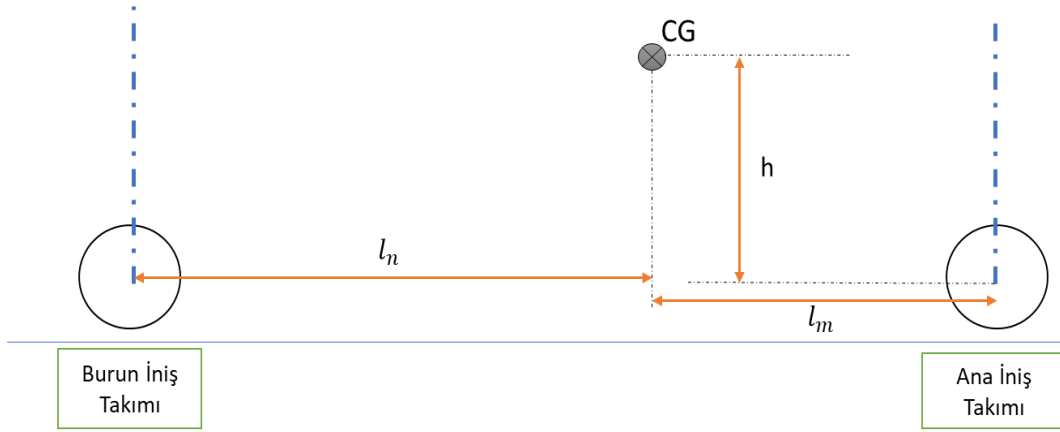
Formülde;

W_1 : Uçağın iniş ağırlığı

l_m : Ana iniş takımı ve ağırlık merkezi arasındaki yatay mesafe

l_n : Burun iniş takımı ve ağırlık merkezi arasındaki yatay mesafe

h : Teker merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki dikey mesafe (Dikme uzatılmış konumdayken)



Şekil 4.4: İniş takımı düzeninin ölçüleri.

Şekil 4.4 ile gösterilen ölçüler Bölüm 3.2’ de hesaplanmıştır.

$$l_m = 1410 \text{ mm}$$

$$l_n = 2590 \text{ mm}$$

$$h = 776.5 \text{ mm}$$

Yukarıda bahsedilen durumlar için kritik koşulların yük hesaplamaları aşağıda verilmiştir.

Tablo 4.1: Burun iniş takımı enerji emilimi [1].

Durum	Koşul	Burun İniş Takımına Etki Eden Ağırlık	İniş Dikey Hızı		Yer Kuvvet Katsayısı		Maksimum Dikey Tepki
			Sınır	Nihai	Sürüklenme	Yan	
1	İniş Ağırlığı ile İniş	$W_L \left(\frac{l_m + 0.4h}{l_m + l_n} \right)$	V	-			N_{PL}
2			-	1.18V	0 - 0.4	0 - 0.25	N_{UL}
3	Kalkış Ağırlığı ile İniş	$W_T \left(\frac{l_m + 0.4h}{l_m + l_n} \right)$	0.8V	-			N_{PT}
4			-	1.18x0.8V			N_{UT}

W_L : İniş Ağırlığı

W_T : Maksimum Kalkış Ağırlığı

N_{PL} ve N_{UL} : İniş ağırlığı ile hesaplanan dikey tepki kuvvetleri

N_{PT} ve N_{UT} : Kalkış Ağırlığı ile hesaplanan dikey tepki kuvvetleri

İniş takımlarının ağırlık merkezine mesafeleri önceki bölümlerde elde edilmişti. Bu veriler kullanılarak maksimum dikey tepki kuvvetleri hesaplanır. Hesaplamalarda iniş ağırlığı kalkış ağırlığının %80’i alınarak hesaplanmıştır. Buna göre;

$$N_{PL} = W_L \left(\frac{l_m + 0.4h}{l_m + l_n} \right) = 15970 * 9.81 * 0.8 * \frac{1410 + 0.4 * 776.5}{4000} = 53911.8 \text{ N} \quad (4.5)$$

$$N_{UL} = 1.5 * N_{PL} = 80867.7 \text{ N} \quad (4.6)$$

$$N_{PT} = W_T \left(\frac{l_m + 0.4h}{l_m + l_n} \right) = 15970 * 9.81 * \frac{1410 + 0.4 * 776.5}{4000} = 67389.75 \text{ N} \quad (4.7)$$

$$N_{UT} = 1.5 * N_{PT} = 101084.6 \text{ N} \quad (4.8)$$

İniş durumlarına göre bu yüklemelerin değerleri değişmektedir. Kritik iniş koşulları ve yükleme hesapları Tablo 4.2 ile verilmiştir.

Tablo 4.2: İniş takımı yükleri [1].

Durum	Koşul	Burun Tekerleği Konumu	Uçağın Durumu	Sınır Faktör	Nihai Faktör	Burun İniş Takımında Yükler		
						Dikey	Sürtüklenme	Yan
1a	Sürtünme ve yan yükle üç nokta inişi	Merkez	B	1	1.5	N_1	$0 - 0.4N_1$	$0 - 0.25N_1$
1b				-	1	N_2	$0 - 0.4N_2$	$0 - 0.25N_2$
2a	Yüksek sürtünme ile üç nokta inişi	Merkez	B	1	1.5	KN_1	$0.8KN_1$	0
2b				-	1	KN_2	$0.8KN_2$	0
3	Dinamik frenleme	Merkez	A	1	1.5	N_3	$0 - 0.4N_3$	0
4	Fren ile Taksi	Dönme Pozisyonu	A	1	1.5	N_4	$0 - kN_4$	$0 - S$
5	Geri Çekme	Merkez	A	1	1.5	N_5	$-0.7N_5$	0

Tablodaki ifadeleri açıklamak gerekirse öncelikle ifade edilen uçağın durumları:

A- Statik durum.

B- Yunuslama olmaksızın üç nokta iniş durumu.

1a ve 2a ile ifade edilen hesaplamalar sınır değerlerdeki hesaplamayı içermektedir. 1b ve 2b ile ifade edilen hesaplamalar nihai değerlerdeki hesaplamaları ifade etmektedir.

$$N_1 = N_{PL} \text{ ya da } N_{PT} \text{ 'den daha büyük} \quad (4.9)$$

$$N_2 = N_{UL} \text{ ya da } N_{UT} \text{ 'den daha büyük} \quad (4.10)$$

$$K = \frac{\text{Dönerken Düşey Tepki}}{\text{Maksimum Düşey Tepki}} \quad (4.11)$$

Bu değer hesaplamalarda 1 olarak alınmıştır.

$$k = \begin{cases} 0.5 & D_{teker} \leq 24 \text{ in.} \\ 0.4 & D_{teker} > 24 \text{ in.} \end{cases} \quad (4.12)$$

$$N_3 = W_T \left(\frac{l_m + \frac{cHD_B}{W_T}}{l_m + l_n} \right) \quad (4.13)$$

$$N_4 = \frac{1.75 * W_T * l_m}{l_m + l_n} + \frac{D_M H}{l_m + l_n} \quad (4.14)$$

$D_B = \frac{4}{3} * (\text{Uçağın hareket halindeyken maksimum frenlemesine karşılık gelen sürüklenme})$

$D_M = \frac{4}{3} * (\text{Uçağın hareket halindeyken bir ana iniş takımında maksimum frenlemesine karşı sürüklenme})$

Bölüm 3.2.6' da ifade edildiği üzere uçağın maksimum frenlemesine karşılık gelen sürüklenme kuvveti $0.3W$ olarak ele alınmıştır.

$H = \text{Ağırlık merkezinin yerden yüksekliği}$

$c = \text{Frenleme sırasında dinamik yunuslama nedeniyle burun tekerleği tepkisindeki artışı ifade eden bir katsayı} = 2.$

$$N_5 = \frac{W_T * l_m}{l_m + l_n} \quad (4.15)$$

$S = 0.25N_4$ değerinden daha küçük olmamalı.

Bu bilgilere göre değerler formüllere yerleştirilerek hesaplamalar yapılmıştır.

Hesaplanan değerler Tablo 4.3 ile gösterilmiştir.

Tablo 4.3: Hesaplanan yükler.

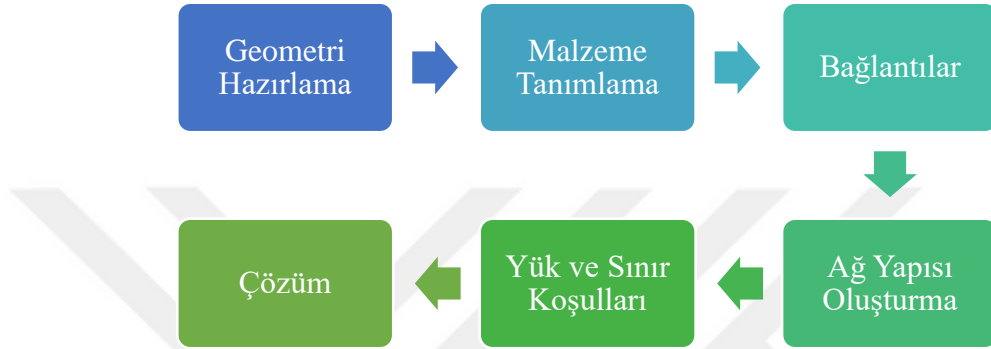
Durum	Koşul	Burun İniş Takımında Yükler (N)		
		Dikey Kuvvet	Sürüklenme Kuvveti	Yan Kuvvet
1a	Sürtünme ve yan yükle üç nokta inişi	67389.75	26955.9	16847.44
1b		101084.6	40433.83	25271.15
2a	Yüksek sürtünmeyle üç nokta inişi	67389.75	53911.8	0
2b		101084.6	80867.68	0
3	Dinamik frenleme	86557.8	34623	0
4	Fren ile Taksi	112309.73	56154.86	28077.43
5	Geri Çekme	55224.66	-38657.26	0

Tablo 4.3 ile hesaplanan yüklerden en kritik olanlar seçilerek analizler gerçekleştirilmiştir. Kuvvet yönlerine göre gruplandırılarak yüksek kuvvet değerine sahip olan koşulların analizi yapılarak geometri en kritik koşullarda incelenmiştir. Buna göre 1a, 1b ve 4 ile numaralandırılmış durumlardan en kritik koşul olarak 4 ile numaralandırılan durum fren ile taksi koşulu yükleri uygulanmıştır. 2a, 2b ve 3 ile numaralandırılmış durumlardan 2b durumu yüksek sürüklenme ile üç nokta iniş koşulu uygulanmıştır. Bir de 5 ile numaralandırılmış durum geri çekme koşulu analizlerde uygulanmıştır. Bu üç kritik koşul için analizler çözdürülmüştür.



5. İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ

İniş takımları ANSYS Workbench programında statik analiz yapılarak analiz edilmiştir. Modelleme sürecinin akış şeması Şekil 5.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.1: Modelleme akış şeması.

Öncelikle CAD geometrisi hazırlanır. Geometrideki küçük delikler ve küçük eğriler analizi çözümünü kolaylaştırmak için kaldırılır. Her bir parçanın malzeme özellikleri tanımlanır. Sonrasında parçalar arasındaki bağlantılar kurularak ağ yapısı oluşturulur. Sınır koşulları ve yükler sisteme uygulanarak analiz çözdürülür. Çözüm sırasında kullanılan sonlu elemanlar yönteminde yapılan hesaplama yöntemi kısaca şu şekilde açıklanabilir.

Yapısal denklemler çözümlenerek düğüm noktalarındaki yer değiştirmeler elde edilir. Gerilme değerleri yer değiştirmelerden türetilir. Statik analizde yer değiştirmelerinin elde edildiği formül şu şekilde gösterilir [22].

$$\{F\} = [K]\{u\} \quad (5.1)$$

Formülde:

[K]: Katılık Matrisi

{u}: Yer Değiştirme Vektörü

{F}: Kuvvet Vektörü

Daha sonra, gerilme değerlerini hesaplamak için öncelikle gerinimlerin hesaplanması gerekir.

$$\{\epsilon\} = [B]\{u\} \quad (5.2)$$

[B]: Gerinim- Yer Değiştirme Matrisi

{ ϵ }: Gerinim Vektörü

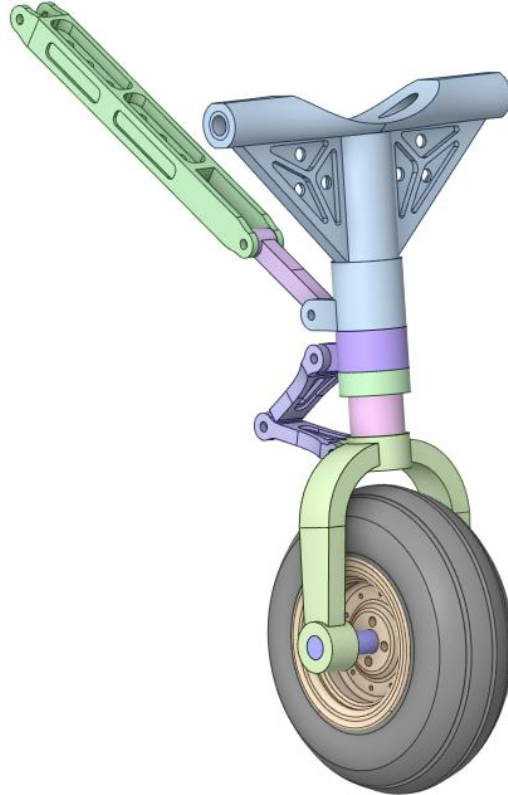
Ardından elastisite teorisinden gerilmeler izotropik malzemeler için gerilme gerinim ilişkisi şu şekilde hesaplanır.

$$\{\sigma\} = [D]\{\epsilon\} \quad (5.3)$$

[D]: Yapısal Malzeme Matrisi (Malzeme elastisite modülü ve poisson oranı ile hesaplanan matristir.)

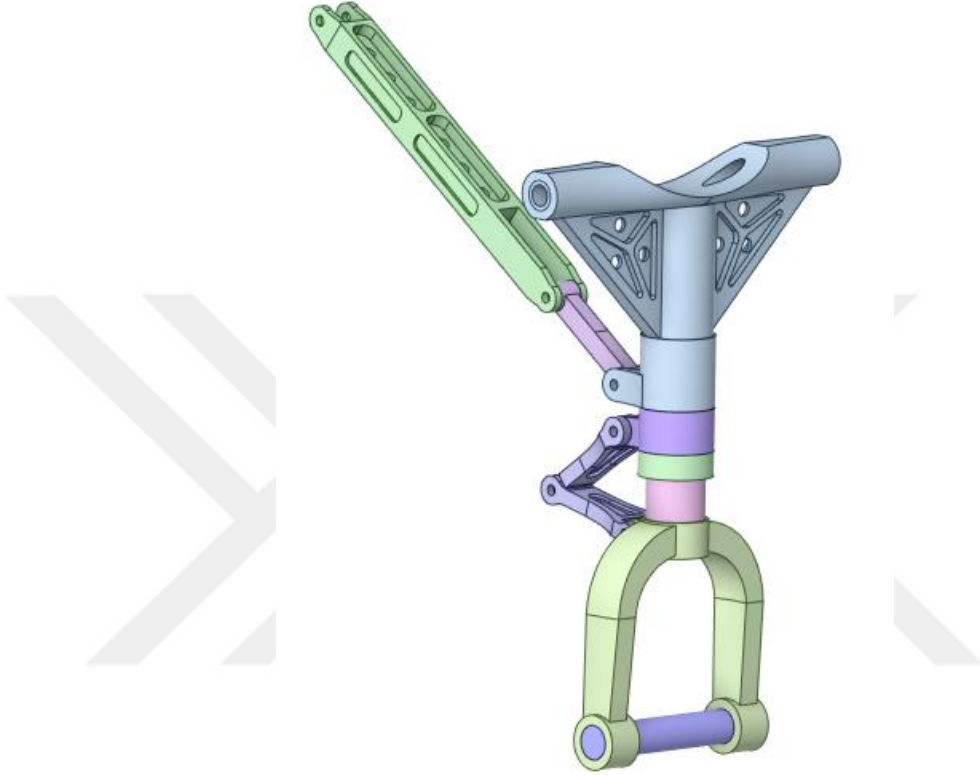
5.1 Geometri

Analizi yapılacak iniş takımı sisteminin CAD modeli şekil 5.2 ile gösterilmiştir.



şekil 5.2: Burun iniş takımı geometrisi.

Geometrideki komponentler, destek kolları, tork bağlantıları, iniş takımı çatalı, aks, ana dikme, amortisör pistonu, jant ve lastik olarak sıralanabilir. Analiz süresini kısaltmak amacı ile analiz modelinde sadeleştirmeler yapılmıştır. Lastik ve jant modeli analiz geometrisinden çıkartılmıştır. Yük direk aks üzerinden uygulanmıştır. Analiz geometrisi Şekil 5.3 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.3: Analiz geometrisi.

5.2 Malzeme Bilgisi

Tasarlanan iniş takımı için kullanılan malzemeler ve bu malzemelerin mekanik özellikleri bu bölümde açıklanacaktır. İniş takımlarında yüksek dayanıma ve yorulma ömrüne sahip hafif malzemeler seçilmesi gerekmektedir. Seçilen malzemeler yükleme koşullarında gelen kuvvetlere karşı dirençli olmalıdır. Analiz sonuçlarındaki gerilme değerlerine göre malzeme değişikliği yapılabilir. Seçilen malzemenin dayanımına göre malzemenin hasar durumu incelenmiştir. Önce kritik koşullarda analizler çözdürülmüş komponentler üzerine gelen gerilme değerleri incelenmiştir. Komponentin maruz kaldığı gerilme değerlerine göre malzeme değişikliği yapılarak analizler tekrarlanmıştır. Komponentlere tanımlanana malzeme listesi Tablo 5.1 ile belirtilmiştir.

Tablo 5.1: Malzeme bilgisi.

KOMPONENT	MALZEME
Ana Dikme	AISI 4340
	PH13- 8Mo
	Ti-10V-2Fe-3Al
	Ti-6Al-6V-2Sn
İniş Takımı Çatalı	AISI 4340
	PH13- 8Mo
	Ti-10V-2Fe-3Al
Tork Bağlantıları	Al 7075 T6
	Ti 6Al-4V
	AISI 1035
Aks	AISI 4340
	Al 7075 T6
Yan Destek Kolları	Ti 6Al-4V
	AISI 1035
	300M Çelik

5.2.1 Alüminyum alaşım 7075 T6

Alüminyum 7075 T6 alaşımı genellikle havacılık endüstrisinde kullanılır. Hafif bir yapıya, yüksek korozyon direncine, yüksek kırılma tokluğuna ve yüksek çekme mukavemetine sahiptir. Alaşımda çinko ve bakır değeri yüksek olduğundan hafif ve güçlü bir yapısı vardır. Bu malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.2 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.2: Al 7075-T6 mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	2.81
Elastisite Modülü (MPa)	70960
Poisson Oranı	0.33
Çekme Dayanımı (MPa)	572
Akma Dayanımı (MPa)	503

5.2.2 Titanyum alaşımı Ti-6Al-6V-2Sn

İyi bir korozyon direncine sahiptir. Ti-6Al-4V ile karşılaştırıldığında daha düşük kırılma tokluğu ve yorulma özelliklerine ancak daha yüksek mukavemete sahiptir. Bu özelliklerinden dolayı gövdeler, jet motorları, roket motoru kasaları, nükleer reaktör bileşenleri, mühimmat bileşenleri gibi bölgelerde kullanımı yaygındır. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.3 ile gösterilmiştir [35].

Tablo 5.3: Ti-6Al-6V-2Sn mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİğİ	DEğER
Yoğunluk (kg/m ³)	4.54
Elastisite Modülü (MPa)	110300
Poisson Oranı	0.32
Çekme Dayanımı (MPa)	1050
Akma Dayanımı (MPa)	980

5.2.3 Titanyum alaşımı 10V-2Fe-3Al

Yüksek mukavemet ve yüksek kırılma tokluğuna sahiptir. Yorulma direnci ortalamanın üstündedir. Bu özellikleri sebebiyle havacılık endüstrisinde kullanımı yaygınlaşmıştır. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.4 ile gösterilmiştir [35].

Tablo 5.4: Ti 10V-2Fe-3Al mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİğİ	DEğER
Yoğunluk (kg/m ³)	4.65
Elastisite Modülü (MPa)	110000
Poisson Oranı	0.33
Çekme Dayanımı (MPa)	1430
Akma Dayanımı (MPa)	1240

5.2.4 Titanyum alaşımı Ti-6Al-4V

Ti-6Al-4V veya Ti 6-4 en yaygın kullanılan titanyum alaşımıdır. Saf titanyum ile aynı sertlik ve termal özelliklere sahip olmasına rağmen ticari olarak saf titanyuma göre çok daha güçlüdür. Birçok avantajının yanında aynı zamanda ısıl işlem de yapılabilir. Mukavemet, korozyon direnci ve kaynak kabiliyeti ile mükemmel bir alaşımdır. Bu malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.5 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.5: Ti-6Al-4V mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	4.43
Elastisite Modülü (MPa)	113800
Poisson Oranı	0.372
Çekme Dayanımı (MPa)	960
Akma Dayanımı (MPa)	880

5.2.5 PH13-8 Mo paslanmaz çelik

PH13-8Mo AMS 5629 H1000 çeliği çok yüksek dayanıma, kırılma tokluğuna ve sertliğe sahiptir. Ayrıca korozyona karşı yüksek dirence sahip bir malzemedir. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.6 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.6: PH13-8 Mo Mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	7.80
Elastisite Modülü (MPa)	221000
Poisson Oranı	0.28
Çekme Dayanımı (MPa)	1480
Akma Dayanımı (MPa)	1415

5.2.6 AISI 1035

Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.7 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.7: AISI 1035 mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	7.87
Elastisite Modülü (MPa)	196000
Poisson Oranı	0.29
Çekme Dayanımı (MPa)	620
Akma Dayanımı (MPa)	550

5.2.7 300M çelik

Düşük alaşımlıdır ve yüksek mukavemete sahiptir. Yüksek kırılma tokluğunun yanı sıra iyi yorulma performansına sahip olan 300M çelik uzun bir ömre sahip olması ve ekstra yüksek mukavemeti sebebiyle havacılık endüstrisinde uçak bileşenlerinde ve

iniş takımlarında sıklıkla kullanılır. Ayrıca benzer çelik malzemelere göre korozyon direnci de iyidir. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.8 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.8: 300M mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	7.83
Elastisite Modülü (MPa)	205000
Poisson Oranı	0.28
Çekme Dayanımı (MPa)	1931
Akma Dayanımı (MPa)	1586

5.2.8 AISI 4340 çelik alaşımı

AISI 4340 çelik alaşımı, yüksek mukavemete, tokluğa ve iyi yorulma mukavemetine sahip düşük alaşımlı bir çeliktir. Yüksek mukavemette kolay bir biçimde şekillendirilebilir. Nikel, krom ve molibden eklenir. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.9 ile verilmiştir [35].

Tablo 5.9: AISI 4340 mekanik özellikleri.

MALZEME ÖZELLİĞİ	DEĞER
Yoğunluk (kg/m ³)	7.7
Elastisite Modülü (MPa)	200000
Poisson Oranı	0.29
Çekme Dayanımı (MPa)	1792
Akma Dayanımı (MPa)	1496

5.3 Ağ Yapısı

Ağ yapısı, sonlu elemanlar yönteminde sonsuz serbestlik derecesinde bir sistemin çözülebilir hale getirebilmek için sonlu serbestlik derecesine dönüştürülmesini sağlayan yöntemdir. Yani, komponentler küçük elemanlara bölünerek mekanik sistemin diferansiyel çözümü sağlanır. Ağ oluşturulurken eleman tipi seçimi, ağ yoğunluğu seçimi önemli kriterlerdir. Elemanlar yeterli küçüklükte ve parçada yayılımları düzenli ise çözüm gerçekliğe oldukça yakın olabilir. Bunlar hem hesaplama süresini hem de analizin doğruluğunu etkileyecek parametrelerdir.

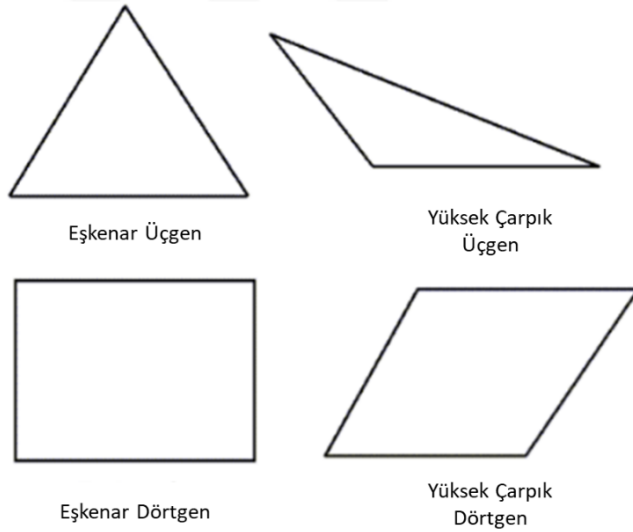
Mükemmel	Çok İyi	İyi	Kabul Edilebilir	Kötü	Kabul Edilemez
0 – 0.25	0.25 – 0.50	0.50 – 0.80	0.80 – 0.94	0.95 – 0.97	0.98 – 1.00

Şekil 5.4: Çarpıklık spektrumu [37].

Kabul Edilemez	Kötü	Kabul Edilebilir	İyi	Çok İyi	Mükemmel
0 – 0.001	0.001 – 0.14	0.15 – 0.20	0.21 – 0.69	0.70 – 0.95	0.95 – 1.00

Şekil 5.5: Ağ kalitesi spektrumu [37].

Ağ yapısında çarpıklık ve ağ kalitesi parametreleri dikkate alınmıştır. Çarpıklığın ağ kalitesi ile doğrudan ilişkilidir. Çarpıklık ağ yapısının ideal forma ne kadar yakın olduğunun bir ölçüsüdür. Çarpıklıkla ilgili örnek durumlar Şekil 5.6 ile gösterilmiştir. Şekil 5.4 ve Şekil 5.5 dikkate alınarak her bir bileşenin ortalama eleman kalitesinin 0.7'nin üzerinde olmasına, ayrıca ağın çarpıklığının 0.5'in altında olmasına dikkat edilmiştir.



Şekil 5.6: Çarpıklık

Üç boyutlu katı modelde genellikle ikinci dereceden dört yüzlü elemanlar kullanılmıştır. Silindirik yapılarda altı yüzlü elemanlar kullanılmıştır. Komponentlerin ağ yapıları ve özellikleri bu bölümde gösterilmiştir.



Şekil 5.7: Ağ yapısı.

Tüm yapıda 97823 tane eleman, 185549 tane düğüm noktası vardır ve yapının ortalama ağ kalitesi 0.81, ortalama çarpıklığı 0.27'dir.



Şekil 5.8: Ana dikme ağ yapısı.

Ana dikmede dörtyüzlü üçgen piramit ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.10 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.10: Ana dikme ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	55905
Düğüm Sayısı	93423
Ortalama Ağ Kalitesi	0.82
Ortalama Çarpıklık	0.25

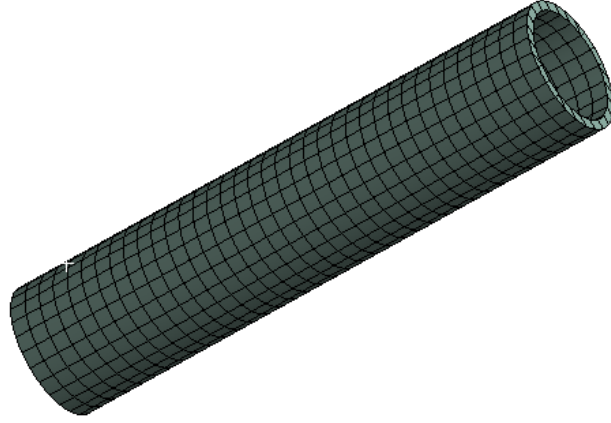


Şekil 5.9: Tork bağlantıları ağ yapısı.

Tork bağlantılarında dörtyüzlü üçgen piramit ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.11 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.11: Tork bağlantıları ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	10471
Düğüm Sayısı	18274
Ortalama Ağ Kalitesi	0.79
Ortalama Çarpıklık	0.29

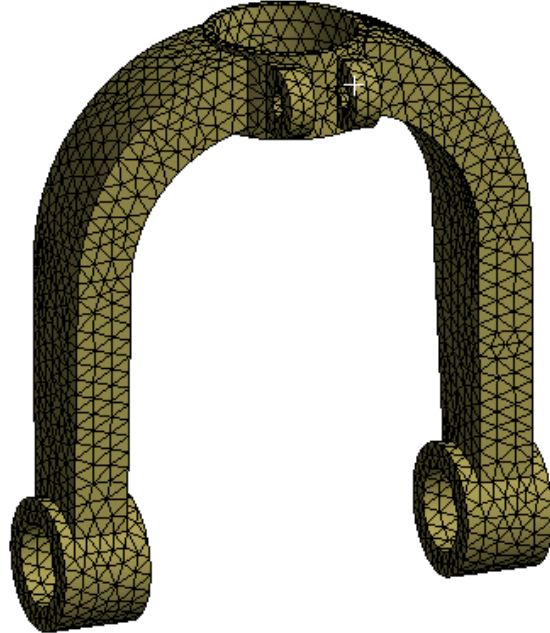


Şekil 5.10: Amortisör silindiri ağ yapısı.

Pistonda altı yüzlü ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.12 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.12: Amortisör pistonu ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	1585
Düğüm Sayısı	8179
Ortalama Ağ Kalitesi	0.71
Ortalama Çarpıklık	0.46

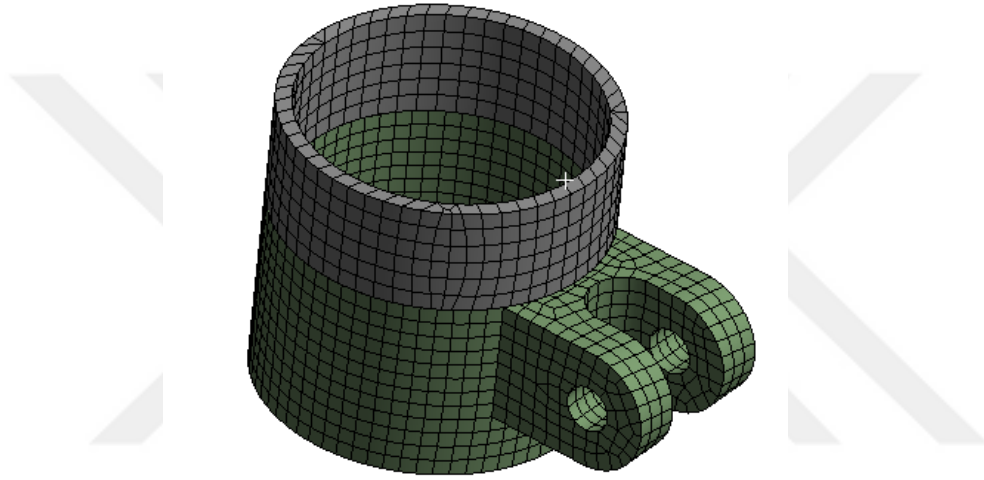


Şekil 5.11: İniş takımı çatalı ağ yapısı.

İniş takımı çatalında dörtyüzlü üçgen piramit ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.13 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.13: İniş takımı çatalı ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	14753
Düğüm Sayısı	24470
Ortalama Ağ Kalitesi	0.82
Ortalama Çarpıklık	0.26

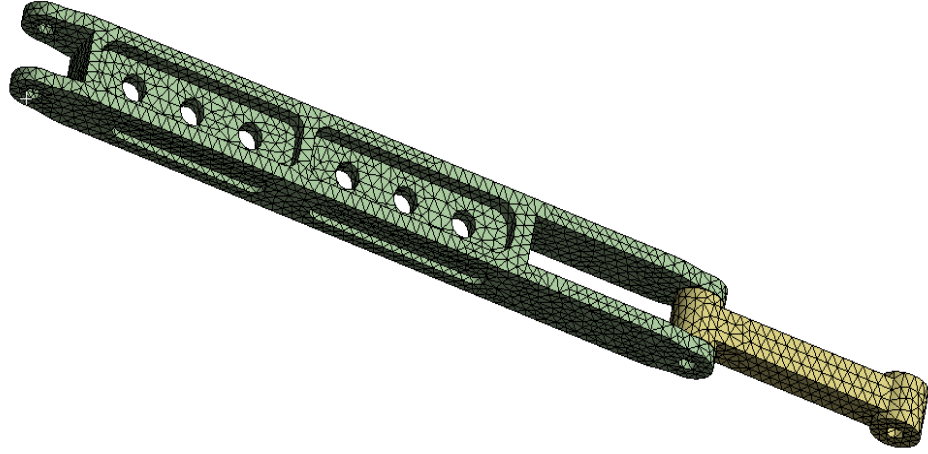


Şekil 5.12: Dikme bağlantı parçaları ağ yapısı.

Dikme bağlantı parçalarında altı yüzlü ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.14 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.14: Dikme bağlantı parçaları ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	2914
Düğüm Sayısı	13320
Ortalama Ağ Kalitesi	0.72
Ortalama Çarpıklık	0.45

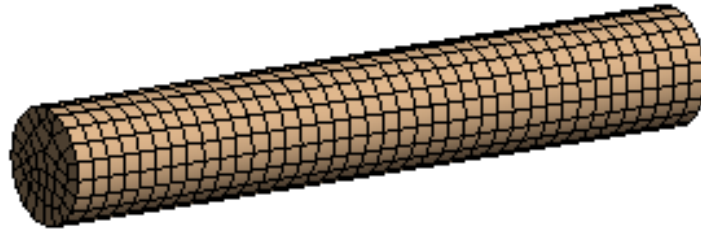


Şekil 5.13: Yan destek kolları ağ yapısı.

Yan destek kollarında dörtyüzlü üçgen piramit ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.15 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.15: Yan destek kolları ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	15262
Düğüm Sayısı	27414
Ortalama Ağ Kalitesi	0.80
Ortalama Çarpıklık	0.29



Şekil 5.14: Aks ağ yapısı.

Aksta altı yüzlü ağ tipi uygulanmıştır. Ağ özellikleri Tablo 5.16 ile gösterilmiştir.

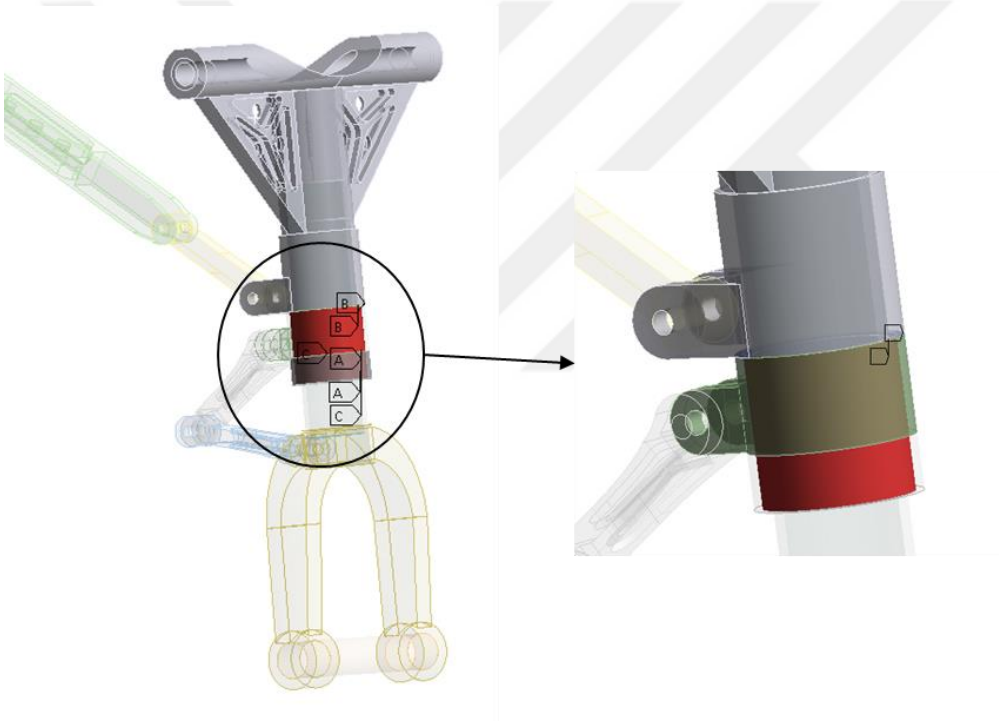
Tablo 5.16: Aks ağ özellikleri.

ÖZELLİK	DEĞER
Eleman Sayısı	1599
Düğüm Sayısı	7788
Ortalama Ağ Kalitesi	0.91
Ortalama Çarpıklık	0.24

5.4 Bağlantılar

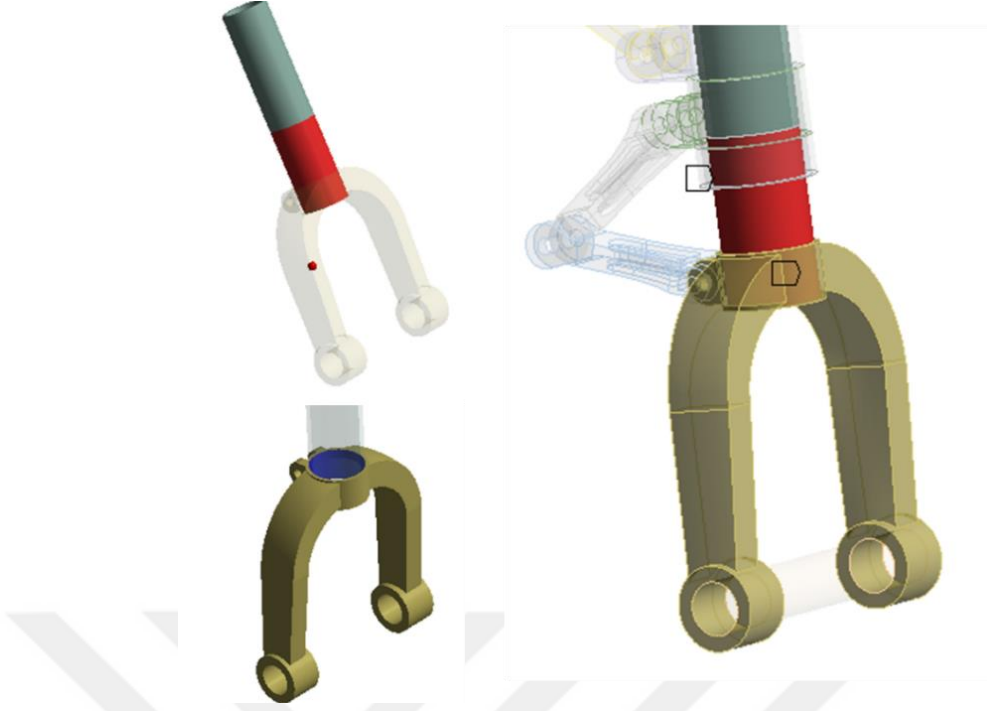
Birden çok parçadan oluşan model için parçaların arasındaki bağlantılar gerçek yapının davranışının doğru bir biçimde yansıtılması açısından kritik bir öneme sahiptir. Doğru bir sonlu elemanlar analizi için bağlantıların doğru bir şekilde modellenmesi gerekir. Yapısal parçalar arasında etkileşimin nasıl olduğunu, yükün nasıl aktarıldığını anlamak ve buna göre bağlantı şekillerini belirlemek önemlidir. Bu bölümde komponentler arasındaki bağlantı şekilleri bunlar göz önüne alınarak yapılmıştır.

Ana dikmenin tork bağlantıları ile bağlantısını sağlayan parça ile ana dikme birbirine yapıştırılmıştır ve Şekil 5.15 ile gösterilmiştir.



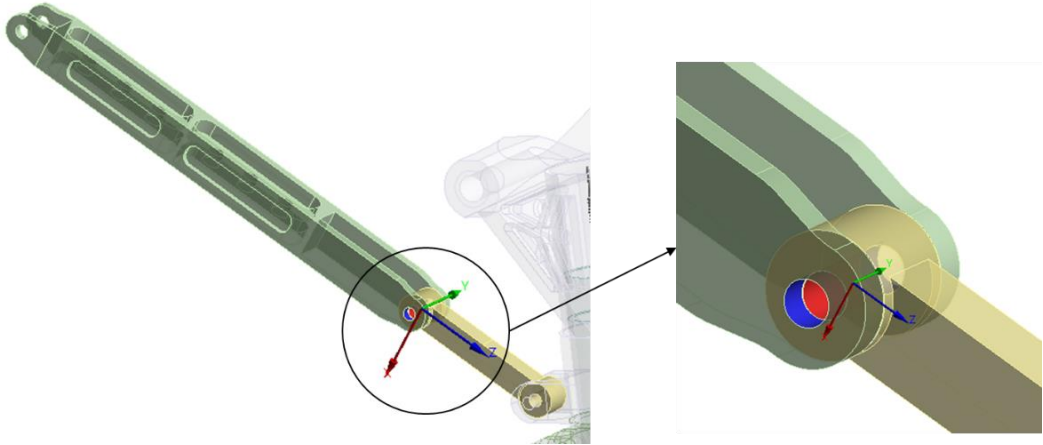
Şekil 5.15: Ana dikme bağlantısı.

Aynı şekilde iniş takımı çatalı ile şok emici pistonu da birbirlerine yapıştırılmıştır ve Şekil 5.16 ile gösterilmiştir.



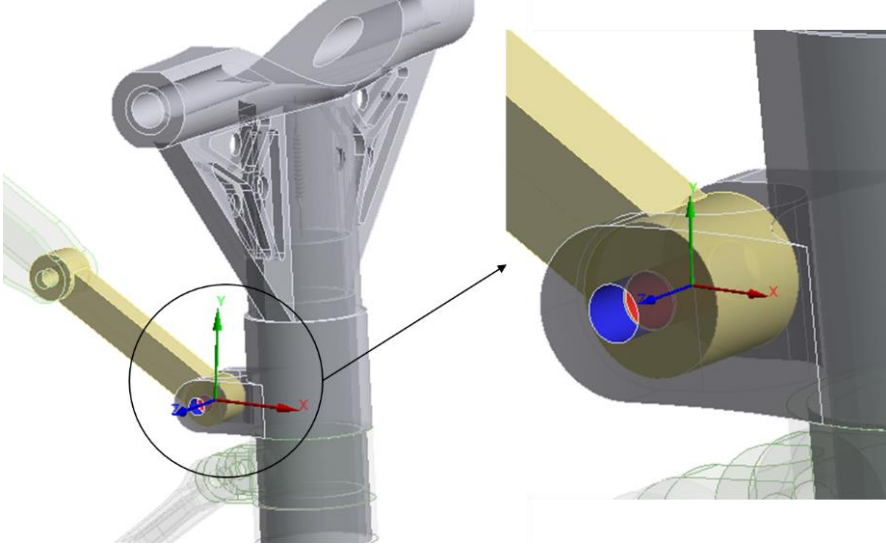
Şekil 5.16: Piston ve iniş takımı çatalı bağlantısı

Yan destek kollarının bağlantı bölgesinde dönem serbestliği olan pim bulunmaktadır. Ancak sistemde burası hareket anında kilitlemiş olarak bulunacağı için Şekil 5.17 ile gösterilen bu bölgede bağlantı tüm yönlerde hem öteleme hem de dönme hareketi kısıtlanmıştır.



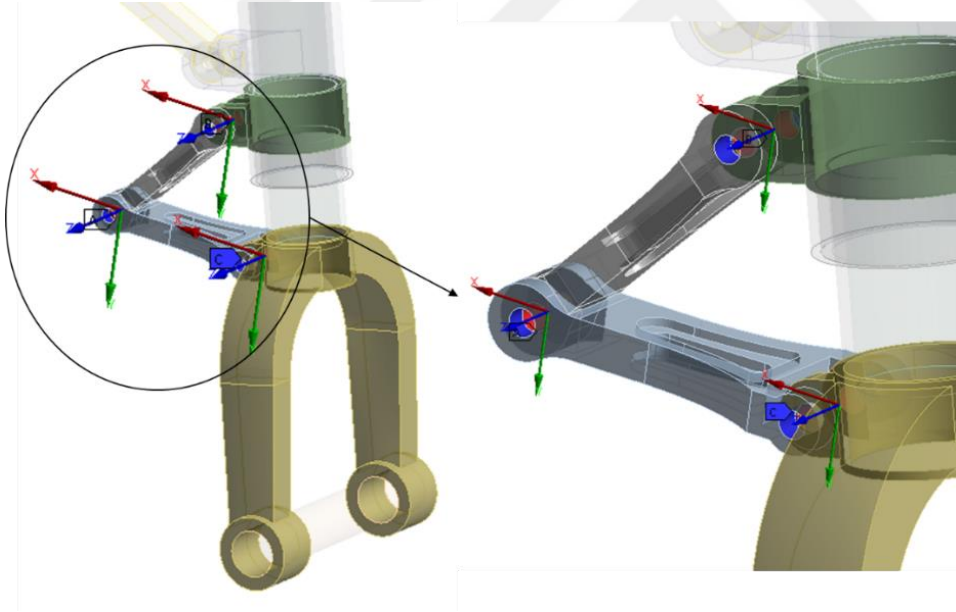
Şekil 5.17: Yan destek kolları bağlantısı.

Ana dikme ile yan destek kollarının bağlantı bölgesinde pim bulunmaktadır. Bu nedenle döner eklem bağlantısı burada kullanılmıştır. Şekil 5.18 ile gösterilen bu bağlantı bölgesindeki eksen takımına göre z ekseninde dönme serbest bırakılmıştır.



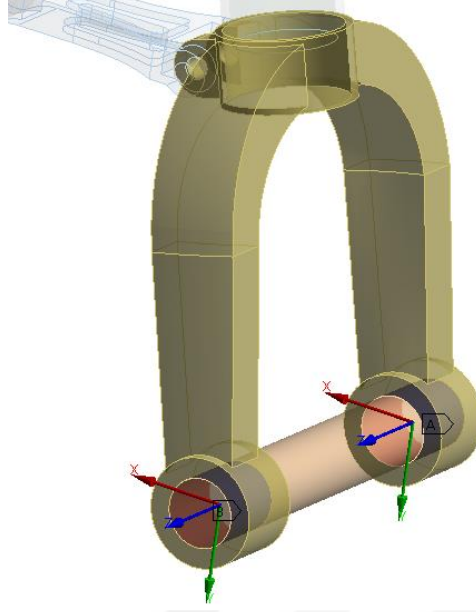
Şekil 5.18: Ana dikme ile yan destek bağlantısı.

Tork bağlantılarının kendi arasında ve ana dikme ile iniş takımı çatalı arasında pim bağlantısı bulunmaktadır. Bu nedenle, Şekil 5.19 ile gösterilen bu bağlantı bölgelerinde döner eklem bağlantısı burada kullanılmıştır.



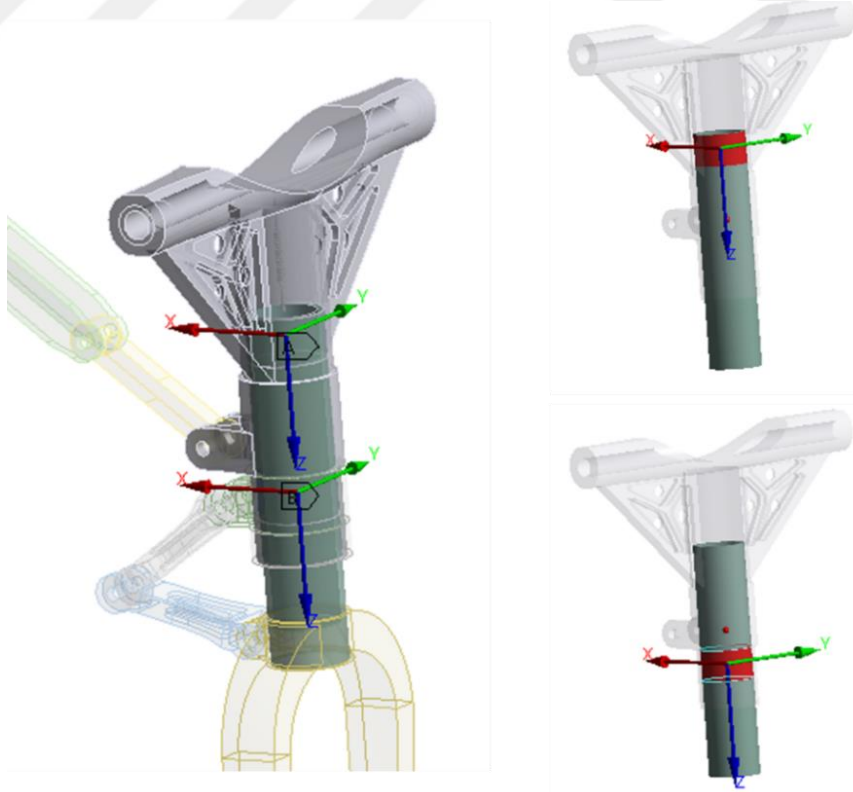
Şekil 5.19: Tork bağlantıları.

Aks ile iniş takımı çatalı arasında tüm eksenlerde öteleme ve dönme hareketlerini sınırlayan sabit bağlantı (fixed joint) tanımlanmıştır. Bu bağlantı, Şekil 5.20 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.20: İniş takımı çatalı ve aks bağlantısı.

Şok sönümleyici pistonu ile ana dikme arasında pistonun yataklanma bölgeleri pistonun alt ve üst kısmından belirlenmiştir. Bu bölgelerden silindirik bağlantı tanımlanmıştır. Şekil 5.21 ile gösterilen bağlantıda z ekseninde öteleme ve dönme serbestliği mevcuttur.



Şekil 5.21: Ana dikme ile piston bağlantısı.

Silindirik bağlantının yanı sıra ana dikme ile piston arasına aksel yükleri iletmesi için yüksek rijitliğe sahip bir yay tanımlanmıştır. Şekil 5.22 ile gösterilmiştir.

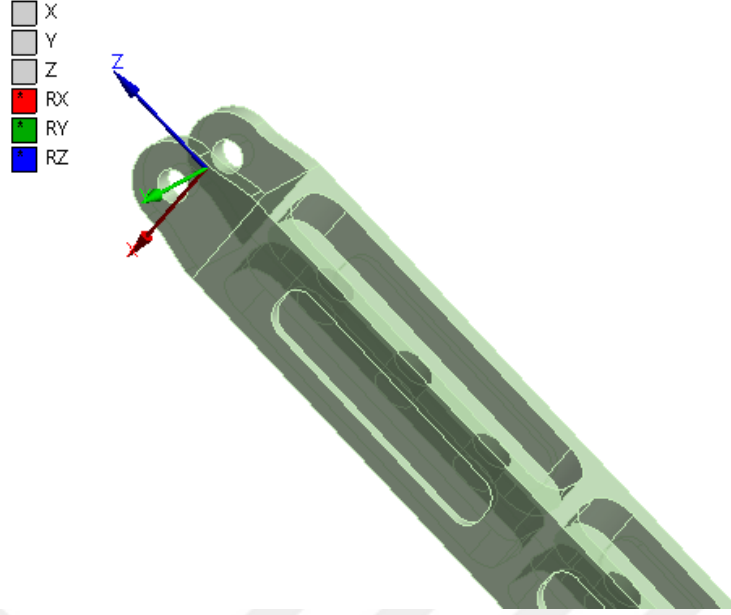


Şekil 5.22: Ana dikme ile piston bağlantısı -2.

5.5 Sınır Koşulları

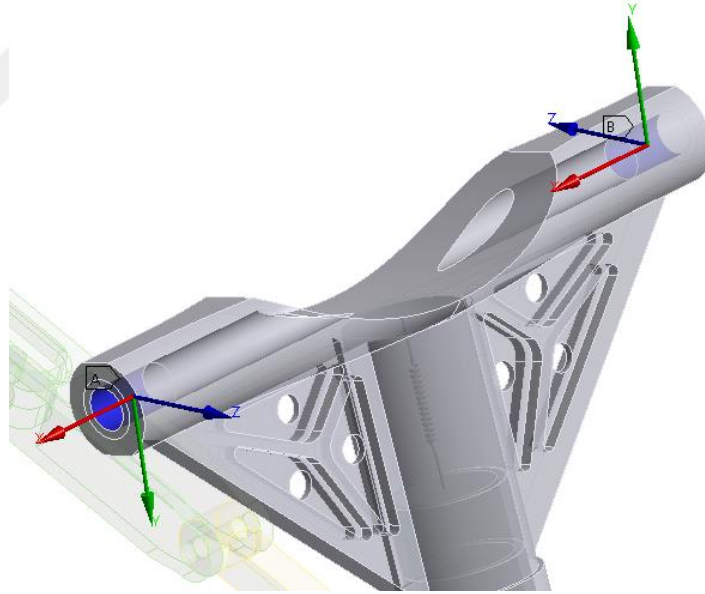
Sınır koşulları, sistemin sınırlarında yer değiştirmeleri belirten değerlerdir. Sınır koşulları yapının belirli serbestlik derecelerine kısıtlamalar getirir. Analizde uygun kısıtlamalar ve yüklemeler verilerek mekanik davranış modellenir. Doğru sınır koşulları için sistemin çalıştığı ortamın ve çevresindeki yapılarla etkileşimin iyi anlaşılması gerekir. Sınır koşullarının gerçekle aynı yer değiştirmelere izin vermesi önemlidir. Sınır koşulları ile denklem sisteminin sonsuz sayıda çözümü kısıtlanır ve çözücünün denklemi hesaplaması sağlanır. İniş takımı sistemindeki kısıtlamalar ve yükün uygulanması bu bölümde belirtilmiştir.

Şekil 5.23 ile gösterildiği gibi yan destek kolundan sistem üç yönde yer değiştirmesi sabitlenmiş, dönmeleri serbest bırakılmıştır.



Şekil 5.23: Sınır koşulu-1.

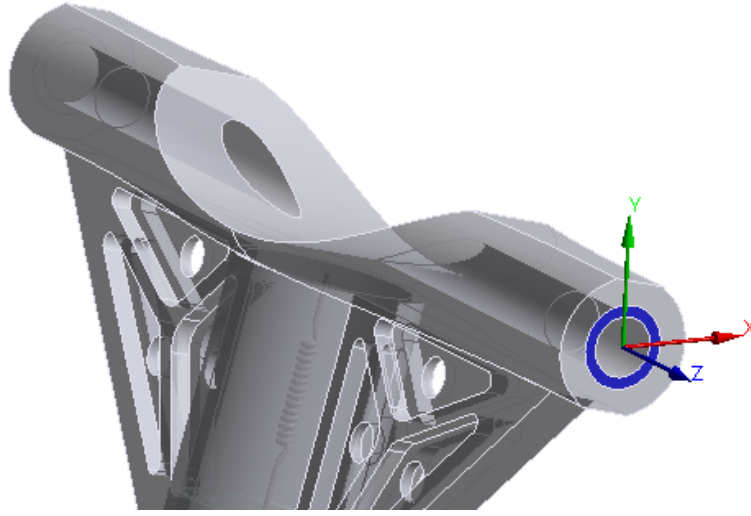
Şekil 5.24 ile gösterildiği bölgelerden ana dikmede sistem üç yönde yer değiştirmesi sabitlenmiş, dönmeleri serbest bırakılmıştır.



Şekil 5.24: Sınır koşulu-2.

Kuvvetin uygulandığı yön tarafından Şekil 5.25 ile gösterildiği bölgeden ana dikmede sistem z eksenini yönünde yer değiştirmesi sabitlenmiş, diğer eksenlerde yer değiştirmesi ve üç yöndeki dönmeleri serbest bırakılmıştır.

X
Y
Z
RX
RY
RZ



Şekil 5.25: Sınır koşulu-3.

Şekil 5.26 ile gösterildiği gibi iniş takımına gelen yükler aks üzerinden sisteme aktarılmıştır. Kuvvet tekerleğin yer ile temas ettiği yerden uzak kuvvet olarak uygulanmıştır.



Şekil 5.26: Yükün uygulanması.

Bölüm 4.2’de Tablo 4.3 ile hesaplanan yük koşullarından en kritik olan yükler belirlenmişti ve bu kuvvetler sisteme uygulanmıştır. Belirlenen yük koşulları Tablo 5.17 ile gösterilmiştir.

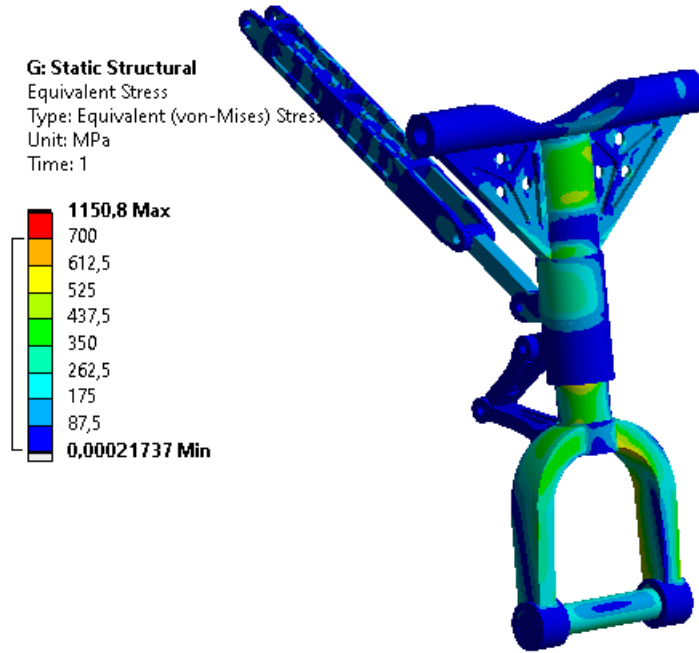
Tablo 5.17: Kritik yük koşulları.

Durum	Koşul	Burun İniş Takımı Yükleri (N)		
		Normal Kuvvet	Sürtünme Kuvveti	Yan Kuvvet
1	Yüksek sürtünmeyle üç nokta inişi	101085	80868	0
2	Fren ile Taksi	112310	56155	28077
3	Geri Çekme	55225	-38657	0

5.6 Analiz Sonuçları

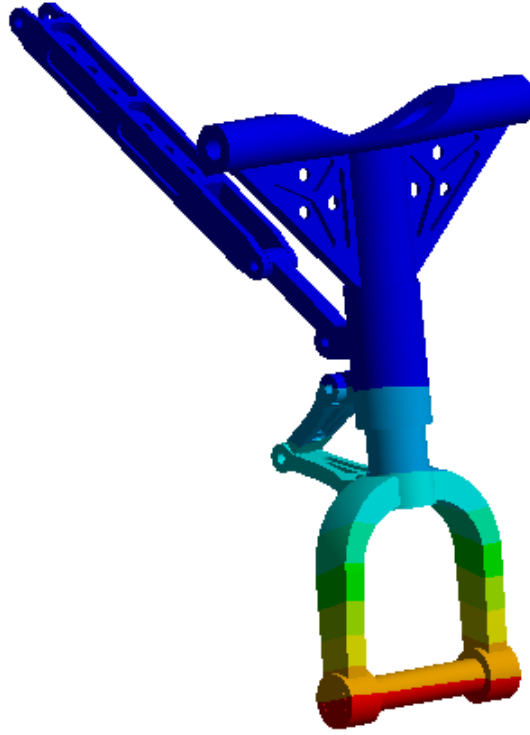
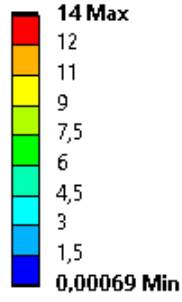
Yapısal analiz sonuçlarında yer değiştirmeler ve Von-Mises gerilme değerleri incelenmiştir. İniş takımı sisteminin üç kritik koşulu için gerilme ve deformasyon sonuçları aşağıdaki şekillerde paylaşılmıştır. Ek olarak, bileşen bazında malzeme değişimlerinden kaynaklanan gerilme ve deformasyon değerleri paylaşılmıştır.

Tablo 5.17 ile gösterilen kritik koşullar için çözdürülen deformasyon ve Von-Mises gerilme analiz sonuçları Şekil 5.27 ile Şekil 5.32 arasında verilmiştir.



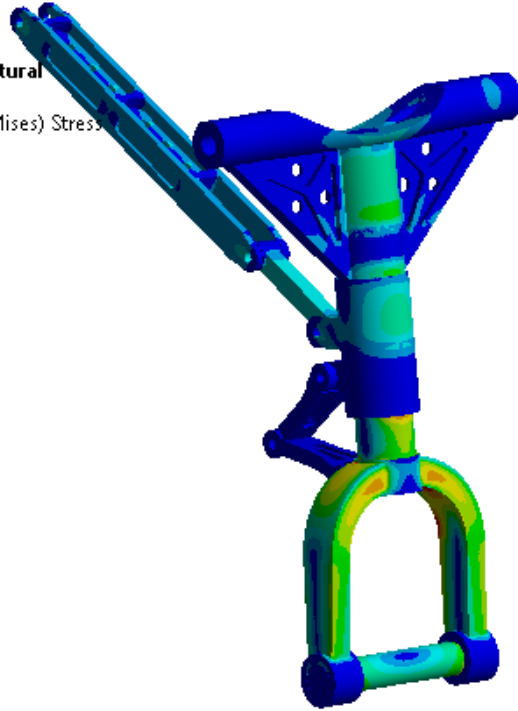
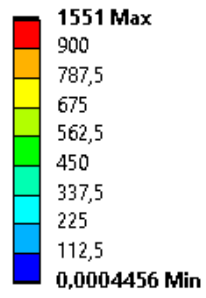
Şekil 5.27: Durum 1- Von-Mises gerilmesi.

G: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1



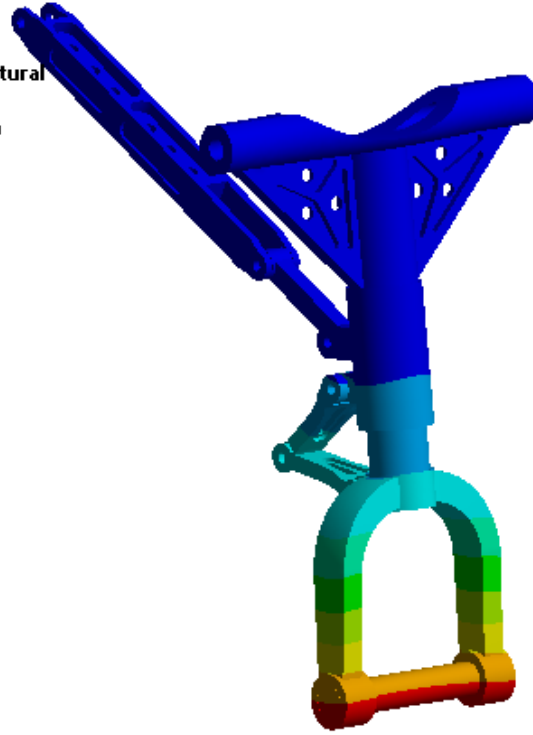
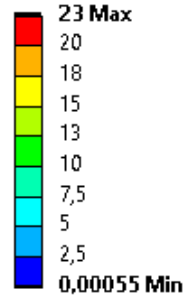
Şekil 5.28: Durum 1- deformasyon.

H: Copy of Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa
Time: 1



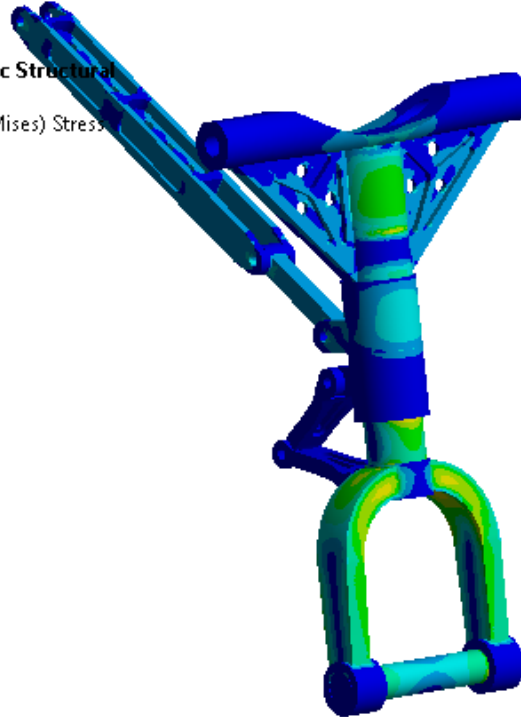
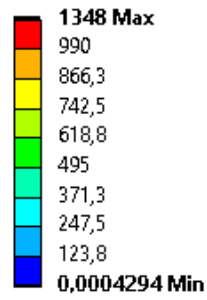
Şekil 5.29: Durum 2- Von-Mises gerilmesi.

H: Copy of Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1



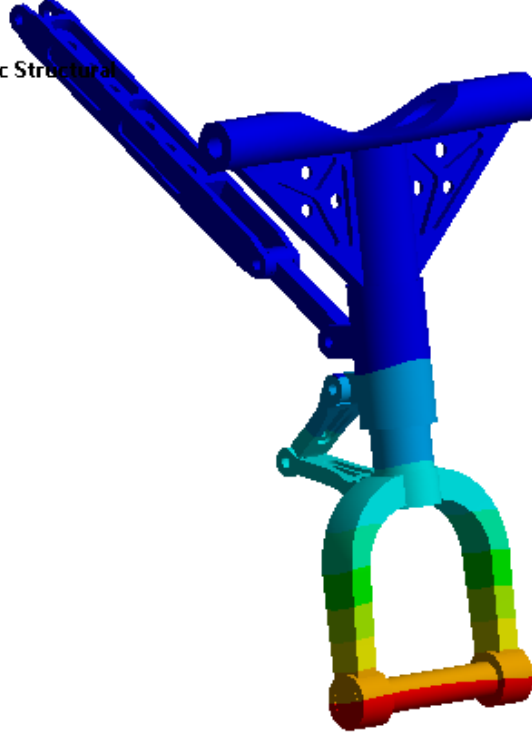
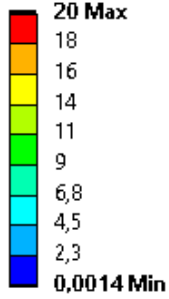
Şekil 5.30: Durum 2- deformasyon.

I: Copy of Copy of Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa
Time: 1



Şekil 5.31: Durum 3- Von-Mises gerilmesi.

I: Copy of Copy of Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1



Şekil 5.32: Durum 3- deformasyon.

Analiz sonuçları Tablo 5.18 ile analiz sonuçları verilmiştir.

Tablo 5.18: Kritik koşullar için analiz sonuçları.

Durum	Koşul	Deformasyon (mm)	Von-Mises Gerilme (MPa)
1	Yüksek sürtünmeyle üç nokta inişi	14	1151
2	Fren ile Taksi	23	1551
3	Geri Çekme	20	1348

Gerilme analizi sonucunda güvenlik katsayısı hesapları ile yapının güvenilirliği belirlenir. Emniyet faktörü, akma geriliminin maksimum gerilime oranı ile bulunur. Emniyet payı, emniyet faktörü eksi bire eşittir.

$$\text{Emniyet Faktörü} = \frac{\text{Akma Gerilmesi}}{\text{Maksimum Gerilme}} \quad (5.4)$$

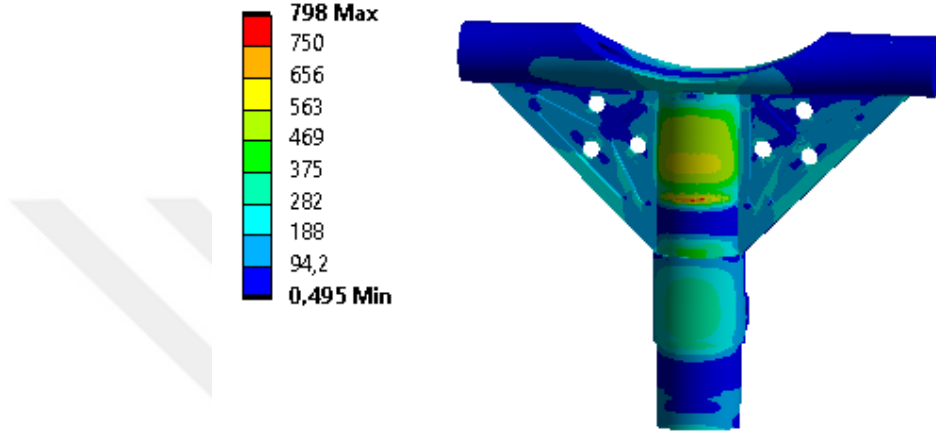
$$\text{Emniyet Payı} = \frac{\text{Akma Gerilmesi}}{\text{Maksimum Gerilme}} - 1 \quad (5.5)$$

Emniyet faktörünün 1' den ve emniyet payının da 0' dan büyük olması beklenmektedir. Analiz sonuçlarında her bir komponente gelen gerilmeler incelenmiş

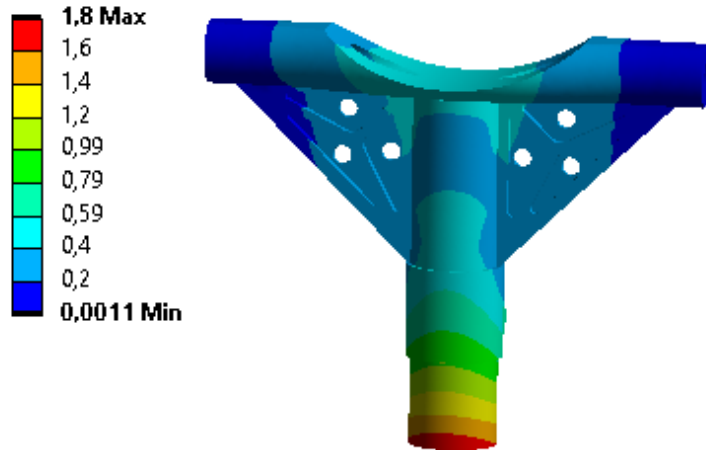
ve buna göre malzeme değişikliği yapılarak deformasyon değerleri incelenerek karşılaştırılmıştır.

5.6.1 Ana dikme

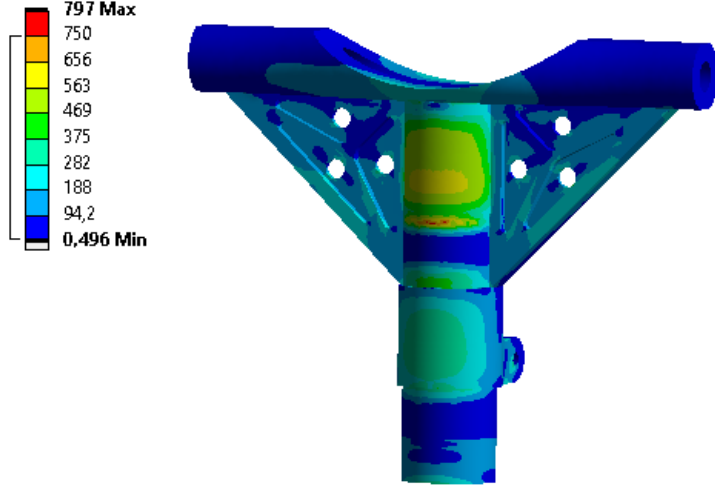
Ana dikme, AISI 4340, PH13-8Mo, Ti-10V-2Fe-3Al ve Ti-6Al-6V-2Sn malzemeleri ile analiz sonuçları incelenmiştir. Ana dikme için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 3 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



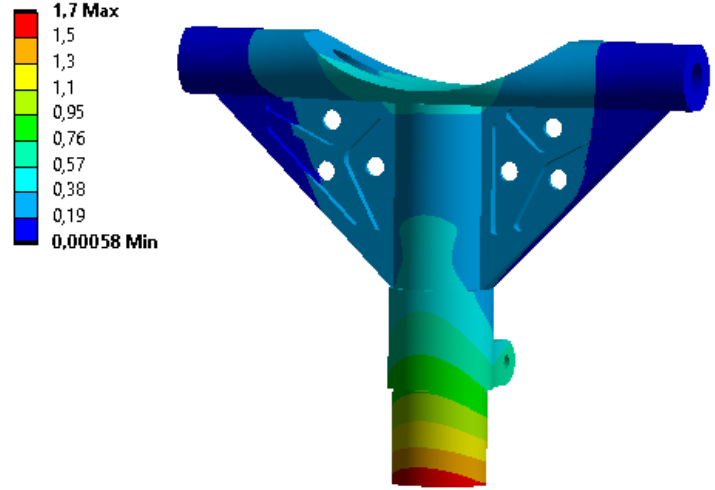
şekil 5.33: AISI 4340 için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.



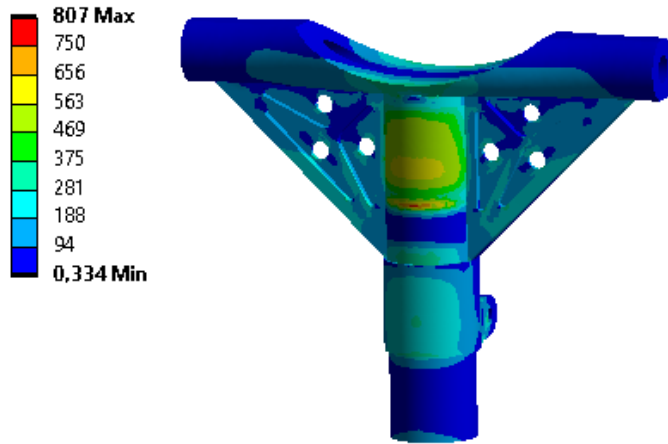
şekil 5.34: AISI 4340 için ana dikmenin deformasyon sonucu.



Şekil 5.35: PH13-8Mo için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.

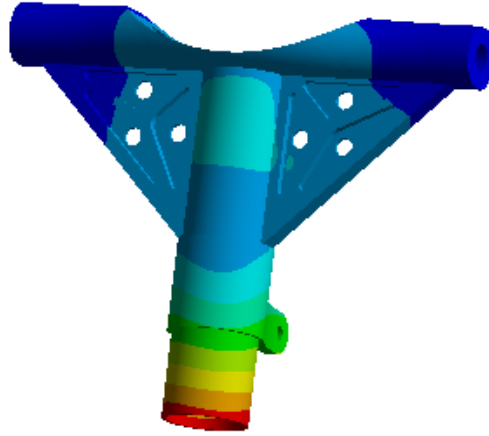
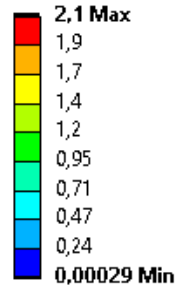


Şekil 5.36: AISI 4340 için ana dikmenin deformasyon sonucu.

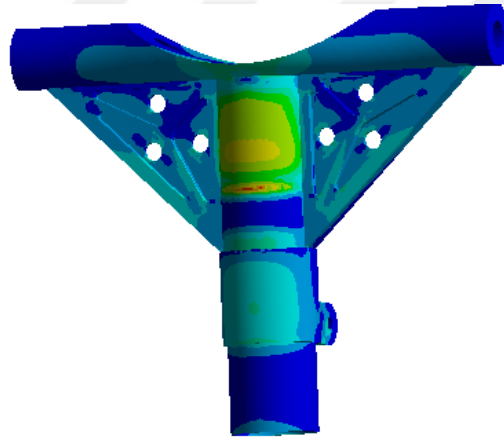
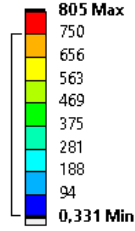


Şekil 5.37: Ti-10V-2Fe-3Al için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.

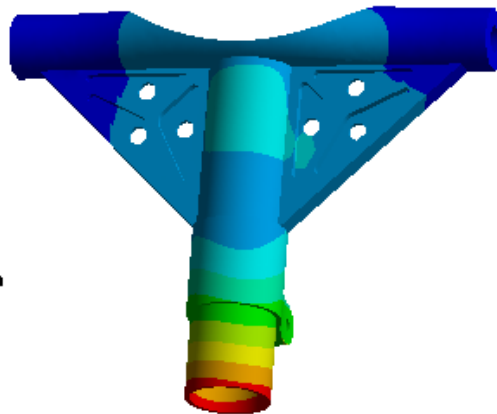
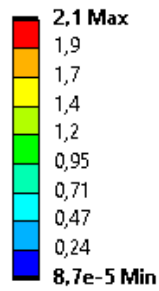
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1



Şekil 5.38: Ti-10V-2Fe-3Al için ana dikmenin deformasyon sonucu.



Şekil 5.39: Ti-6Al-6V-2Sn için ana dikmenin Von-Mises gerilme sonucu.



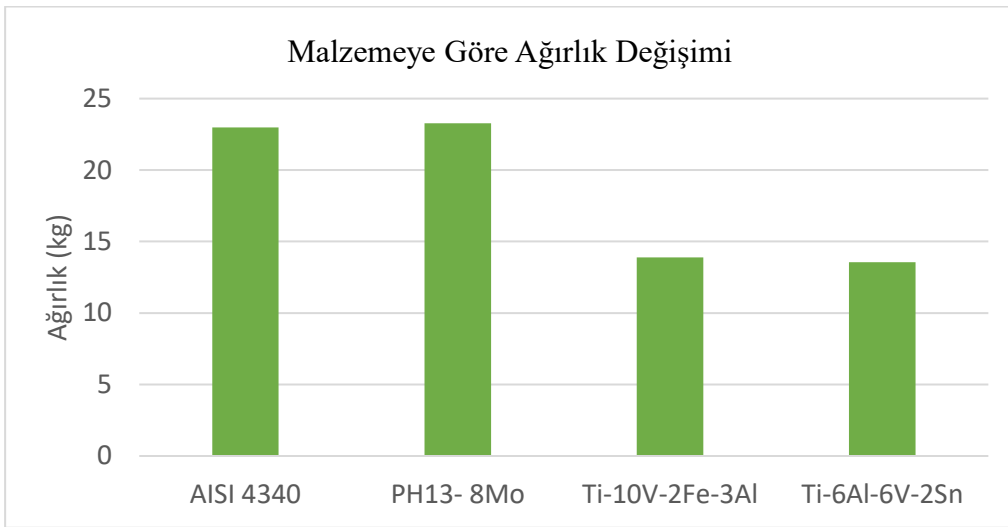
Şekil 5.40: Ti-6Al-6V-2Sn için ana dikmenin deformasyon sonucu.

Ana dikme için analiz sonucunda elde edilen değerlerin karşılaştırması ve farklı malzemelerde ana dikmenin emniyet payı değerleri Tablo 5.19 ile gösterilmiştir.

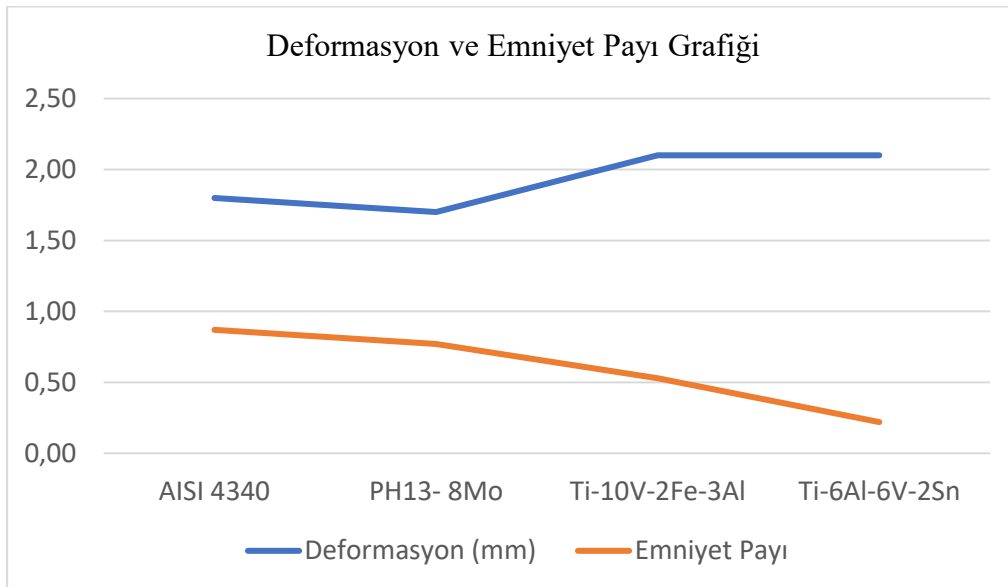
Tablo 5.19: Ana dikme için analiz sonuçları karşılaştırması.

Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
AISI 4340	22.98	798	1.8	0.87
PH13- 8Mo	23.28	797	1.7	0.77
Ti-10V-2Fe-3Al	13.88	807	2.1	0.53
Ti-6Al-6V-2Sn	13.55	805	2.1	0.22

Tablo 5.19 ile gösterilen sonuçlar, Şekil 5.41 ve Şekil 5.42 ile grafiklerle gösterilmiştir.



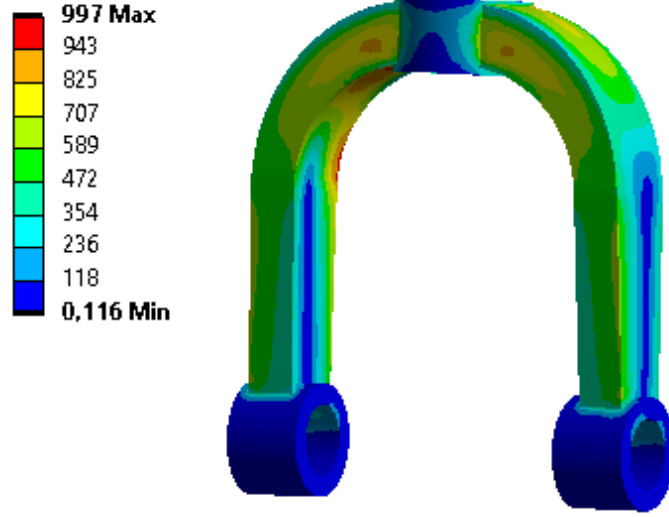
Şekil 5.41: Ana dikme için malzemeye göre ağırlık grafiği.



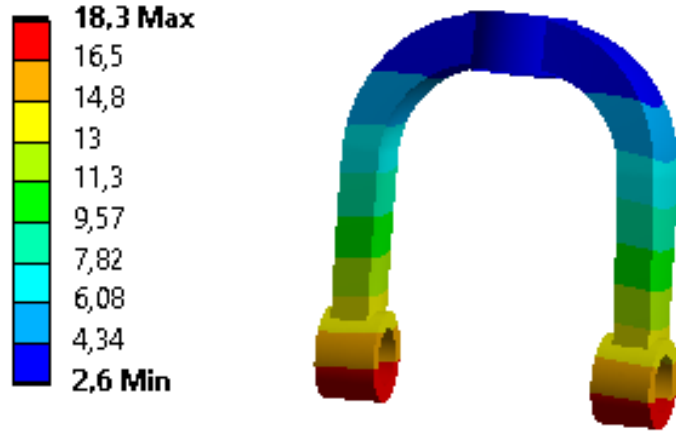
Şekil 5.42: Ana dikme için malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği.

5.6.2 İniş takımı çatalı

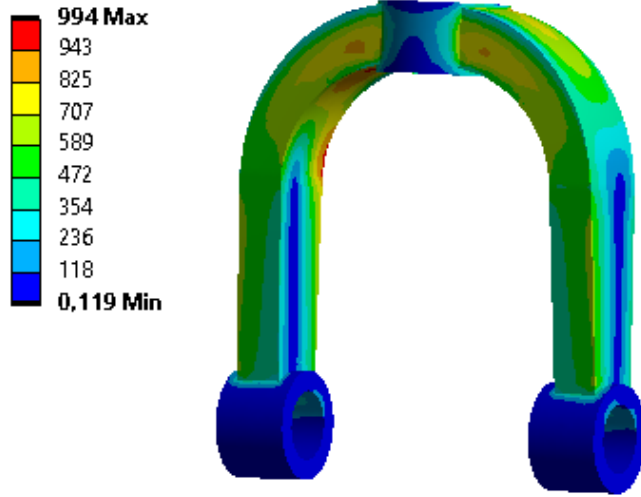
İniş takımı çatalı, AISI 4340, PH13-8Mo ve Ti-10V-2Fe-3Al malzemeleri ile analiz sonuçları incelenmiştir. İniş takımı çatalı için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 1 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



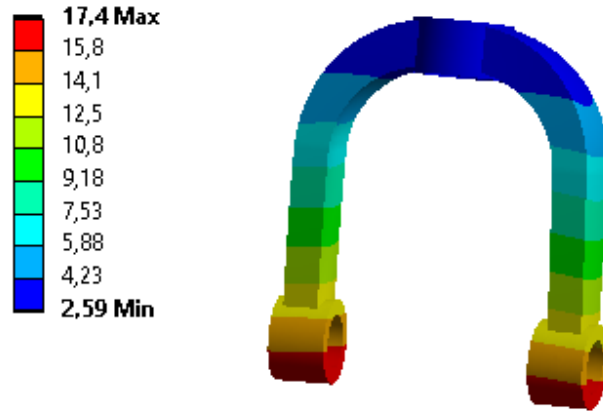
Şekil 5.43: AISI 4340 için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu.



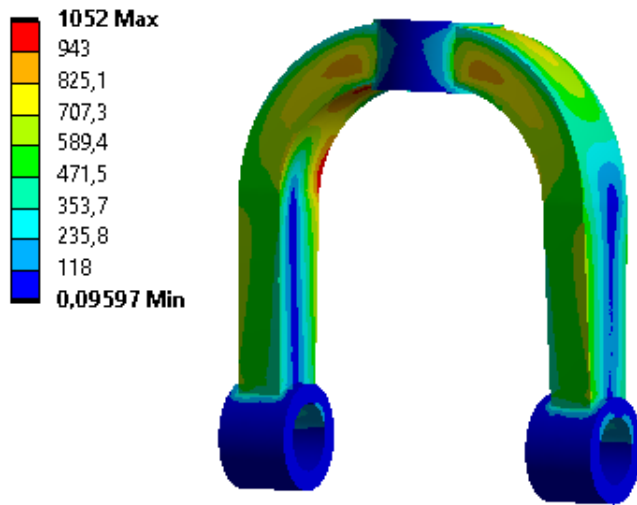
Şekil 5.44: AISI 4340 için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.



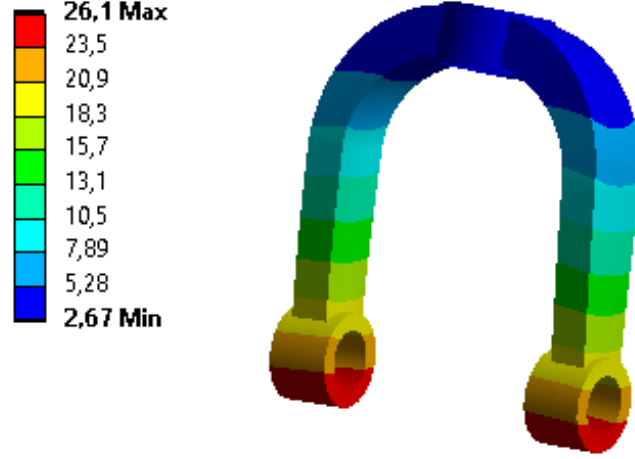
Şekil 5.45: PH13-8Mo için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu.



Şekil 5.46: PH13-8Mo için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.



Şekil 5.47: Ti-10V-2Fe-3Al için iniş takımı çatalının Von-Mises gerilme sonucu.



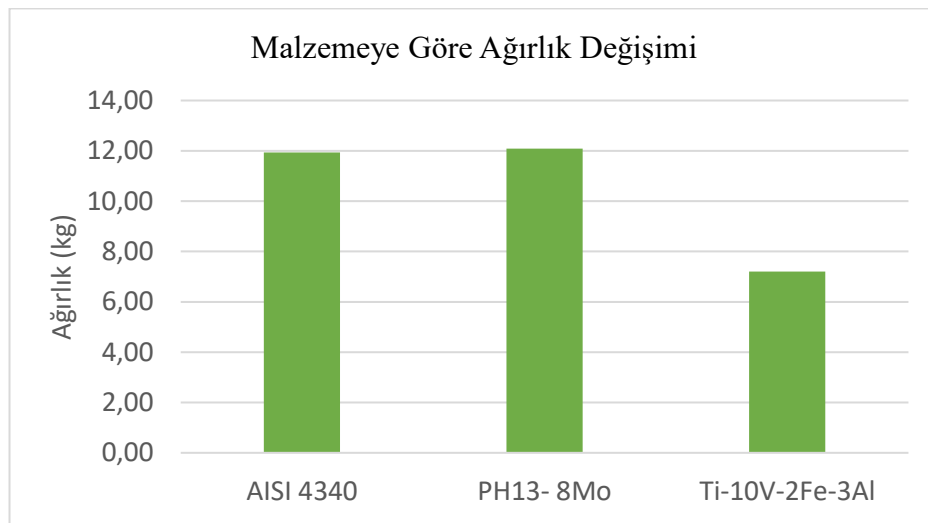
Şekil 5.48: Ti-10V-2Fe-3Al için iniş takımı çatalının deformasyon sonucu.

İniş takımı çatalı için analiz sonucunda elde edilen değerlerin karşılaştırması ve farklı malzemelerde ana dikmenin emniyet payı değerleri Tablo 5.20 ile gösterilmiştir.

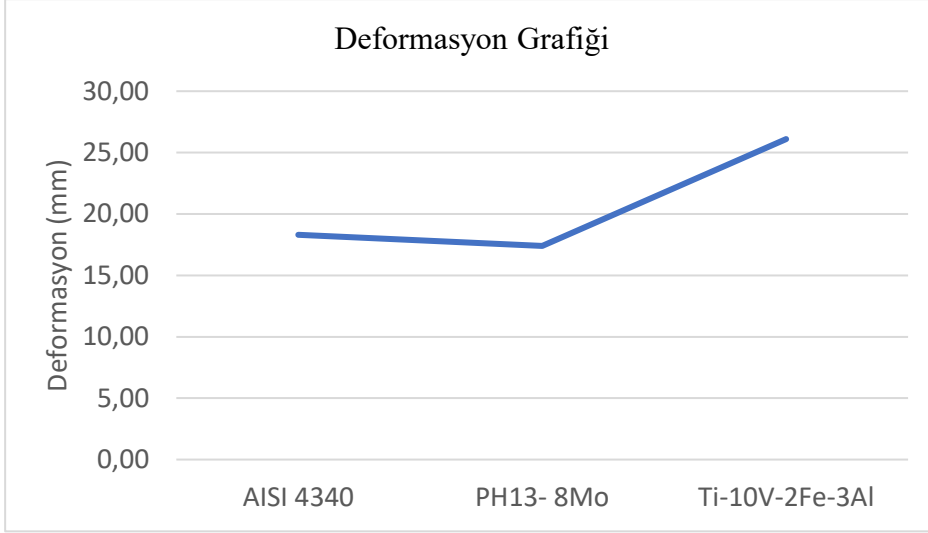
Tablo 5.20: İniş takımı çatalı için analiz sonuçları karşılaştırması.

Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
AISI 4340	11.93	997	18.3	0.5
PH13- 8Mo	12.09	994	17.4	0.42
Ti-10V-2Fe-3Al	7.2	1052	26.1	0.18

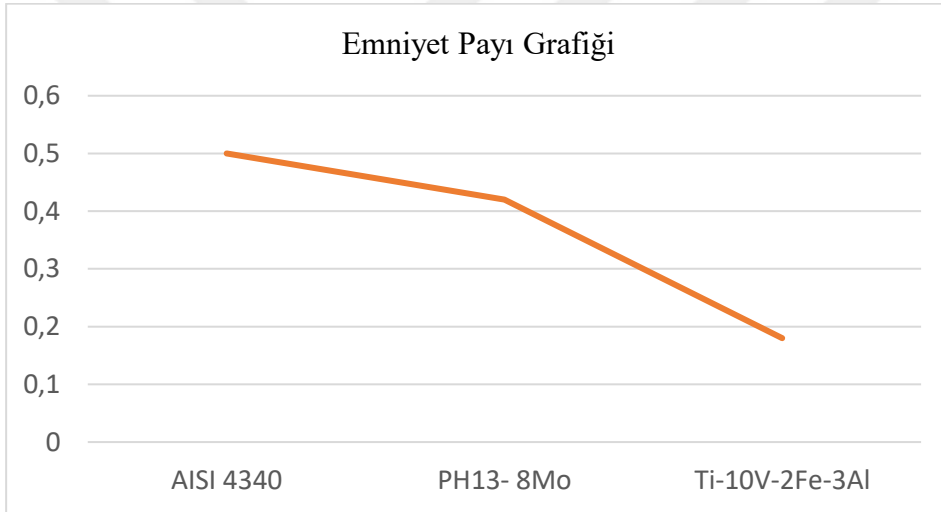
Tablo 5.20 ile gösterilen sonuçlar, Şekil 5.49, Şekil 5.50 ve Şekil 5.51 ile grafiklerle gösterilmiştir.



Şekil 5.49: İniş takımı çatalı için malzemeye göre ağırlık grafiği.



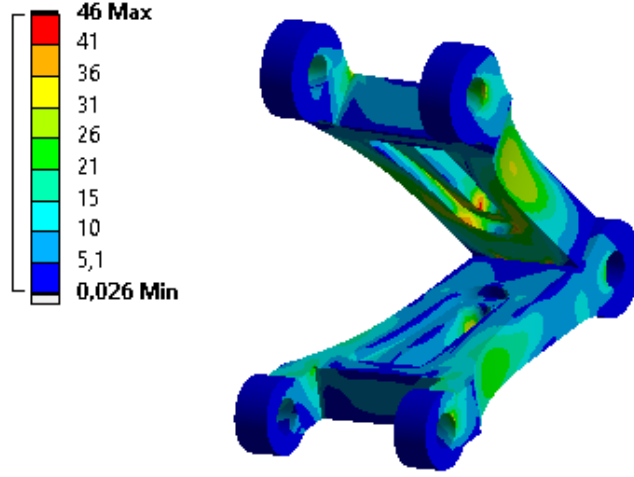
Şekil 5.50: İniş takımı çatalı için malzemeye göre deformasyon değişimi grafiği.



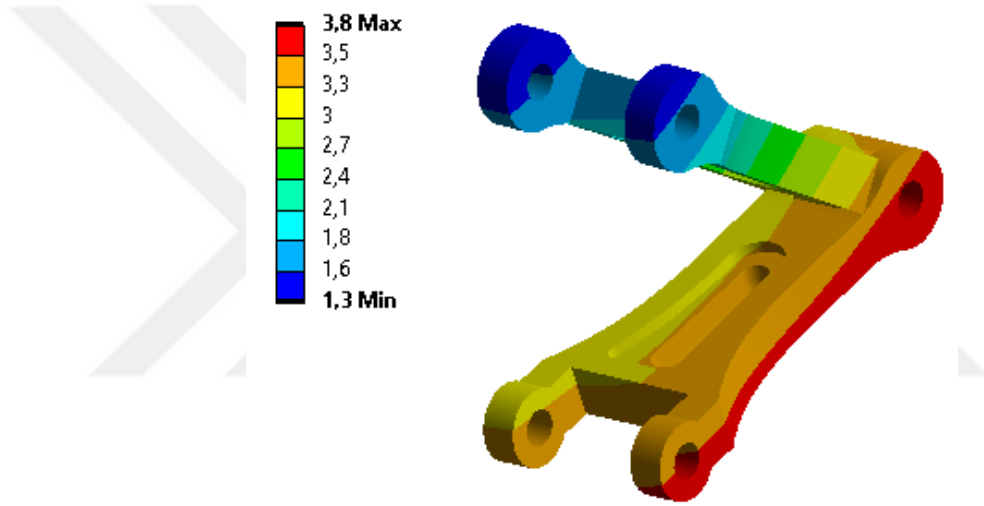
Şekil 5.51: İniş takımı çatalı için malzemeye göre emniyet payı değişimi grafiği.

5.6.3 Tork bağlantıları

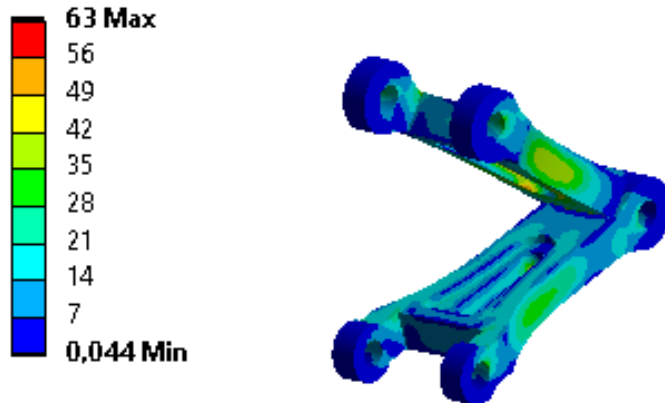
Tork bağlantıları, Al 7075 T6, Ti 6Al-4V ve AISI 1035 malzemeleri ile analiz sonuçları incelenmiştir. Tork bağlantıları için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 2 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



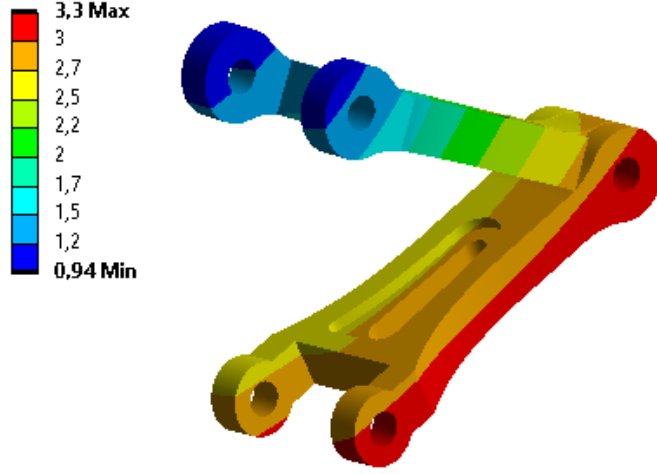
Şekil 5.52: Al 7075 T6 için Tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.



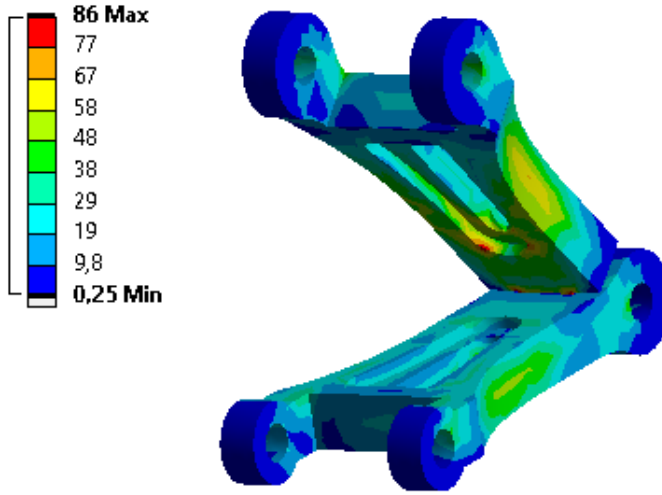
Şekil 5.53: Al 7075 T6 için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.



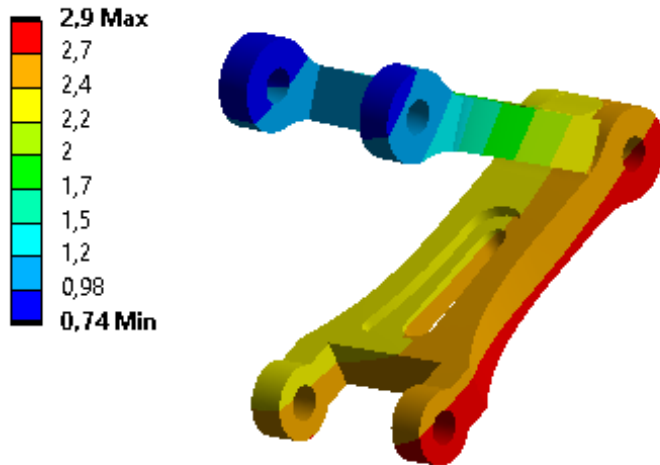
Şekil 5.54: Ti 6Al-4V için tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.



Şekil 5.55: Ti 6Al-4V için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.



Şekil 5.56: AISI 1035 için tork bağlantılarının Von-Mises gerilme sonucu.



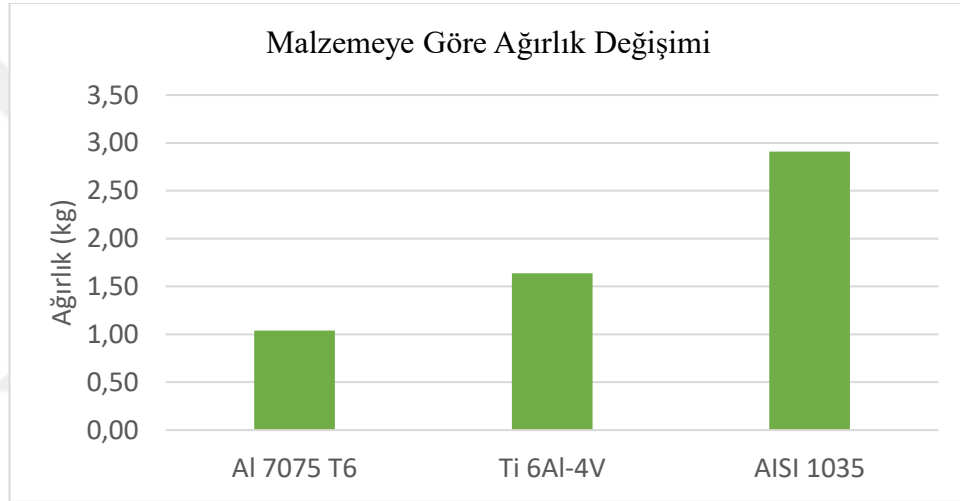
Şekil 5.57: AISI 1035 için tork bağlantılarının deformasyon sonucu.

Tork bağlantıları için analiz sonucunda elde edilen değerlerin karşılaştırması ve farklı malzemelerde ana dikmenin emniyet payı değerleri Tablo 5.21 ile gösterilmiştir.

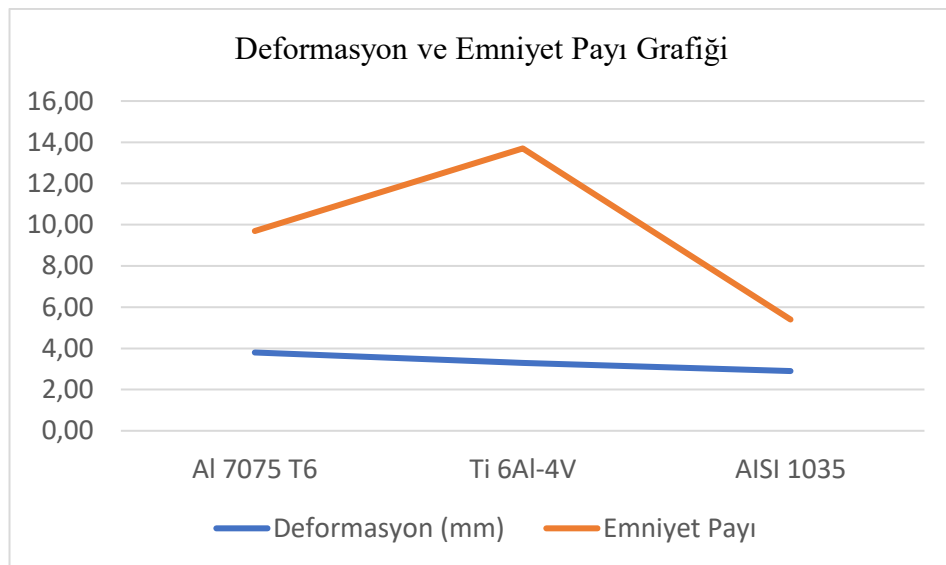
Tablo 5.21: Tork bağlantıları için analiz sonuçları karşılaştırması.

Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
Al 7075 T6	1.04	46	3.8	9.7
Ti 6Al-4V	1.64	63	3.3	13.7
AISI 1035	2.91	86	2.9	5.4

Tablo 5.21 ile gösterilen sonuçlar, Şekil 5.58 ve Şekil 5.59 ile grafiklerle gösterilmiştir.



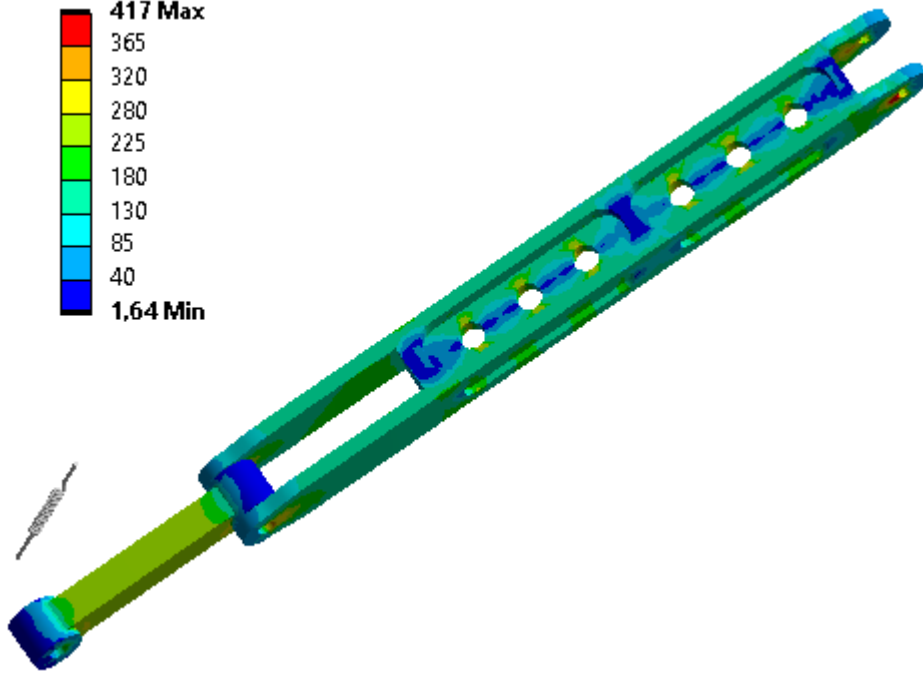
Şekil 5.58: Tork bağlantıları için malzemeye göre ağırlık grafiği.



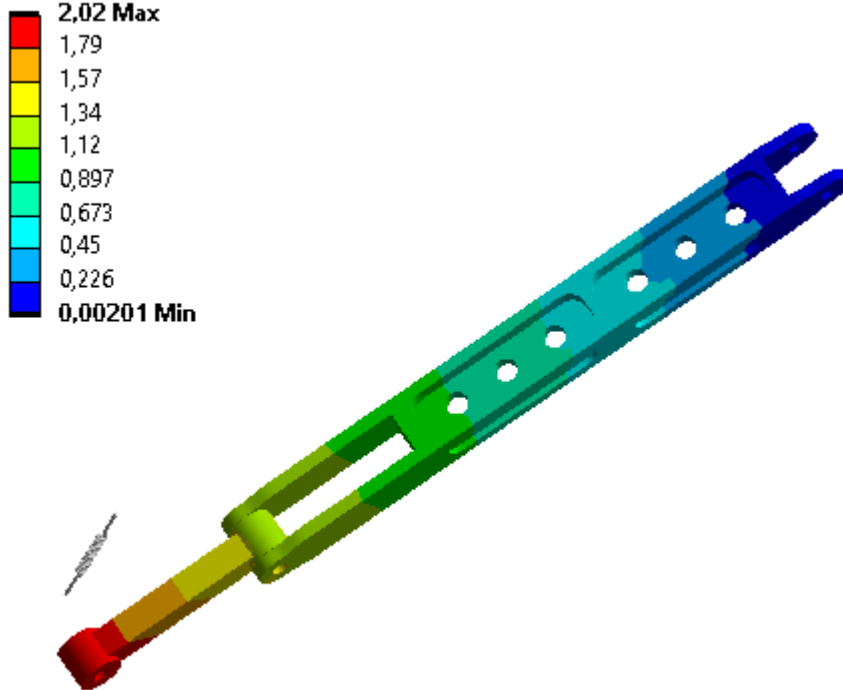
Şekil 5.59: Malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği.

5.6.4 Yan destek kolları

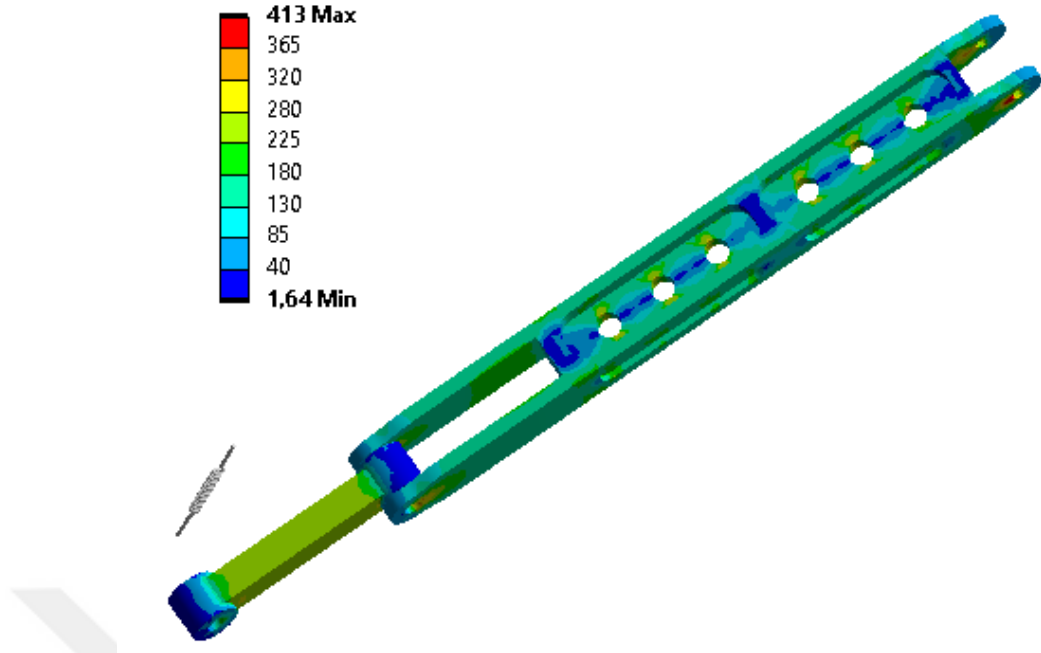
Yan destek kollarında, Al 7075 T6, Ti 6Al-4V ve AISI 1035 malzemeleri ile analiz sonuçları incelenmiştir. Yan destek kolları için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 1 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



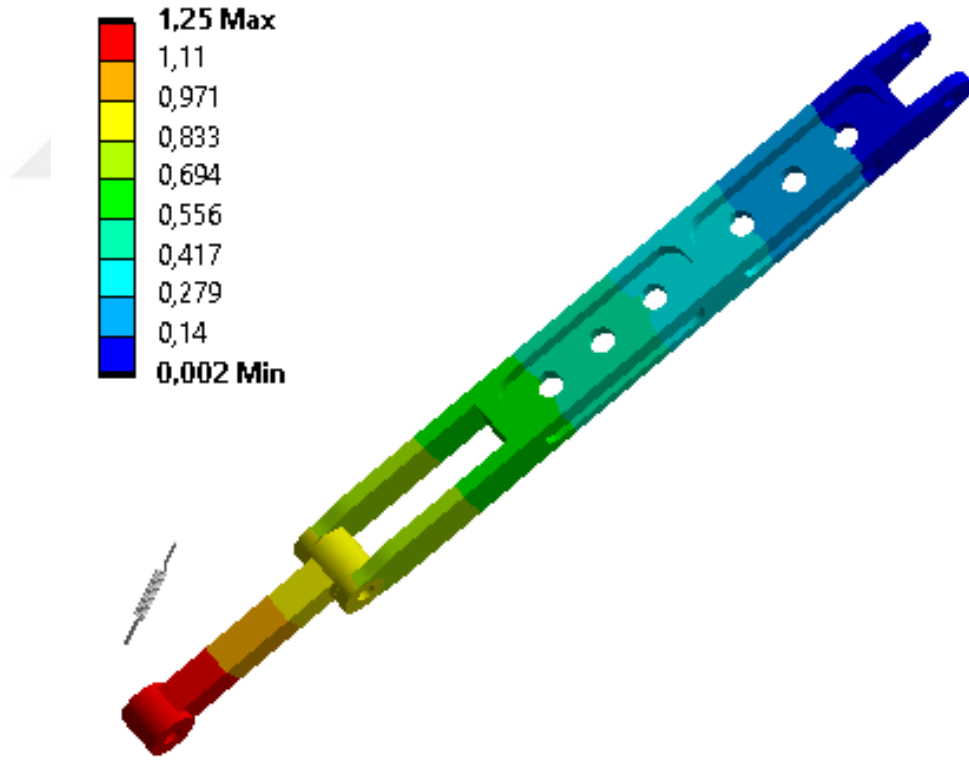
Şekil 5.60: Al 7075 T6 için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.



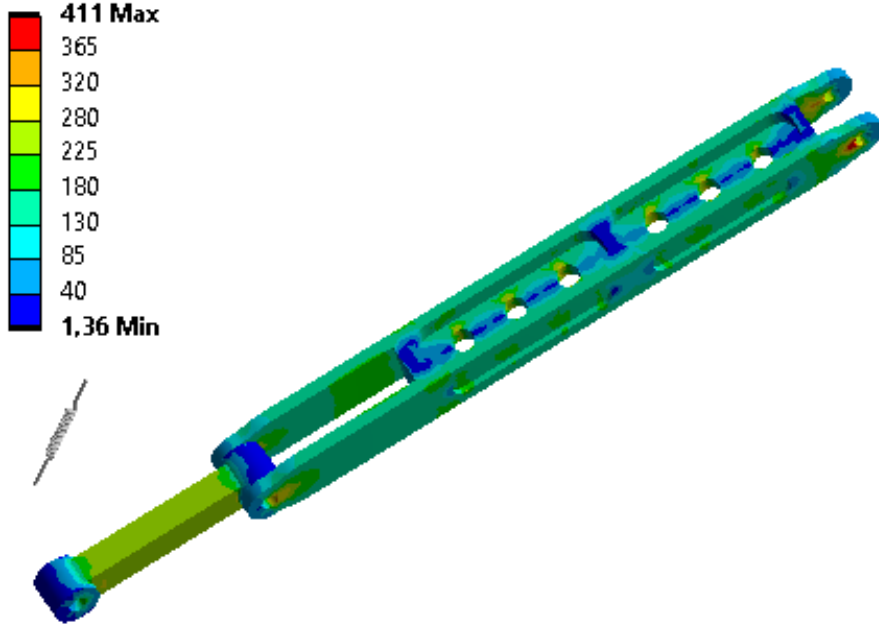
Şekil 5.61: Al 7075 T6 için yan destek kollarının deformasyon sonucu.



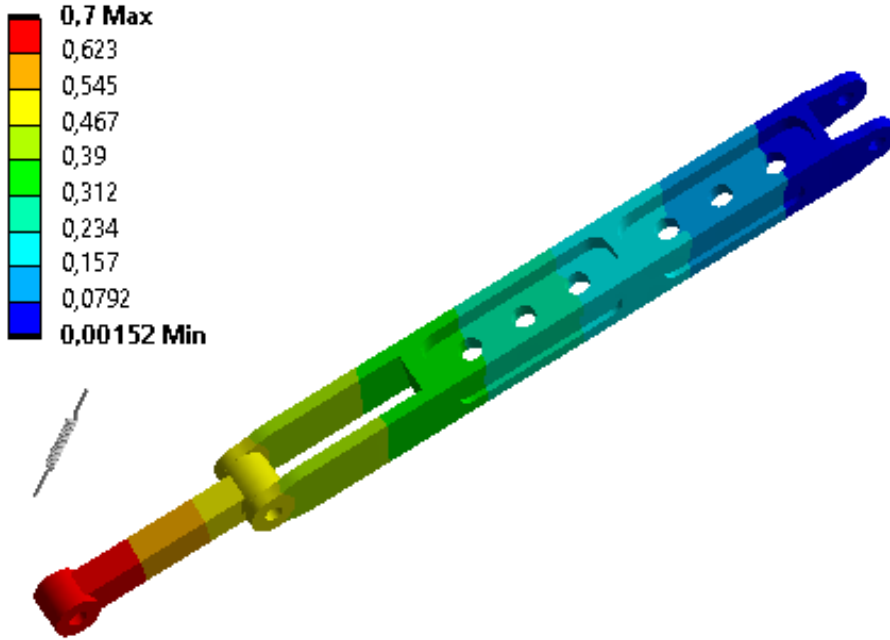
Şekil 5.62: Ti 6Al-4V için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.



Şekil 5.63: Ti 6Al-4V için yan destek kollarının deformasyon sonucu.



Şekil 5.64: AISI 1035 için yan destek kollarının Von-Mises gerilme sonucu.



Şekil 5.65: AISI 1035 için yan destek kollarının deformasyon sonucu.

Yan destek kolları için analiz sonucunda elde edilen değerlerin karşılaştırması ve farklı malzemelerde ana dikmenin emniyet payı değerleri Tablo 5.22 ile gösterilmiştir.

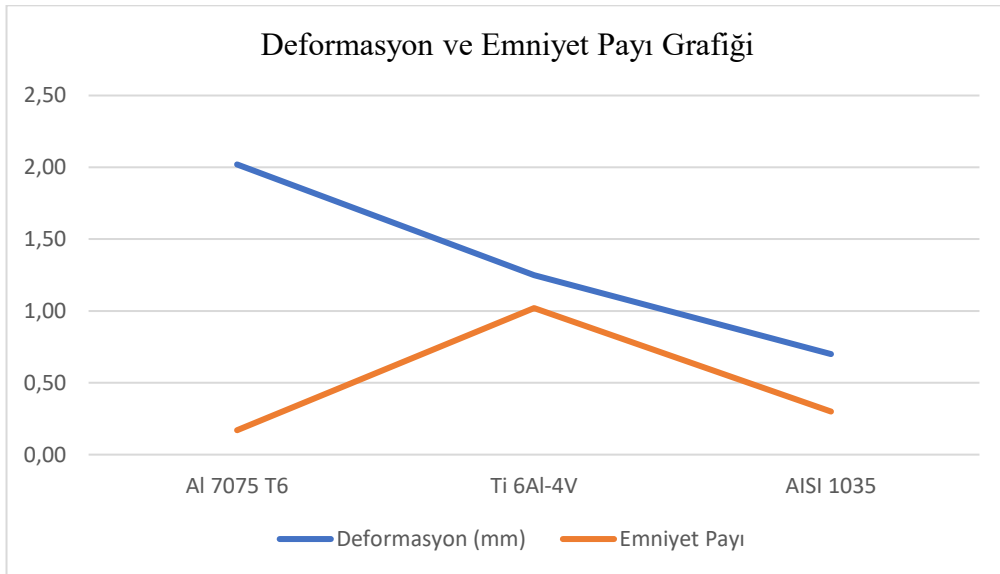
Tablo 5.22: Yan destek kolları için analiz sonuçları karşılaştırması.

Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
Al 7075 T6	2.7	417	2.02	0.17
Ti 6Al-4V	4.28	413	1.25	1.02
AISI 1035	7.6	411	0.7	0.3

Tablo 5.22 ile gösterilen sonuçlar, Şekil 5.66 ve Şekil 5.67 ile grafiklerle gösterilmiştir.



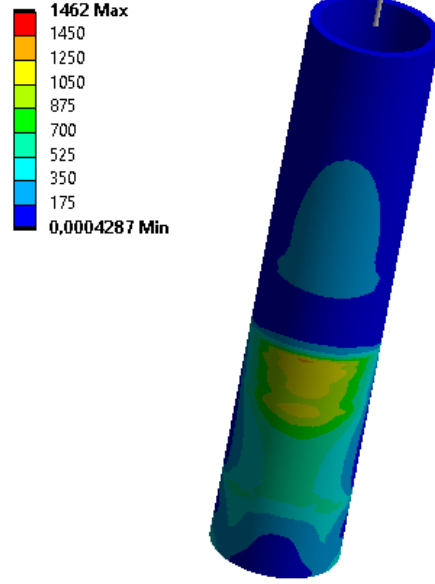
Şekil 5.66: Tork bağlantıları için malzemeye göre ağırlık grafiği.



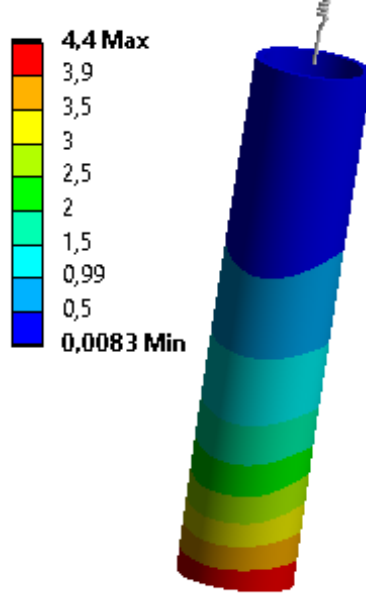
Şekil 5.67: Tork bağlantıları için malzemeye göre deformasyon ve emniyet payı grafiği.

5.6.5 Amortisör silindiri

Amortisör silindirinde, 300M malzemesi ile analiz sonuçları incelenmiştir. Amortisör silindiri için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 2 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



Şekil 5.68: 300M için amortisör silindirinde Von-Mises gerilme sonucu.



Şekil 5.69: 300M için amortisör silindirinde deformasyon sonucu.

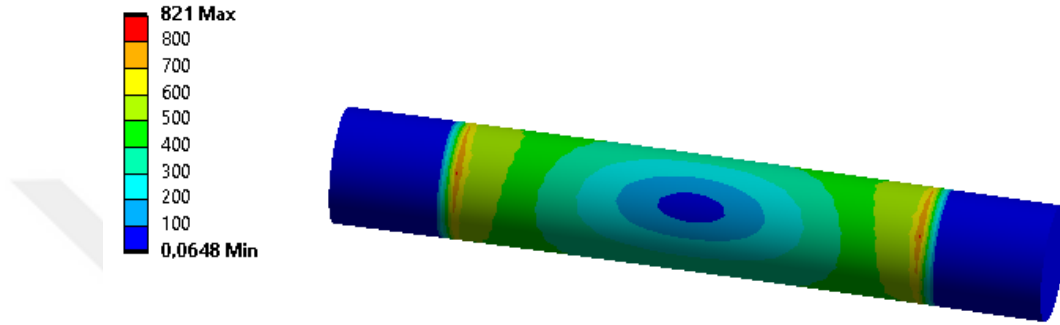
Amortisör silindiri için analiz sonucunda elde edilen değerler Tablo 5.23 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.23: Amortisör silindiri için analiz sonuçları.

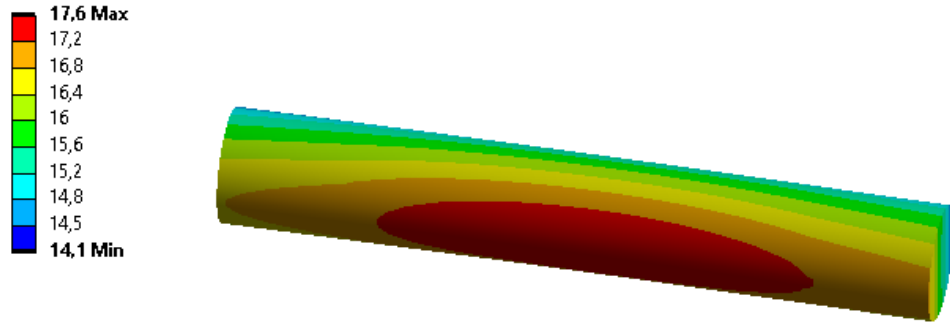
Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
300M	4	1482	4.4	0.1

5.6.6 Aks

Aksta, 300M malzemesi ile analiz sonuçları incelenmiştir. Aks için gerilme değeri olarak en kritik koşul, durum 2 olduğu için sonuçlar bu durum için incelenmiştir.



Şekil 5.70: AISI 4340 için aksta Von-Mises gerilme sonucu



Şekil 5.71: AISI 4340 için aksta deformasyon sonucu

Aks için analiz sonucunda elde edilen değerler Tablo 5.24 ile gösterilmiştir.

Tablo 5.24: Aks için analiz sonuçları

Malzeme	Ağırlık (kg)	Maksimum Gerilme (MPa)	Deformasyon (mm)	Emniyet Payı
AISI 4340	4	821	17.6	0.68



6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, maksimum dayanım minimum ağırlıkta bir burun iniş takımı tasarımı için yapısal analiz gerçekleştirilmiştir. Malzeme değişikliği ile de analiz sonuçları karşılaştırılmıştır ve emniyet payı hesaplanarak tasarım dayanımı incelenmiştir. Çelik, titanyum alaşımları ve alüminyum alaşımları gibi malzemeler kullanılmış ve karşılaştırması yapılmıştır.

İlk olarak, iniş takımı türleri incelenmiş ve karşılaştırılmıştır. Yapısal parçaların işlevleri, tasarımlar ve boyutlandırılması hakkında bilgiler verilmiştir. İkinci olarak, tasarım kriterlerine göre iniş takımı detaylı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, iniş takımlarına gelen yüklemeler hesaplanarak kritik koşullar belirlenmiştir. Son olarak, analiz metodolojisi anlatılarak modelin hazırlanma süreci anlatılmıştır. Kullanılan malzeme özellikleri ifade edilmiştir. Üç boyutlu katı model kullanılan bu çalışmadaki modelin ayrıntılı anlatılması sonrasında analiz sonuçları ile karşılaştırmalar yapılmıştır.

Bu sonuçlar doğrultusunda, malzeme değişikliği ile yapının hafifletilmesi sağlanabilmekle birlikte emniyet payında azalma görülmektedir. Yapıya gelecek olan yüklemeler incelenerek tasarımcı dayanım/ağırlık oranını maksimum seviyede tutacak malzeme seçimini gerçekleştirebilir. Tasarım kriterleri doğrultusunda emniyet payını yüksek olması için tasarım değişikliği veya daha yüksek akma dayanımına sahip malzeme seçimleri yapılabilir.



KAYNAKLAR

- [1] **Conway, H. G.** (1958). *Landing gear design*. Chapman & Hall.
- [2] **Currey, N. S.** (1988). *Aircraft landing gear design: principle and practices*. AIAA Education Series, Washington, D.C.
- [3] **Gudmundsson, S.** (2014). *General aviation aircraft desing: Applied methods and procedures*. ELSEVIER.
- [4] **Sadraey, M. H.** (2013). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley and Sons.
- [5] **Url-1** <<http://www.aerospaceweb.org/aircraft>>, erişim tarihi 26.08.2022.
- [6] **Raymer, D.** (2018). *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [7] **Imran, M., Shabbir, A. R. M. ve Haneef, M.** (2015). FE Analysis for Landing Gear of Test Air Craft. *4th International Conference on Materials Processing and Characterization. Materials Today: Proceedings 2*, 2170 – 2178.
- [8] **Caputo, F., De Luca, A., Greco, A., Marro, A., Apicella, A., Sepe, R. ve Armentani, E.** (2018). Established Numerical Techniques for the Structural Analysis of a Regional Aircraft Landing Gear. *Hindawi, Advances in Materials Science and Engineering*.
- [9] **Nithiyantham, K. K., Lawrance, S., Karthika, B. S., Logashree, K. ve Kalairoja, K.** (2021). Landing Gear Stress Analysis During Rough Landing. *International Journal of Engineering Research & Technology, Volume 10*.
- [10] **Dileep, E., Oblisamy, L., Krithiga, R.S., & Jacob, J.** (2016). Structural Analysis of Aircraft Landing Gear During Rough Landing. *International journal of engineering trends and technology*, 41, 256-261.
- [11] **Arunagiri, P., Vijayakumar, Ayesha Khan, M., & Jani, S.P.** (2022). Structural analysis and materials deformations of landing gear. *Materials Today: Proceedings*.
- [12] **Nguyen, T.D.** (2010). *Finite element analysis of a nose gear during landing*. (Lisansüstü Tezi). University of North Florida.
- [13] **Arrawind, R., Saravanan, M., Rijuvan, R. M. ve Vadivel, D.** (2014). Structural Analysis Of Landing Strut Madeup Of Carbon Fibre Composite Material. *International Journal of Mechanical and Production Engineering (IJMPE), Vol.1*.
- [14] **Udayakumar, R. ve Ibrahim, M.** (2019). Design analysis of Landing gear system of an aircraft. *Proceedings of the Third International Conference on Electronics Communication and Aerospace Technology*.

- [15] **Raju, M.M., Patan, S.** (2017). Design And Strength Analysis Of Nose Landing Gear. *International Journal and Magazine of Engineering, Technology, Management and Research*, 04, 71-75.
- [16] **Nikhil, H. P., Basavaraddi, S.R., Manonmani, K.N., & Swami, P.** (2015). Stress And Fatigue Analysis Of Landing Gear Axle Of A Trainer Aircraft. *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 04, 224-228.
- [17] **Jeevanantham, V., Vadivelu, & Manigandan, P.** (2017). Material Based Structural Analysis of a Typical Landing Gear.
- [18] **Gowda, A.C., & Basha, S.N.** (2014). Linear Static and Fatigue Analysis of Nose Landing Gear for Trainer Aircraft.
- [19] **Prasad, V., Reddy, P.K., Rajesh, B., & Sridhar, T.** (2020). Design And Structural Analysis Of Aircraft Landing Gear Using Different Alloys. *International Journal of Mechanical Engineering And Technology (IJMET)*.
- [20] **Rajesh, A.R., & Bt, A.** (2015). Design and Analysis Aircraft Nose and Nose Landing Gear. *Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering*.
- [21] **Chaudhary, R., Singh, S. ve Saxena, V.** (2019). Linear Buckling Analysis of Landing Gear. *International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT)*, Volume 8.
- [22] **Dominique, M.** (2020). *Practical finite element analysis for mechanical engineers*. FEA Academy.
- [23] **Fish, J. ve Belytschko, T.** (2007). *A first course in finite elements*. John Wiley & Sons, Ltd.
- [24] **Moaveni, S.** (2008). *Finite element analysis: theory and application with ANSYS*. Pearson Prentice Hall, USA.
- [25] **Suresh, P., Prabu, A. S. ve Khan, A.** (2020). Structural Health Monitoring and Life Optimization of an Oleo Strut. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*.
- [26] **Goodyear Tire & Rubber Co.** (2002). Aircraft Tire Data Book. U.S.A.
- [27] **Jha, A.** (2009). Landing Gear Layout Design for Unmanned Aerial Vehicle. *14th National Conference on Machines and Mechanisms*.
- [28] **Roskam, J.** (1989). *Airplane Design: Part IV: Layout design of landing gear and systems*.
- [29] **Nicolin, I. ve Nicolin, B. A.** (2020). Research On The Nose Landing Gear Of A Military Training Aircraft. *International Conference of Aerospace Sciences*, Romania.
- [30] **Schmidt, R. K.** (2021). *The design of aircraft landing gear R-455*. SAE International, 2021.
- [31] **Flügge, W.** (1952). Landing Gear Impact (Teknik Rapor 2743). National Advisory Committee for Aeronautics.

- [32] Ayaz, M. A., Shah, S. I. A., Shams, T. A., Javed, A. ve Rizvi, S. T. I. (2020). Comprehensive design of an oleo-pneumatic nose landing gear strut. *Journal of Aerospace Engineering*.
- [33] Milwitzky, B. ve Cook, F. E. (1953). Analysis of landing-gear behavior (Teknik Rapor 1154). National Advisory Committee for Aeronautics.
- [34] Yıldız, F. (2021). *An algorithm for designing nonlinear springs, or nonlinear dampers, using a mechanical force generator and its application to an aircraft landing gear*. (Lisansüstü Tezi). Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Ankara.
- [35] Infosys Limited (2018). Aircraft Landing Gear Design and Development. India. <https://www.infosys.com/engineering-services/white-papers/documents/landing-gear-design-and-development.pdf>.
- [36] United States., Battelle Memorial Institute., William J. Hughes Technical Center (U.S.), United States., & United States. (2019). MMPDS-14: Metallic materials properties development and standardization (MMPDS).
- [37] ANSYS Inc. (2015). *Lecture 7: Mesh Quality & Advanced Topics* [PowerPoint sunumu]. https://featips.com/wp-content/uploads/2021/05/Mesh-Intro_16.0_L07_Mesh_Quality_and_Advanced_Topics.pdf.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Gözde AYDIN

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2019, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- Haziran 2020-Mayıs 2022 tarihleri arasında Baykar Savunma şirketinde Yapısal Analiz Mühendisi olarak çalıştı.
- Mayıs 2022 tarihinden beri TAAC Havacılık firmasında Yapısal Analiz Mühendisi olarak çalışmaktadır.