

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAFİF SALDIRI UÇAĞI İÇİN BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI
VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Hamdi TÜRKMEN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

TEMMUZ 2020

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAFİF SALDIRI UÇAĞI İÇİN BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI
VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Hamdi TÜRKMEN
(511181121)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

TEMMUZ 2020

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511181121 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Hamdi TÜRKMEN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “HAFİF SALDIRI UÇAĞI İÇİN BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. O. Ergüven VATANDAŞ
İstanbul Gelişim Üniversitesi

Teslim Tarihi : **15 Haziran 2020**
Savunma Tarihi : **03 Temmuz 2020**





Aileme,



ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasının oluşturulması sürecinde engin tecrübesini benimle paylaşarak, tüm sorularımı açık ve anlaşılır bir şekilde cevap veren danışman hocam Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL'a, aynı zamanda bana vaktini ayırıp bilgi desteği sağlayan Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR'a teşekkürlerimi sunarım.

İniş takımı modellerinin çizimleri ve analizi sürecinde karşılaştığım sorunları çözmemde bana yardımcı olan, alanında sahip olduğu bilgi ve tecrübesini tereddüt etmeden benimle paylaşan ve beni yüksek lisans eğitimim boyunca motive edici tutumlarından dolayı değerli mesai arkadaşım Rıdvan GÜREL'e teşekkür ederim.

Son olarak, bana olan sevgi ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen eğitim hayatım boyunca daima yanımda olup bana güvenen, en büyük motivasyon kaynağım aileme ve hayat arkadaşım olan Kübra KARA TÜRKMEN'e tüm içtenliğimle teşekkür ederim.

Temmuz 2020

Hamdi TÜRKMEN
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
SEMBOLLER.....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY.....	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	1
1.2 Burun İniş Takımının Tasarlanacağı Uçağın Özellikleri.....	2
1.3 İniş Takımları Özellikleri.....	2
1.3.1 Uçak üzerinde iniş takımı düzeni	3
1.3.2 Tekerlerk sayısı	4
1.3.3 İniş takımı katlanma mekanizmaları	5
1.3.4 Amortisör tipleri	6
2. TASARIM VERİLERİNİN HESAPLANMASI	9
2.1 Yük Hesaplamaları	9
2.2 Lastik Ve Jant Seçimi	12
2.3 Lastik Deplasmanı Hesabı	13
2.4 Aks Tasarımı	14
2.5 Tekerlek İle Burun Çatalı Arasındaki Tasarım Boşluğu Hesabı.....	15
2.6 Strok Hesabı.....	16
2.7 Şok Sönümlleme Dikmesi Boyutlandırılması.....	17
2.7.1 Şok sönümlleme dikmesi yataklandırılması	19
2.7.2 Şok sönümlleme dikmesi uzunluğu hesabı	19
2.8 Ana Dikme Uzunluk Hesabı	20
3. BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI	21
3.1 CATIA Programının Tanımı	21
3.2 Jant Ve Lastiğin Yapısal Tasarımı	21
3.3 Aksın Yapısal Tasarımı	23
3.4 Burun İniş Takımı Çatalı Yapısal Tasarımı	24
3.5 Şok Sönümlleme Dikmesi Yapısal Tasarımı	25
3.6 Ana Dikme Yapısal Tasarımı.....	26
4. BURUN İNİŞ TAKIMI PARÇALARININ MALZEME ÖZELLİKLERİ	27
4.1 Jant Yapısı Malzeme Özellikleri.....	28
4.2 Aks Ve Sönümlleme Dikmesi Yapılarının Malzeme Özellikleri.....	28
4.3 Ana Dikme Ve Burun İniş Takımı Çatalı Yapılarının Malzeme Özellikleri	29
5. BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ.....	31
5.1 Ansys Yapısal Analiz Programının Tanımı	31
5.2 Ağ Yapısı	31
5.2.1 Jant parçasının ağ yapısı	32

5.2.2 Aks parçasının ağ yapısı.....	33
5.2.3 Burun iniş takımı çatalının ağ yapısı.....	34
5.2.4 Şok sönümleme dikmesi ağ yapısı	35
5.2.5 Ana dikme ağ yapısı.....	36
5.3 Sınır Şartları.....	37
5.3.1 Jant parçasının sınır şartları	37
5.3.2 Aks parçasının sınır şartları	38
5.3.3 Burun iniş takımı çatalının sınır şartları	38
5.3.4 Şok sönümleme dikmesinin sınır şartları	39
5.3.5 Ana dikme sınır şartları	40
6. BURUN İNiŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZ SONUÇLARI.....	43
6.1 Jant Parçasının Yapısal Analiz Sonucu	43
6.2 Aks Parçasının Yapısal Analiz Sonucu	44
6.3 Burun İniş Takımı Çatalının Yapısal Analiz Sonucu	44
6.4 Şok Sönümleme Dikmesinin Yapısal Analiz Sonucu	45
6.5 Ana Dikmenin Yapısal Analiz Sonucu	46
7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	49
KAYNAKLAR.....	51
ÖZGEÇMİŞ.....	53

SEMBOLLER

X_{datum}	: Datum noktasının ana eksen takımı ile mesafesi
X_{ovhk}	: Ortalama veterin hücum kenarının ana eksen takımı ile mesafesi
X_{ov}	: Ortalama veter uzunluğu
x	: Ana iniş takımlarının ana eksen takımı ile mesafesi
X_{fcg}	: Ön ağırlık merkezinin ana eksen takımı ile mesafesi
X_{acg}	: Arka ağırlık merkezinin ana eksen takımı ile mesafesi
F_{min}	: Burun iniş takımında oluşması gereken minimum yük
F_{max}	: Burun iniş takımında oluşması gereken maksimum yük
F	: Burun ve ana iniş takımları arasındaki mesafe
N_1	: Burun iniş takımının arka ağırlık merkezi ile arasındaki mesafe
L	: Burun iniş takımının ön ağırlık merkezi ile arasındaki mesafe
J	: İniş takımlarının uçak ağırlık merkezi ile dikey mesafesi
$F_{dinamik}$	: Burun iniş takımında oluşan dinamik yük
F_{statik}	: Burun iniş takımında oluşan statik yük
$F_{net\ dikey\ yük}$	: Burun iniş takımında oluşan maksimum yük
μ	: Sürtünme katsayısı
$F_{sürtünme}$	: Sürtünme kuvveti
W_v	: Burun iniş takımında oluşan maksimum yükleme
P	: Lastik iç basıncı
A_p	: Lastiğin yer ile temas yüzey alanı
R_r	: Lastiğin yuvarlanma yarıçapı
w	: Lastik genişliği
d	: Lastik çapı
x_{ld}	: Lastik deplasman değeri
R_{aks}	: Aks yarıçap değeri
n_t	: Lastik verimliliği
n_s	: Amortisör verimliliği
V_s	: Uçak dalış hızı
N_2	: İniş yük faktörü
g	: Yerçekimi ivmesi

S	: Strok değeri
S_T	: Lastik sönümlleme mesafesi
R_{şsd}	: Şok sönümlleme dikmesi iç yarıçapı
P_{statik}	: Şok sönümlleme dikmesinin gaz odasındaki statik gaz basıncı
x_{mym}	: Minimum yataklama mesafesi
D_{sd}	: Sönümlleme dikmesi dış çapı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Hürkuş-C parametrik verileri [1].	2
Çizelge 2.1 : Yük hesaplamada kullanılacak parametreler.	11
Çizelge 2.2 : Burun iniş takımında meydana gelen yükler.	12
Çizelge 2.3 : Lastik özellikleri [9].	12
Çizelge 2.4 : Lastik ve jantın boyutsal ölçü değerleri [9].	13
Çizelge 2.5 : Strok değişkenleri.	17
Çizelge 2.6 : Sıkışma oranları [3].	18
Çizelge 2.7 : Basınç değerleri.	18
Çizelge 2.8 : Şok sönümleme dikmesi yarıçap değerleri.	18
Çizelge 4.1 : Burun iniş takımı malzeme bilgileri.	27
Çizelge 4.2 : Alüminyum 2014-T6 malzeme özellikleri [16].	28
Çizelge 4.3 : PH13-8Mo AMS 5629 H1000 malzeme özellikleri [16].	28
Çizelge 4.4 : Alüminyum 7050-T7451 malzeme özellikleri [18].	29
Çizelge 5.1 : Burun iniş takımı alt parçalarının ağ yapısı.	36
Çizelge 5.2 : Sınır şartları.	41
Çizelge 5.3 : Yükleme koşulları.	41
Çizelge 6.1 : Burun iniş takımı alt parçalarının emniyet katsayıları.	47



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Burun iniş takımı tasarımı gerçekleştirilecek uçak [2].	2
Şekil 1.2 : Burun iniş takımı alt parçaları [3].	3
Şekil 1.3 : Uçak üzerinde iniş takımlarının düzeni [4].	4
Şekil 1.4 : Tek tekerlekli burun iniş takımı [5].	4
Şekil 1.5 : Uçak içerisindeki iniş takımı yuvaları [4].	5
Şekil 1.6 : Amortisör tipleri [4].	6
Şekil 1.7 : Amortisörlerin verimlilikleri [3].	6
Şekil 1.8 : Oleo-pnömatik amortisör yapısı [3].	7
Şekil 2.1 : Burun iniş takımı yük hesaplama sistemi [3].	10
Şekil 2.2 : Lastik temas yüzeyi alanı [4].	13
Şekil 2.3 : Aks yapısı [10].	14
Şekil 2.4 : Tasarım boşluğu bırakılmış tekerlek ve burun çatalı montajı.	15
Şekil 2.5 : Strok tanımı [3].	16
Şekil 2.6 : İniş takımı yükleme durumları [12].	17
Şekil 2.7 : Yataklama örneği [3].	19
Şekil 2.8 : Burun iniş takımı ana dikmesi.	20
Şekil 3.1 : Burun iniş takımı jantı.	21
Şekil 3.2 : Burun iniş takımı lastiği.	22
Şekil 3.3 : Burun iniş takımı tekerleği.	22
Şekil 3.4 : Burun iniş takımı aksı.	23
Şekil 3.5 : Tekerlek ve aks montajı.	23
Şekil 3.6 : Burun iniş takımı çatal yapısı.	24
Şekil 3.7 : Şok sönümlleme dikmesi montajı.	25
Şekil 3.8 : Burun iniş takımı ürün montajı.	26
Şekil 5.1 : Jant parçasının ağ yapısı.	32
Şekil 5.2 : Aks parçasının ağ yapısı.	33
Şekil 5.3 : Burun iniş takımı çatalının ağ yapısı.	34
Şekil 5.4 : Şok sönümlleme dikmesi ağ yapısı.	35
Şekil 5.5 : Ana dikme ağ yapısı.	36
Şekil 5.6 : Jant parçasının sınır şartları.	37
Şekil 5.7 : Aks parçasının sınır şartları.	38
Şekil 5.8 : Burun iniş takımı çatalının sınır şartları.	38
Şekil 5.9 : Şok sönümlleme dikmesinin sınır şartları.	39
Şekil 5.10 : Ana dikme sınır şartları.	40
Şekil 6.1 : Jant parçasındaki gerilme dağılımı.	43
Şekil 6.2 : Aks yapısındaki gerilme dağılımı.	44
Şekil 6.3 : Burun iniş takımı çatalındaki gerilme dağılımı.	45
Şekil 6.4 : Şok sönümlleme dikmesindeki gerilme dağılımı.	45
Şekil 6.5 : Ana dikme üzerindeki gerilme dağılımı.	46
Şekil 6.6 : Parçaların emniyet katsayılarının karşılaştırması.	47
Şekil 6.7 : Parçaların deplasman değerlerinin karşılaştırması.	48



HAFİF SALDIRI UÇAĞI İÇİN BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ

ÖZET

Bu tez çalışmasında, yerli ve milli imkânlarla geliştirilmiş olan hafif saldırı uçağı Hürkuş-C için burun iniş takımı yapısal tasarımı ve analizi gerçekleştirilmiştir. Burun iniş takımı tasarımı ve analizi sürecinde Hürkuş-C uçağının parametrik verileri temel alınmıştır ve her türlü hesaplamalar ve bu hesaplamalar sonucunda ortaya çıkan ölçülerin modellenmesi gibi işlemler bu parametrik verilerin kullanılması sonucunda gerçekleştirilmiştir.

İniş takımları temel olarak bir uçağın inişi sırasında maruz kaldığı dinamik ve statik yüklemeleri sönmüleme ve uçak yerdeyken taksit hareketini sağlamaya yarayan ana uçak bileşenlerinden birisidir. İniş takımı tasarımı sırasında yapısal, aerodinamik, hidrolik, elektrik ve elektronik gibi birçok mühendislik disiplinleri gözönünde bulundurulur. Bundan dolayıdır ki bir iniş takımının tasarımı ve imalatı bir uçağın en karmaşık süreçlerinden birisidir. Aynı zamanda iniş takımlarının uçak içerisine alınıp alınmaması durumu uçak üzerinde ciddi aerodinamik etkiler oluşturur. Bu durumda uçağın performansını ve yakıt tüketimini doğrudan etkileyecektir. İniş takımı tasarımı sürecinde uçağın iniş yapacağı pistin özellikleride iniş takımı tasarımı doğrudan etkilemektedir. Hürkuş-C uçağı en zor şartlarda iniş yapması beklendiğı için iniş takımı tasarımı sürecinde en zorlu pist özellikleri gözönünde bulundurulmuştur.

Tez kapsamında ilk olarak geniş bir literatür araştırması gerçekleştirilmiştir. Bu araştırma sonucunda iniş takımını oluşturan alt bileşenler hakkında bilgiler verilmiştir. Aynı zamanda iniş takımının konfigürasyonu ve uçak üzerindeki yerleşimi hakkında da bilgiler verilmiştir. İniş takımlarının yerleşimi sırasında uçak ağırlık merkezi ve uçak kütlesi gibi girdi değerler için Hürkuş-B uçağının değerleri temel alınmıştır ve bu değerler Hürkuş-B uçağının yayınlanan tip sertifikasından çekilmiştir.

Tez çalışmasının bir sonraki adımında ise hakkında bilgi verilen iniş takımı alt bileşenlerinin boyutsal hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Bu hesaplamalarda kullanılan formüller literatür araştırması sonucunda bulunan formüllerdir. Boyutsal hesaplamalar yapılırken uçağın kütle, ağırlık merkezi konumu, iniş takımının uçağı oturma açısı, pist sürtünme katsayısı, uçak dalış hızı, dinamik yük katsayısı ve ortalama veter uzunluğu gibi parametreler kullanılmıştır. Hesaplamalar sonucunda burun iniş takımında kullanılmak üzere lastik, tekerlek, aks, iniş takımı çatallı, iniş takımı dikmesi, sönmüleme dikmesi, kontrol valfi ve kontrol valfi kangal yay boyutları belirlenmiştir.

Çalışmanın bir sonraki kısmında hesaplamalar sonucunda boyutları ortaya çıkan iniş takımının alt sistemlerinin üç boyutlu modellenmesi işlemi gerçekleştirildi. Her bir alt sistem modellendikten sonra bu alt sistemlerin montajı gerçekleştirilerek bir araya getirildi. Bu işlemler üç boyutlu modelleme programı olan CATIA V5R19 programı

kullanılarak gerçekleştirildi. CATIA programı bilgisayar destekli üç boyutlu bir tasarım programıdır ve havacılık endüstrisinde yaygın bir şekilde kullanıldığı için tercih edilmiştir.

İniş takımını oluşturan alt parçaların çizimleri bittikten sonra oluşturulan bu parçalara malzeme seçilmiştir. İniş takımları iniş sırasında çok yüksek bir yüklemeye maruz kaldığı için seçilen malzemelerin yüksek mekanik özelliklere sahip olması amaçlanmıştır ve bu duruma göre seçim yapılmıştır. Aynı zamanda iniş takımları dinamik yüklemelere maruz kaldıkları için seçilen malzemelerin yorulma dayanımları yüksek olmalıdır. Bu çalışma kapsamında seçilen malzemelerin yorulma dayanımları oldukça yüksektir ve seçilen malzemelerin yorulma dayanımını daha da artırmak için imalat yöntemi olarak dövme imalat yöntemi tavsiye edilmiştir. Özellikle burun iniş takımının önemli bir alt sistemi olan burun iniş takımı dikmesi dövme yöntemiyle oluşturulmalı ve daha sonra tezgâha alınarak şekil verilmelidir. Böylelikle daha uzun hayata sahip iniş takımları elde edilir ve bunun sonucunda ekonomik olarak büyük bir kazanç elde edilir.

Tez çalışmasının analiz kapsamında, üç boyutlu modellenmesi ve malzeme seçimleri tamamlanan burun iniş takımının sonlu elemanlar yaklaşımı ile analiz edilip tasarımının doğrulanması durumu gerçekleşmiştir. Burun iniş takımını oluşturan tüm montaj elemanlarının analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz yöntemi olarak, yüklemelerin yapı üzerinde oluşturduğu gerilmenin yapının akma mukavemeti değerinden en az 1,5 kat düşük olması durumu kullanılmıştır ve bu tez kapsamında tasarımı gerçekleştirilen burun iniş takımının bu isteri sağladığı analiz başlıklarında gösterilmiştir. Burun iniş takımının sonlu elemanlar analizi ANSYS 14.5 paket programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu analiz programı vasıtasıyla burun iniş takımında oluşan von-Mises gerilmeler, gerinimler ve deplasmanlar hesaplanmıştır ve şekil görüntüsü olarak çalışmanın analiz başlığında yansıtılmıştır. Analiz gerçekleştirilmeden önce burun iniş takımını oluşturan tüm yapıya uygun bir ağ metodu seçilmiştir. İniş takımı parçaları karmaşık ve et kalınlıkları büyük olduğu için yapı katı ağ metodu ile modellenmiştir. Yüksek gerilmelerin çıktığı bölgelerde ağ yoğunluğunu artırarak daha doğru sonuçlar elde edilmiştir. Yapıyı katı ağ metodu ile modelledikten sonra, modele yük uygulaması gerçekleştirilmiştir. Yükler literatür çalışması kapsamında bulunan formüller ile hesaplanmıştır. Yük durumu olarak iniş takımı için en kritik olan uçağın inişi sırasındaki meydana gelen yüklemeler ele alınmıştır. Çünkü iniş sırasında iniş takımlarında statik yüklemeye ek olarak dinamik yüklemeye meydana gelir. Bu durumdan dolayıdır ki iniş takımları en fazla yüklemeye iniş sırasında maruz kalmaktadır ve bu durumdan dolayı iniş yükleri kullanılarak sonlu eleman analizleri gerçekleştirilmiş ve bu analiz sonuçlarına göre tasarım faaliyetleri yapılmıştır. Yükleme durumu tanımlandıktan sonra son olarak burun iniş takımı sonlu elemanlar modeli için sınır koşulları tanımlanmıştır. Analiz sonuçlarının doğru çıkabilmesi için sınır koşullarının doğru bir şekilde tanımlanması gerekir. Sınır koşulları montajı oluşturan parçaların birbirleriyle bağlanma durumuna göre tanımlanmıştır.

Tez çalışmasının sonucunda Hürkuş-C uçağı için tasarlanan burun iniş takımının isteri karşıladığı ve en kritik yükleme altında bile iniş takımında meydana gelen gerilmenin kullanılan malzemelerin akma dayanımını geçmediği gösterilmiştir.

STRUCTURAL DESIGN AND ANALYSIS OF NOSE LANDING GEAR FOR LIGHT ATTACK AIRCRAFT

SUMMARY

In this thesis study, structural design and analyse of the nose landing gear were carried out for light attack aircraft Hürkuş-C which were designed with domestic and national opportunity. Parametric values of the light attack aircraft Hürkuş-C were used during nose landing gear design. By using these these parametric values, size calculations of the nose landing gear components were fulfilled and three-dimensional drawings of the nose landing gear were carried out with respect to calculation results.

Landing gear system that is one of the most important system of the aircraft fundamentally supports the aircraft while the aircraft is on the ground and gives permission the aircraft taxiing, take-off and landing. One of the most crucial mission of the landing gear system is to absorb the static and dynamic loads during the landing of the aircraft. Therefore accurate shock absorber design is crucial design step for safety of the aircraft. In modern aircraft, oleo-pneumatic shock absorber type is used because of its absorbtion efficiency. Therefore, in this thesis study oleo-pneumatic shock absorber is used. Many engineering fields must be taken into account during the design of the landing gear system. Structure, aerodynamic, hidrolic, electric and electronic can be given as examples. Therefore, design and production of the landing gear system is one of the most complex process in aircraft design. Retraction condition of the landing gear directly affects the aerodynamic performance of the aircraft and this situation causes to maximum range of the aircraft and fuel consumption changes. Hence, in this thesis study retraction system will be used to get efficient aircraft. The properties of the runway which aircraft lands are significant parameters. Because the properties of the runway directly affects the design of the landing gear. In this thesis study, it was assumed that aircraft would land in most difficult condition. Therefore, most difficult runway properties were taken.

Firstly, comprehensive literature study was done regarding landing gear systems and informations about the sub-components, which form the nose landing gear, were given. Tire, rim, axle, landing gear fork, landing gear fitting, shock absorber, control valve and control valve spring are the sub-components of the nose landing gear. In addition, informations were given about configuration and layout of the nose landing gear on the aircraft. Literature study shows that nose landing gear must carry between 8 and 15 percent of the aircraft static load. By using this information, nose landing gear placement, tire rim selection and nose landing gear loading calculation were executed. Maximum vertical loading and friction force that was occurred in nose landing gear are 7777.9 Newton and 622.2 Newton respectively. By using the maximum vertical loading and friction force, tire and rim selection were done from catalogue of the Goodyear Company. 17.5x5.75-8 type tire and rim selection, which can withstand the maximum vertical loading and friction force, were carried out.

During nose landing gear placement, aircraft mass and center of gravity input values were used and these values were taken from type certification of the Hürkuş-B.

In the next step of the thesis study, dimensional calculations of the sub-components of the nose landing gear were carried out with respect to formulas that were found in literature study. During dimensional calculations, aircraft mass, center of gravity, landing gear placement angle to aircraft, runway friction coefficient, sink speed, dynamic load factor and mean aerodynamic chord length values were used. After calculations were carried out, the dimensional properties of the tire, rim, axle, landing gear fork, landing gear fitting, sock absorber, control valve and control valve spring were found.

In the next section of the thesis study, three-dimensional modelling of the sub-components of the nose landing gear were carried out. After the sub-components of the nose landing gear were modelled, assembly process of the nose landing gear was done with these sub-components. CATIA V5R19 programme, which is computer aided three-dimensional drawing programme, was used in component and assembly design. This drawing programme was chosen since it is commonly used in aviation industry.

One of the critical stages of the nose landing gear design is the selection of the materials. After sub-components were designed, material was assigned to these components. Landing gear is exposed to high loading during landing condition. Therefore, materials that have high mechanical properties were selected. Aluminum 7050-T7451 material was used in fork and fitting components. PH13-8Mo per AMS 5629 H1000 stainless steel alloy was used in shock absorber and wheel axle. 15-5PH per AMS5659 stainless steel was used in control valve. Steel wire A228 was used in control valve spring. Forged aluminum 2014-T6 material was used in rim. Fatigue properties of the materials that were used in the nose landing gear must be high since the nose landing gear is exposed to dynamic loads. Therefore, forging production technique and shot-peened application were proposed to increase the fatigue properties of the materials. Long life nose landing gear is obtained by fulfilling these applications and this condition causes big economic profits.

In the analysis section of the thesis study, the design of the nose landing gear was analyzed under the critical loads by using the finite element approach and this analysis study indicated that design of the nose landing is safe under critical load case. This analysis study were carried out for all sub-components of the nose landing gear. Material properties were assigned to sub-components of the nose landing gear as first step of the analysis study. Yield stresses of the materials were divided to 1.5 for safety margin and the stresses that occurred in the sub-components are smaller than this stress values. This case proved that the design of the nose landing gear was accurate. The analysis of the nose landing gear were executed by using the ANSYS 14.5 programme. This programme was selected since it was used in aviation industry. Deformations, strains and von-Mises stresses were calculated by means of ANSYS 14.5 analysis programme and these values were represented in the analysis head. Accurate mesh method was exerted to sub-components of the nose landing gear to get true results. Solid mesh method was defined to nose landing gear components. Because the structure of the nose landing gear is very complex and wall thickness of the nose landing gear components are very high. Mesh density was increased in the high stress locations to get accurate results. After the mesh definition was done, load cases were assigned to components. Loads were calculated with

formulas that were found in literature study. Loads that occurred in the landing of the aircraft are the most crucial. Because dynamic loads occur in addition to static loads in landing condition of the aircraft. Therefore landing condition loads were assigned to model. After load cases of the nose landing gear were defined, boundary conditions of the sub-components of the nose landing gear were assigned. Boundary conditions were defined with respect to fastening types of the sub-components with each other.

Finally, this thesis study proved that the design of the nose landing gear, which was designed for Hürkuş-C military aircraft, provided the requirements and maximum stresses occurred in the nose landing gear structures did not pass the yield stresses of the materials used in the nose landing gear components.



1. GİRİŞ

İniş takımları temel olarak bir uçağın inişi sırasında maruz kaldığı dinamik ve statik yüklemeleri sönmleme ve uçak yerdeyken taksii hareketini sağlamaya yarayan ana uçak sistemlerinden biridir. İniş takımı sistemleri ana ve burun iniş takımı sistemleri olarak ikiye ayrılır. İniş takımı tasarımı sürecinde birçok mühendislik disiplinleri göz önünde bulundurulmak zorundadır. Bu mühendislik disiplinlerine yapısal, aerodinamik, hidrolik, elektrik ve elektronik gibi alanlar örnek verilebilir. İniş takımı tasarımı ve imalatı sürecinde birçok mühendislik alanı iç içe olduğu için iniş takımının tasarımı ve üretimi çok karmaşık bir süreçtir. Aynı zamanda iniş takımının uçak üzerindeki konumu, uçak içine katlanabilmesi uçağın performans ve aerodinamik değerlerini doğrudan etkilemektedir.

Burun iniş takımı tasarımını etkileyen birçok parametre vardır. Bu parametreler literatür çalışmasında aktarılacaktır ve bu değerler kullanılarak iniş takımını oluşturan alt parçaların geometrik ölçü değerleri hesaplanacaktır. Daha sonra geometrik ölçü değerleri bulunan iniş takımı parçalarının üç boyutlu tasarımı CATIA V5R19 modelleme programı kullanılarak gerçekleştirilecektir. Bu parçaların montajı oluşturulduktan sonra burun iniş takımının yapısal statik analizi ANSYS 14.5 analiz programı kullanılarak gerçekleştirilecektir.

1.1 Tezin Amacı

Bu tez çalışmasında yerli ve milli imkânlarla geliştirilen Hürkuş-C uçağı için burun iniş takımı yapısal tasarımı ve analizi gerçekleştirilecektir. Hürkuş-C uçağı hafif saldırı uçağı olduğu için zorlu pist koşullarında iniş yapması beklenmektedir ve bu durum göz önünde bulundurularak iniş takımı tasarımı gerçekleştirilecektir. Yükleme koşulu olarak uçağın inişi sırasındaki yüklemeler ile analiz hesapları gerçekleştirilecektir. Çünkü burun iniş takımı en fazla yüklemeye iniş sırasında maruz kalmaktadır. Uçağın iniş sürecinde statik yüklemelere ek olarak dinamik yüklemelerde ortaya çıktığı için burun iniş takımı üzerinde oluşan maksimum gerilmeler bu süreçte meydana gelmektedir.

1.2 Burun İniş Takımının Tasarlanacağı Uçağın Özellikleri

Burun iniş takımı Hürkuş-C uçağı için tasarlanması amaçlanmıştır. Bu bağlamda bu uçağın parametrik verilerine ihtiyaç duyulacaktır. Bu parametrik veriler uçağın tip sertifikasından bulunmuştur. Çizelge 1.1’de uçağın parametrik verileri gösterilmiştir.

Çizelge 1.1 : Hürkuş-C parametrik verileri [1].

Uçak Ağırlığı (kg)	Kanat Alanı (m ²)	Datum Konumu (m)	Ortalama Veter Uzunluğu (m)	Ortalama Veter Hücum Kenarı Konumu (m)
5139	16.32	0.8	1.675	4.8898

Çizelge 1.1’de bulunan değerler kullanılarak burun iniş takımına gelen dikey yönlü yüklemeler hesaplanacaktır. Şekil 1.1’de burun iniş takımı tasarımı yapılacak uçağın görseli sergilenmektedir.



Şekil 1.1 : Burun iniş takımı tasarımı gerçekleştirilecek uçak [2].

1.3 İniş Takımları Özellikleri

Burun iniş takımı tasarımı sürecine başlanmadan önce bu iniş takımının uçak üzerindeki yerleşimi, burun iniş takımı dikmesinde kullanılacak tekerlek sayısı, iniş takımlarının uçak içerisine alınıp alınmaması ve burun iniş takımında kullanılacak darbe sönümleme tipinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu başlıkta, bu özellikler

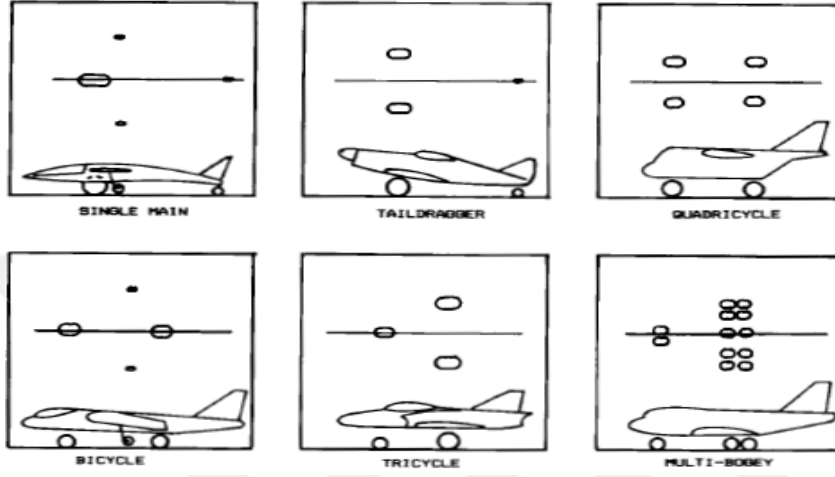
Şekil 1.2 : Burun iniş takımı alt parçaları [3].

gerçekleştirilecektir.

1.3.1 Uçak üzerinde iniş takımı düzeni

takımı düzenleri bulunmaktadır. Günümüz uçaklarında ise en yaygın biçimde

kullanılan iniş takımı düzeni ise üç tekerli (tricycle) iniş takımı düzenidir[4]. Bunun en önemli sebebi ise ana iniş takımları arka ağırlık merkezinin arkasında, burun iniş takımının ise ön ağırlık merkezinin önünde olmasıdır ve bu durum uçağın yerdeyken daha kararlı olmasına sebep olmaktadır[4]. Bu durumdan dolayı Hürkuş-C uçağında üç tekerli (tricycle) iniş takımı düzeni uygulanacaktır. Şekil 1.3’de iniş takımı düzenleri sergilenmektedir.



Şekil 1.3 : Uçak üzerinde iniş takımlarının düzeni [4].

1.3.2 Tekerlerk sayısı

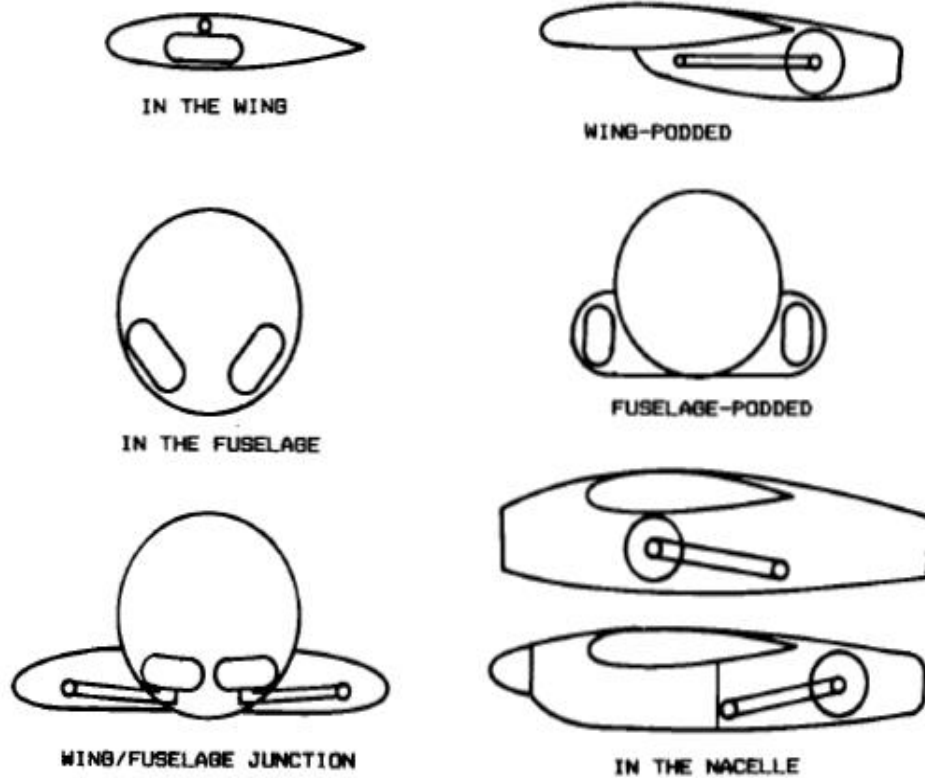
Bu başlıkta burun iniş takımında kullanılacak tekerlek sayısı belirlenecektir. Çizelge 1.1’de verilen uçağın kütlesi bilgisi kullanılarak bu işlem gerçekleştirilecektir. 50000 pound ağırlığından daha az bir kütleye sahip olan uçaklarda tek tekerlek kullanılır[4]. Burun iniş takımının tasarlanacağı uçağın ağırlığı 5139 kilogram olarak belirlenmiştir ve bu değer 50000 pound ağırlığından çok daha az olduğu için burun iniş takımında tek tekerlek kullanılacaktır. Şekil 1.4’de tek tekerlekli burun iniş takımı gösterilmektedir.



Şekil 1.4 : Tek tekerlekli burun iniş takımı [5].

1.3.3 İniş takımı katlanma mekanizmaları

İniş takımlarının uçak içerisine alınıp alınmamasının belirlenmesi iniş takımı tasarımı sürecinde önemli bir karardır. İniş takımları uçak içerisine alınmaması durumunda uçuş sürecinde çok yüksek miktarda sürtünme kuvveti üretir[6]. Bu nedenle bakım ve üretim maliyetlerine rağmen günümüz modern uçaklarının iniş takımlarında katlanma mekanizmaları mevcuttur. Böylelikle uçuş sürecinde meydana gelen sürtünme kuvveti azaltılmış olur. Bu durum uçak için yakıt tüketiminin azalmasına ve uçuş menzilinın uzamasına sebep olacaktır. Eğer iniş takımları uçak içerisine katlanacaksa, uçak içerisinde iniş takımları için iniş takımı bölmesi yapılmalıdır. Alttan kanatlı uçakların çoğunun iniş takımı yuvaları kanat gövde birleşiminde bulunmaktadır[4]. İniş takımı yuvası seçiminde yapılacak hata uçak ağırlığının artmasına ve yakıt koyulacak bölgenin hacminin azalmasına neden olur[4]. Hürkuş-C uçağında alttan kanatlı bir uçak olduğu için iniş takımı yuvası kanat gövde birleşiminde olmasına karar verilmiştir. Şekil 1.5’de uçak içerisindeki iniş takımı yuvaları gösterilmektedir.

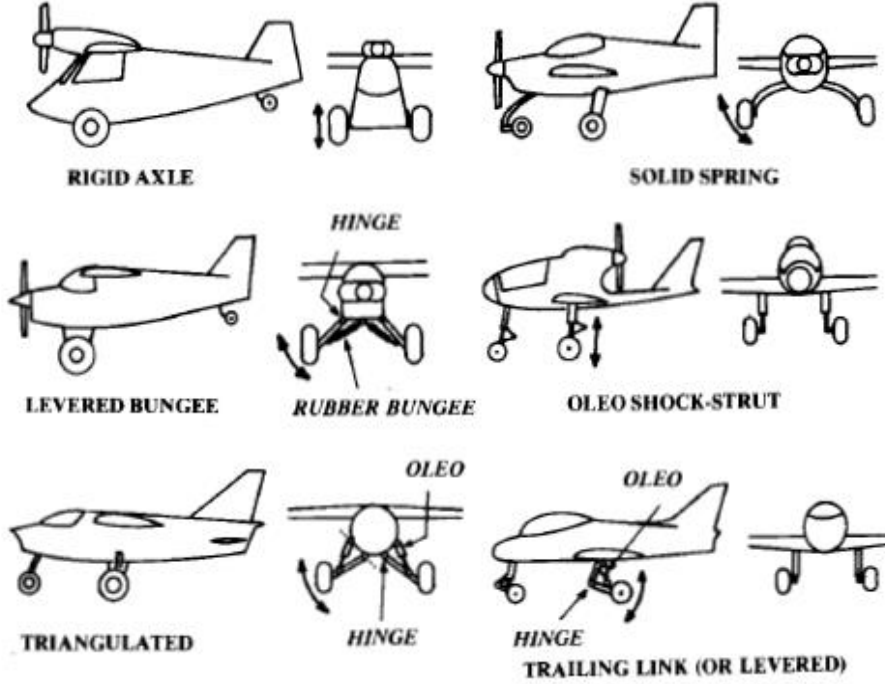


Şekil 1.5 : Uçak içerisindeki iniş takımı yuvaları [4].

İniş takımlarının uçak içerisine katlanma mekanizmaları genellikle hidrolik gücüyle çalıştırılır[6].

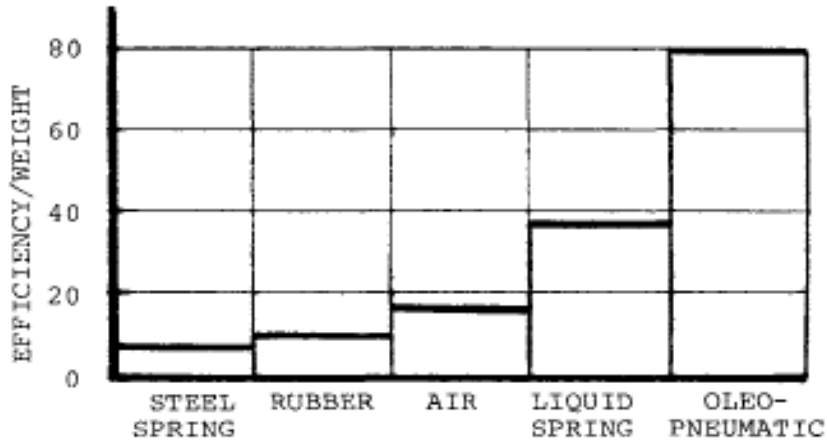
1.3.4 Amortisör tipleri

İniş takımları, iniş ve yerdeyken taksi sırasında meydana gelen darbe yüklemelerini sönümlemek zorundadır[4]. Bu kapsamda burun iniş takımı için uygun bir amortisör tipi seçilmelidir. Şekil 1.6’da iniş takımlarında yaygın olarak kullanılan amortisör tipleri sergilenmektedir.



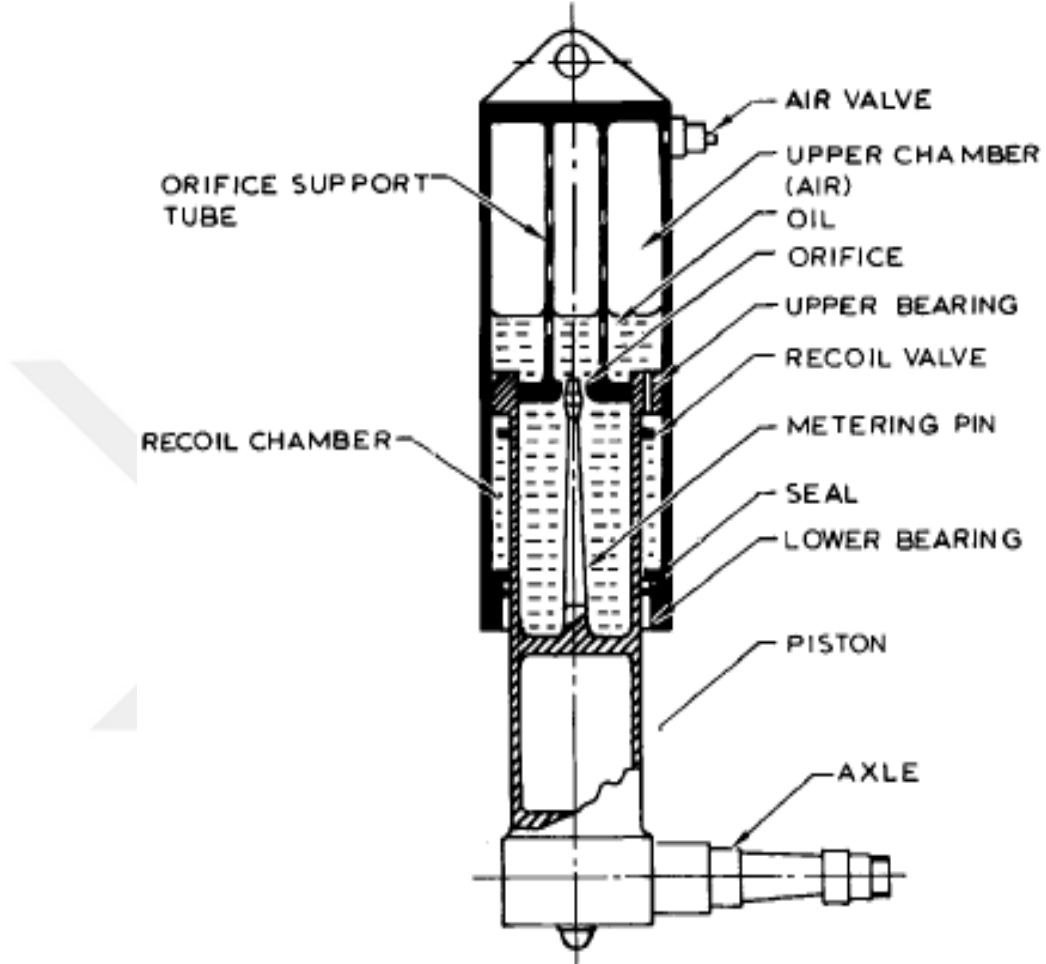
Şekil 1.6 : Amortisör tipleri [4].

Temel olarak iniş takımlarında kullanılan iki farklı tip amortisör vardır ve bunlar çelikten yapılan katı yaylar ya da hidrolik ile çeşitli gazların birarada kullanıldığı amortisörlerdir[7]. Şekil 1.7’de iniş takımlarında kullanılan amortisörlerin verimlilik şeması gösterilmektedir.



Şekil 1.7 : Amortisörlerin verimlilikleri [3].

Şekil 1.7’den görüldüğü gibi sönümleme verimliliği açısından oleo-pnömatik amortisörü en verimli amortisör tipidir. Günümüz modern uçaklarının çoğunda oleo-pnömatik amortisör tipi kullanılmaktadır[3]. Şekil 1.8’de oleo-pnömatik amortisör tipinin yapısı sergilenmiştir.



Şekil 1.8 : Oleo-pnömatik amortisör yapısı [3].

Uçağın inişi sırasında meydana gelen yüklemelerden dolayı alt bölmede bulunan hidrolik üst bölmeye geçmeye zorlanır ve böylelikle üst bölmedeki gaz sıkışır ve bu şekilde uçağın inişi sırasındaki statik ve dinamik yüklemeler soğurulmuş olur[3]. Akışkan kontrol valfinden bulunan orifislerden geçerek üst bölmeye ulaşır. Orifisler kontrol valfinden bulunan dar geçitlerdir. Hidroliğin orifislerden geçerken köpürmesini engellemek için orifislerin üstünde bir miktar hidrolik bulunmalıdır[3]. Oleo-pnömatik amortisör sistemlerinin verimliliği orifis tasarımına bağlı olarak ortalama 0.75 ile 0.8 değerleri arasında değişir ve bu değer doğru bir oleo-pnömatik amortisör tasarımıyla 0.93 değerine kadar ulaşır[8]. Oleo-pnömatik amortisör tipinin

verimliliği çok yüksek olduğu için burun iniş takımı tasarımında bu tip amortisörün kullanılmasına karar verilmiştir.



2. TASARIM VERİLERİNİN HESAPLANMASI

Tezin bu bölümünde burun iniş takımında meydana gelen statik, dinamik ve sürtünme yüklemeleri hesaplanacaktır. Yüklemeye uygun olarak tekerlek ve jant seçimi yapılacaktır. İniş sırasında burun iniş takımında meydana gelen sönümleme mesafesi, sönümleme pistonunun çapı ve boyu hesaplanacaktır. Burun iniş takımı ana dikme boyutu hesaplanacaktır. Son olarak kontrol valfinde kullanılan yayın boyutsal değerleri ve orifislerin çap değerleri hesaplanacaktır.

2.1 Yük Hesaplamaları

Burun iniş takımı tekerleğinde meydana gelen statik, dinamik ve sürtünme yüklemelerini hesaplayabilmek için ilk önce burun iniş takımının uçağın ana eksen takımından ne kadar uzakta olduğu bilinmelidir. Bunun için şu bilgi kullanılacaktır. Burun iniş takımı uçaktaki statik yüklemenin yüzde 8 ile 15'i arasındaki yüklemeyi taşımaktadır[8]. Bu bilgi ışığında burun iniş takımı minimum 4033,0872 N, maksimum 7562,0385 N yük taşımaktadır. Başka bir deyişle burun iniş takımında meydana gelen yükleme bu iki yükleme arasında olmalıdır. Bu bağlamda burun iniş takımında meydana gelen minimum ve maksimum yüklemeler hesaplanıp uçak üzerine yerleşimi sağlanacaktır. Burun iniş takımı üzerine gelen yüklemeleri hesaplayabilmek için aynı zamanda ana iniş takımlarının uçak ana eksen takımından uzaklığı bilinmelidir. Bunun için şu bilgi kullanılacaktır. Ana iniş takımları ortalama veter uzunluğunun yüzde 50 ile 55'i arasında bulunmalıdır[3]. Bu çalışmada ana iniş takımları ortalama veter uzunluğunun yüzde 52,5'inde bulunduğu varsayılacaktır. Denklem (2.1) kullanılarak ana iniş takımının uçağın ana eksenine olan mesafesi hesaplanacaktır.

$$x = x_{datum} + x_{ovhk} + (x_{ov} * 0,525) \quad (2.1)$$

Çizelge 1.1'de verilen değerler denklem (2.1)'de yerine koyulursa ana iniş takımının uçağın ana ekseninden 6,5692 metre uzakta olduğu hesaplanır. Yük hesabına devam edebilmek için uçağın ön ve arka ağırlık merkezlerinin konumu gerekmektedir. Ön ağırlık merkezi ortalama veter uzunluğunun yüzde 28'inde ve arka ağırlık merkezi

ortalama veter uzunluğunun yüzde 32'inde bulunmaktadır[1]. Denklem (2.2) ve denklem (2.3) ön ve arka ağırlık merkezlerinin konumunu hesaplayabiliriz.

$$x_{fcg} = x_{datum} + x_{ovhk} + (x_{ov} * 0,28) \quad (2.2)$$

Çizelge 1.1'de verilen değerler denklem (2.2)'de yerine yazılırsa ön ağırlık merkezinin uçağın ana eksen takımından 6,1588 metre uzakta olduğu hesaplanır.

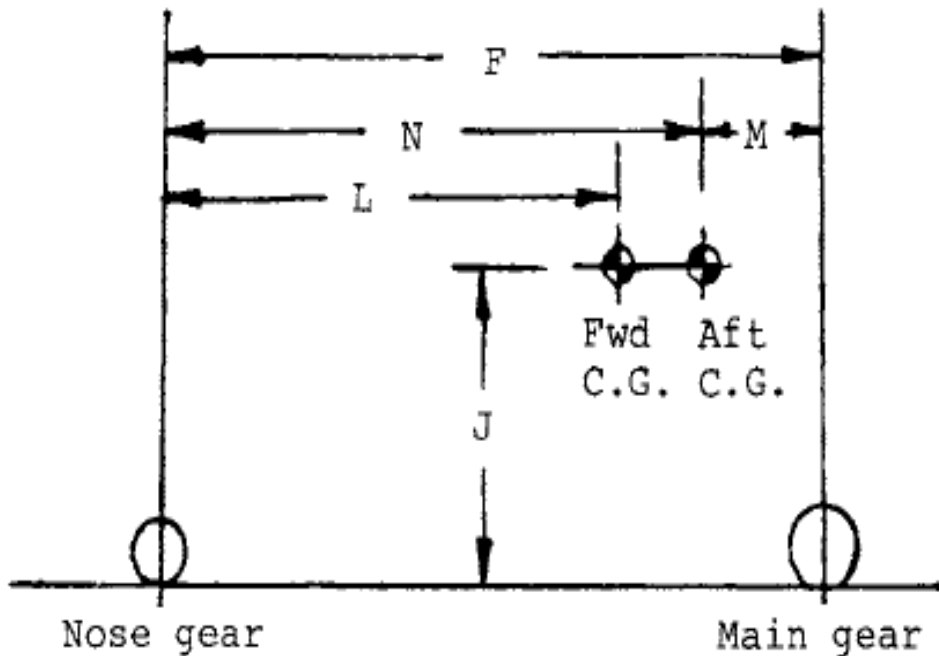
$$x_{acg} = x_{datum} + x_{ovhk} + (x_{ov} * 0,32) \quad (2.3)$$

Çizelge 1.1'de verilen değerler denklem (2.3)'de yerine yazılırsa arka ağırlık merkezinin uçağın ana eksen takımından 6,2258 metre uzakta olduğu hesaplanır. Denklem (2.4) ile burun iniş takımında meydana gelen minimum yüklemeyi ve denklem (2.5) ile burun iniş takımında meydana gelen maksimum yüklemeyi hesaplayabiliriz.

$$F_{min} = (W * (F - N)) / F \quad (2.4)$$

$$F_{max} = (W * (F - L)) / F \quad (2.5)$$

Şekil 2.1'de burun iniş takımının minimum ve maksimum yük hesabını etkileyen parametrelerin ne ifade ettiği gösterilmektedir.



Şekil 2.1 : Burun iniş takımı yük hesaplama sistemi [3].

Burun iniş takımında meydana gelen minimum ve maksimum yüklemeler istenilen değerler arasında çıkması şartıyla, burun iniş takımının uçak üzerine yerleşimi

gerçekleştirilmiştir. Burun iniş takımı, uçak ana eksen takımından 1 ile 5 metre arasında 0,1 metre aralıklarla yerleşimi gerçekleştirilmiştir ve en iyi sonuçlar burun iniş takımının uçak ana eksen takımından 3,4 metre uzaklıkta olduğu konumudur. Çizelge 2.1’de denklem (2.4) ve (2.5)’de kullanılacak parametrelerin burun iniş takımının uçak ana eksen takımından 3,4 metre uzaklıkta olduğu durumundaki değerleri gösterilmiştir.

Çizelge 2.1 : Yük hesaplamada kullanılacak parametreler.

Uçak ağırlığı (Newton)	F (metre)	N (metre)	L (metre)	J (metre)
50413,59	6,5692	2,8258	2,7588	0,15

Bu koşulda denklem (2.4) kullanıldığında burun iniş takımında minimum 5462,23 N statik yükleme, denklem (2.5) kullanıldığında burun iniş takımında maksimum 6528,03 N statik yükleme meydana gelmektedir. Bu iki yükleme değeri istenilen aralıkta çıkmıştır ve burun iniş takımının ana eksen takımından 3,4 metre uzakta konumlandırılacağına karar verilmiştir. Burun iniş takımında meydana gelen maksimum statik yükleme bulunduktan sonra burun iniş takımında meydana gelen dinamik yükleme hesaplanacaktır. Dinamik yükleme denklem (2.6) kullanılarak hesaplanacaktır.

$$F_{dinamik} = (10 * J * W) / (32.2 * F) \quad (2.6)$$

Çizelge 2.1’de verilen değerler denklem (2.6)’da yerine yazılırsa burun iniş takımında iniş sırasında meydana gelen dinamik yük 741,03 Newton olarak bulunur. Burun iniş takımında oluşan net dikey yükleme denklem (2.7) kullanılarak hesaplanacaktır.

$$F_{net\ dikey\ yük} = F_{statik} + F_{dinamik} \quad (2.7)$$

Bulunan değerler denklem (2.7)’de yerine yazılınca burun iniş takımında meydana gelen maksimum dikey yük 7269,06 Newton olarak bulunur. Güvenlik katsayısı olarak bulunan maksimum dikey yükleme 1,07 ile çarpılır[3]. Bu işlem gerçekleştirildikten sonra burun iniş takımında meydana gelen maksimum dikey yükleme 7777,9 Newton olarak bulunur. Burun iniş takımında oluşan maksimum dikey yük hesaplandıktan sonra ikinci adım olarak burun iniş takımında meydana gelen sürtünme kuvveti hesaplanacaktır. Hürkuş-C uçağının en zorlu pist koşullarına inmesi beklendiği için sürtünme katsayısı en büyük olan pist koşulları seçilecektir.

Bu koşul uçağın ıslak çime indiği koşuldur ve bu durumda burun iniş takımı tekerleğinin maruz kaldığı sürtünme katsayısı 0,08 değerine eşittir[4]. Denklem (2.8) kullanılarak burun iniş takımında meydana gelene sürtünme kuvveti hesaplanır.

$$F_{\text{sürtünme}} = F_{\text{net dikey yük}} * \mu \quad (2.8)$$

Değerler denklem (2.8)'de yerine yazılınca burun iniş takımında meydana gelen sürtünme kuvveti 622,23 Newton olarak hesaplanır. Çizelge 2.2'de burun iniş takımında meydana gelen yükler gösterilmektedir.

Çizelge 2.2 : Burun iniş takımında meydana gelen yükler.

Statik yük (Newton)	Dinamik yük (Newton)	Maksimum dikey yük (Newton)	Sürtünme yükü (Newton)	Toplam bileşke yükü (Newton)
6528,03	741,03	7777,9	622,23	7802,75

Çizelge 2.2'de verilen değerler kullanılarak bir sonraki başlıkta burun iniş takımı için uygun bir lastik ve jant seçimi yapılacaktır.

2.2 Lastik Ve Jant Seçimi

Bu başlıkta burun iniş takımı için uygun bir lastik ve jant seçimi gerçekleştirilecektir. Lastiğin karşılaması gereken maksimum yük bir önceki başlıkta bulunmuştur ve bu yük 7802,75 Newton değerine eşittir. Lastik ve jant seçiminde önemli olan ikinci unsur ise lastik şişirme basıncıdır. Askeri pistlere incek uçakların tekerlekleri maksimum 200 psi basınç değerine sahip olmalıdır[4]. Bu bilgiler ışığında 7802,75 Newton yüke dayanacak ve maksimum 200 psi basınç değerine sahip olacak bir lastik seçimi yapılacaktır. Bu koşullar altında Goodyear firmasının havacılık uygulamaları için üretmiş olduğu 17,5x5,75-8 lastik ve jant tipi seçilmiştir. Çizelge 2.3'de bu tip lastiğin özellikleri gösterilmiştir.

Çizelge 2.3 : Lastik özellikleri [9].

Lastik boyutu (inç)	Lastik iç basıncı (psi)	Maksimum yük (Newton)
17,5x5,75	180	33361,7

Bu değerler Goodyear firmasının havacılık için paylaştığı lastik ve jant kataloğundan çekilmiştir. Çizelge 2.3'de görüldüğü gibi seçilen lastiğin iç basıncı 180 psi değerine eşittir ve bu değer gereksinim gereği aşmaması gereken 200 psi değerinden düşüktür.

Seçilen lastik maksimum 33361,7 Newton yk taşıyabilmektedir ve bu değer burun iniş takımında meydana gelen 7802,75 Newton değerinden oldukça yüksektir. Bu iki durum seçilen lastik ve jantın mevcut yükleme altında güvenli olduğunu göstermektedir. Çizelge 2.4’de Goodyear katalogundan seçilen 17,5x5,75-8 lastik ve jantın boyutsal ölçü değerleri verilmiştir.

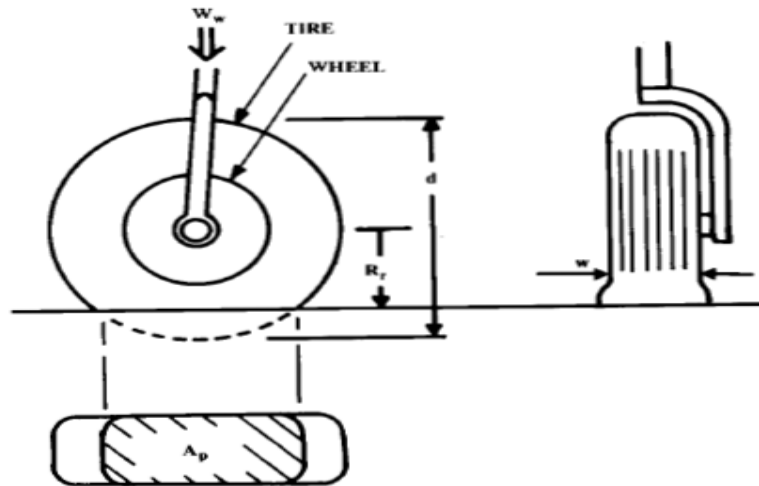
Çizelge 2.4 : Lastik ve jantın boyutsal ölçü değerleri [9].

Jant ve lastik parametreleri	Değer	Birim
Jant genişliği	5,5	in
Jant yarıçapı	4	in
Kulaklar arası genişlik	4,25	in
Tekerleğin janta oturma genişliği	1,4	in
Kulak yüksekliliği	0,88	in
Lastik yarıçapı	17,5	in
Lastik genişliği	5,75	in
Yanak aıkliliği	5,1	in
Yanak apı	15,8	in

Tasarım başlığında izelge 2.4’de verilen ölçü değerleri kullanılarak jant ve tekerleğin üç boyutlu modellemeleri gerçekleştirilecektir.

2.3 Lastik Deplasmanı Hesabı

Bu başlıkta burun iniş takımı tekerinin maksimum dikey yükleme altında ne kadar deplasmana maruz kalacağı hesaplanacaktır. Lastik deplasmanı hesaplanmadan önce lastiğin yer ile temas yüzeyi alanının bilinmesi gerekir. şekil 2.2’de lastik temas yüzeyi alanının görseli sergilenmiştir.



şekil 2.2 : Lastik temas yüzeyi alanı [4].

Denklem (2.9) kullanılarak maksimum dikey yükleme altında lastik temas yüzeyi hesaplanabilir.

$$W_v = P * A_p \quad (2.9)$$

W_v burun iniş takımına gelen maksimum dikey yüküdür. P lastiğin iç basıncıdır. A_p ise lastiğin yer ile temas yüzeyi alanıdır. Çizelge 2.2 ve çizelge 2.3’ de verilen değerler denklem (2.9)’da yerine yazılırsa lastik temas yüzeyi 0,00627 m² olarak bulunur. Lastik temas yüzeyini bulduktan sonra bu değer ile lastik deplasmanı hesabına geçilir. Denklem (2.10) kullanılarak yuvarlanma yarıçapı hesaplanır ve bu değer lastik yarıçapından çıkarılınca lastik deplasmanı bulunur.

$$A_p = 2,3 * \sqrt{w * d} * (d/2 - R_r) \quad (2.10)$$

R_r lastiğin yuvarlanma yarıçapıdır, w lastiğin genişliğidir ve d lastiğin çapıdır. Değerler yerine yazılınca lastiğin yuvarlanma yarıçapı 0,21156 metre olarak bulunur. Denklem (2.11) kullanılarak lastik deplasmanı değerine ulaşılır.

$$x_{ld} = (d/2 - R_r) \quad (2.11)$$

Bulunan değerler denklem (2.11)’de yerine yazılınca lastik deplasmanı 10,69 mm olarak bulunur.

2.4 Aks Tasarımı

Aks, tekerlek montajının burun iniş takımı çatalına bağlanmasını sağlar. Tekerleğin iniş sırasında maruz kaldığı yükleme aks yardımıyla diğer burun iniş takımı parçalarına aktarımı sağlanır. Bu yüzden yük akışını sağlayan aks parçasının boyutsal tasarımı önemli bir tasarım faaliyetidir. Şekil 2.3’de burun iniş takımında kullanılan aks yapısı gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : Aks yapısı [10].

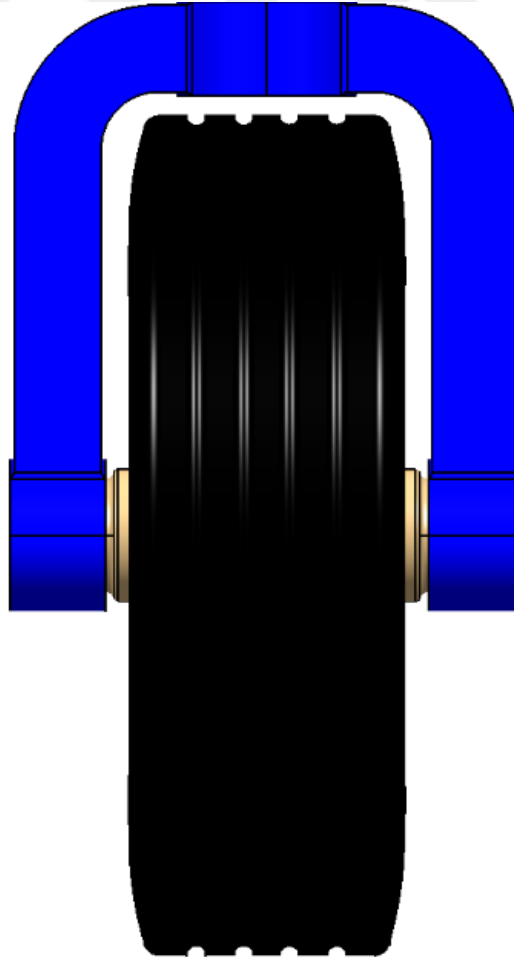
Denklem (2.12) kullanılarak burun iniş takımı aks parçasının yarıçapı hesabı gerçekleştirilir.

$$R_{aks} = w/4 \quad (2.12)$$

R_{aks} aks parçasının yarıçapıdır ve w jantın genişliğidir. Çizelge 2.4’de verilen jantın genişliği denklem (2.12)’de yerine yazılırsa aksın yarıçapı 34,925 mm olarak bulunur.

2.5 Tekerlek İle Burun Çatalı Arasındaki Tasarım Boşluğu Hesabı

Güvenlik gereksinimlerinden dolayı tekerlek ile burun iniş takımı çatalı arasında belirli bir değerde tasarım boşlukları bulundurulması gerekmektedir. Tekerlek ile burun çatalı arasında kenar ve radyal olmak üzere iki çeşit tasarım boşluğu bırakılması gerekmektedir. Şekil 2.4’de kenar ve radyal tasarım boşlukları bırakılmış tekerlek ve burun çatalı montajı gösterilmiştir.

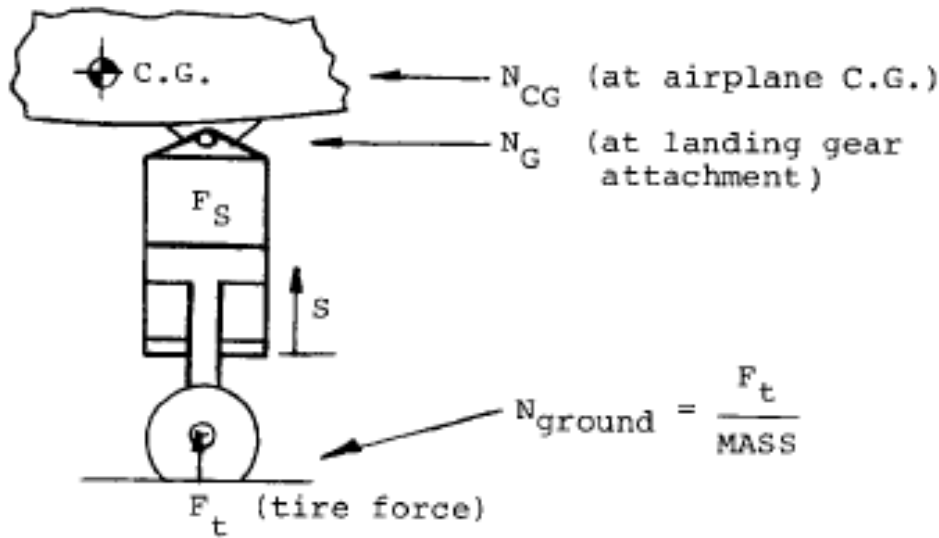


Şekil 2.4 : Tasarım boşluğu bırakılmış tekerlek ve burun çatalı montajı.

Burun iniş takımı çatalı ile tekerlek yanağı arasında lastik genişliğinin en az yüzde beşi kadar mesafe bırakılmalıdır ve bu mesafeye kenar tasarım boşluğu denir[8]. Çizelge 2.4’de verilen lastik genişliğinin yüzde beşi hesaplanınca kenar tasarım boşluğu 7,3 mm olarak bulunur. Burun iniş takımı çatalı ile tekerlek yere değme yüzeyi arasında lastik genişliğinin en az yüzde yedisi kadar mesafe bırakılmalıdır ve bu mesafeye radyal tasarım boşluğu denir[8]. Lastik genişliğinin yüzde yedisi hesaplanınca radyal tasarım boşluğu 10,2 mm olarak bulunur.

2.6 Strok Hesabı

Burun iniş takımı tasarımında yüksek verimliliğinden dolayı oleo-pnömatik amortisör tipinin kullanılmasına karar verilmişti. Bu başlıkta iniş sırasında burun iniş takımında meydana gelen sönümlenme mesafesi yani strok hesabı yapılacaktır. Şekil 2.5’de bir iniş takımının sönümlenme mesafesi gösterilmiştir.



Şekil 2.5 : Strok tanımı [3].

Strok hesabı yapılırken ilk adım olarak iniş yük faktörü (N) belirlenmelidir[11]. Literatür araştırması sonucunda bu değer hafif saldırı uçağı için 3 olarak kabul edilmiştir[3]. İniş yük faktörü belirlendikten sonra ikinci adım olarak dalış hızı (V_s) belirlenecektir. Gereksinimler gereği burun iniş takımı piste 10 ft/s dalış hız ile iniş yapacağı belirlenmiştir[3]. Belirlenmesi gereken değişkenlerden birisi de lastik verimliliğidir. Çünkü iniş sırasında oleo-pnömatik amortisöre ek olarak lastikte bir miktar iniş yükü sönümler. Literatür araştırması sonucunda lastik verimliliği (n_t) 0,47 olarak alınır[3]. Oleo-pnömatik amortisör tipinin sönümlenme verimliliği (n_s) ise 0,8

olarak kabul edilir[3]. Son olarak strok değerini hesaplayabilmek için lastik deplasman değeri (S_T) bilinmelidir. Bu değer önceki başlıklarda 10,69 mm olarak bulunmuştur. Çizelge 2.5’de strok hesabında kullanılacak değerler verilmiştir.

Çizelge 2.5 : Strok değişkenleri.

Strok hesabında kullanılacak değişkenler	Değer
Lastik verimliliği	0,47
Amortisör verimliliği	0,8
İniş yük faktörü	3
Dalış hızı	10 ft/s
Lastik deplasmanı	10,69 mm

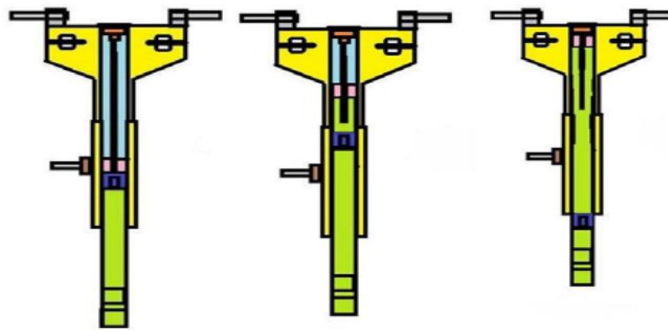
Denklem (2.13) kullanılarak burun iniş takımında meydana gelen strok değeri hesaplanacaktır.

$$S = \left[\frac{(V_s)^2}{(2 * g * \eta_s * N)} \right] - [(\eta_t / \eta_s) * S_T] \quad (2.13)$$

Çizelge 2.5’de verilen değerler denklem (2.13)’de yerine yazılırsa burun iniş takımında meydana gelen strok değeri 191 mm olarak bulunur. Hesaplanan strok değerine güvenlik gereği 1 inç değeri eklenmelidir[4]. Sonuç olarak burun iniş takımında meydana gelen strok değeri 216,41 mm olarak hesaplanmıştır.

2.7 Şok Sönümlleme Dikmesi Boyutlandırılması

Şok sönümlleme dikmesinin iç çapını hesaplayabilmek için şok sönümlleme dikmesinin statik koşulda gaz odasındaki basınç değeri bilinmelidir. Bunun için ilk olarak burun iniş takımının gaz odasındaki sıkışma oranları belirlenmelidir[3]. Gaz odasındaki sıkışma oranlarını belirleyebilmek için genel olarak 3 farklı durum göz önünde bulundurulur ve bu üç durum sırasıyla tamamen uzamış hal, statik hal ve dinamik haldir[3]. Şekil 2.6’da bu üç durum gösterilmiştir.



Şekil 2.6 : İniş takımı yükleme durumları [12].

Küçük uçaklar için tamamen uzamış halden statik hale geçerken meydana gelen sıkışma oranı 2,1 statik halden tamamen sıkışmış hale geçerken sıkışma oranı 1,9 değerine eşittir[3]. Bu değerler çizelge 2.6’da verilmiştir.

Çizelge 2.6 : Sıkışma oranları [3].

Yükleme durumları	Sıkışma oranları
Tamamen uzamış halden statik hale	2,1
Statik halden tamamen sıkışmış hale	1,9

Burun iniş takımında tamamen uzamış halde yani hiçbir yüklemeye maruz kalmadığı durumda gaz odasında 8 bar basınç mevcuttur[13]. Statik haldeki gaz basıncı değerini hesaplamak için 8 bar basınç değerini 2,1 sıkışma oranı ile çarpılır ve statik durumda şok sönümlenme dikmesinin gaz odasında 16,8 bar gaz basıncı olduğu hesaplanır. Şok sönümlenme dikmesinin gaz odasında bulunan gazın tamamen sıkışmış durumdaki basınç değeri, statik haldeki gaz basıncının 1,9 sıkışma oranı ile çarpılarak bulunur ve bu değer 31,92 bar olarak hesaplanır. Çizelge 2.7’de gaz odasında meydana gelen basınç değerleri verilmiştir.

Çizelge 2.7 : Basınç değerleri.

Yükleme hali	Basınç değeri	Birim
Tamamen uzamış hal	8	Bar
Statik Hal	16,8	Bar
Tamamen sıkışmış hal	31,92	Bar

Şok sönümlenme dikmesinin gaz odasında genellikle nitrojen gazı kullanılır[3]. Denklem (2.14) kullanılarak şok sönümlenme dikmesinin iç yarıçapı bulunur.

$$R_{ssd} = \sqrt{F_{statik} / \pi * P_{statik}} \quad (2.14)$$

Bulunan değerler denklem (2.14)’de yerine yazılırsa şok sönümlenme dikmesinin iç yarıçapı 37 mm olarak bulunur. 5 mm et kalınlığına sahip şok sönümlenme dikmesi seçildiğinden dikmenin dış yarıçapı 42 mm olarak hesaplanır. Çizelge 2.8’de hesaplanan dikme yarıçap değerleri gösterilmiştir.

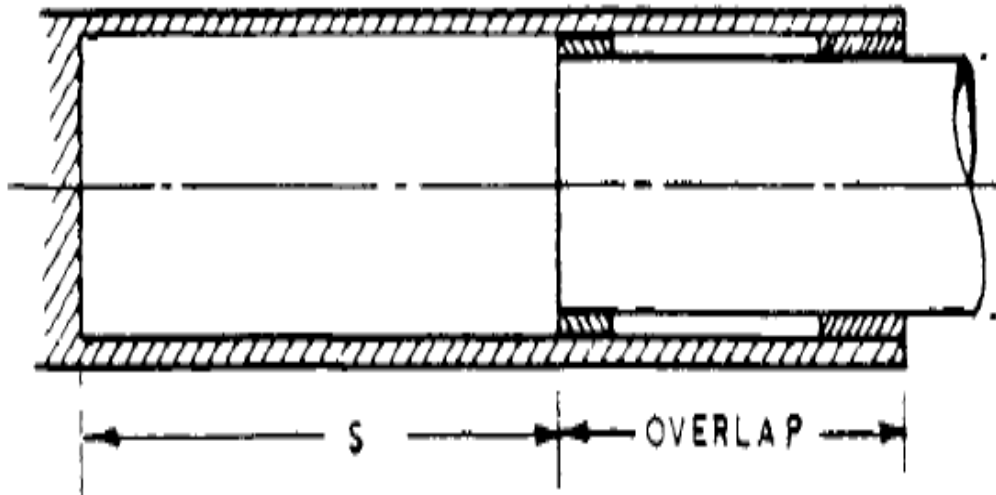
Çizelge 2.8 : Şok sönümlenme dikmesi yarıçap değerleri.

Dikme yarıçap uzunlukları	Değer	Birim
İç yarıçap	37	mm
Dış yarıçap	42	mm

Gelecek başlıkta çizelge 2.8’de verilen değerler kullanılarak şok sönümleme dikmesinin yapısal tasarımı gerçekleştirilecektir.

2.7.1 Şok sönümleme dikmesi yataklandırılması

Şok sönümleme dikmesi ana dikme içerisine yataklandırılarak montajı gerçekleştirilir. Bu durumdan dolayı yatakların ana dikme içerisinde doğru bir şekilde yerleşimi gerçekleştirilmelidir. Askeri gereksinimlere göre yatakların dış uçları arasındaki mesafe şok sönümleme dikmesinin dış çapının 2,75 katından küçük olamaz[3]. Şekil 2.7’de şok sönümleme dikmesinin ana dikme içerisinde yataklandırılması gösterilmiştir.



Şekil 2.7 : Yataklama örneği [3].

Denklem (2.15) kullanılarak burun iniş takımı ana dikmesi içerisine yerleştirilecek yataklar arasındaki minimum mesafe hesaplanacaktır.

$$x_{mym} = 2,75 * D_{sd} \quad (2.15)$$

Şok sönümleme dikmesinin dış çap değeri denklem (2.15)’de yerine yazılırsa yataklar arasındaki minimum mesafe 116 mm olarak hesaplanmış olur.

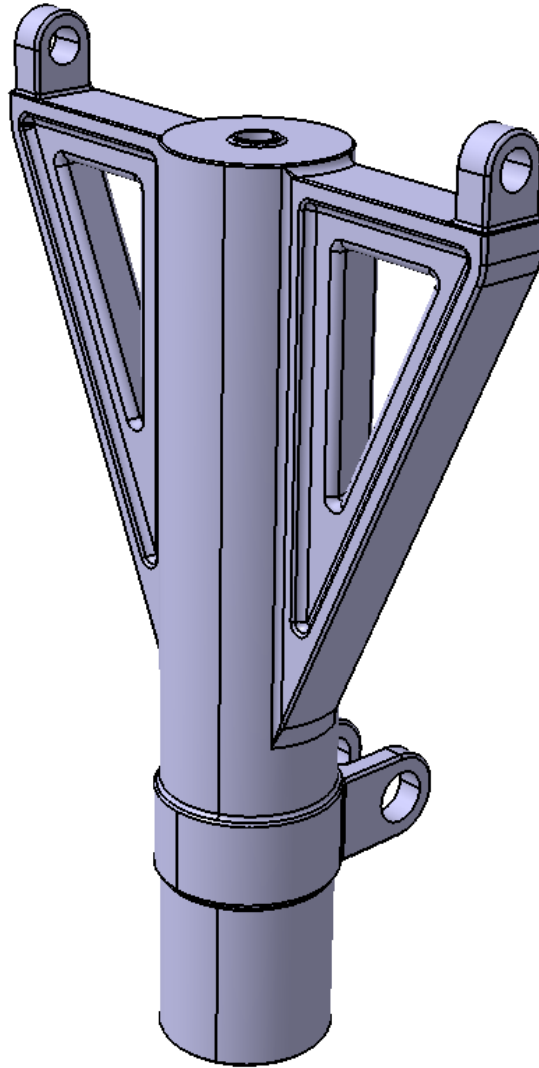
2.7.2 Şok sönümleme dikmesi uzunluğu hesabı

Şok sönümleme dikmesi uzunluğu hesaplayabilmek için üç parametreye ihtiyaç duyulur. Bu parametreler sırasıyla burun iniş takımı çatalı kalınlığı, darbe sönümleme mesafesi ve yataklar arasındaki mesafe değerleridir. Bu değerler toplanarak şok sönümleme dikmesinin uzunluğu hesaplanacaktır. Burun iniş takımı

atalının kalınlık değeri 50 mm olarak alınmıştır. Bu üç parametrenin toplanmasıyla şok sönümleme dikmesinin uzunluğu 410 mm olarak hesaplanmış olur.

2.8 Ana Dikme Uzunluk Hesabı

Bu başlıkta burun iniş takımında kullanılacak ana dikmenin uzunluğu hesaplanacaktır. Burun iniş takımı ana dikme uzunluğu yaklaşık olarak strok mesafesinin 2,5 katına eşittir[4]. nceki başlıklarda hesapladığımız strok değeri 216,41 mm olarak bulunmuştu. Bu değeri 2,5 ile çarptığımızda burun iniş takımı ana dikme uzunluğu 541 mm olarak bulunmuş olur. şekil 2.8’de burun iniş takımında kullanılacak ana dikme görseli sergilenmiştir.



şekil 2.8 : Burun iniş takımı ana dikmesi.

3. BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI

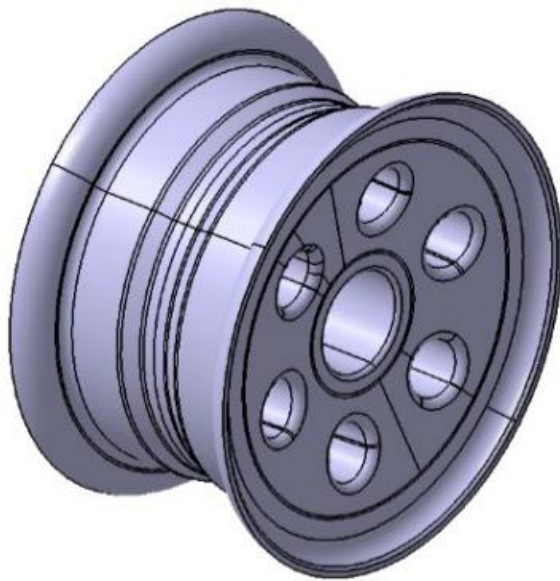
Tez çalışmasının bu bölümünde burun iniş takımını oluşturan alt sistemlerin tasarımı ve bu alt sistemlerin montajı gerçekleştirilecektir. Doğru gerilme ve gerinim değerleri elde etmek için bu alt sistemlerin düzgün olarak tasarımı gerçekleştirilmelidir. Burun iniş takımını oluşturan alt sistemlerin tasarımı bilgisayar destekli üç boyutlu yazılım programı kullanılarak gerçekleştirilecektir.

3.1 CATIA Programının Tanımı

C++ yazılım programı kullanılarak geliştirilen Catia programı üç boyutlu bir çizim programıdır ve bu program Fransız bir şirket olan Dassault Systems tarafından geliştirilmiştir[14]. Birçok tasarım programı arasından Catia programının seçilme nedeni havacılık endüstrisinde Catia programının yaygın bir şekilde kullanılmasıdır.

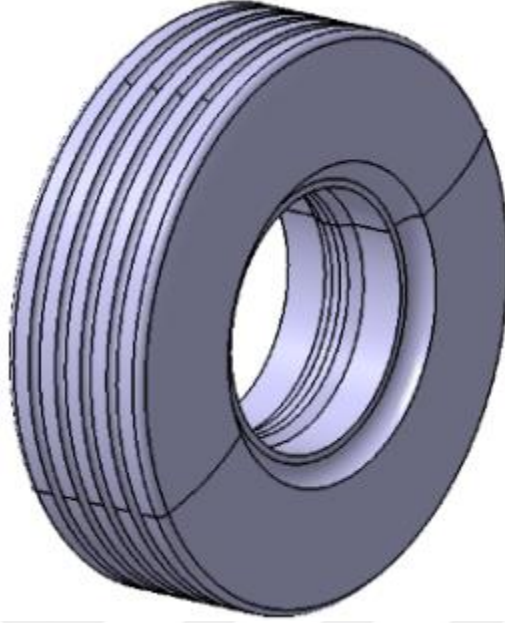
3.2 Jant Ve Lastiğin Yapısal Tasarımı

Çizelge 2.4’de verilen değerler kullanılarak jant tasarımı gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.1’de bu tasarım gösterilmiştir.



Şekil 3.1 : Burun iniş takımı jantı.

Aynı şekilde çizelge 2.4’de verilen değerler kullanılarak burun iniş takımında kullanılacak lastiğin yapısal tasarımı geręekleřtirildi. şekil 3.2’de lastik tasarımı gösterilmiştir.



şekil 3.2 : Burun iniş takımı lastiği.

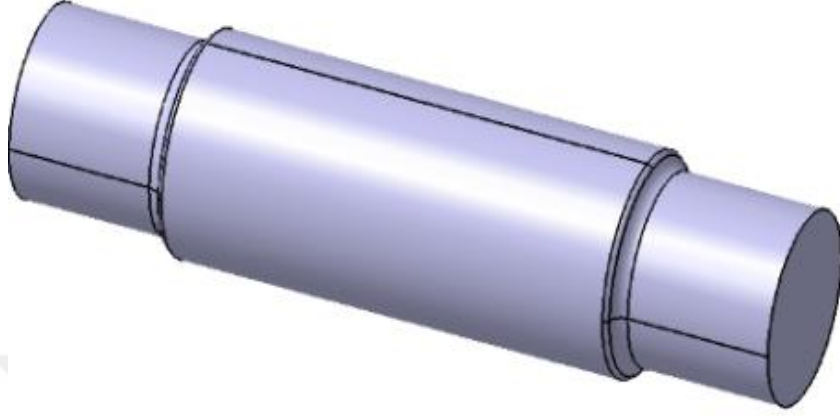
Lastik ve jantın tasarımları yapıldıktan sonra bu iki parçanın montajı geręekleřtirilerek ortaya bir tekerlek yapısı çıkarıldı. şekil 3.3’de bu tekerlek yapısı gösterilmiştir.



şekil 3.3 : Burun iniş takımı tekerleği.

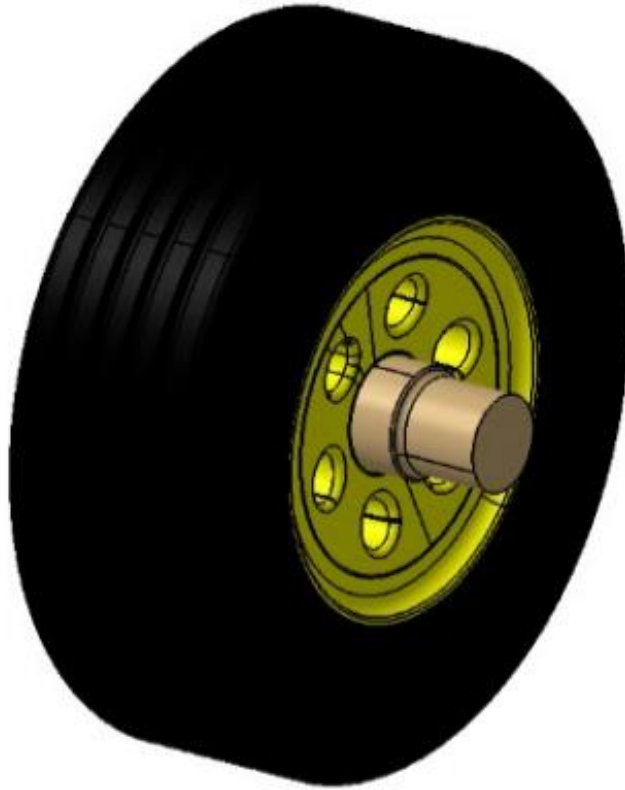
3.3 Aksın Yapısal Tasarımı

Bir önceki başlıkta hesaplanan aks çap ve uzunluk değerleri kullanılarak aksın yapısal tasarımı gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.4’de aks yapısı gösterilmiştir.



Şekil 3.4 : Burun iniş takımı aksı.

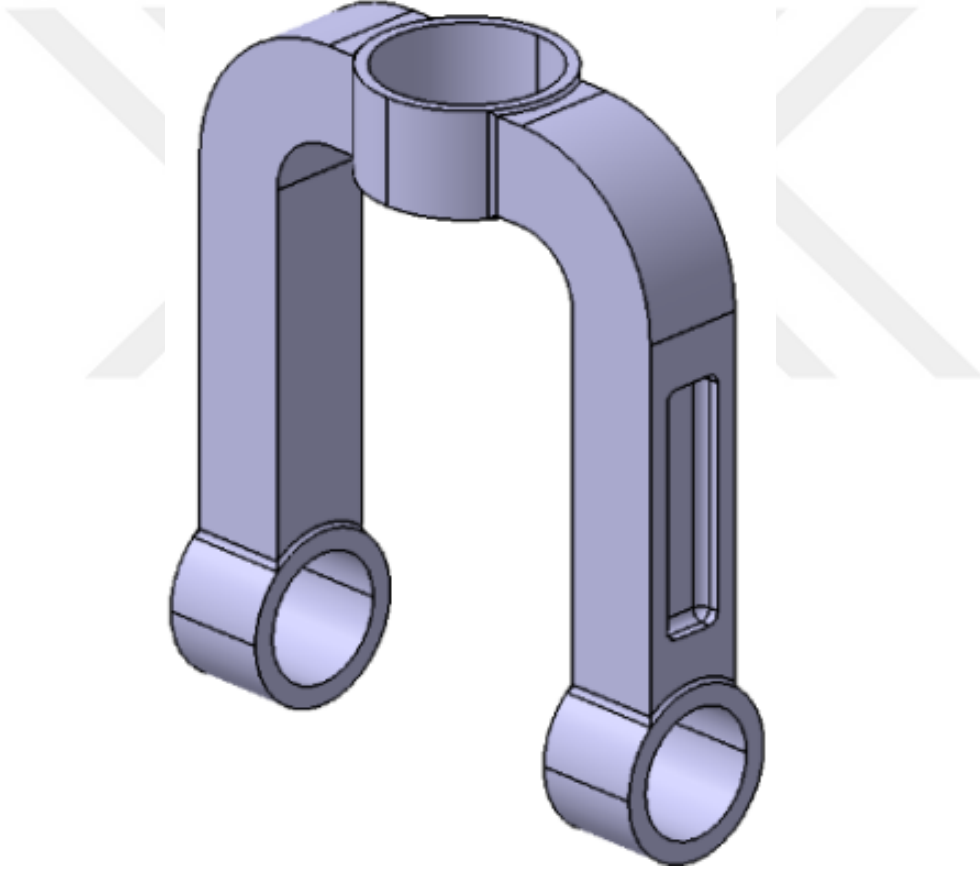
Tasarımı gerçekleştirilen aks yapısı tekerlek montajına eklenmiştir. Tekerlek ve aks montajı şekil 3.5’de sunulmuştur.



Şekil 3.5 : Tekerlek ve aks montajı.

3.4 Burun İniş Takımı Çatalı Yapısal Tasarımı

Burun iniş takımı çatalı tasarımında bir önceki bölümde hesaplanan radyal ve kenar tasarım boşlukları değerleri kullanılmıştır. Bu değerler burun iniş takımı çatalı ile tekerlek montajı arasındaki tasarım boşluğu bilgisini bize vermektedir. Askeri gereksinimler gereği uygulanması zorunlu olan kenar ve radyal tasarım boşlukları sırasıyla 7,3 mm ve 10,2 mm olarak hesaplanmıştır. Bu değerler çizim programına aktarılıp uygun bir burun iniş takımı çatal tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bir sonraki adımda tasarımı gerçekleştirilen burun iniş takımı çatalı, aks yapısı vasıtasıyla tekerlek yapısı ile montajı sağlanmıştır. Şekil 3.6'da burun iniş takımı çatal yapısı gösterilmiştir.



Şekil 3.6 : Burun iniş takımı çatal yapısı.

Burun iniş takımı çatalının uçağın inişi sırasında burun iniş takımında meydana gelen maksimum yüklemelere karşı koyabilmesi için burun iniş takımı çatalına uygun bir et kalınlığı seçilmelidir ve bu et kalınlığı 50 mm olarak seçilmiştir. Bu et kalınlığı değeri kullanılarak burun iniş takımı çatalının üç boyutlu yapısal tasarımı gerçekleştirilmiştir.

3.5 Şok Sönümleme Dikmesi Yapısal Tasarımı

Bu başlıkta şok sönümleme dikmesi ve bu dikmenin iç kısmında bulunan oleo-pnömatik amortisör yapısının yapısal tasarımları sergilenecektir. Yapılan hesaplamalar sonucunda şok sönümleme dikmesinin iç yarıçapı 37 mm, dış yarıçapı 42 mm olarak hesaplanmıştı. Şok sönümleme dikmesinin uzunluk ölçü değeri ise 410 mm olarak bulunmuştu. Hesaplanan kesit alanı ve uzunluk ölçü değerleri üç boyutlu tasarım programına aktarılıp tasarımı gerçekleştirilmiştir. Şok sönümleme dikmesi ve oleo-pnömatik amortisör yapısının birlikte oluşturduğu şok sönümleme dikmesi montajı şekil 3.7’de sergilenmiştir.

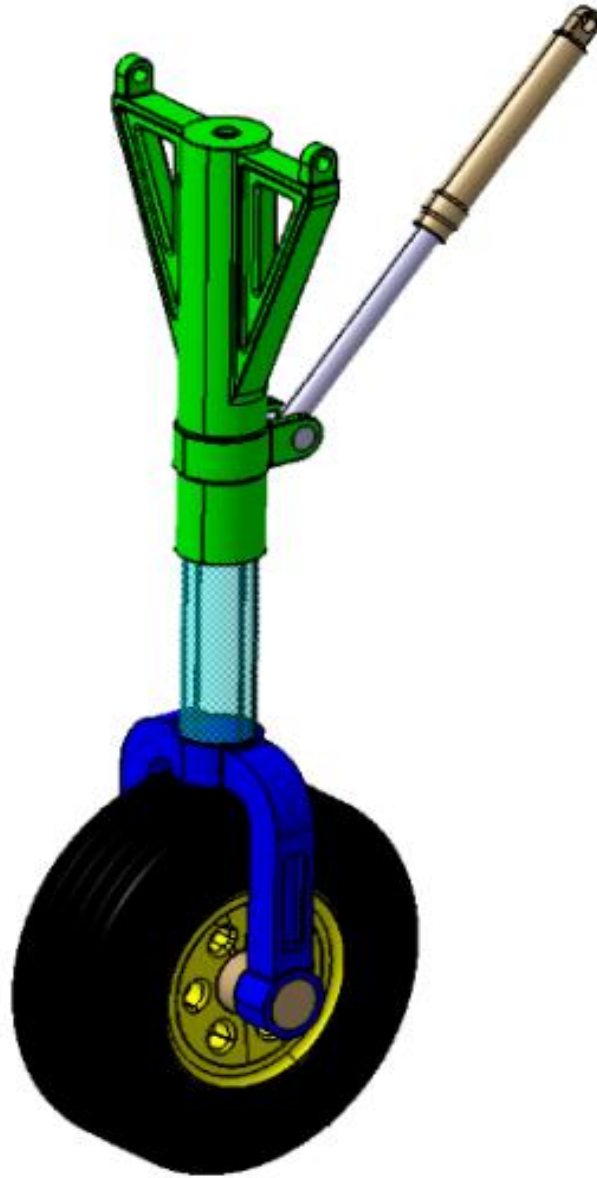


Şekil 3.7 : Şok sönümleme dikmesi montajı.

Şok sönümleme dikmesinin üst kısmında oleo-pnömatik amortisör yapısı bulunmaktadır. Uçak yüklemeye maruz kaldığı sırada iniş takımı hidroliği amortisör yapısında bulunan kanalcıklardan geçerek şok sönümleme dikmesi içerisinde bulunan gazı sıkıştırır ve böylelikle yükleme sönümlenmiş olur.

3.6 Ana Dikme Yapısal Tasarımı

Hesaplamalar sonucunda ana dikmenin uzunluğu 541 mm olarak hesaplanmıştı. Bu ölçü değeri çizim programına aktarılıp ana dikmenin yapısal tasarımı gerçekleştirildi. Ana dikmenin de yapısal tasarımı gerçekleştirildikten sonra burun iniş takımını oluşturan tüm parçaların tasarımları yapılmış oldu ve tasarımları gerçekleştirilen tüm burun iniş takımı alt parçalarının birbirleri ile montajı gerçekleştirilmiştir. şekil 3.8’de montajı bitirilmiş olan burun iniş takımının yapısal tasarımı gösterilmiştir.



şekil 3.8 : Burun iniş takımı ürün montajı.

Bir sonraki başlıkta yapısal tasarımı gerçekleştirilen parçaların malzeme özellikleri verilecektir.

4. BURUN İNİŞ TAKIMI PARÇALARININ MALZEME ÖZELLİKLERİ

Bu bölümde burun iniş takımını oluşturan alt parçaların malzeme bilgileri verilecektir. Burun iniş takımı tasarımı sürecinde en önemli adımlardan birisi de tasarımı yapılmış burun iniş takımı alt parçalarına uygun malzemelerin seçimi işlemidir. Seçilen malzemeler nem ve sıcaklık gibi çevresel koşullara ve çekme, basma, eğme ve burulma gibi farklı yükleme koşullarına karşı mukavemet göstermelidirler[15]. Seçilen malzemelerin akma ve çekme gerilmeleri, yoğunluk, tokluk, sertlik, üretilebilirlik, onarılabilirlik, maliyet, yorulma ve korozyon dirençleri gibi malzeme özellikleri çalışma şartları ile uyumlu olmalıdır[15]. Doğru analiz sonuçları elde edebilmek için burun iniş takımında kullanılan malzemelerin malzeme özellikleri sonlu elemanlar programına doğru bir şekilde aktarılması gerekir. Aksi durumda elde edilen sonuçlar yanlış bir tasarıma neden olur. Burun iniş takımı yapısında en fazla çelik ve alüminyum alaşımı malzemeleri kullanılmaktadır[5]. Bu bilgi ışığında burun iniş takımını oluşturan parçalar için alüminyum alaşımı ve çelik malzemeler seçilmiştir. Çizelge 4.1’de burun iniş takımı alt parçaları için seçilen malzemelerin bilgisi verilmiştir.

Çizelge 4.1 : Burun iniş takımı malzeme bilgileri.

Alt sistem	Malzeme adı
Jant	Alüminyum 2014 - T6 Alaşımı
Aks	PH13-8Mo AMS 5629 H1000
Burun iniş takımı çatalı	Paslanmaz çelik
Sönümleme dikmesi	Alüminyum 7050-T7451 Alaşımı
Ana dikme	PH13-8Mo AMS 5629 H1000
Kontrol valfi yayı	Paslanmaz çelik

Seçimi yapılan bu malzemelerin mekanik özellikleri sonlu elemanlar programına gömülüp, burun iniş takımında meydana gelen yük koşulları altında analizleri gerçekleştirilecektir. Gelecek başlıklarda çizelge 4.1’de verilen malzemelerin mekanik özellikleri tablolar halinde sunulacaktır.

4.1 Jant Yapısı Malzeme Özellikleri

Jant yapısı genellikle dövme üretim metodu kullanılarak alüminyum 2014-T6 malzemesinden imal edilir[3]. Bu bilgi ışığında burun iniş takımında kullanılacak jant yapısı için alüminyum 2014-T6 alaşımı seçilmiştir. Bu alaşımın malzeme özellik bilgileri çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Alüminyum 2014-T6 malzeme özellikleri [16].

Malzeme özelliği	Değer
Yoğunluk	2,8 gr/cm ³
Çekme dayanımı	483 MPa
Akma dayanımı	414 MPa
Kopma durumundaki gerinim	0,13
Elastisite modülü	72,4 GPa
Poisson oranı	0,33
Kayma modülü	28 GPa
Kırılma tokluğu	19 MPa-m ^{1/2}
Tavlama sıcaklığı	413 °C

Çizelge 4.2’de verilen malzeme özellikleri analiz programına gömülerek jant parçasının yapısal analizleri gerçekleştirilecektir. Çizelge 4.2’de verilen malzeme özelliklerinin yapısal analiz programına doğru ve eksiksiz bir şekilde aktarılması gerçeğe en yakınsayan gerilme ve deformasyon bilgilerinin elde edilmesi için çok önemlidir.

4.2 Aks Ve Sönümlleme Dikmesi Yapılarının Malzeme Özellikleri

PH13-8Mo AMS 5629 H1000 çeliği martensitli yapıya sahip çökelme sertleşmesi ile güçlendirilen paslanmaz bir çeliktir ve bu malzeme çok yüksek dayanıma, sertliğe, kırılma tokluğuna ve korozyon direncine sahiptir[17]. Bu yüzden aks ve sönümlleme dikmesinde bu malzeme tercih edilmiştir. Çizelge 4.3’de bu malzemenin özellikleri verilmiştir.

Çizelge 4.3 : PH13-8Mo AMS 5629 H1000 malzeme özellikleri [16].

Malzeme özelliği	Değer
Yoğunluk	7,8 gr/cm ³
Çekme dayanımı	1480 MPa
Akma dayanımı	1415 MPa
Kopma durumundaki gerinim	0,13
Elastisite modülü	221 GPa
Poisson oranı	0,28

Çizelge 4.3’de verilen malzeme özellikleri analiz programına aktarılarak aks ve sönümleme dikmesinin yapısal analizleri gerçekleştirilecektir.

4.3 Ana Dikme Ve Burun İnış Takımı Çatalı Yapılarının Malzeme Özellikleri

Alüminyum 7050-T7451 alaşımı yüksek dayanıma, korozyon direncine, kırılma tokluğuna ve yorulma direncine sahiptir[18]. Bu yüksek dayanım değerlerinden dolayı alüminyum 7050-T7451 alaşımı havacılık yapılarında tercih edilir[18]. Bu bilgiler ışığında burun iniş takımı ana dikmesi ve çatalında alüminyum 7050-T7451 alaşımı kullanılmasına karar verilmiştir. Çizelge 4.4’de alüminyum 7050-T7451 alaşımının malzeme özellikleri verilmiştir.

Çizelge 4.4 : Alüminyum 7050-T7451 malzeme özellikleri [18].

Malzeme özelliği	Değer
Yoğunluk	2,83 gr/cm ³
Çekme dayanımı	524 MPa
Akma dayanımı	469 MPa
Kopma durumundaki gerinim	0,11
Elastisite modülü	71,7 GPa
Poisson oranı	0,33
Kayma modülü	26,9 GPa
Isıl iletim katsayısı	157 W/m-K
Tavlama sıcaklığı	413 °C

Çizelge 4.4’de verilen malzeme özellikleri analiz programına aktarılarak burun iniş takımı ana dikmesi ve çatalının yapısal analizleri gerçekleştirilecektir.



5. BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZİ

Bu bölümde burun iniş takımını oluşturan yapıların malzeme özellikleri, ağ yapısı, sınır koşulları ve yükleme durumları yapısal analiz programına tanımlanacaktır. Bu bilgiler tanımlanarak burun iniş takımını oluşturan yapılarda meydana gelen gerilme, gerinim, deformasyon dağılımı ve emniyet faktörü elde edilecektir. Bu dağılım bilgileri bilgisayar destekli yapısal analiz programı olan Ansys 14.5 programı kullanılarak gerçekleştirilecektir.

5.1 Ansys Yapısal Analiz Programının Tanımı

Ansys yazılımı sonlu elemanlar metodunu kullanarak karmaşık yapısal mühendislik problemlerinin çözülmesini ve üstün tasarım kararlarının hızlı bir şekilde alınmasını sağlayan bir yazılım programıdır[19]. Ansys yazılımı içerisinde yapısal, titreşim, elektromanyetik, akış dinamiği ve ısı transferi gibi farklı mühendislik disiplinleri için çözüm üreten modüller bulundurulur. Bu nedenle burun iniş takımını oluşturan parçaların yapısal analizleri Ansys 14.5 yazılımı kullanılarak gerçekleştirilecektir. Üç boyutlu tasarım programı olan Catia programı kullanılarak oluşturulan burun iniş takımı montajı bilgisayar destekli mühendislik programı olan Ansys 14.5 programına aktarılmıştır. Bu aktarımı gerçekleştirmek için burun iniş takımını oluşturan tüm parçaların .igs uzantısıyla kaydedilmesi gerekmektedir. Bu uzantı ile kaydedilen burun iniş takımı parçalarının Ansys 14.5 programına aktarılmasıyla yapısal analiz aşamasına geçilmiştir.

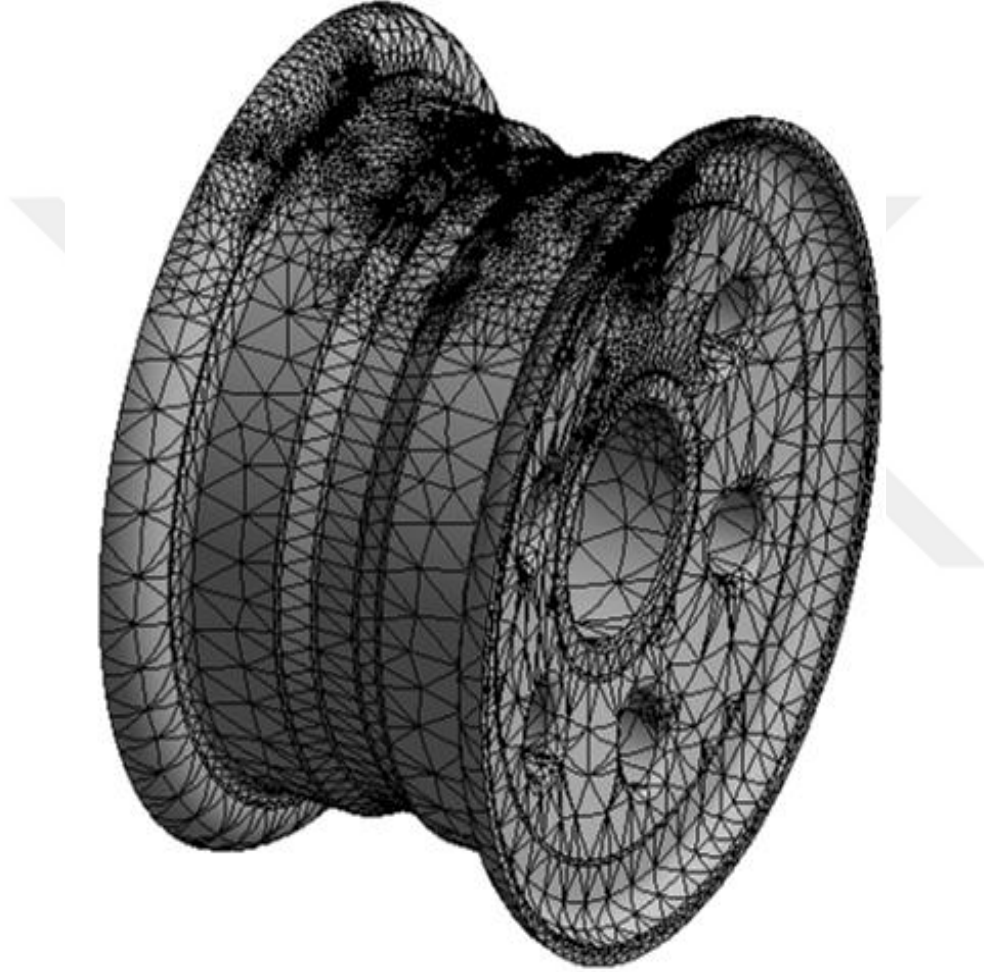
5.2 Ağ Yapısı

Bir makine parçasının eleman ve düğüm noktaları ile basit şekilli sonlu küçük alanlara bölünmesiyle ortaya çıkan yapıya ağ yapısı denir[20]. Bir bölge içerisine tanımlanan eleman sayısı artırılarak, ağ yoğunluğu artırılmış olur ve bu durum genellikle sonuçların doğru sonuca yakınsamasına neden olur[20]. Ağ yoğunluğu yüksek gerilmelerin olduğu bölgelerde artırılır[20]. Bu nedenle burun iniş takımını

oluşturan parçaların analizi sürecinde yüksek gerilme oluşan bölgelerde ağ yoğunluğu artırılarak gerçek sonuçlara yakınsama sağlanacaktır.

5.2.1 Jant parçasının ağ yapısı

Catia tasarım programı kullanılarak oluşturulan jant yapısının ağ modelini oluşturmak için jant yapısı Ansys programına aktarılmıştır. Şekil 5.1’de ağ yapısı oluşturulmuş jant parçası gösterilmektedir.



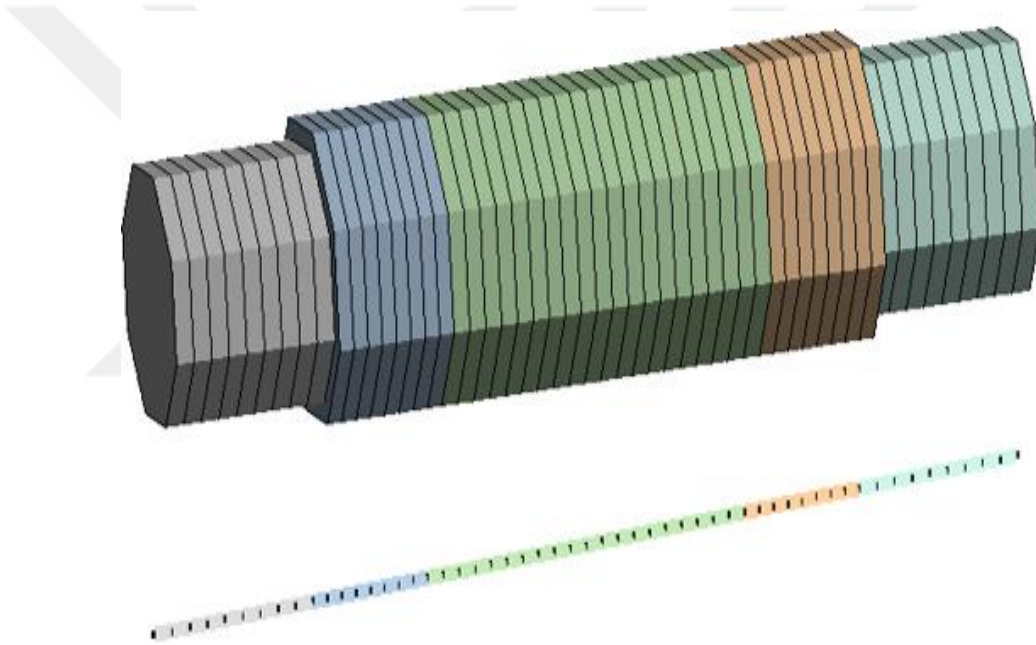
Şekil 5.1 : Jant parçasının ağ yapısı.

Jant parçası ilk olarak kaba elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturuldu. Fakat doğru sonuca yakınsama kuralı gereğince kullanılan elemanların boyutları küçültülerek analizler tekrar edildi ve dördüncü analiz tekrarında ulaşılan sonuçlar ile üçüncü analiz tekrarında ulaşılan gerilme sonuçları arasındaki fark yüzde 1,3499 olduğu görülünce dördüncü analiz tekrarında ulaşılan ağ yapısı doğrulanmış oldu ve şekil 5.1’de bu ağ yapısı gösterilmiştir. Eleman boyutları özellikle yükün uygulandığı bölgede küçültülmüştür. Çünkü yükün uygulandığı bölgelerde yüksek gerilmeler

oluşur ve bu bölgelerdeki gerilmeleri doğru okuyabilmek için yüksek gerilmelerin olduğu bölgelerdeki ağ yoğunluğu artırılmıştır ve böylelikle tüm yapının ağ yoğunluğunu artırmak yerine sadece yüksek gerilmelerin olduğu bölgelerdeki ağ yoğunluğu artırılarak analiz süresi kısaltılmış olur. Jant parçasının ağ yapısında toplam 331399 eleman ve 477205 düğüm noktası kullanılmıştır. Eleman yapısı olarak dört üçgen yüzlü şekil kullanılmıştır.

5.2.2 Aks parçasının ağ yapısı

Ansyes programı kullanılarak oluşturulan aks parçasının ağ yapısı şekil 5.2’de gösterilmiştir. Aks yapısı belli bir doğru boyunca aynı kesit alanını takip eden bir yapıya sahip olduğu için çubuk elemanlar ile modellenmiştir.



Şekil 5.2 : Aks parçasının ağ yapısı.

Aks parçasının kesit alan bilgileri çubuk elemanlara gömülmüştür ve bu kesit alanları şekil 5.2’de gösterilmiştir. Çubuk elemanlar kullanılarak oluşturulan aks modeli sayesinde daha hızlı bir şekilde analiz sonuçlarına ulaşma imkanı elde edilmiştir. Şekil 5.2’de yeşil renkle gösterilen bölgeye yük uygulanacaktır. Bu sebeple doğru gerilme sonucuna daha fazla yakınsamak için bu bölgeye tanımlanan elemanların boyutu daha küçüktür ve bu bölge yirmi elemana bölünmüştür. Aks parçasının ağ yapısında toplam 54 eleman ve 113 düğüm noktası kullanılarak analiz gerçekleştirilmiştir.

5.2.3 Burun iniş takımı çatalının ağ yapısı

Catia programı kullanılarak oluşturulan burun iniş takımı çatalına ağ yapısı tanımlayabilmek için burun iniş takımı çatalı Ansys programına aktarılmıştır. Şekil 5.3’de ağ yapısı oluşturulmuş burun iniş takımı çatalı gösterilmiştir.



Şekil 5.3 : Burun iniş takımı çatalının ağ yapısı.

Doğru sonuca yakınsama yöntemi kullanılarak burun iniş takımı çatalının ağ yapısı iyileştirildi. Bu yöntem sonucunda dördüncü analiz denemesi ile üçüncü analiz denemesi arasında yüzde 0,0273 gerilme farkı olduğu görülmüştür. Bu sonuç doğrultusunda dördüncü deneme sonucunda ulaşılan burun iniş takımı çatalı ağ yapısı doğrulanmış oldu. Burun iniş takımı çatalının ağ yapısında kullanılan elemanların boyutları tüm modelde küçültülmesi yerine yüksek gerilmelerin olduğu bölgelerde küçültülmüştür. Bu analiz metodu doğru sonuca daha kısa hesaplama süresinde ulaşma imkanı verir. Burun iniş takımı çatalı ağ yapısında toplam 151157 eleman ve 229884 düğüm noktası kullanılmıştır. Eleman tipi olarak dört üçgen yüzlü şekil kullanılmıştır.

5.2.4 Şok sönümlerme dikmesi ağ yapısı

Şok sönümlerme dikmesi ağ yapısı Ansys programı kullanılarak oluşturulmuştur ve bu ağ yapısı şekil 5.4’de gösterilmiştir.



Şekil 5.4 : Şok sönümlerme dikmesi ağ yapısı.

Şok sönümlerme dikmesinin kalınlığı diğer boyutlarına göre oldukça küçüktür. Bu yüzden şok sönümlerme dikmesinin kalınlığı ihmal edilip iki boyutlu ağ yapısı olan kabuk elemanlar ile modellenmiştir. Şok sönümlerme dikmesi iki boyutlu kabuk elemanlar ile modellendiği için analiz işlemi oldukça hızlanmıştır. Şok sönümlerme dikmesine tanımlanan ağ yapısının uygun olduğu doğru sonuca yakınsama yöntemi kullanılarak doğrulanmıştır. Bu yöntem sonucunda ikinci analiz denemesi ile üçüncü analiz denemesi arasında yüzde 0,70877 gerilme farkı meydana geldiği görülmüştür. Bu sonuç üçüncü analiz denemesi sonucunda tanımlanan ağ yapısının doğruluğunu ispatlamış oldu. Şok sönümlerme dikmesinin ağ yapısında toplam 9102 eleman ve 9106 düğüm noktası kullanılmıştır. Eleman tipi olarak dörtgen ve üçgen şekiller kullanılmıştır.

5.2.5 Ana dikme ağ yapısı

Ansys programı kullanılarak oluşturulan burun iniş takımı ana dikmesinin ağ yapısı şekil 5.5’de sunulmuştur.



Şekil 5.5 : Ana dikme ağ yapısı.

Ana dikme ağ yapısı doğru analiz sonucuna yakınsama yöntemi kullanılarak oluşturuldu. Bu yöntem kullanılarak üçüncü analiz denemesi ile ikinci analiz denemesi arasında yüzde 0,52055 gerilme farkı vardır. Bu gerilme farkı üçüncü analiz denemesinde oluşturulan ağ yapısının doğruluğunu ispatlar. Ana dikme ağ yapısında toplam 134127 eleman ve 212698 düğüm noktası kullanılmıştır. Çizelge 5.1’de burun iniş takımı alt sistemlerinde kullanılan ağ yapısı verilmiştir.

Çizelge 5.1 : Burun iniş takımı alt parçalarının ağ yapısı.

Parça adı	Eleman tipi	Eleman sayısı	Düğüm noktası sayısı
Jant	3D Eleman	331399	477205
Aks	1D Eleman	54	113
Burun iniş takımı çatalı	3D Eleman	151157	229884
Sönümlleme dikmesi	2D Eleman	9102	9106
Ana dikme	3D Eleman	134127	212698

5.3 Sınır Şartları

Sınır koşullarının tanımlanması uygulanacak yüklerin ve mesnetlerin tanımlanmasını ifade eder[21]. Analiz edilecek modeli oluşturma sürecinde en zor adımlardan biri doğru sınır şartlarının tanımlanmasıdır[20]. Bu yüzden doğru bir analiz modeli oluşturmak için sınır şartları dikkatli bir şekilde tanımlanmıştır.

5.3.1 Jant parçasının sınır şartları

Jant parçasının ağ yapısı oluşturulduktan sonra ikinci adım olarak jant parçasının sınır şartları tanımlanmıştır. Şekil 5.6'da sınır şartları oluşturulan jant parçası sergilenmiştir.



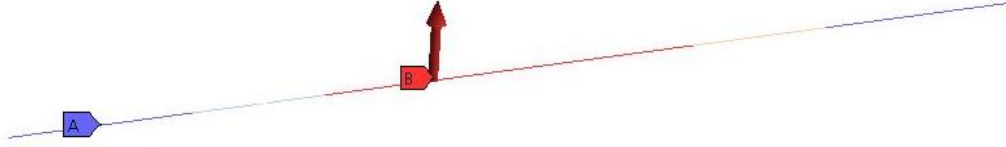
Şekil 5.6 : Jant parçasının sınır şartları.

Tekerleğin yere değme noktasından kırmızı renkli bölgeye yük akışı sağlanmıştır. Önceki bölümlerde bu yük 7778 Newton olarak hesaplanmıştır ve bu yük düzgün yayılı yük olarak kırmızı bölgeye aktarılmıştır. Mavi renk bölgesi jant parçasına

uygulanan ankastre mesnet bölgesini simgelemektedir. Jant parçası bu mavi bölgeden aks yapısına bağlanır.

5.3.2 Aks parçasının sınır şartları

Aks parçasının ağ yapısını ördükten sonra bir sonraki adım olarak aks parçasının sınır şartları tanımlanmıştır. Şekil 5.7’de sınır şartları oluşturulmuş aks parçası gösterilmiştir.

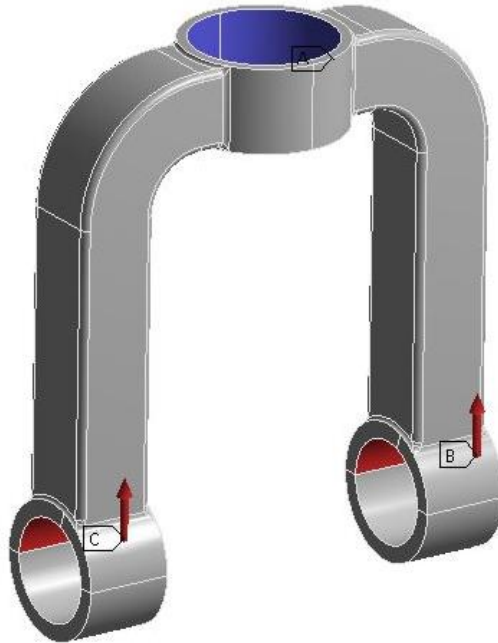


Şekil 5.7 : Aks parçasının sınır şartları.

Aks yapısı çubuk elemanlar ile modellendiği için aks parçasının sınır şartları görseli bir boyutlu gözükmemektedir. Mavi renk bölgesi aks parçasına uygulanan ankastre mesnet bölgesini ifade etmektedir. Bu bölgeden aks yapısının burun iniş takımı çatalına montajı yapılmıştır. Kırmızı renk bölgesi yükün uygulandığı bölgeyi gösterir. Bu bölgeye janttan gelen 7778 Newton yükün akışı sağlanmıştır.

5.3.3 Burun iniş takımı çatalının sınır şartları

Ağ yapısı oluşturulmuş burun iniş takımı çatalının sınır şartları şekil 5.8’de gösterilmiştir.



Şekil 5.8 : Burun iniş takımı çatalının sınır şartları.

Kırmızı renkli bölgelere aks yapısından gelen yük aktarılmıştır. Mavi renk bölgesi burun iniş takımı çatalına uygulanan ankastre mesnet bölgesini simgelemektedir. Bu bölgeden burun iniş takımı çatalının şok sönümlleme dikmesine montajı sağlanmaktadır.

5.3.4 Şok sönümlleme dikmesinin sınır şartları

Şok sönümlleme dikmesinin kabuk elemanlar ile ağ yapısı oluşturulduktan sonra bir sonraki adım olarak sınır şartları oluşturulmuştur. Şekil 5.9'da şok sönümlleme dikmesinin sınır şartları gösterilmiştir.



Şekil 5.9 : Şok sönümlleme dikmesinin sınır şartları.

Mavi renk bölgesi şok sönümlleme dikmesinin, ana dikme içersinde yatakladığı bölgeyi ifade eder ve bu bölgeye ankastre mesnet tanımlanmıştır. Şok sönümlleme dikmesi ince cidarlı basınçlı tüp olarak modellenmiştir. Dikme içersindeki hidrolik sıvı ve nitrojen gazı dikme duvarına basınç uygulamaktadır. Burun iniş takımının maksimum sıkışma durumunda dikme içersindeki basınç en yüksek değerine ulaşır ve bu basınç değeri 3,2 MPa değerine eşittir. Bu basınç değeri kırmızı renkli bölgeye uygulanmıştır.

5.3.5 Ana dikme sınır şartları

Katı elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulan burun iniş takımı ana dikmesinin sınır şartları şekil 5.10’da sergilenmiştir.



Şekil 5.10 : Ana dikme sınır şartları.

Burun iniş takımı ana dikmesinin sınır şartları daha belirgin gösterilmesi için ana dikmenin kesit görüntüsü alınmıştır. Mavi renk bölgeleri ana dikmenin yataklamasının yapıldığı bölgeleri tanımlar ve bu bölgelere ankastre mesnet uygulanmıştır. Kırmızı renk bölgeleri yükün uygulandığı bölgeleri ifade eder ve bu bölgelere burun iniş takımında oluşan maksimum yükleme yarı yarıya bölüştürülerek uygulanmıştır.

Burun iniş takımını oluşturan tüm alt parçaların ağ yapısı ve sınır koşulları oluşturulduktan sonra bu parçaların statik yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir ve bu analizlerin sonuçları bir sonraki başlıkta verilecektir. Burun iniş takımı sınır şartları

çizelge 5.2’de verilmiştir. 0 hareketin kısıtlandığını, 1 hareketin o yönde kısıtlanmadığını gösterir.

Çizelge 5.2 : Sınır şartları.

Parça adı	x	y	z	Mx	My	Mz
Jant	0	0	0	1	0	0
Aks	0	0	0	0	0	0
Burun iniş takımı çatalı	0	0	0	0	0	0
Sönümleme dikmesi	0	0	1	0	0	0
Ana dikme	0	0	0	0	0	0

Çizelge 5.3’de burun iniş takımı alt parçalarına etkiyen yüklemeler gösterilmiştir.

Çizelge 5.3 : Yükleme koşulları.

Parça adı	x (N)	y (N)	z (N)	Tork (N.m)
Jant	622.23	7778	0	276.6
Aks	0	7778	0	0
Burun iniş takımı çatalı	0	7778	0	0
Sönümleme dikmesi	Basınçlı tüp olarak modellenmiştir. 3.2 MPa yük tanımlandı.			
Ana dikme	0	-7778	0	0

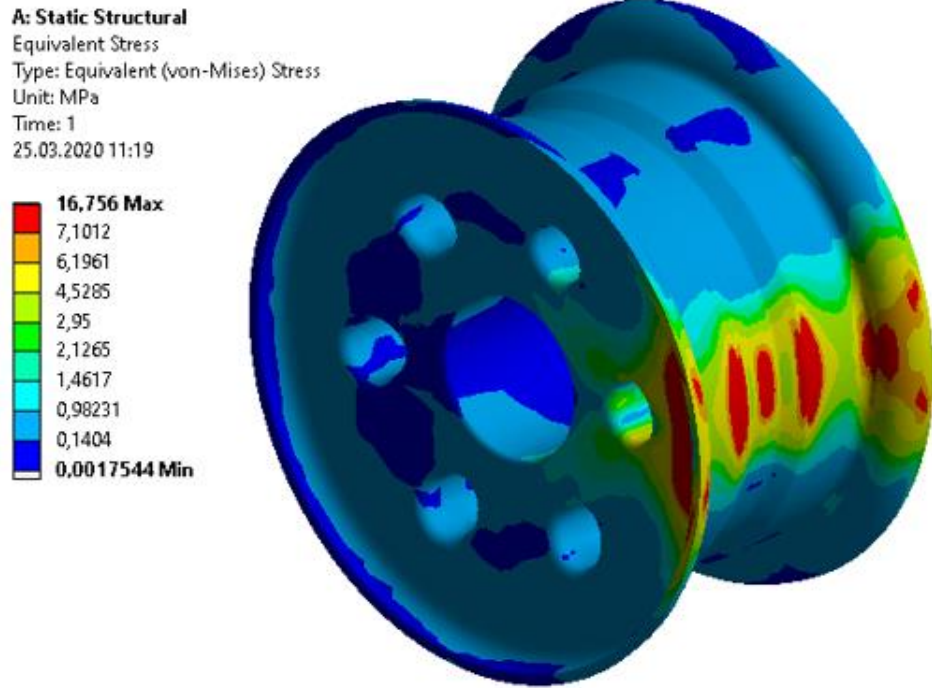


6. BURUN İNİŞ TAKIMI YAPISAL ANALİZ SONUÇLARI

Tez çalışmasının bu bölümünde yapısal analizi gerçekleştirilen burun iniş takımı alt parçalarında meydana gelen maksimum gerilmeler, birim şekil değişim miktarları ve deplasman değerleri sunulacaktır. Tüm bu değerler Ansys Workbench ortamında hesaplanmıştır.

6.1 Jant Parçasının Yapısal Analiz Sonucu

Ağ yapısı ve sınır şartları oluşturulan jant parçasının statik yapısal analizi gerçekleştirilmiştir. Şekil 6.1’de jant parçasında meydana gelen gerilme dağılımı gösterilmiştir.



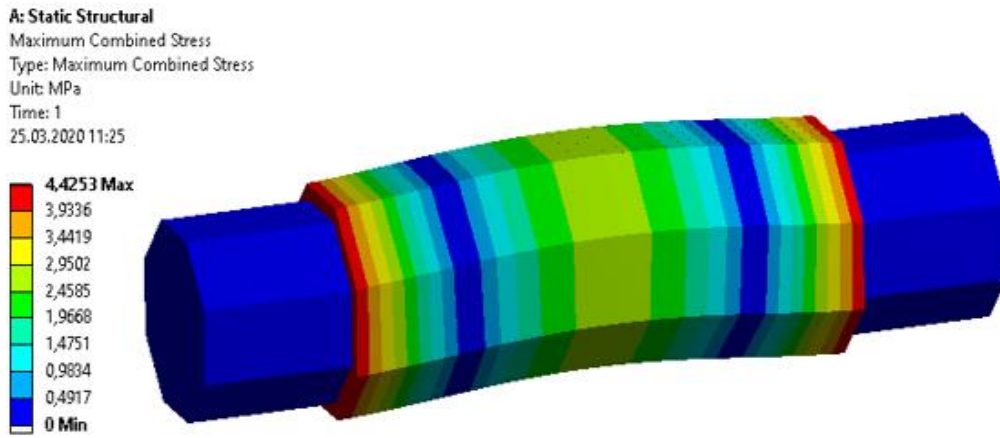
Şekil 6.1 : Jant parçasındaki gerilme dağılımı.

Jant parçasında tanımlanan yüklemeler altında meydana gelen maksimum gerilme 16,756 MPa değerine eşittir. Jant parçasında kullanılan malzemenin akma dayanımı 414 MPa değerine sahiptir. Jant yapısında meydana gelen maksimum gerilme, jant malzemesinin akma dayanımından düşüktür ve jant yapısının emniyet katsayısı 24,71’dir. Bu emniyet katsayısı havacılık endüstrisinde kullanılan 1,5 emniyet

katsayısından büyük olduğu için bu durum jant parçasının doğru bir şekilde tasarlandığını ispatlar. Kırmızı renk bölgeleri jant yapısında meydana gelen maksimum gerilmelerin olduğu bölgeleri ifade eder. Jant yapısında meydana gelen maksimum deplasman 0,0262 mm'dir.

6.2 Aks Parçasının Yapısal Analiz Sonucu

Aks parçasının statik yapısal analiz sonuçları şekil 6.2'de sergilenmiştir. Aks yapısı bir elemanlı çubuk elemanlar ile modellenmesine rağmen analiz sonuçları üç boyutlu gösterilmiştir.

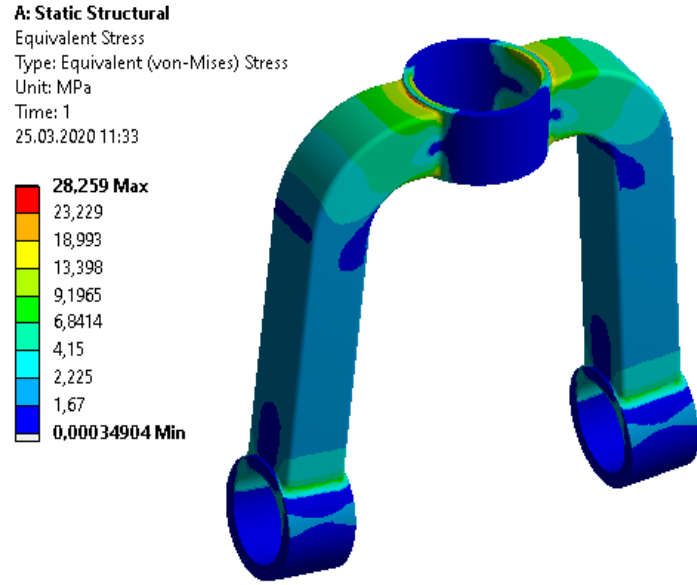


Şekil 6.2 : Aks yapısındaki gerilme dağılımı.

Belirlenen yüklemeler altında aks yapısında meydana gelen maksimum gerilme 4,4253 MPa değerine eşittir. Kırmızı renk bölgesi aks yapısında meydana gelen maksimum gerilmenin olduğu bölgeyi tanımlar. Aks yapısında kullanılan malzemenin akma dayanımı 1415 MPa değerine sahiptir. Aks yapısında emniyet katsayısı 319,8 olarak ortaya çıkar ve bu durum aks yapısının emniyetli bir şekilde tasarlandığını gösterir. Aks parçasında oluşan maksimum deplasman değeri 0,0014403 mm değerine eşittir.

6.3 Burun İniş Takımı Çatalının Yapısal Analiz Sonucu

Burun iniş takımı çatalının ağ yapısı ve sınır koşulları oluşturulduktan sonra yapısal analizi gerçekleştirilmiştir. Burun iniş takımı çatalı üzerinde meydana gelen gerilme dağılımı şekil 6.3'de sergilenmiştir.

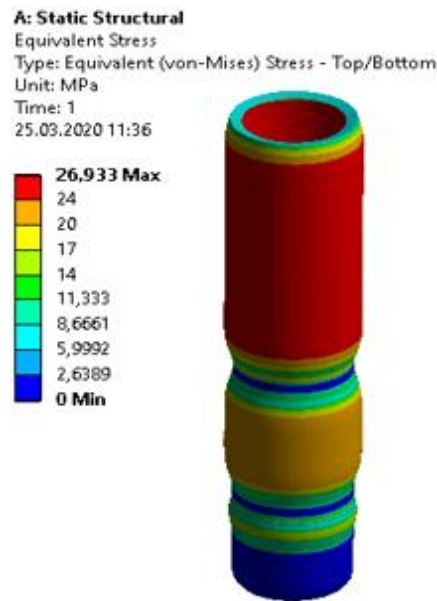


Şekil 6.3 : Burun iniş takımı çatalındaki gerilme dağılımı.

Burun iniş takımı çatalında meydana gelen maksimum gerilme 28,259 MPa değerine eşittir ve burun iniş takımı çatalında kullanılan malzemenin akma dayanımı 469 MPa değerine eşittir. Bu değerler doğrultusunda burun iniş takımı çatalının emniyet katsayısı 16,6 olarak hesaplanır ve bu değer burun iniş takımı çatalının emniyetli bir şekilde tasarlandığını gösterir. Burun iniş takımı çatalında oluşan maksimum deplasman 0,11785 mm'dir.

6.4 Şok Sönümlleme Dikmesinin Yapısal Analiz Sonucu

Şok sönümlleme dikmesinde meydana gelen gerilme dağılımı şekil 6.4'de verilmiştir.

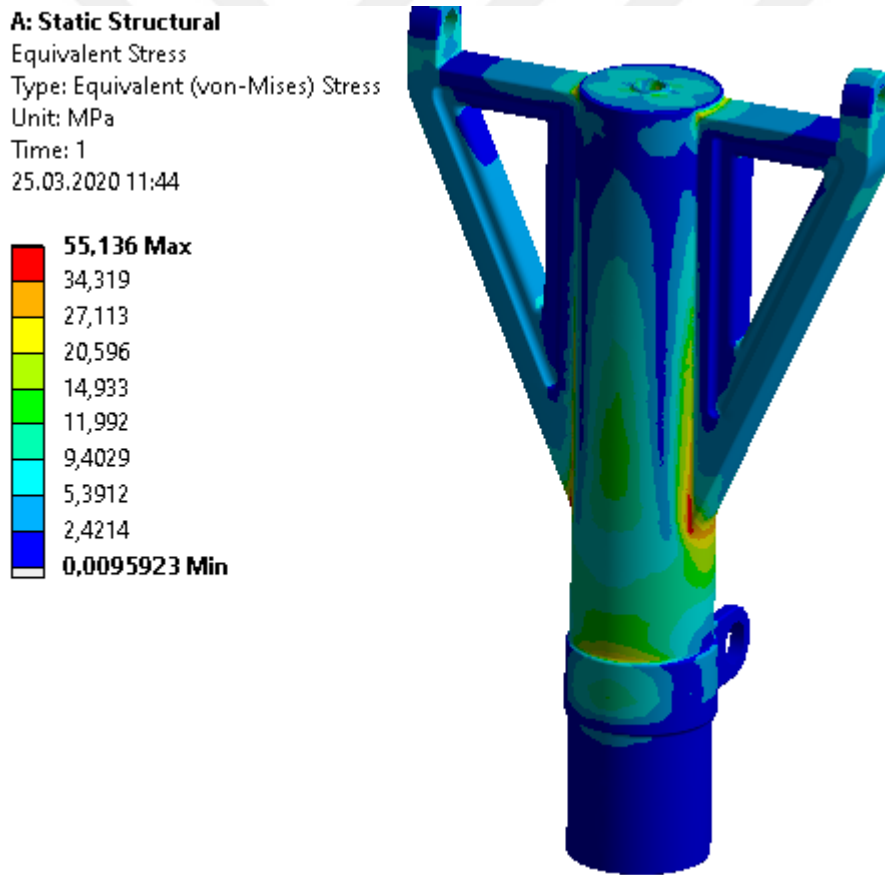


Şekil 6.4 : Şok sönümlleme dikmesindeki gerilme dağılımı.

Şok sönümlerme dikmesi ince cidarlı basınçlı tüp olarak modellenmiştir ve yapısal analizi iki boyutlu kabuk elemanlar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Yapısal analiz sonucunda şok sönümlerme dikmesinde meydana gelen maksimum gerilme 26,933 MPa değerine eşittir. Şok sönümlerme dikmesine tanımlanan malzemenin akma dayanımı 1415 MPa'dır. Bu durumda şok sönümlerme dikmesinin emniyet katsayısı 52,54 değerine eşittir. Bu değer şok sönümlerme dikmesinin emniyetli bir şekilde tasarlandığını ispatlar. Şok sönümlerme dikmesinde oluşan maksimum deplasman değeri 0,0098044 mm'dir.

6.5 Ana Dikmenin Yapısal Analiz Sonucu

Yapısal analizi gerçekleştirilen burun iniş takımı ana dikmesi üzerinde meydana gelen gerilme dağılımı şekil 6.5'de gösterilmiştir.



Şekil 6.5 : Ana dikme üzerindeki gerilme dağılımı.

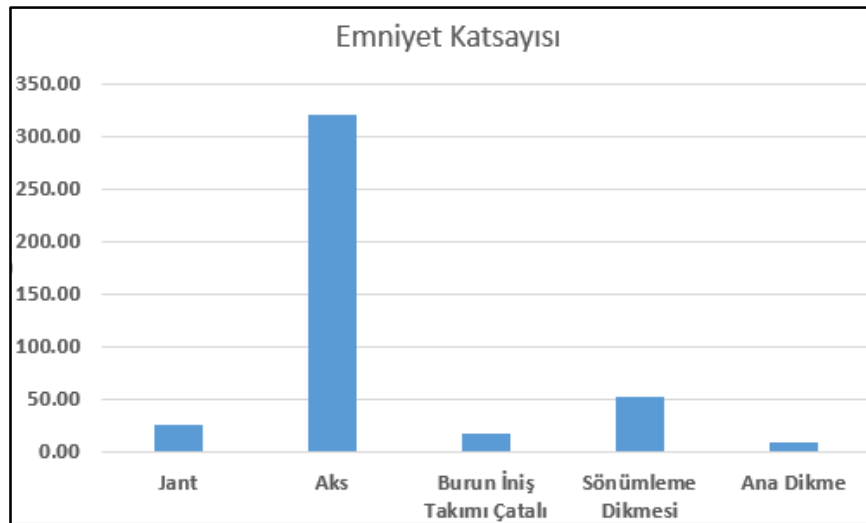
Tanımlanan sınır koşulları altında burun iniş takımı ana dikmesi üzerinde meydana gelen maksimum gerilme 55,136 MPa değerine eşittir. Burun iniş takımı ana dikmesi parçasına tanımlanan malzemenin akma dayanımı 469 MPa değerine eşittir. Bu

değerler kullanılarak burun iniş takımı ana dikmesinin emniyet katsayısı 8,51 olarak hesaplanır ve bu değer ana dikmenin yapısal olarak doğru bir şekilde tasarlandığını ispatlar. Burun iniş takımı ana dikmesinde oluşan maksimum deplasman 0,031252 mm'dir. Burun iniş takımı alt parçalarında oluşan emniyet katsayıları çizelge 6.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 6.1 : Burun iniş takımı alt parçalarının emniyet katsayıları.

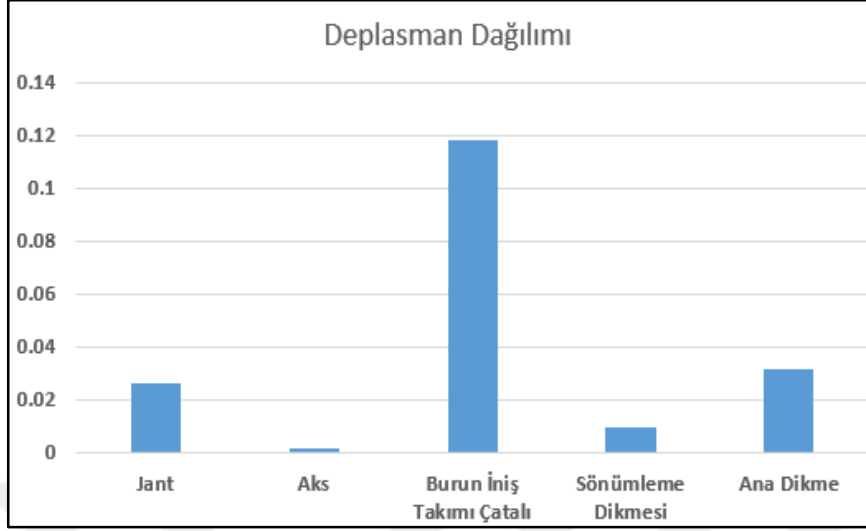
Parça adı	Kullanılan malzeme	Akma dayanımı (MPa)	Emniyet katsayısı	Deplasman (mm)
Jant	Alüminyum 2014-T6	414	24,71	0,0262
Aks	Alaşımlı PH13-8Mo AMS 5629 H1000 Paslanmaz Çelik	1415	319,8	0,0014403
Burun iniş takımı çatalı	Alüminyum 7050-T7451 Alaşımlı PH13-8Mo AMS 5629 H1000 Paslanmaz Çelik	469	16,6	0,11785
Sönümleme dikmesi	Alüminyum 7050-T7451 Alaşımlı PH13-8Mo AMS 5629 H1000 Paslanmaz Çelik	1415	52,54	0,009804
Ana dikme	Alüminyum 7050-T7451 Alaşımlı	469	8,51	0,031252

Şekil 6.6'da parçaların emniyet katsayıları karşılaştırmalı gösterilmiştir.



Şekil 6.6 : Parçaların emniyet katsayılarının karşılaştırması.

Şekil 6.7’de parçalarda meydana gelen deplasman değerleri karşılaştırmalı gösterilmiştir.



Şekil 6.7 : Parçaların deplasman değerlerinin karşılaştırması.

Şekil 6.6 ve 6.7’ye bakıldığında emniyet katsayısı yüksek olan parçalarda meydana gelen deplasman değeri diğer parçalara göre daha düşüktür.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması kapsamında ilk olarak iniş takımlarının temel özellikleri hakkında bilgi verilmiştir. Daha sonra burun iniş takımını tasarlayacağımız hedef uçağımız olan Hürkuş-C uçağının bazı parametrik değerleri verilmiştir. Bu parametrik değerler kullanılarak burun iniş takımını oluşturan alt parçaların boyutsal değerleri hesaplanmıştır. Boyutsal değerlerin hesaplanmasında kullanılan formüllere kapsamlı bir literatür araştırması sonucunda ulaşılmıştır. Daha sonra iniş takımlarının uçak üzerindeki düzeni, kaç tekerleğe sahip olacağı ve katlanma mekanizmaları hakkında bilgi verildi. Sonrasında iniş takımı tasarımı en önemli adımlardan olan amortisör seçimi hakkında bilgi verildi ve bu tez çalışması kapsamında Hürkuş-C burun iniş takımı için oleo-pnömatik amortisör tipi seçilmiştir.

Bir sonraki başlıkta burun iniş takımında meydana gelen maksimum statik, dinamik ve sürtünme yüklemeleri hesaplanmıştır. Bu yüklemeler altında güvenli bir şekilde hizmet verecek lastik ve jant seçimi yapılmıştır. Havacılık uygulamalarında kullanılan lastik ve jant üreticisi firması olan Goodyear firmasının ürün kataloğundan 17,5x5,75-8 ürün koduna sahip lastik ve jant seçilmiştir. Sonrasında uçağın inişi sırasında burun iniş takımı lastiğinde meydana gelen deplasman ve sönümlenme dikmesinde oluşan sönümlenme mesafesi uygun denklemler kullanılarak hesaplanmıştır. Bu değerler kullanılarak sönümlenme dikmesinin çapı ve boyu hesaplanmıştır. Sönümlenme dikmesinin boyutları hesaplandıktan sonra ana dikmenin boyu ve genişliği hesaplanmıştır.

Burun iniş takımını oluşturan alt parçaların ölçü değerleri hesaplandıktan sonra bu parçaların üç boyutlu modellenmesi işlemine geçilmiştir. Her bir alt parçanın hesaplanan ölçü değerleri kullanılarak üç boyutlu tasarımı sağlanmıştır ve tasarımı yapılan alt parçaların montajı gerçekleştirilmiştir. Bu işlemler üç boyutlu tasarım programı olan CATIA V5R19 programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Havacılık endüstrisinde çokça tercih edilmesinden dolayı bu tez çalışması kapsamında CATIA V5R19 programı kullanılmıştır.

Bir sonraki başlıkta tasarımı gerçekleştirilen parçalara uygun malzemeler tanımlanmıştır. İniş takımlarını oluşturan parçalar yüksek yüklemeye maruz kaldığı için yüksek dayanıma sahip malzemeler seçilmiştir. Jant parçası için alüminyum 2014-T6 alaşımı, burun iniş takımı çatalı ve ana dikme için alüminyum 7050-T7451 alaşımı, aks ve sönümlerme dikmesi için PH13-8Mo AMS 5629 H1000 paslanmaz çeliği seçilmiştir.

Bir sonraki adım olarak üç boyutlu tasarımı ve malzeme ataması yapılan iniş takımı alt parçalarının yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu amaç doğrultusunda ilk olarak burun iniş takımı alt parçalarının ağ yapısı ve sınır şartları oluşturulmuştur. Bu adım tamamlandıktan sonra Ansys 14.5 programı kullanılarak burun iniş takımı alt parçalarının yapısal analizi gerçekleştirilip parçalar üzerindeki Von Mises gerilmeleri ve birim şekil değiştirme dağılımları bulunmuştur. Her bir burun iniş takımı alt parçası için hesaplanan Von Mises gerilme değerleri bu parçalara tanımlanan malzemelerin akma dayanımından düşük olduğu görülmüş ve her bir parçada oluşan emniyet katsayısı 1,5 değerinden büyüktür. Bu durum burun iniş takımının yapısal olarak doğru tasarlandığını ve güvenli bir şekilde hizmet vereceğini ispatlar.

KAYNAKLAR

- [1] **European Aviation Safety Agency.** (2016). *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EASA.IM.A.500 for TT32 (HÜRKUŞ)* (Rapor No: TCDS No: EASA.IM.A.500). Köln: European Aviation Safety Agency.
- [2] **Çetinkaya, B.** (2017). *Eğitim uçağı iniş takımları tasarımında kritik parametrelerin belirlenmesi* (Yüksek lisans tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [3] **Currey, N. S.** (1988). *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C..
- [4] **Raymer, D. P.** (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (2nd ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C..
- [5] **Nguyen, T. D.** (2010). *Finite element analysis of a nose gear during landing* (Yüksek lisans tezi). University of North Florida, USA.
- [6] **Atabay, E.** (2012). *Dynamics of a landing gear mechanism* (Doktora Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [7] **Erdem, M.** (1995). *Burun tekerlekli hafif nakliye uçağı iniş takımı ön tasarımı ve boyutlandırılması hd 19 için bir uygulama* (Yüksek lisans tezi). Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Anabilim Dalı, Eskişehir.
- [8] **Conway, H. G.** (1958). *Landing Gear Design*, Chapman & Hall Ltd., London.
- [9] **Url-1** <<http://www.goodyearaviation.com>>, erişim tarihi 04.09.2019.
- [10] **Url-2** <<http://www.aircraftpartsandsalvage.com>>, erişim tarihi 06.09.2019.
- [11] **Tatcı, Ö. Y.** (2003). *Design and analysis of landing gear of a transport aircraft* (Yüksek lisans tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [12] **Ganugapenta, R., Sudhan, S. M., Babu, M. D., Raja, B. R. S.** (2018). System Design and Analysis of Main Landing Gear Strut (Shock Absorber). <http://www.troindia.in/journal/ijcesr/vol5iss2part/45-51.pdf>. erişim tarihi 20.09.2019.
- [13] **Taştan, A.** (2019). Kişisel görüşme. 20 Eylül, İstanbul.
- [14] **Url-3** <<http://www.techopedia.com>>, erişim tarihi 15.11.2019.
- [15] **Lopes, J. C. O.** (2008). Material selection for aeronautical structural application, *Ciência & Tecnologia dos Materiais*, 20 (3-4), 78-82.
- [16] **Url-4** <<http://asm.matweb.com>>, erişim tarihi 10.12.2019.
- [17] **Url-5** <<http://www.aircraftmaterials.com>>, erişim tarihi 17.12.2019.
- [18] **Url-6** <<http://www.matweb.com>>, erişim tarihi 24.12.2019.

- [19] **Url-7** <<http://www.simutechgroup.com>>, erişim tarihi 20.01.2020.
- [20] **Budynas, R. G., & Nisbett, J. K.** (2011). *Shigley's Mechanical Engineering Design* (9th ed.). McGraw-Hill Companies, New York.
- [21] **Kurowski, P. M.** (2004). *Finite Element Analysis for Design Engineers*, SAE International, Pennsylvania.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Hamdi TÜRKMEN
Doğum Tarihi ve Yeri : 13.02.1994 - GEBZE
E-posta : turkmenhamdi53@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği.

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2017 tarihinden beri TUSAŞ firmasında Tasarım Mühendisi olarak çalışmaktadır.