

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**ÇOK MAKSATLI SAVAŞ UÇAĞI İNİŞ TAKIMLARINDA BAĞLANTI ELEMANLARI
TASARIMI VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Oğuzhan ORHAN

Savunma Teknolojileri Ana Bilim Dalı

Malzeme, Tasarım ve İmalat Teknolojileri Alt Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

ŞUBAT 2022

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**ÇOK MAKSATLI SAVAŞ UÇAĞI İNİŞ TAKIMLARINDA BAĞLANTI ELEMANLARI
TASARIMI VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Oğuzhan ORHAN

(514171018)

Savunma Teknolojileri Ana Bilim Dalı

Malzeme, Tasarım ve İmalat Teknolojileri Alt Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

ŞUBAT 2022

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 514171018 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Oğuzhan ORHAN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “ÇOK MAKSATLI SAVAŞ UÇAĞI İNİŞ TAKIMLARINDA BAĞLANTI ELEMANLARI 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. Metin Orhan KAYA
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Şule KAPKIN
İstanbul Üniversitesi

Teslim Tarihi : 14 OCAK 2022
Savunma Tarihi : 14 ŞUBAT 2022





Vatana,



ÖNSÖZ

Lisansüstü eğitim hayatımda ve Türk Hava Yolları'nda Uçak Mühendisi olarak görev aldığım süre boyunca bana desteklerini hiç esirgemeyen ve beni her konuda cesaretlendiren, yol gösteren değerli danışman hocam Sayın Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL'a teşekkürü bir borç bilirim.

Lisans ve lisansüstü eğitimim süresince bana sağladığı velinimetim olan tüm öğretileri ve destekleri için Sayın Hocam Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a teşekkür ederim.

Tez sürecinde sağlamış olduğu büyük katkıları ve öğrenci dostu kişiliği sebebiyle Sayın Selçuk Özmumcu Beyefendiye şükranlarımı sunarım.

Ek olarak bütün jüri üyelerine değerli katkılarından, anlayışlarından ve sabırlarından ötürü teşekkür ederim.

Her zaman yanımda duran, yol gösteren kıymetli babam Mehmet ORHAN, baş tacı annem Şener ORHAN ve kız kardeşim Eda ORHAN'a lisansüstü eğitimim boyunca gösterdiği sabır ve anlayış için tüm kalbimle teşekkür ederim.

OCAK 2022

OĞUZHAN ORHAN
(Makine Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
KISALTMALAR.....	xi
SEMBOLLER.....	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	1
2. UÇAK İNİŞ TAKIMLARI GÖREVLERİ VE GENEL YAPISI	7
2.1 İniş Takımı Görevleri	7
2.2 İniş Takımları Tarihsel Gelişim Süreci ve Çeşitleri.....	4
2.2.1 Sabit yapılı iniş takımları	14
2.2.1.1 Yaprak tipi yaylı iniş takımı	14
2.2.1.2 Rijid(Stabil) tipi iniş takımı.....	14
2.2.1.3 Bungee-Cord(Amortisör Lastiği) tipi iniş takımı	14
2.3 İçeri Çekilebilir İniş Takımları Genel Yapısı	18
2.4 İniş Takımları'nın Uçak Yapısındaki Önemi	18
3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	21
3.1 F-16 Fighting Falcon (Savaşan Şahin)	22
3.2 Shenyang J-11.....	23
3.3 Chengdu J-10	24
3.4 Mikoyan MIG-29 Fulcrum	25
3.5 Eurofighter Typhoon (EF2000)	26
3.6 F/A-18E/F Super Hornet.....	27
3.7 Mikoyan MIG-35.....	28
4. İNİŞ TAKIMI TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE YAPI SİSTEMLERİ	31
4.1 Çok Maksatlı F-16C/D Savaşan Şahin İniş Takımı Tasarım Kriter ve Gereksinimleri	31
4.1.1 Üretilebilirlik.....	32
4.1.2 Güvenli iniş mesafesi	34
4.1.3 Kalkış düzeni.....	34
4.1.4 Bakım ve onarım yapılabilirlik-yeterliliği	35
4.1.5 Düşük maliyet	35
4.1.6 Yatay ve dikey stabilite ve yatma(devrilmeyi) önleme.....	35
4.1.7 Hafif ağırlık.....	36
4.1.8 Dümen-kumanda mekanizması	36
4.1.9 Fren sistemleri.....	36
4.1.10 Yere ilk temas İçin gereklilikler	36
4.1.11 Operasyonel statik ve dinamik yüklemelere dayanım	36
4.1.12 Uçağın yapısal bütünlüğü ve sağlamlığı	37
4.2 İniş Takımları Tasarım Aşamaları.....	38
4.3 İniş Takımı Yapı Sistemleri.....	39

4.3.1 Şok Emici Amortisörler.....	43
4.3.2 Lastikler	50
4.3.3 Tekerlekler	57
4.3.4 Hidrolik sistem	59
4.3.5 Dümen sistemi ve uçağın yerde hareket kabiliyetleri.....	59
4.3.6 Frenler	63
4.3.7 İniş takımı içeri çekilme ve açılma hareket geometrisi.....	67
4.3.8 İniş takımı kontrol ve gösterge paneli	71
4.3.9 İniş takımlarında kullanılan malzeme bilgisi	72
5. TASARIM İYİLEŞTİRMELERİ, HESAPLAMALAR VE ANALİZ.....	75
5.1 Mevcut Tasarım Problemlerinin İncelenmesi.....	75
5.2 Yeni 341 Lower Bulkhead Tasarımı için Hesaplama Parametreleri	76
5.3 Yeni 341 Lower Bulkhead Tasarımı	81
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	87
KAYNAKLAR	89
ÖZGEÇMİŞ	91



KISALTMALAR

C.G.	: Center of gravity
FAR	: Federal Aviation Regulations
MTOW	:Maximum Take-off Weight
FEA	: Finite Element Analysis
USD	: United States Dollar
AVIC	: Aviation Industry Corporation of China
USAF	: United States Air Forces
USN	: United States Naval
ESWL	: Equivalent Single Wheel Load
BCAR	: British Civil Airworthiness Requirements
FLCS	: Flight Control System



SEMBOLLER

A	: Shock Absorber yer değiştirme miktarı
L	: Maksimum Y¼kleme
S	: Maksimum Strok
E_t	: Uçağın yere değdiği andaki kinetik enerjisi
W_L	: Uçağın iniş esnasındaki ağırlığı
V_z	: Tasarımsal dikey dokunma-temas(iniş) hızı
g	: Yerçekimi ivmesi
s_s	: şok absorbe edici amortisör¼n strok (yer değiştirmesi)
s_t	: Tekerlek ve lastikte meydana gelen yer değiştirme
E_{absorbe}	: Absorbe edilen enerji
N_g	: İniş takımı y¼kleme faktörü
η_s	: Shock Absorber verimi
η_t	: Tekerlek ve lastik verimi
n_s	: Ana iniş takımı sayısı
P_m	: Ana dikmesi başına d¼řen maksimum statik y¼kleme
S_{s_tasarım}	: Shock Absorber tasarım strok değerini
P_n	: Burun/Ön iniş takımı dikmesine d¼řen maksimum y¼kleme
U_{oleo}	: Hidrolik dikmenin(oleo) toplam uzunluğu
P_{n-fren}	: Dinamik fren y¼k¼
D_{oleo-iç}	: Oleo iç çapı
D_{oleo-dış}	: Oleo dış çapı
L_{oleo}	: Dikmeye etki eden dikey y¼kleme
f_{dnk}	: Lastik faktörü
D	: Damak oturma çapı
D_y	: Oturma y¼zeyi çapı
D_o	: Lastik dış çapı
W	: Lastik kesit genişliği
W_s	: Lastik omuz genişliği
H	: Lastik kesit y¼kseklięi
C_R	: Lastik tepe açıklığı

C_w	: Yatay tekerlek açıklığını
W_{TO}	: Uçak kalkış ağırlığı
h_{cg}	: Uçağın ağırlık merkezinin yüksekliği
a_x	: Negatif ivmelenme
$V_{lastik-iniş-maks}$	: Maksimum iniş hızı
$V_{lastik-kalkış-maks}$	: Maksimum kalkış hızı, tasarım
V_{S-L}	: Uçakların minimum uçuş hızını (stall speed)
V_{S-TO}	: Maksimum kalkış hızını
R_r	: Yuvarlanma çapı
A_P	: Tekerlek ayak izni alanı
B_{Lastik}	: Lastik basıncı
W_t	: Lastik genişliği
A_D	: Lastik dış çap tasarım katsayısı
A_w	: Lastik dış genişlik tasarım katsayısı
B_D	: Lastik iç çap tasarım katsayısı
B_w	: Lastik iç genişlik tasarım katsayısı
D_t	: Lastik dış çapı

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Sabit ve içeri çekilebilir iniş takımı özellik karşılaştırması.....	16
Çizelge 3.1 : F-16C Savaşan Şahin genel özellikleri.....	22
Çizelge 3.2 : Shenyang J-11 (歼-11) genel özellikleri	23
Çizelge 3.3 : Chengdu J-10genel özellikleri	24
Çizelge 3.4 : Mikoyan MIG-29 genel özellikleri	25
Çizelge 3.5 : Eurofighter Typhoon(EF2000)genel özellikleri	26
Çizelge 3.6 : F/A-18E/F Super Hornet genel özellikleri	27
Çizelge 3.7 : Mikoyan MIG-35 genel özellikleri	28
Çizelge 4.1 : İniş takımı hız limitleri(Knot).....	42
Çizelge 4.2 : Lastik Seçim Katsayıları	56
Çizelge 4.3 : Uçak lastiği basınç sınıflandırması.....	57
Çizelge 4.4 : Uçak ağırlıklarına göre lastik basınçları.....	57
Çizelge 5.1 : Eski-Yeni Tasarıma Ait Malzeme Bilgisi Karşılaştırması.....	85
Çizelge 5.2: Bulkhead Parçasında Deliklerine Düşen Yüklemeler.....	86



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : 1. Dünya Savaşı'nda kullanılan Spad-XIII	9
Şekil 2.2 : 2. Dünya Savaşı'nda kullanılan P51-Mustang yerde	10
Şekil 2.3 : P51-Mustang iniş takımları içe çekilmiş halde	11
Şekil 2.4 : Curtiss-Wright C-46 İniş Takımı	12
Şekil 2.5 : Lockheed U-2 İniş Takımı	12
Şekil 2.6 : C-130 Hercules İniş takımı konfigürasyonu	13
Şekil 2.7 : B-52 İniş takımı konfigürasyonu	13
Şekil 2.8 : Yaprak tipi yaylı iniş takımı	14
Şekil 2.9 : PA-18 Super Cub İniş Takımı	15
Şekil 2.10 : A400M çok tekerlekli içeri çekilebilir iniş takımı	15
Şekil 2.11 : F16-C Savaşan Şahin(Fighting Falcon) Ana iniş takımı	17
Şekil 2.12 : F16-D Savaşan Şahin(Fighting Falcon) iniş öncesi alçalırken	18
Şekil 3.1 : F16-C Savaşan Şahin(Fighting Falcon)	22
Şekil 3.2 : Shenyang J-11 Çok maksatlı savaş uçağı	22
Şekil 3.3 : Chengdu J-10 çok maksatlı savaş uçağı	23
Şekil 3.4 : MIG-29 savaş uçağı	24
Şekil 3.5 : Eurofighter Typhoon(EF2000) çok maksatlı savaş uçağı	25
Şekil 3.6 : F/A-18E/F Super Hornet çok maksatlı savaş uçağı	26
Şekil 3.7 : Mikoyan MIG-35 çok maksatlı savaş uçağı	27
Şekil 4.1 : F-16 iniş takımı tüm sistem elemanları.....	31
Şekil 4.2 : F-16 ana iniş takımı tüm parçalar.....	32
Şekil 4.3 : 3 tekerli iniş takımı için uygun iniş açıda uçak tasarımı	33
Şekil 4.4 : F-16 Uçağı için ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arası açı.....	34
Şekil 4.5 : F-16 Uçağı için ana iniş takımı ile uçak kuyruk yüzeyi arasındaki açı.....	34
Şekil 4.6 : Çeşitli İniş Takımı Konfigürasyonu.....	35
Şekil 4.7 : Uçak Tasarı Oluşturma Aşamaları.....	38
Şekil 4.8 : Çeşitli İniş Takımı Konfigürasyonu.....	39
Şekil 4.9 : İniş Takımı Terminolojisi ve Parçaları	40
Şekil 4.10 : F-16 Burun(Ön) İniş Takımı.....	41
Şekil 4.11 : Bir Burun-Ön iniş takımı görseli-Nose Landing Gear-NLG.....	41

Şekil 4.12 : Üçgen Bağlantı İniş Takımı, Oleo-Pnömatik Dikme Strok Gösterilmesi	44
Şekil 4.13 : Oleo-Pnömatik Dikme Yapısının Çalışma Düzeninin Gösterilmesi.....	45
Şekil 4.14 : Uçak tekerlerinin konumlandırılması ve aralarındaki mesafeler.....	47
Şekil 4.15 : 3 tekerli iniş takımı için uygun iniş açıda uçak tasarımı.....	49
Şekil 4.16 : Ana iniş takımı şok absorbe edici hidrolik silindir konumlandırılması ve yapısı.....	50
Şekil 4.17 : Konvansiyonel uçak lastiği yapısı	51
Şekil 4.18 : Uçak lastiği geometrisi.....	52
Şekil 4.19 : Radyal uçak lastiği yapısı.....	53
Şekil 4.20 : Ön/Burun iniş takımı tekerlek açıklıkları	54
Şekil 4.21 : Ön/Burun iniş takımı tekerlek açıklıkları -2.....	55
Şekil 4.22 : İniş takımı tekerlek büyüme oran ve denklemleri	56
Şekil 4.23 : Uçak tekerlek parçaları.....	58
Şekil 4.24 : Uçak tekerlek yapısı elemanları	59
Şekil 4.25 : Boeing-767 ön/burun dümen-yönlendirme mekanizması.....	60
Şekil 4.26 : Uçak tekerlek yapısı dümen-hareket açıları.....	61
Şekil 4.27 : Uçak yapısı dümen-hareket uzunluk parametreleri.....	62
Şekil 4.28 : F-16 savaş uçağı tekerlek, fren ve iniş takımı dikmeleri.....	63
Şekil 4.29 : F-16 savaş uçağı tekerlek, fren ve iniş takımı dikmeleri.....	64
Şekil 4.30 : F-16 savaş uçağı fren bütünüünün yerleştirilmesi.....	65
Şekil 4.31 : F-16 savaş uçağı karbon fren diskleri.....	65
Şekil 4.32 : F-16 savaş uçağı fren bütünüünün her bir yapı elemanı.....	66
Şekil 4.33 : F-16 savaş uçağı ana iniş takımı kapıları açılmış pozisyonu.....	67
Şekil 4.34 : F-16 savaş uçağı ana iniş takımı dikme kilit tahrik düzenekleri.....	68
Şekil 4.35 : F-16 savaş uçağı ana iniş takımı açılma kapanma düzenekleri.....	68
Şekil 4.36 : F-16 savaş uçağı ön iniş takımı yapıları ve açılma kapanma düzenekleri	69
Şekil 4.37 : F-16 savaş uçağı ön/burun iniş takımı uzatılmış/açılmış verileri.....	70
Şekil 4.38 : F-16 savaş uçağı kontrol paneli iniş takımı elemanları.	71
Şekil 4.39 : İniş takımlarında kullanılan bazı elementler ve kullanım yerleri.....	72
Şekil 4.40 : İniş takımlarında kullanılan bazı alaşımların malzeme özellikleri.....	73
Şekil 5.1 : F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı.....	76
Şekil 5.2 : F-16 Block-30/40 13° Açı İle İniş Gerçekleştiriyor.....	77
Şekil 5.3 : F-16 Block-30/40 Shock Absorber Komponenti.....	78
Şekil 5.4 : F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Komponenti	78
Şekil 5.5 : F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Gerilme Yüzeyleri	79

Şekil 5.6 : F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Çatlak İlerleme Yüzeyleri.....	80
Şekil 5.7 : F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Çatlak İlerleme.....	80
Şekil 5.8 : F-16 Block-30/40 341 Lower Bulkhead Tamir/Kontrol Prosedürleri İcraası	81
Şekil 5.9 : F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı, 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi...	81
Şekil 5.10 : F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı, 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi-2	82
Şekil 5.11 : F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı, 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi-3	82
Şekil 5.12 : F-16 Ana İniş Takımı ve 341 Lower Bulkhead 13°lik açı ile Teknik Çizimi	83
Şekil 5.13 : Mevcut 341 Lower Bulkhead Komponenti.....	83
Şekil 5.14 : 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi.....	84
Şekil 5.15 : 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi-2.....	84



ÇOK MAKSATLI SAVAŞ UÇAĞI İNİŞ TAKIMLARINDA BAĞLANTI ELEMANLARI TASARIMI VE ANALİZİ

ÖZET

Bu tez çalışması kapsamında iniş takımlarının tarihsel süreçte gelişimi incelenerek, günümüz modern savaş uçaklarından Savaşan Şahin F-16 savaş uçağı iniş takımlarının gövdeye bağlantı elemanında(FS 341.8 Bulkhead) meydana gelen deformasyonun araştırılması, daha uygun malzeme ve tasarım seçeneklerinin geliştirilmesi ve en sonda optimum bulunan çözümün uygulanarak analizinin çeşitli şartlar ve farklı durumlarda uygulanması süreci araştırılmıştır.

Uçaklar, temel olarak 5 ana bölmeden oluşmaktadır. Bunlar; uçakta yer alan tüm bölmeleri, dolaylı ya da doğrudan bağlandığı, görev tanımına göre yolcu, mühimmat ya da motoru içinde barındıran gövde yapısı, uçakların havada kalmasını, taşınmasını sağlayan kanat yapısı, uçağın dengeli bir uçuş gerçekleştirmesini sağlayan kuyruk yapısı, uçaklarda itiş gücünü sağlayan motor yapısı ve son olarak uçakların kalkış ve inişte üzerinde yol aldığı ve desteklendiği iniş takımı yapısıdır.

İniş takımları, uçağın yerle olan bağlantısını sağlaması, inişte gerçekleşen yüksek kuvvet ve gerilmelerin absorbe edilmesi, sönmelenmesi, dengeli ve hasarsız bir inişin, kalkışın ve taksilemenin gerçekleşebilmesi için kullanıldığından uçak yapısında çok önemli bir yere sahiptir. Birçok görevi yerine getirmesi sebebiyle kompleks bir yapıya sahip olan iniş takımları uçağın tasarımı sürecine göre birçok mühendislik biliminin ortak çalışmasının sonucu olarak ortaya konmaktadır. Yapısal tasarım ve hidrolik mühendisliği, ağırlık ve aerodinamik hesaplamalar, pistle alakalı mühendislik incelemeleri ve ekonomik seçimler ve hesaplamalar düşünüldüğünde birçok farklı bilim dalını ve mühendislik alanlarını içerdiği gözlemlenmektedir.

Tezde giriş bölümünde tüm tez yazım süresince yapılan araştırmalar, gözlemler ve uygulamalar hakkında temel bilgilendirme yapılmıştır. İşleyiş sıralamasına uygun biçimde tez aşamalarının bilgileri aktarılmıştır.

İkinci bölüm kapsamında literatür araştırması yapılarak farklı görev tanımlamalarına göre değişik özelliklere ve fiziksel yapıya sahip iniş takımları üzerinden iniş takımlarının sahip olduğu komponentler hakkında bilgilendirme yapılmış, bu sistemlerin nasıl konumlandırıldığı birbirleriyle ilişkileri ifade edilmiştir. Uyum halinde çalışan sistemlerin işleyişleri ve özellikleri belirtilerek bu yapılara ait hesaplamalar ve gereklilikler anlatılmıştır.

Literatür araştırmasından edinilen bilgilerle yeni nesil çok maksatlı savaş uçağı F-16 Savaşan Şahin'de(Fighting Falcon) kullanılan iniş takımlarının özellikleri üçüncü bölümde incelenerek, tasarım, gereksinimlere göre seçim ve uygulama hakkında detaylı çalışmalar gerçekleştirilmiş ve sunulmuştur. Bu bölümde boyutlandırma, görev, uçak ağırlığı ve hız parametreleri düşünülerek gerçekleştirilen sistem tasarımları incelenmiştir.

Dördüncü bölümde gerçekleştirilen tasarımlarda ömür süresi uzatılmak istenen iniş takımının ana gövdesine bağlanma yapılarındaki deformasyonlar ortaya konularak problemlere getirilen çözümler anlatılmıştır. Savaş uçaklarının hızlarına ve

ağırlıklarına bağlı, kısa mesafe iniş için gerekli olan frenlemeler sebebiyle olası tehlikeler ve yapılarda meydana gelen deformasyonlar ile ömür hesaplamaları gerçekleştirilmiştir.

Son olarak gerçekleştirilen ölçümler sonucunda yapılarda gerçekleşen deformasyonu azaltıcı tasarım ve malzeme seçilimi hakkında yeni öneriler ve sonuçlar verilmiştir.



MULTI-ROLE FIGHTER AIRCRAFT LANDING GEAR FASTENERS-BULKHEAD DESIGN AND ANALYSIS

SUMMARY

This master thesis aims to explain modern air fighter landing gear system features and characterizations. In the beginning, historical improvement and development of the aircraft landing gear systems which used for air fighter planes are researched and categorized. Specifically, one of the today's modern air fighter jet Fighting Falcon F-16 versions and its landing gear systems are investigated thoroughly and explained comprehensively. F-16's fuselage and landing gear has a connection FS 341.8 Bulkhead. The bulkhead's useful economic life/lifetime, deformation and process analysis, investigation of new material and design selection for better lifecycle are worked and determined under various circumstances.

Generally an aircraft consist of five mainly sections. These are the fuselage, wings, tails, engine and landing gear. Fuselage is all the compartments in the aircraft which directly or indirectly connected in there, according to the task description of the passenger, ammunition or engine housing in the body structure; the wings are making aircrafts able to stay and fly in the air; the tail structure that allows to carry a balanced flight of aircraft; engine structure to provide a propulsion on various directions and finally the landing gear structure on which the planes travel and support the take-off and landing.

Landing Gears perform very significant assignments which are making connection aircraft with earth surface; absorption of landing forces, moments and stresses; undamaged and balanced landing, takeoff and taxing. Because of these duties, Landing Gears have crucial part of aircraft and have complex structure which construct and comprise from cooperation of many different engineering disciplines.

Considering structural design and hydraulic systems, weight and aerodynamic calculations, runway-related engineering studies and economic choices and calculations, it is observed that it includes many different disciplines and engineering fields.

In the introduction part of the thesis, basic information about the researches, observations and applications has introduced. The information of the thesis stages was transferred in accordance with the order of operation.

Within the scope of the second part, the literature research was conducted and the components of the landing gear were introduced over the landing gear with different characteristics and physical structure according to different job descriptions and the relations of these systems were defined. The operation and characteristics of the systems operating in compliance are showed and the calculations and requirements of these structures are explained.

In the third section, with the information obtained from the literature research, the characteristics of the landing gear used in the new generation multi-purpose fighter

F-16 Fighting Falcon were examined and detailed studies were carried out about the design, selection and application according to the requirements. In this section, the system designs realized by considering dimensioning, task, aircraft weight and speed parameters are investigated.

The deformations in the attachment structures to the main body of the landing gear which is intended to be extended in the designs are presented and the solutions to the problems are explained in the fourth section. Depending on the speed and weight of the combat aircraft, possible dangers and deformations of structures due to braking required for short-distance landing and life calculations were performed.

Finally, as a result of the measurements carried out, new suggestions and results were displayed on the design and material selection to reduce the deformation in the structure.



1.GİRİŞ

Tezde giriş bölümünde tüm tez yazım süresince yapılan araştırmalar, gözlemler ve uygulamalar hakkında temel bilgilendirme yapılmıştır. İşleyiş sıralamasına uygun biçimde tez aşamalarının bilgileri aktarılmıştır.

Uçaklar, temel olarak 5 ana bölmeden oluşmaktadır. Bunlar; uçakta yer alan tüm bölmeleri, dolaylı ya da doğrudan bağlandığı, görev tanımına göre yolcu, mühimmat ya da motoru içinde barındıran gövde yapısı; uçakların havada kalmasını, taşınmasını sağlayan kanat yapısı; uçağın dengeli bir uçuş gerçekleştirmesini sağlayan kuyruk yapısı; uçaklarda itiş gücünü sağlayan motor yapısı ve son olarak uçakların kalkış ve inişte üzerinde yol aldığı ve desteklendiği iniş takımı yapısıdır.

İniş takımları, uçağın yerle olan bağlantısını sağlaması, inişte gerçekleşen yüksek kuvvet ve gerilmelerin absorbe edilmesi, dengeli ve hasarsız bir inişin, kalkışın ve taksilemenin gerçekleşebilmesi için kullanıldığından uçak yapısında çok önemli bir yere sahiptir. Birçok görevi yerine getirmesi sebebiyle komplike bir yapıya sahip olan iniş takımları uçağın tasarımı sürecine göre birçok mühendislik biliminin ortak çalışmasının sonucu olarak ortaya konmaktadır. Yapısal tasarım ve hidrolik mühendisliği, ağırlık ve aerodinamik hesaplamalar, pistle alakalı mühendislik incelemeleri ve ekonomik seçimler ve hesaplamalar düşünüldüğünde birçok farklı bilim dalını ve mühendislik alanlarını içerdiği gözlemlenmektedir.

1.1 Tezin Amacı

Tezin birden çok amacı vardır. İlk olarak Çok Maksatlı Muharebe Uçaklarında kullanılan iniş takımı sistemlerin görev ve yapı özelliklerinin ayrıntılı bir şekilde incelenmesi, F-16 Savaşan Şahin uçağına ait bu veri ve bilgilerin akademik olarak kullanıma sunulması sağlanmıştır. İkinci amaç, F-16 Savaşan Şahin uçağında kullanılmakta olan 341 Lower Bulkhead komponentinin çatlak oluşumu ve ömür azalması problemlerine yeni bir tasarım ve malzeme tercihi ile çözüm üretmek ve tasarımın mekanik performansta gösterdiği iyileşmeyi ortaya çıkarmaktır.

Tezin oluşturulma sũreci araştırma, teknik çizim, analiz, sonuç ve yazım şeklinde sınıflandırılabilir. Araştırma aşamasında, tarihsel sũrete iniş takımlarının gelişimi, modern uçaklarda kullanılan iniş takımı sistemleri ve işlevleri; tasarım gereklilikleri anlatılmıştır. Tũrk Silahlı Kuvvetleri'nde mevcut bulunan ana gũ unsurunu oluşturan F-16 Savaşan şahin uçağı başta olmak ũzere tũm dũnyada 4. nesil ve ũst klasmandaki uçaklar için teknik bilgilendirme yapılmıştır. F-16 uçağı komponentlerinin her biri için tasarım parametrelerinin, kriterlerinin, gũvenlik faktũrlerine uygun bir şekilde uygulanması için hesaplama yũntemleri gũsterilmiřtir.

Teknik çizim ve analiz kısmında, F-16 Savaşan şahin uçağının iniş takımlarının yapı elemanları ȃlũlerine uygun çizilmiş, ana gũvde ile ana iniş takımı dikmelerinin bağlantı elemanı Bȃlme Duvarı/Sacı-Bulkhead parçasının iniş sırasında gerçekleşen farklı yũklemeler altında analizleri gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analizlerin sonuçları tezin en son kısmında anlatılmış, ȃzũm yolları detaylıca gũsterilmiřtir. Yazım sũrecinde, uluslar arası ve ũniversite tez yazım kurallarına uyularak, gũrsellerde gerekli dũzeltmeler gerçekleştirilmiştir.

İkinci bȃlũm kapsamında literatũr araştırması yapılarak farklı gũrev tanımlamalarına gũre değişik ȃzelliklere ve fiziksel yapıya sahip iniş takımları ũzerinden iniş takımlarının sahip olduğu komponentler hakkında bilgilendirme yapılmış, bu sistemlerin nasıl konumlandırıldığı birbirleriyle ilişkileri ifade edilmiştir. Uyum halinde çalışan sistemlerin işleyişleri ve ȃzellikleri belirtilerek bu yapılara ait hesaplamalar ve gereklilikler anlatılmıştır.

2. UÇAK İNİŞ TAKIMLARI GÖREVLERİ VE GENEL YAPISI

İnsanoğlunun uçmaya duyduğu sevgi, ilgi ve merak, onu uçan canlılar üzerinde birçok gözlem yapmaya itmiştir. Bu gözlemler sonucunda uçan her canlının evinin, hayatını devam ettirdiği yerin yeryüzü olduğu açıkça görülmektedir. Uçan canlıların tümü yeryüzü ile bağlantısını sağlayan yapılara sahiptir. Bu yapıların zaman içerisinde gerekliliklere ve değişen ortama göre uyum sağlayıcı değişiklikler geçirdiğini görülmektedir. Aynı bu süreç gibi insanoğlu da uçmaya ve havacılığa yönelik çalışmaları ile önce uçmanın yöntemlerini geliştirmiş ve de ihtiyaçlara ve değişen şartlara göre sürekli bir yenilenme ile kara ile bağlantıyı sağlayan, uçabilmeyi çoğu hava aracı için mümkün kılan ve kolaylaştıran iniş takımları sistemlerini geliştirmişlerdir.

2.1 İniş Takımı Görevleri

İniş Takımlarının genel görevleri üç ana başlık altında toplanarak ifade edilebilir. Bunlar, kalkış süreci, iniş süreci ve bu süreç dışında kalan diğer hareket ve durağan görevlerdir.

Kalkış sürecinde uçaklar, pistte hızlanma, pistten ayrılma ve havalanarak tırmanma(irtifa kazanma) aşamalarından geçmektedir. Kalkış için ilk aşama olan hızlanma sürecinde uçak pist üzerinde motordan gelen gücün sonucunda iniş takımlarının tekerlekleri üzerinde hareket gerçekleştirir, dengeli olmasını, uçuş yolu üzerinde ivmelenmesini ve hissedilecek titreşimlerin sönümlenmesini iniş takımları sağlar. Gerekli kalkış hızına ulaşana kadar uçak iniş takımı üzerinde yol alır. Bu sebeple lastiklerin ve diğer iniş takımı sistemlerinin bu hız ve bu hızdan oluşan gerilmelere dayanıklı olması beklenmektedir. Kalkış anında olası aksilikler sebebiyle iniş takımının pistten ayrılmadan durabileceği fren sistemine ve dayanımına sahip olması beklenir.

Bir uçağın iniş sürecinde, hem itiş gücünden doğan yatay ve hem de uçağın kütlesinden dolayı oluşan düşey kuvvet ve enerjiden dolayı tekerin yere değme anında iniş takımları bu enerjiyi sönümleyici sistemlere ve pistte uygun konumda durabilmek için fren sistemlerine sahip olmalıdır. Düşey enerji, iniş takımı sistemlerine bağlı dikmelerdeki hidrolik sistemler, amortisörler ve tekerlek tarafından sönümlenirken, yatay enerji fren sistemleri ve aerodinamik yapılar ile sönümlenir. Uçak alçalmaya başlamasıyla bir süzülüş açısı ile piste yaklaşır ve ilk temas

sürtünmesinden sonra pilot piste paralel olacak şekilde uçağın uçuş açısını ayarlar, sonrasında uçağı güvenli kontrolünü gerçekleştireceğı hıza uçağı düşürür.

Geriye kalan zaman dilimlerinde yeryüzüyle olan bağlantısı tamamen iniş takımı üzerinde olan uçaklar, hangardaki bakım sürecinde, uçuş öncesi kontrollerinde ve testlerde defalarca iniş takımlarının sistemsel kontrolleri uygulamalı olarak gerçekleştirilir. Uçuş öncesi piste gidiş ve uçuş sonrası dönüşte tekerlekler üzerinde hareket eden uçaklar, bir çekici vasıtasıyla çekilir veya motor gücünün uygulanması ile tekerlekleri üzerinde hareket eder. Tekerleklerde bulunan sistemler sayesinde yönlendirme işlemi gerçekleştirilebilir. Ancak bu noktada güç tekerleklerle aktarılmaz, çünkü bunun için çok kompleks, maliyetli ve ağır bir yapıya ihtiyaç duyulur.

Uçakların uçuş ömrü düşünüldüğünde iniş takımı parçalarının da gerekli ömür boyunca sönümlenme sırasında oluşan sıcaklık ve basınca dayanım göstermesi, işlevselliğinin devam ettirmesi gerekmektedir. Uçağın uçuş ağırlığı, pistin yapısı ve aerodinamik gereksinimler sonucunda iniş takımı tasarımında parametrelere uygun dizayn, analiz ve testler ile iniş takımları kullanıma hazır hale getirilir.

2.2 İniş Takımları Tarihsel Gelişim Süreci ve Çeşitleri

17 Aralık 1903 tarihinde Wright kardeşlerin ilk uçuşu ile birlikte uçak yapısının geliştirilmesi ve hataların düzeltilmesi sonucunda yeni tasarımlar ortaya çıkmaya başlamıştır. Uçakların hasar görmeden, kontrollü ve güvenli inişi için bir iniş takımı sisteminin uçağı eklenmesi gerekliliğı doğmuştur. Bu amaçla uçakların görevlerine, işlevlerine ve tasarımlarına uygun farklı çözümler üretilmiştir.

Oluşturulan tasarımlarda, zamanla gelişmekte olan uçak motorları ve taşıma kapasiteleri ile büyük önem arz etmeye başlamıştır. İlk olarak yumuşak çim zeminler üzerine gerçekleştirilen inişler, zamanla denize, uçak gemilerine, zor hava koşulları altındaki –karlı, buzlu, çöl kumlu- zeminlere ve farklı uzunluktaki pistlere uçakların iniş yapması şeklinde ilerlemiştir. Her biri farklı ağırlığa ve sürata sahip olan uçaklarda akrobasi, eğitim, yolcu, savaş, araştırma, kargo gibi birçok uçak türünün varlığı bu çeşitliliğı daha da arttırmıştır.

İlk olarak Santos&Dumont tarafından yapılan tekerlekli iniş takımına sahip uçağın uçuşu ile birlikte 1. Dünya Savaşı'nın başlamasıyla büyük bir teknoloji atılımı gerçekleşmiştir. 1. Dünya Savaşının savaş uçaklarında başlattığı gelişmeler ile 2. Dünya Savaşının başlamasına kadar geçen sürede uçuş sırasında aerodinamik sürtünmeye ve sürüklemeye sebep olan sabit yapıdaki konvansiyonel iniş

takımlarının yerine içeri çekilebilir iniş takımı sistemlerinin geliştirilmesi önem kazanmıştır. Şekil 2.1'de 1.Dünya Savaşı'nda kullanılan savaş uçaklarının iniş takımı genel yapıları gözlemlenmektedir. Manevra kabiliyeti, uçuş maliyetleri, iniş takımlarındaki ömür azalması gibi birçok sebep sonucunda içeri çekilen sistemdeki iniş takımı havacılığa kazandırılmıştır.

1.Dünya Savaşı'nın başlamasından hemen önce oluşturulan başta İngiltere, Almanya ve Amerika hava kuvvetleri olmak üzere, havacılık alanında faaliyet gösteren özel firma ve askeri hava kuvvetlerinin keşif, avcı ve bombalama görevlerinde uçakların elde ettiği başarılar, 'İstikbal göklerde' sözlerinin gerçekliğini göstermektedir. Pilotlar ve mühendisler elde ettikleri deneyimlerle avcı, bombardıman dahil olmak üzere birçok uzmanlık türünün gelişimini sağlayan bilgileri edindi. 1.Dünya Savaşı'nda Çanakkale cephesinde kullanılmak üzere ilk defa bir uçak gemisi tasarımı kullanılmış ve ayrıca geliştirilen deniz uçakları savaşlarda kullanılmak üzere Çanakkale semalarında uçmuşlardır. Silahlı sistemlerin entegrasyonu ile görev çeşitliliği elde eden uçaklarda genel olarak 2 tip iniş takımı yapısı bulunmaktadır: sabit yapılı ve içeri çekilebilir yapılı iniş takımları. Bu yapılar tarihsel süreçte gelişmekle birlikte günümüz şartlarında hala kullanılmakta ve işlevselliğini devam ettirmektedir. 1. Dünya Savaşından 2.Dünya Savaşına kadarki süreçte tüm savaş uçakları sabit iniş takımına sahipken, gelişen teknolojiler ve çok önemli tecrübelerden kazanılan birikimlerle aerodinamik hesaplamaların iniş takımlarının sabit yapılı olmasının büyük sürtünme ve sürüklemeye sebep olduğu bu sebeple içeri çekilebilir bir sistemin üretilmesinin birçok faydasının olduğu ortaya konulmuştur.



Şekil 2.1: 1. Dünya Savaşı'nda kullanılan Spad-XIII.

1.Dünya Savaşı'ndan sonra askeri havacılığın gelişmesinde iki çok büyük atılım önem kazanmıştır. Birincisi 2.Dünya Savaşı ve ikincisi Soğuk Savaş dönemi gelişmeleridir.

1. Dünya Savaşı sonrasında hava kuvvetlerinin tüm cephelerde sergilediği başarılı performanslar teknolojik gelişmelerin havacılık üzerine yoğunlaşmasını sağladı.

2.Dünya Savaşı öncesinde ve sırasında manevra kabiliyetleri, süratleri, mühimmat taşıma kapasitesi ve görev menzilleri arttırılan uçakların aktif deniz, kara ve kıtasal operasyonlara katılması iniş takımları üzerinde gelişmelerin yolunu açmıştır.

Tam da bu süreçte iniş takımlarının verimlilik ve hız konusunda önemli gelişmeler ortaya koyuldu. Bunlar ilk uçaklarda kullanılmayan fren sistemleri, kaza-kırırma uğramadan iniş yapmayı ve yüklemeleri dengeleyerek basınç enerjisini ısı enerjisi haline çevirerek sistemden uzaklaştırılmasını sağlayan amortisör ya da şok emici hidrolik ya da pnömatik sistemler ve içe çekilebilir(geri çekilebilir-toplanabilir) iniş takımlarının bulunması, geliştirilmesi ve uygulanmasıdır. 2. Dünya Savaşı'nda Amerika Birleşik Devletleri'nin ana savaş gücünü oluşturan yüksek kabiliyetli P-50 ve P-51 Mustang savaş uçakları Şekil 2.2 ve 2.3'te gösterilmiştir.

Büyük boyutlara ve tonlarca ağırlıkta mühimmat taşıma kapasitesine sahip kargo ve bombardıman uçaklarına ihtiyaç duyulması ve de bu uçakların uçuş menzillerinin arttırılması iniş takımlarının da tasarımına, uçak üzerinde bulundukları konuma, dizilişlerine ve adetlerine yönelik değişiklikler doğurmuştur.



Şekil 2.2: 2.Dünya Savaşı'nda kullanılan P51-Mustang yerde.

Savaş yıllarında jet motorların devreye girmesi ile daha da hızlanan avcı uçakları için uçakların ilk yıllarında kullanılmayan fren sisteminin kullanılması ve geliştirmesi gerekmiştir. Bu süreçte uçaklardaki savaş hali sebebiyle taşınabilen maksimum

seviyede mühimmatın olması uçakların kalkış ve inişte ağırlıklarını taşıyan dikmeler üzerinde ciddi deformasyonlar oluşturmuştur. Bunların düzeltilebilmesi için değişik tekerlek dizimleri ve lastik sayısında artışa, dikmelerde sönümlemenin sağlanabilmesi için hidrolik amortisör kullanımına başlanmıştır. Yapılan taksileme ve kalkış mesafesinin kısa olması ve zeminin savaş koşulları altında çeşitli bozukluklarının bulunması faktörleri de lastik ve tekerlek tasarımları üzerinde ciddi mesai harcanarak verimlilik ve devamlılık arz eden neticelerin alınması sağlanmıştır.



Şekil 2.3: P51-Mustang iniş takımları içe çekilmiş halde.

İniş takımlarının sınıflandırılmasında 2 farklı ayırım görünmektedir. Birincisi iniş takımının diziliş şekli olarak ifade edilen ve iniş takımı sistemlerinin dikmelerinin ve tekerlerinin konumlandırılma konfigürasyonudur. Konvensiyonel, Tandem ve Üç tekerlekli(tricycle) tipi iniş takımı sistemleri en genel çeşitleridir.

Konvensiyonel iniş takımları, ilk uçak sistemlerinde pervaneli motorların kullanılması sebebiyle uçağın ağırlık merkezinin önde olması ve uçağın burnunda yer alan motor ve pervaneleri yere olabildiğince uzak tutabilmek için tercih edilmiştir. Bu sistemler genellikle düşük ağırlığa sahip uçaklarda gözlemlenmekle birlikte, ticari havacılığın ilk yıllarında birçok yolcu ve kargo uçağında da uygulanmış sistemlerdir. 21.yüzyılda bu sistem genel olarak akrobasi uçaklarında, az sayıda insan taşıyabilen kısa mesafe uçuşlarda gözlemlenmektedir.

Konvensiyonel iniş sistemine sahip yani gövde veya kanada bağlı önde iki ana ve kuyruk olmak üzere üç iniş takımına sahiptir. Ana iniş dikmeleri ağırlığın kaldırılması, frenleme, enerjisin ısı olarak atılması işlevinin yüklenirken, kuyruk iniş takımı yön verme ve daha dengeli inişin gerçekleşmesini sağlar.

Konvensiyonel iniş takımlarının tercih sebebi uçağın iniş, kalkış ve yeryüzünde hareketi düşünüldüğünde pervanelerin burun kısmında yer alması ve özellikle kalkış esnasında daha yüksek olan hücum açısı sayesinde daha az sürüklenmeye sebep olarak hem malzeme ömrüne hem de uçağın hızlanmasına faydası olmasıdır. Gerçekleştirilen çok sayıda uçuşun sonrasında motor pervanelerinin ve uçak kanat yüksekliklerinin arttırılmasıyla birlikte konvensiyonel iniş takımları tercih edilmemeye başlanmıştır. Bunun bir diğer sebebi ise uçağın inişi esnasında pilot kabininin bulunduğu konumun yukarıya bakması sebebiyle görüş mesafesi ve açısı azalmaktadır. Bu da güvenli bir iniş ve kalkışın güçleşmesine sebep olur.

Şekil 2.4'te görüldüğü üzere Curtiss-Wright C-46 Commando modeli uçaktaki konvensiyonel iniş takımında kanat veya gövdeye bağlı ön kısımda iki ve kuyrukta 1 adet olmak üzere 3 iniş Takımı bulunur. Şekil 2.5'te Lockheed U-2 modeli casus uçağında ise Tandem iniş takımının inişten önce açılmış hali gösterilmiştir.



Şekil 2.4:Curtiss-Wright C-46 İniş Takımı.



Şekil 2.5:Lockheed U-2 İniş Takımı.

Tandem yapıya sahip uçaklarda ana ve kuyruk iniş dikmelerinin ve tekerleklerinin uçağın boylamsal eksenini üzerinde yerleştirildiğini ve ana iniş takımı dikmesinin ağırlık merkezine çok yakın konumlandırıldığı gözlemlenir. Bu iniş takımına sahip uçakların çok elastik yapıdaki kanatlara sahip olması beklenmektedir.

Üç tekerlekli iniş sistemleri ana ve burun iniş takım dikmelerinden oluşmaktadır. Modern büyük ve küçük uçaklarda kullanılmaktadır. Uçakların yer manevralarında ve iniş sırasında görüş açısını arttırmaktadır. Konvensiyonel uçaklarda olanın aksine uçağın ağırlık merkezinin ana iniş takımının önünde yer alması sebebiyle öne doğru oluşan iniş lupunun engellenmesi sağlanır, böylece yüksek hızlarda iniş gerçekleştiğinde etkin fren sistemleri uzun süre kullanılabilir.

Şekil 2.6'da Lockheed firması üretimi C-130 Hercules orta sınıf askeri taktik nakliye uçağı gösterilmiştir. Bu uçakta iniş takımı olarak, içeri çekilebilir sistem burun tekerleği dual(iki) yapıda, ana iniş dikmelerindeki tekerlekler ise gövdeye bağlı yataydaki paralel iki dikmedeki toplam ikişer tekerlekten oluşmaktadır.



Şekil 2.6: C-130 Hercules İniş takımı konfigürasyonu.

Şekil 2.7'de Boeing firması üretimi uzun menzilli stratejik bombardıman uçağı B-52 gösterilmiştir. Şekilde görüleceği üzere gövdeye bağlı 4 dikme üzerinde dual(çift) yapıdaki ve kanatlardaki destekleyici iniş takımlarından oluşan içeri çekilebilir iniş takımına sahiptir.



Şekil 2.7: B-52 İniş takımı konfigürasyonu.

Tekerleklerin konumlarına dair sınıflandırma baz alındığında bu çeşitlerin dışında uçağın görev ve tasarımına uygun 2 tekerlekli(twin), Çift tekerlekli tandem, Üç çift tandem ve daha çok tekerlekli varyasyonlara sahip birçok diziliş mevcuttur. İkinci sınıflandırma ise iniş takımlarının yapısı içerisindeki kullanılan sistemler ve bu sistemlerin sabit ya da uçak içine alınabilmesi özelindedir.

2.2.1 Sabit yapılı iniş takımları

İniş esnasında oluşan şok enerjisinin uçağın gövdesine tek seferde güçlü bir etki yerine farklı oran ve zamanlarda aktarıldığı, dikmelerin uçak gövdesinde sabit yapıya sahip olduğu iniş takımıdır. Bu iniş takımları ilk olarak kullanıma giren ve halen kullanımına devam eden iniş takımı sistemidir.

Basit yapıya ve kısa mesafe uçuş kabiliyetine sahip olması istenen bir uçakta, maliyetler ve gereksinimler göz önüne alındığında sabit iniş takımları tasarımları kullanılabilir. Bu uçaklarda sürtünmeyi ve sürüklemeyi azaltmak ve aerodinamik kazanımlar amacıyla dikmeler, amortisörler ve lastikler şekil itibarıyla damla kesite sahip seçilmelidir.

2.2.1.1 Yaprak tipi yaylı iniş takımı

Genellikle tek motorlu, küçük uçaklarda elastik çelik kompozit veya alüminyum yapılı yay kullanılarak iniş esnasında enerjinin absorbe edilmesini ve hasar almadan başarılı bir inişin gerçekleşmesini sağlar. Şekil 2.8 'de yaprak ipi yaylı iniş takımına sahip bir uçak gösterilmiştir.



Şekil 2.8:Yaprak tipi yaylı iniş takımı.

2.2.1.2 Rijid(Stabil) tipi iniş takımı

Şok yüklemelerinin pnömatik(şişirilmiş) lastikler ile yükleme etkilerinin azaltılarak doğrudan uçak gövdesine kaynaklı destek dikmeleri(strut) ile aktarıldığı sistemlerdir.

2.2.1.3 Bungee-Cord(Amortisör Lastiği) tipi iniş takımı

Sabit yapıdaki iniş takımlarının arasına konuşlandırılmış iniş esnasında oluşan yüklemeleri ciddi oranda absorbe eden amortisör görevindeki elastik kauçuk-lastiğe sahip iniş takımlarıdır. Amortisörler, çok sayıdaki esnek lastik yapının sıkı bir şekilde

kat kat sıralanması ile oluşturulur. Şekil 2.9'de PA-18 Super Cub model uçak üzerinde sabit iniş takımının üstünde yerleştirilmiş haldeki darbe sönümleyici ekipmanlar gözlemlenebilir.



Şekil 2.9:PA-18 Super Cub İniş Takımı.

Uçakların yüksek irtifada, yüksek hızlarda ve yüksek ağırlıklarda uçurulması isteği sebebiyle iniş takımlarının gövde ya da kanat içerisinde alınması ile içeri çekilebilir, toplanabilir, katlanabilir yapılı iniş takımları doğmuştur. 1920'lerde uçak tasarımcıları ve mühendisler, sürüklemenin(drag) uçağın uçuş hızında ve yakıt tüketiminde, verimliliğinde önemli etkisi olduğunu ortaya koydular. Şekil 2.10'da son teknoloji ürünü A400M askeri taktik indirme ve kargo uçağının iniş takımı konfigürasyonunu gösterilmektedir.



Şekil 2.10: A400M çok tekerlekli içeri çekilebilir iniş takımı.

Öncelikle basit yapıdaki uçaklara entegre edilen sistem daha sonrasında daha da büyüyen ebatlarda avcı savaş uçaklarında, bombardıman uçaklarında ve sivil havacılığın eğitim ve ticari yolcu, kargo uçaklarında uygulanmıştır. 2.Dünya Savaşı'nın başladığı sırada savaş ve bombardıman uçakları içeri çekilebilen, toparlanabilir iniş takımına geçiş yapmıştır.

Savaş süresinde zorlu şartlar altında uçak iniş takımlarının farklı durumlarda için verdikleri tepkiler incelenip, sonuçların analiz edilmesi ile birlikte iniş takımı sistemlerinde önemli atılımlar gerçekleşmiştir.

İçeri çekilebilen ya da diğer deyişle geri çekilebilir yapıdaki iniş takımlarının uçak gövdesine veya kanatlara en az yer kaplayacak ve en düşük ağırlığa sahip olacak şekilde yerleştirilmesi gerekmekteydi. Bu sebeple malzeme seçimi, ısı gerilmeler, yüklerden oluşan kuvvet ve gerilmelere yüksek dayanım göstermesi sebebiyle büyük önem kazanmıştır.

Çizelge 2.1'de sabit ve içeri çekilebilir iniş takımlarının avantajları ve dezavantajları detaylı olarak ifade edilmiştir.

Çizelge 2.1: Sabit ve içeri çekilebilir iniş takımı özellik karşılaştırması.

Değerlendirme	Kriterleri	Sabit İniş Takımı	İçe Çekilebilir İniş Takımı
Üretim Kabiliyeti		Yüksek	Zor-Kompleks
Sürükleme		Yüksek	Düşük
Ağırlık		Düşük	Yüksek
Karmaşıklık ve Maliyet		Düşük	Yüksek
Bakım Maliyeti		Düşük	Yüksek
Sistem Yapısı		Basit	Kompleks
Performans (Verim)		Düşük	Yüksek
Bakım Kabiliyeti		Yüksek	Zor-Kompleks
Üretim Maliyeti ve Süresi		Düşük	Yüksek

Gövde veya kanat yapısına bağlı olan iniş takımlarında, iniş takımlarının açılabilmesi için kapakların ve katlanabilir mekanizmanın; güvenli ve dengeli bir iniş için fren sistemlerinin; gerekli irtifa, iniş açısı, tepki ölçümleri ve ikaz durumları için sensörlerin ve bağlantıların; yüksek tonajdaki uçakların inişlerinde gerekli sönümlemenin sağlanabilmesi için uygun büyüklük ve kalitedeki lastik ve hidrolik dikmelerin bulunması gereklidir.

Şekil 2.11’de General Dynamics üretimi F16-C Savaşan Şahin model ana iniş takımı gösterilmiştir. Görselde içe çekilebilir yapıdaki iniş takımı yapısal tasarım, hidrolik, elektrik ve elektronik, test ve yapısal analiz, montaj ve sistem mühendisliği ürünü olarak ortaya konulmuştur.

Dünyada en çok üretimi gerçekleştirilen 4. savaş uçağı olan ve aktif görev alarak dünya devletleri tarafından kullanımı en çok tercih edilen çok amaçlı-hem avcı hem bombardıman- savaş uçağı F-16, bir önceki iniş takımı tasarımlarından farklı olarak ana iniş takımlarının öne doğru kapanacağı ya da arkaya doğru açılacağı bir sisteme sahiptir. Aynı iniş takımlarına sahip F16-D uçağının iniş sırasında takımları açılmış hali Şekil 2.12’de gösterilmiştir.



Şekil 2.11: F16-C Savaşan Şahin(Fighting Falcon) Ana iniş takımı.



Şekil 2.12: F16-D Savaşan Şahin(Fighting Falcon) iniş öncesi alçalırken.

2.3 İniş Takımları Genel Yapısı

Uçak iniş takımı sistemleri, uçağın görev süresi boyunca yeryüzü üzerinde ağırlığının taşınmasında ve dengelenmesinde etkin rol alır. Suyu iniş yapan uçaklarda iniş takımı olarak uçağın gövde yapısı ya da kayık yapısı, buzlu zeminlere iniş için tasarlanmış kızak yapısı, karaya yapılan inişlerde tekerlek üzerinde ya da paraşüt ile iniş gerçekleştirilir. Uçakların tüm sistemlerinin taşınması ve güvenli bir şekilde kalkış ve iniş aşamalarının başarılabilmesi için tasarlanan iniş takımları uçakların öncelikli yapısal üyelerinden ekipmanlarından birisidir.

Temel olarak incelendiğinde iniş takımının görevlerinde anlatıldığı üzere uçağın ağırlığından ve hareketinden(uçuş ve yere iniş) oluşan enerjinin dikey olarak absorbe edilmesi ve desteklenmesi için sönümleyici-amortisör ve hidrolik, aks, dikmeden oluşan yatay olarak ise kara veya denizde hareket ve yönlendirme kabiliyeti kazandıran fren balataları, tekerlek yapısı ve lastiklerden oluşmaktadır. Bu temel bileşenlerin çalışmasını düzenleyen ve destekleyen sistemlerle birlikte iniş takımları başarıyla çalışmaktadır.

Güncel iniş takımı yapıları, hangi tipte olduğuna bakılmazsın, birlikte uyum içinde eş zamanlı çalışan şu sistemler bütününden oluşmaktadır:

- Ön(burun) ve arka(kıç) iniş takımı dikmeleri
- Şok sönümleyici hidrolik sistem
- Uyarıcı, ikaz cihazları
- Frenler
- Geri çekme mekanizmaları
- İniş takımı açılır kapanır kapaklar
- Kilitler
- Sinyalizasyon sistemleri
- Lastik - kızak
- Tekerlek yapısı
- Yönlendirme kumanda sistemi
- Tekerler arası Dengeleyici
- İniş takımı irtifa sistemi ve göstergesi
- Gösterge Sistemleri
- Kumanda Sistemleri
- Emniyet Sistemleri
- Diğer yapısal mekanizma ve parçalar

2.4 İniş Takımları'nın Uçak Yapısındaki Önemi

İniş Takımlarının önemi, icra ettiği görevlerin yanı sıra, meydana gelen kazalarda iniş sırasında gerçekleşme oranı üzerinden de anlaşılabilir. Airbus tarafından hazırlanan son 20 yılı kapsayan bir çalışmada, uçakların tüm kaza miktarı içerisinde iniş sırasında meydana gelen kazaların oranı %56 olarak verilmiştir. Boeing tarafından yayınlanan raporda pilotaj kaynaklı hata oranı yaklaşık olarak %80 olarak belirtilmiştir. Kazalar, hem teknik hem de pilotaj hatası sebebiyle meydana gelmiş olsa da, iniş takımlarının pilotaj hatasının gerçekleştiği sırada kusursuz olarak çalışması, iniş sırasında yaşanan kazaların ölümlü kazalara dönüşme oranını %8'e çektiği bir gerçektir.

Tüm uçak yapı elemanları düşünüldüğünde, motor, ana gövde, kabin içi sistemler, kanatlar, hidrolik ve aviyonik sistemler ile iniş takımları başlıkları altında toplamak mümkündür. Boeing 737 yolcu uçakları özelinde incelendiğinde 120.000.000 USD total fiyatı ile birlikte iniş takımlarının bakım onarım maliyetleri ile birlikte total olarak

20.000.000 USD gibi uçağın total maliyetinin 1/6'sı gibi ciddi bir orana sahip olduğu görülmektedir.



3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Literatür araştırması(taraması), belirli bir konu hakkında -bilimsel ya da edebi bir araştırma, proje, tasarım veya akademik diğer çalışmalar için- gerçekleştirilen bilgilerin ve verilerin dikkatli ve sistemli bir şekilde toplanıp incelendiği ve analiz edildiği sürece denir. Bu süreç, faydalanılacak benzer çalışmaların ve yöntemlerin incelendiği, nitelikli sonuçların elde edilmesi istenen projenin en önemli kısmını oluşturmaktadır.

Bu tez çalışması kapsamında öncelikle iniş takımı genel yapılarının incelenirken yapı sistemlerinin çalışma mekanizmaları, uygulanabilir iniş takımı sistemleri araştırılmıştır. İlk iniş takımı örneklerinden itibaren savunma teknolojileri alanında üretilen farklı boyutlardaki ve çeşitli konfigürasyonlara sahip örnekler ifade edilmiş ve anlatılmıştır.

Tez kapsamında gerçekleştirilen literatür araştırmasının ilk sürecinde çok maksatlı 4. Nesil (ve gelişmiş teknoloji versiyonu 4+) F-16 Fighting Falcon(Savaşan Şahin) uçağı ile benzer kabiliyetlere ve içeri çekilebilir(katlanabilir, toplanır, geri çekilir) iniş takımına sahip savaş uçakları üzerinde aranan özelliklere, görev kabiliyetlerine ve istelere uygun örnekler ortaya koyuldu.

Tez kapsamında literatür araştırması sürecinde farklı ağırlık ve hızlarda, özellikle uçak gemisi üzerine iniş yapabilen uçaklarla birlikte çok maksatlı savaş uçaklarının üzerinde inceleme gerçekleştirilerek, iniş takımı sistemlerinin kompleks yapıları incelenmiştir.

Literatür araştırmasında şu uçakların incelenmesi gerçekleştirilmiştir:

- Genaral Dynamics F-16C/D Fighting Falcon
- Shenyang J-11
- Mikoyan MIG-35
- Mikoyan MIG-29
- Chengdu J-10
- Eurofighter Typhoon
- F/A-18E/F Super Hornet

3.1 F-16 Fighting Falcon (Savaşan Şahin)

General Dynamics üretimi F-16 Savaşan Şahin çok maksatlı uçağı, ilk üretimi 1974 yılında gerçekleşen 4. Nesil savaş uçağıdır. Proje ve üretim haklarını 1993 yılında Lockheed firmasına devretmiştir. Lockheed firması ile birleşen Martin Marietta firması(Lockheed Martin) üretimi ve mevcut uçakların modernizasyonu gerçekleştirilerek kabiliyetleri ve kullanım süreleri uzatılmıştır. Dünya’da en çok üretilen 3. savaş uçağı modelidir. F-16C Savaşan Şahin, Bahreyn, Belçika, Şili, Danimarka, Mısır, Yunanistan, Endonezya, Irak, İsrail, Ürdün, Fas, Hollanda, Norveç, Umman, Pakistan, Polonya, Portekiz, Romanya, Singapur, Slovenya, Güney Kore, Tayvan, Tayland, Türkiye, Amerika Birleşik Devletleri ve Venezuela tarafından aktif olarak kullanılmaktadır. Aşağıdaki Çizelge 3.1’de F-16C Savaşan Şahin uçağının genel özellikleri, Şekil 3.1’de iniş sırasındaki fotoğrafı gösterilmiştir.

Çizelge 3.1: F-16C Savaşan Şahin genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1 - 2
Uzunluk	15.06 (m)
KanatAçıklığı	9.449 (m)
Yükseklik	4.8 (m)
Kanat Alanı	27.4 (m ²)
Boş Ağırlık	9,207 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	16,875 (kg)
Maksimum Hızı	2,700 (km/s)
Menzil	3900 (km)
Motor İtiş Gücü	27,000 (lbf)
Maksimum İrtifa	15240+ (m)
Durum	Aktif kullanım
Menşei	A.B.D. (USA)
Üretim Sayısı	4588+



Şekil 3.1: F16-C Savaşan Şahin(Fighting Falcon).

3.2 Shenyang J-11

Çin Halk Cumhuriyeti hava kuvvetlerinin ihtiyaçları doğrultusunda Rus üretimi Su-27 uçağı planları üzerinde çalışmalarla geliştirilen uçak 1998 yılında uçuşunu gerçekleştirmiştir. Kanat-Gövde bağlantısına ana iniş takımı yerleştirilmiştir. Shenyang Aircraft Corporation/ Aviation Industry Corporation of China(AVIC) üretimi olan uçak sadece Çin Hava Kuvvetleri tarafından kullanılmaktadır.

Çizelge 3.1: Shenyang J-11 (歼-11) genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1
Uzunluk	21.9 (m)
KanatAçıklığı	14.7 (m)
Yükseklik	5.92 (m)
Boş Ağırlık	16,870 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	33,000 (kg)
Maksimum Hızı	2,500 (km/s)
Menzil	3530 (km)
Motor İtiş Gücü	29,100 (lbf)(x2)
Maksimum İrtifa	18,500 (m)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Çin Halk Cum.
Üretim Sayısı	255+



Şekil 3.2: Shenyang J-11 Çok maksatlı savaş uçağı.

3.3 Chengdu J-10

Çin Halk Cumhuriyeti hava kuvvetlerinin ihtiyaçları doğrultusunda, Amerikan üretimi F-16 Fighting Falcon ile aynı kabiliyetlere sahip bir avcı uçak tasarımını hayata geçirdi. Üretime 2003 yılında Chengdu Aircraft Industry Corporation/ Aviation Industry Corporation of China(AVIC) tarafından başlanan savaş uçağı 2019 yılı itibariyle Çin Halk Cumhuriyeti ve Pakistan tarafından kullanılmaktadır. Uçağın gövdesinde motorun hemen arkasında ana iniş takımı yerleştirilmiştir.

Çizelge 3.2: Chengdu J-10 genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1
Uzunluk	15.5 (m)
KanatAçıklığı	9.7 (m)
Yükseklik	4.78 (m)
Boş Ağırlık	9,730 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	18,500 (kg)
Maksimum Hızı	2,500 (km/s)
Menzil	3530 (km)
Motor İtiş Gücü	29,100 (lbf)
Maksimum İrtifa	20,000 (m)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Çin Halk Cum.
Üretim Sayısı	350+



Şekil 3.3: Chengdu J-10 çok maksatlı savaş uçağı.

3.4 Mikoyan MIG-29 Fulcrum

1984 yılında ilk uçuşunu gerçekleştiren Mikoyan OKB üretimi çok maksatlı savaş uçağı ile dönemin Sovyet Hava Kuvvetleri önemli bir atılıma imza atmıştır. En çok üretimi gerçekleştirilen savaş uçaklarında olan ve dünya pazarında Cezayir, Azerbaycan, Bangladeş, Belarus, Küba, Almanya, Macaristan, Hindistan, Irak, İran, Kuzey Kore, Malezya, Moldova, Peru, Polonya, Romanya, Rusya, Sırbistan, Slovenya, Suriye ve Yemen'de görev almıştır. Uçuş ömrünü tamamlamakta olan MIG-29 uçaklarından bazıları modernize edilip yeni teknolojik radar ve atış sistemleriyle donatılırken, bazıları envanterlerden çıkarılmaktadır.

Çizelge 3.3: Mikoyan MIG-29 genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1
Uzunluk	17.32 (m)
KanatAçıklığı	11.36 (m)
Yükseklik	4.73 (m)
Boş Ağırlık	10,890 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	19,700 (kg)
Maksimum Hızı	2,390 (km/s)
Menzil	1430 (km)
Motor İtiş Gücü	18,300 (lbf)(x2)
Maksimum İrtifa	18,000 (m)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Sovyet Rusya Rusya Fed.
Üretim Sayısı	1625



Şekil 3.4: MIG-29 savaş uçağı.

3.5 Eurofighter Typhoon (EF2000)

İngiltere'den(Birleşik Krallık) BAE Systems, Almanya'dan EADS, İspanya'dan EADS CASA ve İtalya'dan Alenia(Leonardo) firmalarının ilgili ülkelerin ve savunma sanayi pazarının ihtiyaçları doğrultusunda ortaklığını kurup ürettiği Eurofighter Typhoon savaş uçağı ilk uçuşunu 2003 yılında gerçekleştirdi. 4. nesil savaş uçakları kapsamında geçen ancak gelişmiş teknolojik yapı ve sistemlerle donatılmış uçağın üretimine ve Avusturya, Almanya, İtalya, Kuveyt, Katar, Suudi Arabistan, İspanya ve İngiltere tarafından kullanımına devam edilmektedir.

Çizelge 3.4: Eurofighter Typhoon(EF2000) genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1
Uzunluk	15.96 (m)
Kanat Açıklığı	10.95 (m)
Yükseklik	5.28 (m)
Boş Ağırlık	11,000 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	23,500 (kg)
Maksimum Hızı	2,495 (km/s)
Menzil	2900 (km)
Motor İtiş Gücü	20,250 (lbf)(x2)
Maksimum İrtifa	19,810 (m)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Almanya-İspanya-İngiltere
Üretim Sayısı	500+



Şekil 3.5: Eurofighter Typhoon(EF2000) çok maksatlı savaş uçağı.

3.6 F/A-18E/F Super Hornet

Boeing üretimi F/A-18 uçağının C,D,E ve F seri üretim modelleri birbirinden farklılıklar göstermekle birlikte, bazı versiyonlarında mürettebat olarak 2 pilot seçeneği mevcuttur. 1992 yılında üretimine başlayan yüksek kabiliyetli savaş uçağı 1995 yılında Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri'nde hizmete girmiştir. Özellikle deniz aşırı operasyonlarda kullanılacak şekilde tasarlanan uçağın aktif olarak üretimi ve kullanımı devam etmektedir.

Çizelge 3.5: F/A-18E/F Super Hornet genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1
Uzunluk	18.31 (m)
KanatAçıklığı	13.62 (m)
Yükseklik	4.88 (m)
Boş Ağırlık	14,552 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	29,937 (kg)
Maksimum Hızı	1,960 (km/s)
Menzil	2200 (km)
Motor İtiş Gücü	17,000 (lbf)(x2)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Amerika B. D. (USA)
Üretim Sayısı	531+



Şekil 3.6: F/A-18E/F Super Hornet çok maksatlı savaş uçağı.

3.7 Mikoyan MIG-35

MIG-29 serisi uçakların gelişmiş versiyonu olarak tasarımı gerçekleştirilen MIG-35 savaş uçaklarının üretimi devam etmektedir. 2019 yılı itibariyle test uçuşları başarıyla gerçekleşen Mikoyan OKB üretimi savaş uçağının ana iniş takımı gövde-kanat bağlantısına, burun iniş takımı ise Rus yapımı uçak tasarımlarında sıkça görülen iki motorlu yapının hava alıklarının önünde konuşlandırılmıştır.

Çizelge 3.6: Mikoyan MIG-35 genel özellikleri.

Genel özellikler	Değerler
Kabin ekibi	1-2
Uzunluk	17.3 (m)
Kanat Açıklığı	12 (m)
Yükseklik	4.7 (m)
Boş Ağırlık	11,000 (kg)
Maks. Kalkış Ağırlığı	29,700 (kg)
Maksimum Hızı	2,390 (km/s)
Menzil	2000 (km)
Motor İtiş Gücü	19,800 (lbf)(x2)
Maksimum İrtifa	19,000 (m)
Durum	Aktif Kullanım
Menşei	Rusya Federasyon
Üretim Sayısı	u 12+



Şekil 3.7: Mikoyan MIG-35 çok maksatlı savaş uçağı.

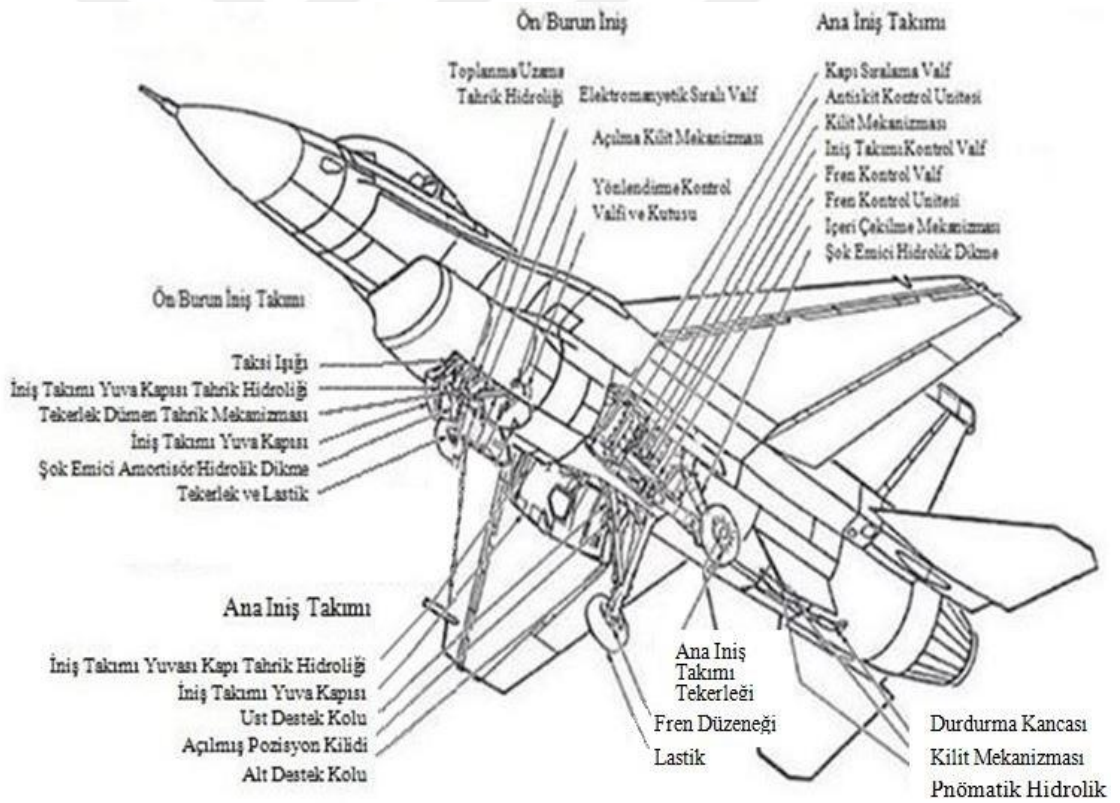
İnceleme için bu savaş uçakların seçilme ve detaylandırılma sebebi, Dünya'da askeri hava kuvvetlerinin temel silahlı gücünü oluşturan bu uçakların, her birisine ait boyut, maksimum kalkış ağırlığı, motor gücü ve üretim miktarı gibi uçağın yapısal elemanlarının tasarım kriterlerini ve gereksinimlerini etkileyen parametreler hakkında kapsayıcı bilgileri, uçak üzerinde bulunan her bir unsuru statik ve dinamik olarak taşıyıcı misyondaki iniş takımlarının tasarım detayları öncesinde ifade edebilmektir.

Uçakların verilen üretim adetlerine ek olarak, üretim, bakım, onarım, kaza-kırım ve modernizasyonlarla birlikte iniş takımı yapı elemanlarının her biri için geniş bir yelpazede üretim adetleri çizelgelerde ifade edilen rakamlardan çok daha fazla olmaktadır. Bu nedenle bir uçağa ait iniş takımlarının fiyatlandırma bilgisi, aynı zamanda üretim sonrası ömür süresi doldukça değiştirilmesi gerekli olan parçaları da kapsayabilmektedir. Tüm F-16 savaş uçağı iniş takımının yaklaşık olarak maliyeti 1.000.000-1.200.000 USD'dir. Bu fiyatın içerisinde örnek olarak, bir F-16 savaş uçağında ana iniş takımı Shock Absorber komponentinin maliyeti 87000 USD, burun iniş takımı Shock Strut komponentinin maliyeti 24.000 USD gibi uçağın ve iniş takımının ömür bilgisi aynı olan komponentleri olduğu gibi, rutin bakımlar sonucu hasar tespit edilen veya ömrü iniş takımı ömründen kısa olması nedeniyle belirli aralıklarla değiştirilen/yenilenen parçaları içermektedir. Bir sonraki bölümde Çok Maksatlı Savaş Uçaklarında İniş Takımlarına ait komponent ve yapılar tanıtılarak, tasarım kriterleri ve hesaplama yöntemleri anlatılmıştır.



4. İNİŞ TAKIMI TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE YAPI SİSTEMLERİ

Bir uçağın tasarımı gerçekleştirilirken iniş takımı sistemlerinin tasarımı aşamasından uygulamaya dökülmesi en son tasarım aşamalarında birisini oluşturmaktadır. Bunun sebebi olarak motor, gövde, kanat ve diğer temel sistemlerin konsept tasarımının netleştirilmesi gerekmektedir. Böylece iniş takımı sistemlerinin entegrasyonun için gerekli olan ağırlık merkezi, uçak gövdesi içine görev portföyü doğrultusunda sistemlerin yerleştirilmesi, kanat dizaynı, yükleme miktar ve konum seçeneklerinin tercihi gibi proje bilgilerinin tamamlanması sağlanır.

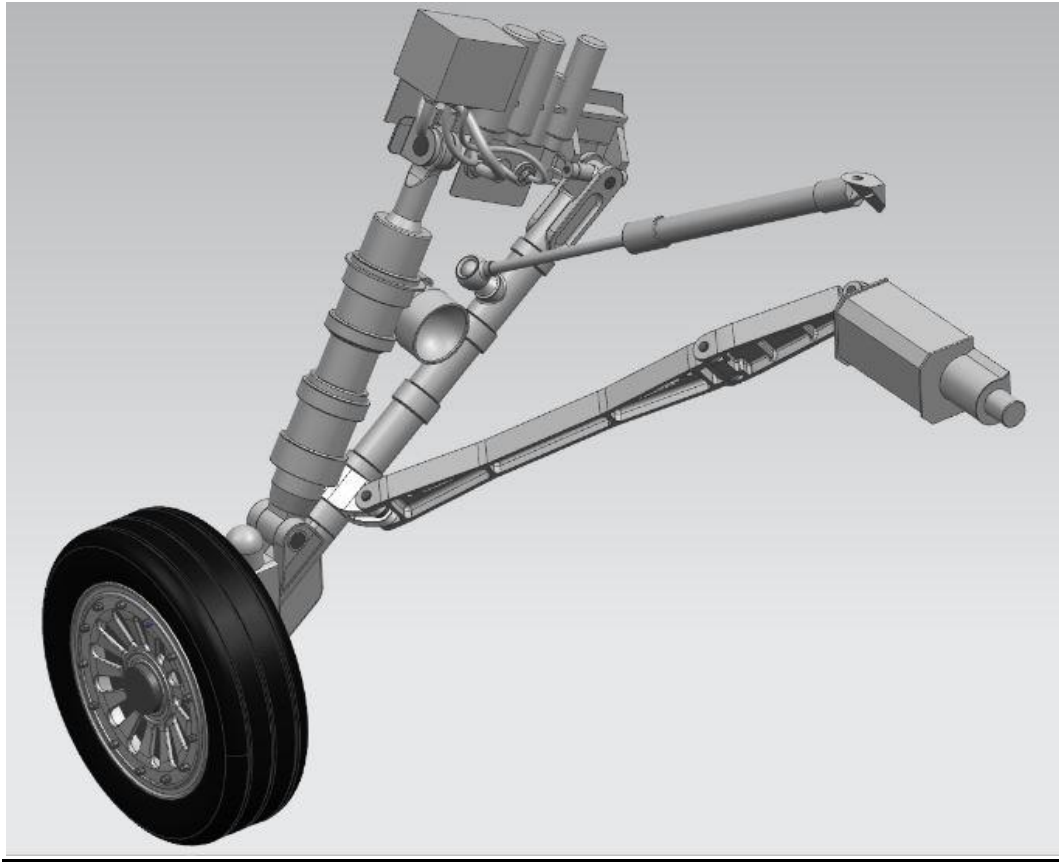


Şekil 4.1: F-16 iniş takımı tüm sistem elemanları.

4.1 Çok Maksatlı F-16C/D Savaşan Şahin İniş Takımı Tasarım Kriter ve Gereksinimleri

4.1.1 Üretilirlik

Görev ve tasarım kriterlerine uygun şekilde oluşturulan tasarımın üretim kabiliyeti içinde olması gerekmektedir. Her bir parçası için üretimin yüksek hassasiyette başarılabilmesi çok önemlidir. Birbiriyle bir bütün halinde çalışmakta olan kompleks sistemin her bir ayrıntısı birçok sistemi etkilemektedir. İniş takımı sistemlerinde tasarımın detaylı üretilirlik analizi gerçekleştirilerek diğer parçalar ile bağlantı noktalarında, kritik öneme sahip detay ve yüzey ölçülerinde inceleme yapılarak bu parçaların makineler bünyesinde hangi operasyonlarda geçirilerek hangi parçalar kullanılarak en iyi sonucun alınacağı bulunmalıdır.

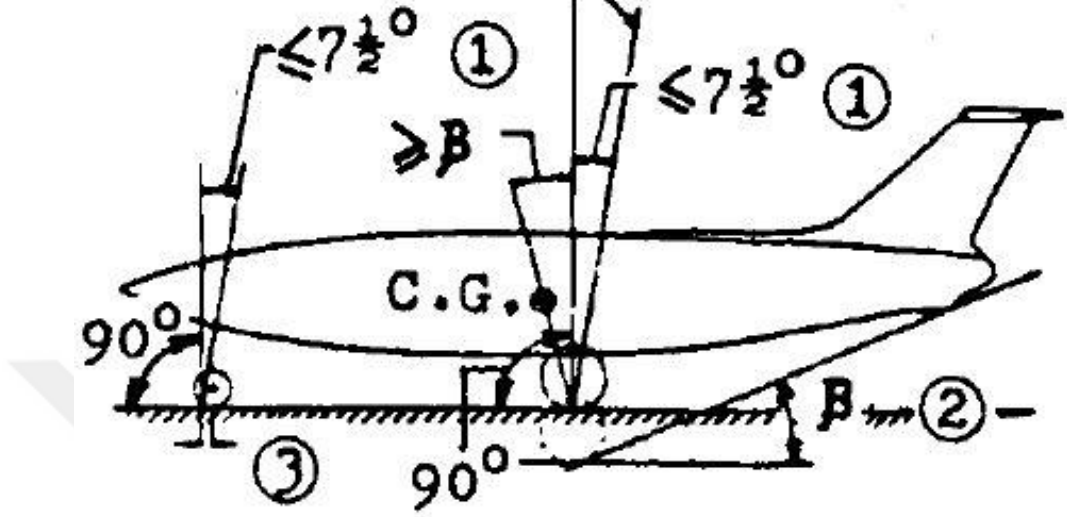


Şekil 4.2: F-16 ana iniş takımı tüm parçalar.

4.1.2 Güvenli iniş mesafesi

Kanat açıklığı, yükleme ve gövde geometrisinin neticesinde iniş takımı yüksekliği, geometrisi ve bağlantı noktasının güvenli iniş için uygun mesafeyi sağlaması gerekmektedir. Farklı iniş senaryoları için güvenli ve başarılı inişin gerçekleştirilmesi pilotun sağlığı ve uçağın operasyonel değeri açısından önemlidir.

Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri'nce iniş takımı iniş ve kalkış düzeni için belirlenen esaslar içerisinde üç tekerlekli iniş takımları tasarımında uygulanması gereken kriterler Şekil 4.3 üzerinde gösterildiği üzere uygulanır.



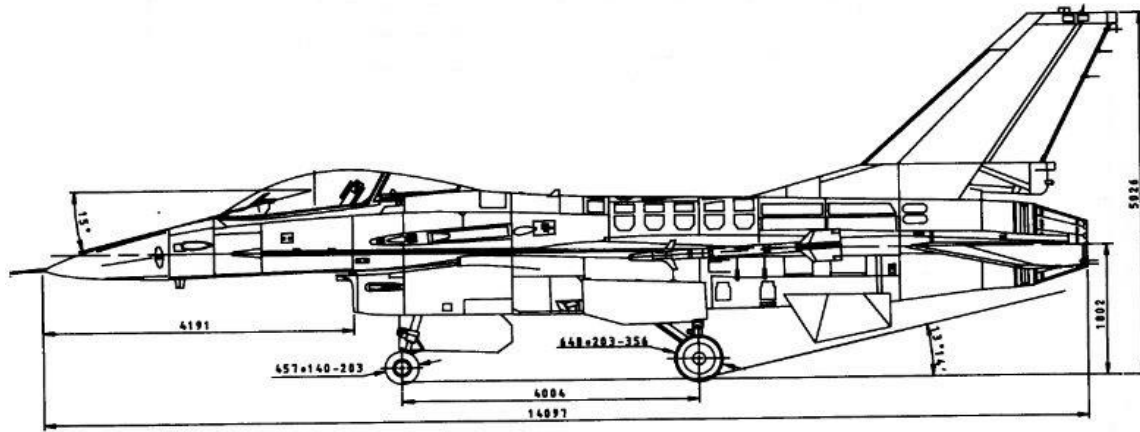
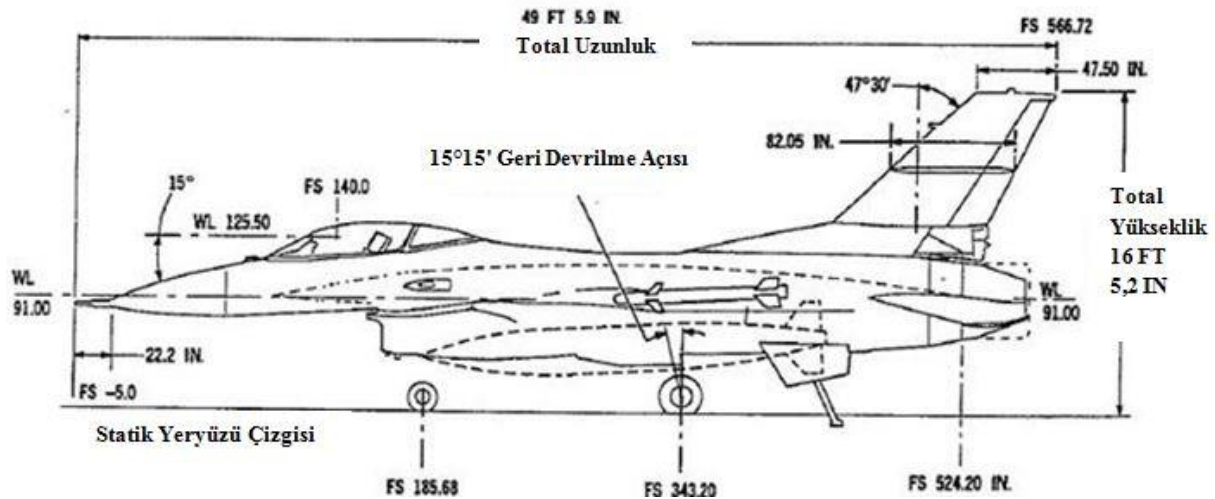
Şekil 4.3: 3 tekerli iniş takımı için uygun iniş açıda uçak tasarımı.

Şekilde '1' ile gösterilen iniş takımı iz düşümü (teker konumu) ile uçağın ağırlık merkezi arasında bulunan 7.5° 'den büyük bir açı tercih edilir. Bu açı burun iniş takımının yatay sürtünme ve hızdan oluşan enerjiyi absorbe etmesi için gereklidir.

Şekilde '2' ile gösterilen güvenli iniş mesafesi gerekliliği, uçağın kuyruk yüzeyinin ve yapısının hasardan korunması için kalkış ve inişte gösterilen ' β ' açısının uçağın tasarımına uygun şekilde tercih edilmesi gerekir.

Şekil 4.3'de belirtilen 2. durum için savaş jetleri için bu açı yüksek olduğu durumda büyük bombardıman ve kargo uçakları için bu açı düşüktür. Şekilde '3' ile gösterilen dönme ekseninin yer seviyesine göre korunması, herhangi bir şok absorbe edici amortisör sapması altında en az %8 oranında lastik temas alanının ortasında olmalıdır. Bu gereklilik içerisinde incelenecek olan bir diğer husus, uçak üzerine kanat veya gövdeye konuşturılan iniş takımı için gerekli olan yüksekliktir.

Şekil 4.4 ve Şekil 4.5'te F-16C uçağının boyutlandırılması, kritik açı ve uzunluk değerleri gösterilmiştir. Ana iniş takımı dikmesinin uçağın ağırlık merkezi ile olan açısı ve ana iniş takımı tekerlek yere temas noktası ile motor hava çıkışı arasındaki açı değerleri ifade edilmiştir.



Şekil 4.5: F-16 Uçağı için ana iniş takımı ile uçak kuyruk yüzeyi arasındaki açı.

4.1.3 Kalkış düzeni

Uçağın kalkış anında hareketi motorda oluşan itiş gücünün uçak ana gövdesini itmesi sonucu tekerlerin dönmesini gerektirir. Uçağın yerde hareket edebilmesi için tekerleğin en uygun verimlilikte rotasyon(dönüş) yapması önemlidir. Motor tarafından üretilen güç tekerlere ancak gövdenin hareket ettirilmesi ile ulaştırılabilir.

Şekil 2.21’de gösterilen F-16 uçağı için ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki açının ($1. \text{Açı}=15^{\circ}15'$), Şekil 2.22’de gösterilen ana iniş takımı ile uçak kuyruk yüzeyi arasındaki açıdan ($2. \text{Açı}=13^{\circ}14'$) daima büyük olması gerekmektedir. Bu kalkış ve iniş anında uçağın ağırlık merkezinin önde kalarak arkaya devrilmeyi önleyici bir gerekliliktir. Yukarıda belirtilen şartların dışında iniş takımının lokasyonunun belirlenmesinde iki önemli parametre ortalama aerodinamik veter ve uçağın maksimum toplam ağırlığıdır.

4.1.4 Bakım ve onarım yapılabilirlik-yeterliliği

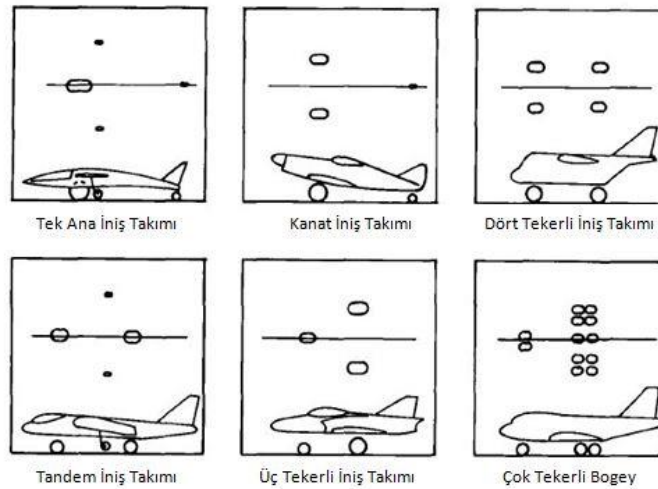
Üretimi gerçekleştirilirken parçanın montajının, bakımının ve onarımının gerçekleştirilebilmesi, bu işlemlerin olabildiğince kolay ve zaman kaybı yaşatmayacak bir şekilde başarılması beklenmektedir. Operasyonel faaliyetlere katılması beklenen savaş uçaklarında tamiratın en kısa ve etkili gerçekleştirilmesi önem arz etmektedir.

4.1.5 Düşük maliyet

Savaş uçağında hem üretim hem bakım hem de kullanım sürecinde düşük bir maliyet çıktısının olması beklenmektedir. Sürekli olarak uçuş ve malzeme teknolojisinin gelişmeleri takip edilerek en optimal düzeyde ağırlığı ve maliyeti düşük, dayanımı ve kalitesi yüksek iniş takımı sistem projelerinin hayata geçirilmesi beklenmektedir.

4.1.6 Yatay ve dikey stabilite ve yatma(devrilmeyi) önleme

Taksileme, kalkış ve iniş operasyonları içerisinde ilgili yüklerle birlikte güvenli yatay stabiliteye ve öne devrilmeyi önleyici aerodinamiksel ve mekanik sistemin iniş takımları bünyesinde bulunması gerekmektedir. Manevra esansında ya da kısa ve/veya olumsuz hava koşullarının bulunduğu bir piste iniş sırasında tüm yönlerde devrilmeyi engelleyici bir iniş takımı kurulmalıdır. Her bir uçak modeline, Şekil 4.6'da gösterilen iniş takımı tasarımına uygun güvenli iniş mesafesi hesaplamaları farklı iniş şartları altında gerçekleştirilir.



Şekil 4.6: Çeşitli İniş Takımı Konfigürasyonu.

4.1.7 Hafif ağırlık

Uçak üzerinde yakıt tasarrufunun ve üretim verimliliğinin arzu edilmesi uçakların ve iniş takımlarının olabildiğince güvenli düşük ağırlığı gerektirmektedir.

4.1.8 Dümen-kumanda mekanizması

Uçak motorunun ekipmanlar ile çalıştırılması sonrasında piste gelişi ve iniş ve kalkışı sırasında yeryüzünde gerçekleştirdiği manevra ve ilerlemelerin kokpitte bulunan iniş takımının dümen düzeneğine ihtiyaç bulunmaktadır. Pilotun gerekli ölçülerde yönlendirmeyi yapabilmesi için tekerlere yerleştirilen sensör ve elektronik teçhizat konuşlandırılır.

4.1.9 Fren sistemleri

İnişin uygun pist mesafesi içerisinde, yatay ve düşey stabilizeyi koruyacak şekilde tamamlanabilmesi için iniş takımlarının tekerlek düzeneği içerisine yerleştirilecek şekilde fren sistemine ihtiyaç vardır. Pilot tarafından uygulama miktarının ayarlanabileceği, uçuş kumanda pedalları ile birbirinden bağımsız sağ ve sol frenleri uygulayabilme kabiliyetine sahip olmalıdır. Uygun şartlarda inişin gerçekleşebilmesi için pilotun gözlemine sunulacak sağ, sol ve ana iniş takımı irtifa göstergeleri kullanılmalıdır.

4.1.10 Yere ilk temas için gereklilikler

Uçağın belirli bir süratte, mühimmatı ile belirli uzunluktaki bir piste ineceği için hem inişte oluşan enerjiyi ısı enerjisine dönüştürüp sönmüleyecek hidrolik amortisör sistemlerine ve de dengeli bir iniş gerçekleştirebilmek için güvenli duruşu sağlayacak frenleme ve indikten sonra gerekli yol almayı sağlayabilecek dayanıklı tekerlek ve lastikten oluşan sisteme ihtiyaç vardır. Uygun yerden yüksekliğe sahip iniş takımı ve dengeli iniş için uygun açıların belirlenip limitler dahilinde bir boyutlandırma yapılması gerekmektedir.

4.1.11 Operasyonel statik ve dinamik yüklemelere dayanım

Hava ve kara hedeflerine karşı gerçekleştireceği faaliyetler kapsamında, maksimum yükleme şartlarına karada taksileme sürecinde, kalkış ve inişte dayanım göstermesi, mukavemetini ısı gerilmelere karşı koruması, uzun ömürlü olması bir başka gereksinimdir. Deniz Kuvvetlerine bağlı kullanılan uçakların daha yüksek hızla ve

yan rüzgara açık olarak gerçekleştirdiği inişler sebebiyle uçakların dayanımının tüm iniş senaryolarına uygun olacak biçimde tasarlanması ve üretilmesi gerekmektedir.

4.1.12 Uçağın yapısal bütünlüğü ve sağlamlığı

Uçaklara entegre edilen iniş takımı sistemleri askeri kargo uçakları gibi iç hacmin önemli olduğu ve ağır uçaklarda farklı konuşlanırken askeri eğitim uçağı gibi hafif uçaklarda farklı konuşlandırılmaktadır. Uçağın manevra kabiliyetinin ve de yakıt ve mühimmat kapasitesinin yüksek olmasının beklendiği F-16 Fighting Falcon(Savaşan Şahin) uçağı benzeri bir tasarım için ana gövdenin altına motorun arka kısmına içeri çekilebilir yapıda, en az sürüklemeye sebep olacak şekilde iniş takımı yerleştirilmelidir.

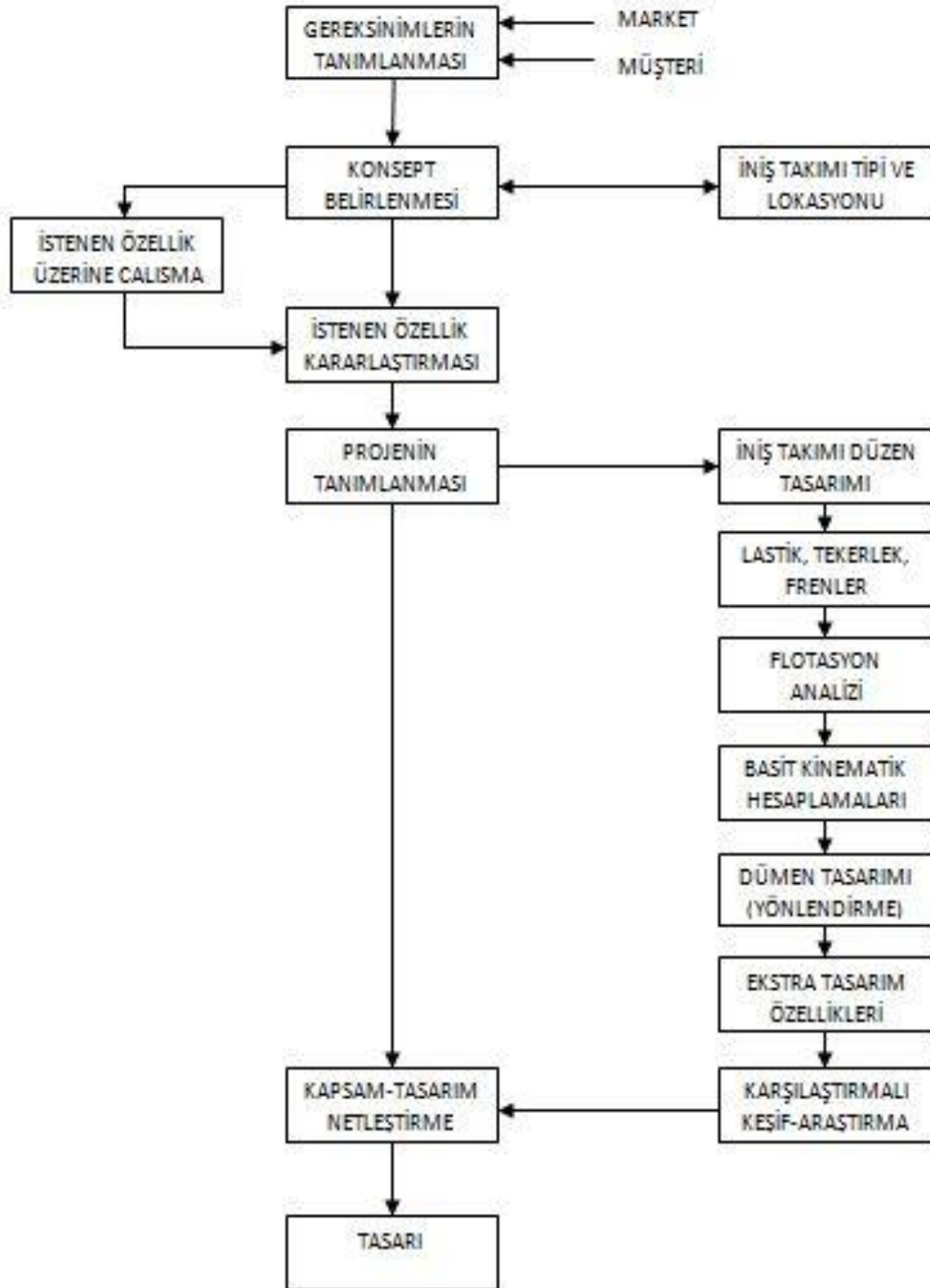
Bu kapsamda F-16 savaş uçakları için iniş takımları tasarımı, motor alığının sonlandığı kısımda, sürüklemeyi en düşük seviyede tutacak şekilde içe çekilebilir yapıda, bir burun ve 2 adet ana iniş takımı olmak üzere, iniş sırasında hücum açısı, iniş açısı, sürükleme miktarı ve ağırlık merkezi gibi ana faktörler dikkate alınarak tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmiştir.

Bir uçağın iniş takımlarında yapısal bütünlüğü başlığı altında, aerodinamik sürükleme yüklemelerini en aza düşürecek şekilde ve ağırlık merkezi gibi uçağın denge faktörünü etkileyen ana unsurlar düşünülerek tasarım gerçekleştirilmektedir.

Uçağın iniş takımları üzerinde hangarda statik yükleme altında kalması ve dinamik olarak iniş sırasında maruz kaldığı tüm yüklemelere iniş takımı kullanım ömrü süresince dayanım göstermesi gerekmektedir. Bu kapsamda gereksinimler, üretilebilirlik, tasarım, maliyet faktörleri düşünülerek kritik öneme sahip taşıyıcı parçalarda dayanımı yüksek malzeme tercihi, sensörlerde hava koşullarına uygunluk, uçağın ana gövdesine iletilecek optimum yükleme miktarına uygun şok absorbe edici sistemlerin boyutlandırılması gibi büyük ve küçük ölçekli uçağın tüm dayanımını etkileyebilen parametreler dikkate alınmalıdır.

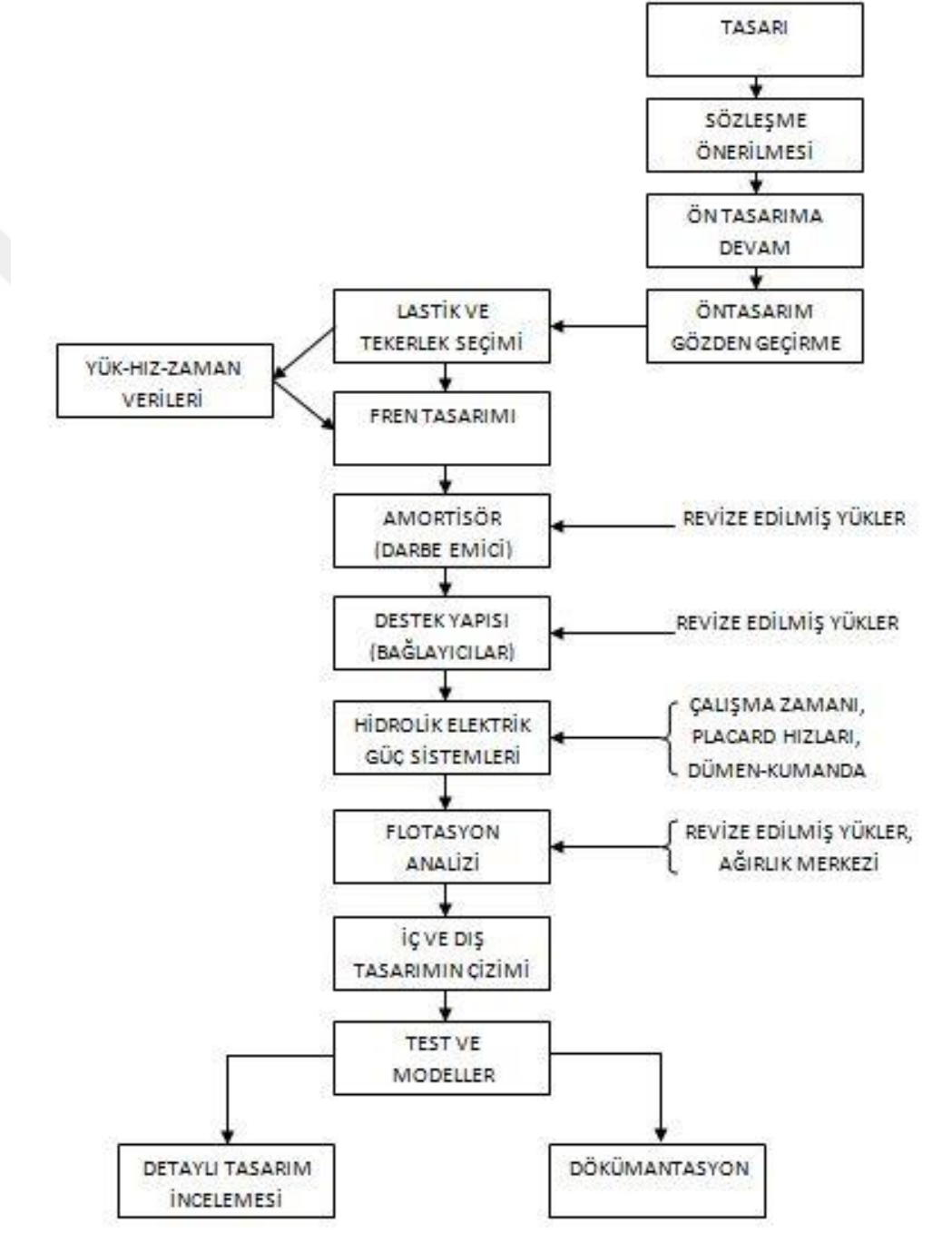
4.2 İniş Takımları Tasarım Aşamaları

Şekil 4.7’de şema ile gösterildiği üzere ilk aşamada tasarımın oluşturulması vardır. Bu süreçte talep edilen özellikler netleştirilir, bunlara uygun olacak konsept araştırması gerçekleştirilir.



Şekil 4.7: Uçak Tasarı Oluşturma Aşamaları.

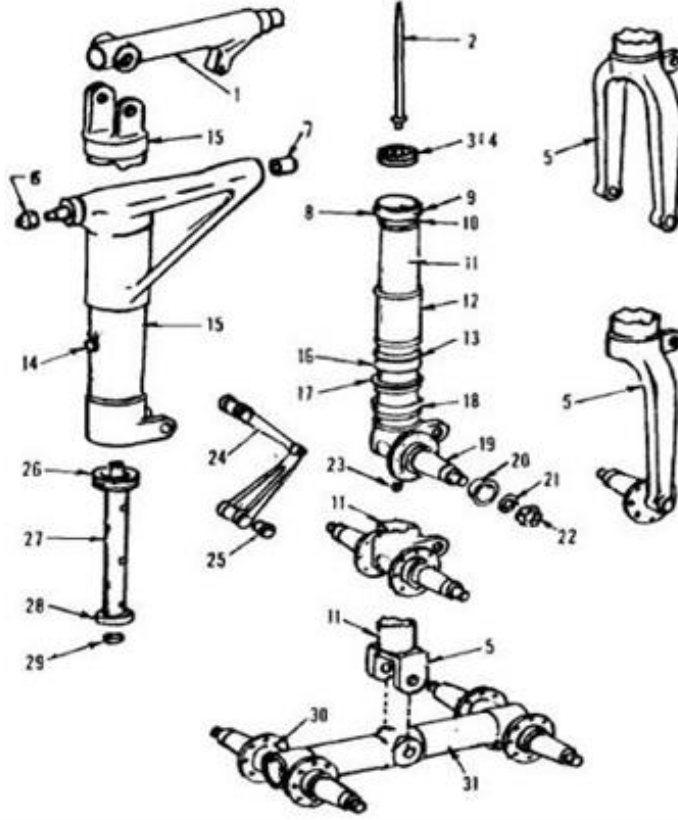
Marketin ve müşterinin isteklerine uygun şartnameleri yerine getirebilecek kapsam için gerekli tekerlek, lastik, amortisör, hidrolik dikme düzeneği, kontrol mekanizması, akış içinde hareket ve açılan içe çekilebilir iniş takımının açılmış konumdaki stabil davranışa uygunluğu ölçülür. Yan rüzgara, su ve kumlu zemin şartlarına uygunluğu denetlenir. Konsept tasarı konusu netleştirilir ve ikinci aşamaya geçilir.



Şekil 4.8: Çeşitli İniş Takımı Konfigürasyonu.

4.3 İniş Takımı Yapı Sistemleri

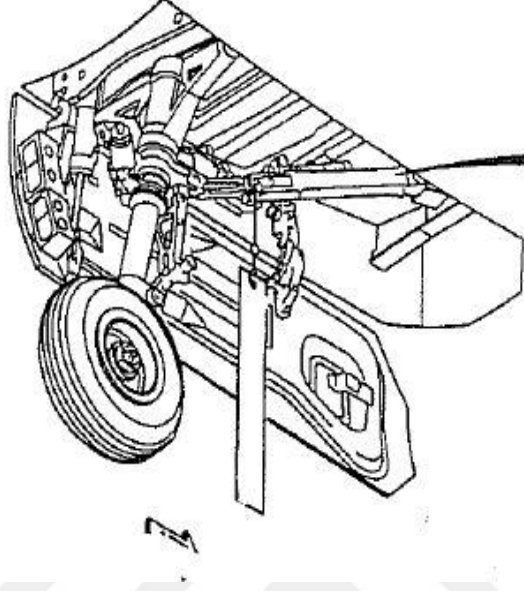
Şekil 4.9'da içeri çekilebilir ön/burun iniş takımında bulunan genel parçalar gösterilmiştir.



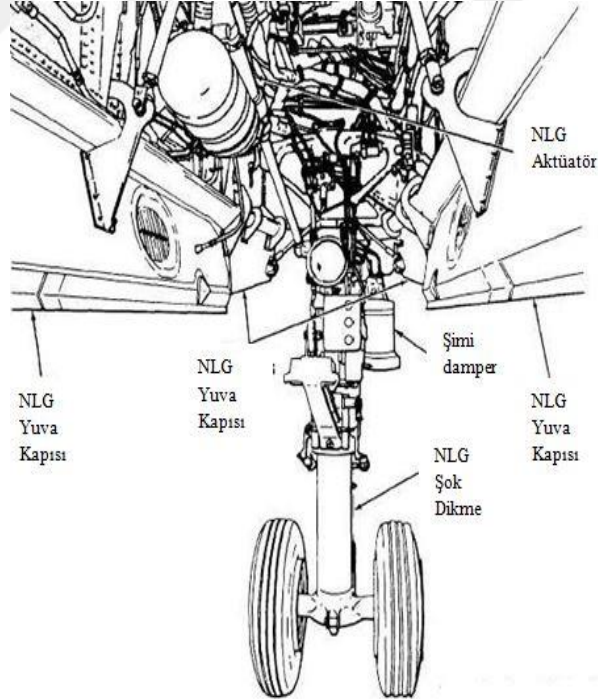
1) El fren mili somunu	11) Piston	21) Conta
2) Ölçme rodu	12) Piston eklentisi, bitişi	22) Gupilye yanlı somun
3) Ayırıcı-Diyafram Piston	13) Sızdırmaz Tampon	23) Uçak kaldırma noktası
4) Ölçüm rodu	14) Uçak çekiş ayarı	24) Tork kolu
5) İniş tekeri-çatalı-dirseği	15) Silindir	25) Taşıyıcı burç, kol
6) Altıgen taç(lı) somun	16) Rulman kayıcısı	26) Sıkıştırıcı destek başı
7) Rulman kayıcısı	17) Sızdırmaz tutucu	27) Sıkıştırıcı destek tüpü
8) Rulman yatağı	18) Salmastra cıvatası	28) Sıkıştırma ayarlayıcı
9) Kontra vida	19) Şaft-dingil-mil	29) Mil ayarı düzenleyici
10) Fren ünitesi subapı	20) Tekerlek rulman	30) Mil kolu

Şekil 4.9: İniş Takımı Terminolojisi ve Parçaları

Şekil 4.10'da F-16 Savaş uçağına ait burun(ön) iniş takımlarının çizim görseli bulunmaktadır. Şekil 4.11'de bir burun iniş takımında yer alan parçalar ifade edilmiştir.



Şekil 4. 10: F-16 Burun(Ön) İniş Takımı



Şekil 4.11: Bir Burun-Ön iniş takımı görseli.

Tasarım gereksinimleri düşünülüğünde içeri çekme mekanizması, kapıları, destek ve bağlantı yapılarının, özellikle sürtünme, eylemsizlik, frenleme momenti, yüklemeler ve aerodinamik dikkate alınarak tasarlanması gereklidir. Bu noktada uluslar arası havacılık otoriteler ve güvenlik politikalarınca belirlenmiş kurallar dikkate alınarak tasarımın içeri çekilme ve açılma esnasında Federal Aviation Regulations(FAR)'da belirlenmiş uçuşa elverişlilik prensipleri uyarınca stol hızının ya da minimum hızın 1.6 katı ile iniş takımların açılması ya da kapanması sağlanmalıdır.

Çizelge 4.1'de bazı savaş jetlerinin, kargo ve bombardıman, eğitim uçaklarının çeşitli koşullar altında iniş takımı sistemlerinin açılıp kapanma hızları gösterilmiştir. Belirtilen hızlarda iniş takımı açılma-uzama(extend), kapanma-içe çekilme(retract), kilitlenme(gear down), acil durum açılması durumlarının gerçekleşmesi için gerekli uçağın hareket hızları ifade edilmiştir. Örneğin F-16 uçağı için 300 knot hızda bu işlemler gerçekleştirilmektedir ve istemlerin uygun basınç(g), sürtünme şartlarına dayanım göstermesi istenmektedir.

Çizelge 4.1: İniş takımı hız limitleri(Knot).

Uçak Modeli	Kilitlenme	İçe çekilme	Açılma	Acil Açılma
A-10	200	200	200	200
B-52	305	220	305	305
B-57	200	200	200	200
F-4	250	250	250	250
F-5E	260	260	260	260
F-16	300	300	300	300
F-111	295	295	295	295
T-38	240	240	240	240

Hem keşif ve avcı uçak vazifesi görecektir şekilde yüksek manevra kabiliyetine, ivmelenmeye sahip olması hem de kara hedeflerine karşı bombalama operasyonları gerçekleştirebilmesi için ilgili mühimmatın taşınabilmesi ile savaş uçakları için çok maksatlı kategorisi oluşmuştur. Çok maksatlı F-16 savaş uçağı için gerçekleştirilecek iniş takımının, içeri çekilebilir yapıda olması, ana iniş takımının

aerodinamik sürüklemenin en düşük şekilde olması ve açılma problemi yaşanmaması için geriye açılan motorun hava alığının arkasına konuşturılması, konu başlığı 4.1’de incelenen tüm kriterlere uygun seçilmesi gerekmektedir. Tüm bu kriterler iniş takımının yapı elemanlarının seçilmesinde önemli etmenlerdir.

4.3.1 Şok Emici Amortisörler

Uçağın inişi, taksileme, frenleme, manevra zamanlarında oluşan düşey yöndeki enerji ve yükün şoklarının absorbe edilmesi şok emici, darbe emici amortisör sistemleri, stroklar(dikmeler), lastikler ve bir miktarı da uçağın ana gövdesine aktarılması yolu ile sönümlenir. İniş takımı sistemlerinin tasarımında en kompleks yapıyı teşkil eden amortisörler, malzeme seçimi, yapı tasarımı, üretim, montaj ve kontrol aşamalarında maksimum yükleme şartları altında çalışabilecek şekilde uygulanır. Şok absorbe edici hidrolik dikmeler(amortisörler), uçağın yere inmesiyle ağırlığının hız çarpanıyla oluşturduğu kinetik enerjiyi daha düşük oranlarda ve zamanda hidrolik basınç ile sönümlemesi, ana gövde yapısına aktarması ve ısı enerjisine dönüştürmesi şeklinde görevini ifa eder.

Federal Havacılık Kurulu, Amerika Hava Kuvvetleri, mühendislik toplulukları, devlet kanunları ve diğer kuruluşların bilgi birikimleri uyarınca şok absorbe edici amortisör sistemleri çeşitli düzenlemeler gerçekleştirilerek uygulanır. Şok emici amortisör sistemleri, Amerika Hava ve Deniz Kuvvetleri (USAF & USN) MIL-L-8552 uyarınca dizayn edilmesi, MIL-T-6053 uyarınca test edilmesi gerekmektedir.

Şok emici amortisör sistemlerinin tasarımında yapı ve operasyon özellikleri, malzeme özellikleri, ağırlık limitleri, sıkışma oranları; statik, sıkıştırılmış ve uzatılmış likit seviyeleri; yüzey durumu ve bakımı dikkate alınarak üretilmeli ve uygulanmalıdır. Tekerlek ve lastik sistemlerinin boyutlandırılması, lastik şişirme basıncı ve içeri çekme mekanizmasına uygun olarak tasarlanan şok emici amortisörlerin güvenli iniş, dalış hız, izotermik basınç kriterlerini de sağlamalıdır.

Tarihsel süreçte lastiklerin basit ve az miktarda şok emiş etkisini kullanan uçaklar bunun dışında içe çekilmeyen sabit iniş takımlı uçaklarda genel olarak katı yay modellemesi olan kauçuk yaylı, çelik yaylı çeşitli özelleştirilmiş kullanımlar tercih edilirken; hidrolik akışkanların kullanıldığı, pnömatik(hava) yaylı, likit yaylı (hidrolik sıvı) ve oleo-pnömatik adı verilen gaz ve sıvının beraber olarak çalıştığı yapılar kullanılmıştır.

Tercih edilen her şok absorbe edici sistem için ayrı bir verimlilik katsayısı vardır. Bu veriler incelendiğinde en yüksek verimde oleo-pnömatik(hava ve hidrolik yağ-likit

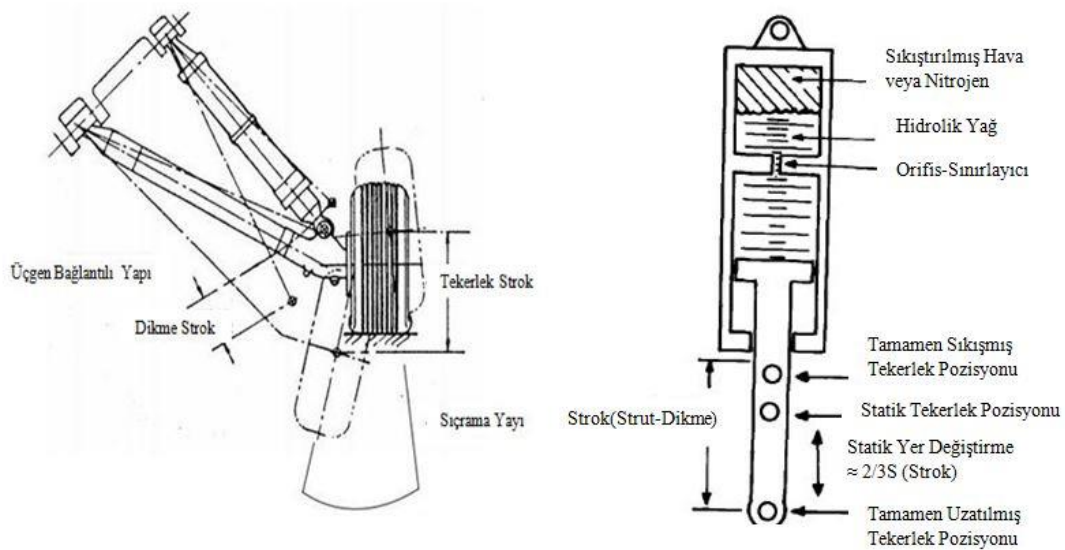
kullanılan amortisör) amortisör dikmelerde(strut) 0.75-0.90 aralığında gözlemlenir. Bu oran eski kaynaklarda 0.80 olarak verilmiş olsa da kullanım özelleştirmeleri ve modernizelerle ile belirtilen aralıkta verimlilik göstermektedir ve her geçen gün arttırılmaktadır. Verim hesaplaması, Denklem 4.1’de gösterilmiştir:

$$\text{Verim, \%} = \frac{A}{L \cdot S} \quad (4.1)$$

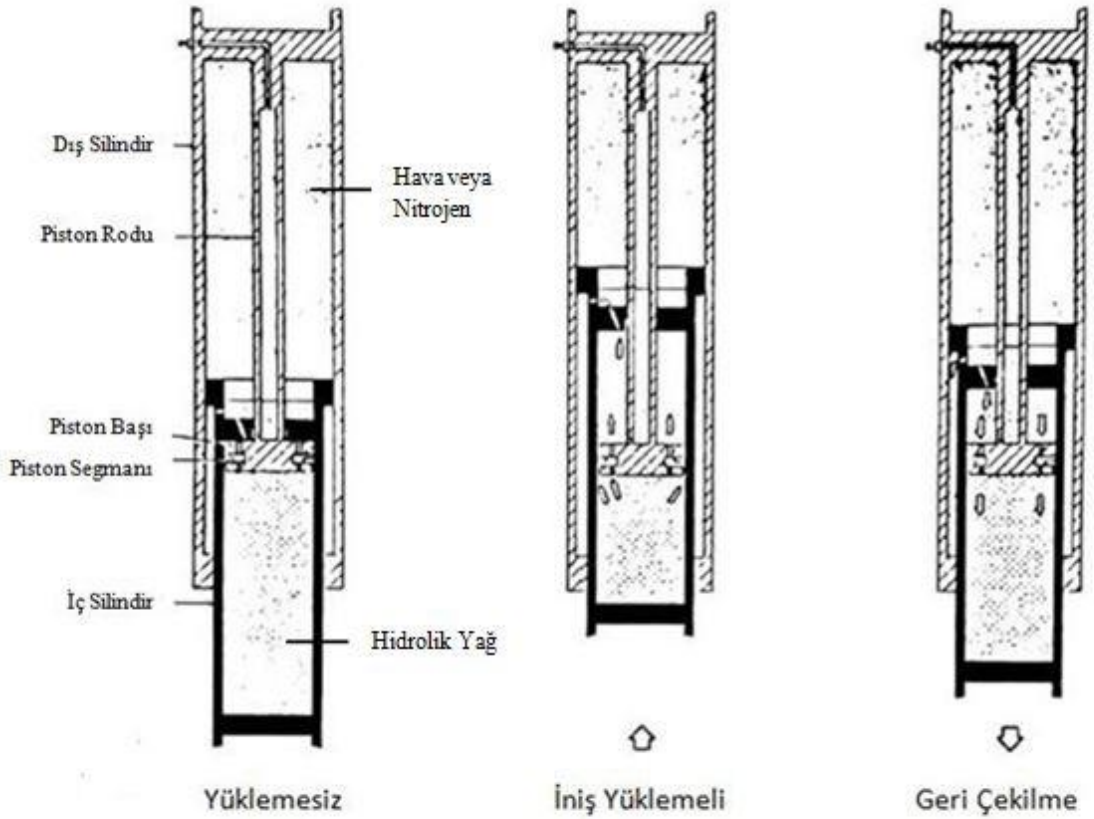
Denklemde gösterilen A değeri amortisör dikmesi strok durumunda(şok emici sistemin enerjiyi absorbe edebilmesi için gerekli yer değiştirme hali) iken absorbe edilen enerjiyi, L değeri maksimum yüklemeyi (pound) , S değeri ise test sırasında hesaplanan maksimum stroktur.

21. yüzyıl itibariyle modern sivil havacılık ve askeri uçaklarda oleo-pnömatik şok emici amortisörler kullanılmaktadır. Oleo-Pnömatik şok absorbe edici amortisörlerde hidrolik sıvılar MIL-H-5606 gereksinimlerine uygun olarak, hava bağlantısı AND-10071 kriterlerine uyacak şekilde ve hava valfi MS-28889 baz alınarak tasarlanır.

Şekil 4.12’da solda, uçak gövdesi ile tekerlekler arasında üçgen bağlantı kuran, oleo-pnömatik yapıdaki içeri çekilebilir iniş takımı sağda basit bir şekilde oleo-pnömatik yapının şematığı bulunmaktadır. Şekil 4.13’de oleo-pnömatik yapının temsili çalışma düzeni sıkıştırılmış ve uzatılmış halleri gösterilmektedir.



Şekil 4.12: Üçgen Bağlantılı İniş Takımı ile Oleo-Pnömatik Dikmede Strok Gösterilmesi.



Şekil 4.13: Oleo-Pnömatik Dikme Yapısının Çalışma Düzeninin Gösterilmesi.

Uçağın inişi esnasında şok absorbe edici hidrolik dikmenin ne kadar yer değiştireceği(strok) hesabı sırasıyla aşağıdaki denklemler kullanılarak elde edilir. Öncelikle iniş anında, yere dokunma enerjisi ya da kinetik enerji ile halen kaldırma kuvvetinin(lift) etkisiyle sahip olunan potansiyel enerjinin toplamının hesaplanması gerekir.

$$E_t = 0.5(W_L)\left(\frac{V_z^2}{g}\right) \quad (4.2)$$

Denklem 4.2'de E_t uçağın yere değdiği andaki kinetik enerjisini, W_L uçağın iniş esnasındaki ağırlığını, V_z tasarımsal dikey dokunma-temas(iniş) hızını ifade etmektedir.

$$E_t = 0.5(W_L)\left(\frac{V_z^2}{g}\right) + (W_L - L)(S_s + S_t) \quad (4.3)$$

Denklem 4.3'te yukarıda hesaplanan kinetik enerjiye uçağın iniş esnasında sahip olabileceği potansiyel enerjinin eklendiği kısım tanımlanmıştır. Bu denklemde L (lift)

uçağın gövde ve kanatlarından kaynaklanan yukarı yönlü kaldırmayı, s_s şok absorbe edici amortisörün strok (yer değiştirmesini), s_t ise tekerlek ve lastikte meydana gelen sapma, yer değiştirme (deflection) değerini ifade etmektedir.

$$E_{absorbe} = W_L N_g (\eta_t s_t + \eta_s s_s) \quad (4.4)$$

Yere temas anındaki kinetik enerjinin ana iniş takımı tarafında absorbe edilen enerjiye eşit olduğu var sayılarak Denklem 4.4 elde edilmiştir. Bu denklemde N_g iniş takımı yükleme faktörünü, η_s şok absorbe edicinin verimini, η_t tekerlek ve lastik verimini temsil etmektedir. Çok maksatlı savaş uçağı tasarımı için bu değerler aşağıda ifade edilmiştir:

$N_g = 3.0-4.0$ aralığında

$\eta_s = 0.75-0.90$ aralığında

$\eta_t = 0.47$

$V_z = 10$ fps (USAF)

Denklem 4.5'te $W_L = n_s P_m$ eşitliği denkleme konulmuştur. Burada n_s değeri ana iniş takımı sayısını, P_m değeri ana iniş takımı dikmesi başına düşen maksimum statik yüklemeyi ifade etmektedir.

$$E_{absorbe} = n_s P_m N_g (\eta_t s_t + \eta_s s_s) \quad (4.5)$$

Bu noktada varsayım üzerine $E_{absorbe} = E_t$ yazıldığında aşağıdaki Denklem 4.6 ortaya çıkar ve bu eşitlik kullanılarak s_s yalnız bırakılıp Denklem 4.7'ye ulaşılır. Sadeleştirmeler yapılarak Denklem 4.8'deki ifade ortaya çıkmıştır. Böylece görülür ki strok değeri uçağın iniş anında üzerine etkimeye devam eden taşıma kuvvetine, toplam iniş ağırlığına, temas dikey hızına, amortisör, tekerlek ve lastik malzeme özelliklerine bağlı olarak değişkenlik göstermektedir.

$$n_s P_m N_g (\eta_t s_t + \eta_s s_s) = 0.5(W_L) \left(\frac{V_z^2}{g} \right) + (W_L - L)(s_s + s_t) \quad (4.6)$$

$$s_s = \left[\left\{ \frac{0.5(W_L) \left(\frac{V_z^2}{g} \right)}{(n_s P_m N_g)} \right\} - \eta_t s_t \right] / \eta_s \quad (4.7)$$

$$s_s = \left[\left(\frac{V_z^2}{2g N_g} \right) - \eta_t s_t \right] / \eta_s \quad (4.8)$$

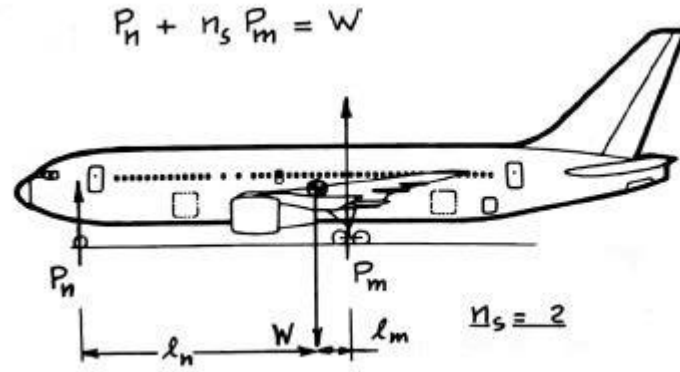
Tasarımsal strok değerinin elde edilmesi için güvenlik/emniyet uzunluğu da eklenerek Denklem 4.9 bulunur. Denklem 4.10'da ise şok absorbe edici amortisör(oleo-hidrolik) dikmesinin çapının feet cinsinden hesaplanması gösterilmektedir.

$$S_{s_tasarım} = S_s + 1/12 \text{ ft} \quad (4.9)$$

$$D_s = 0.041 + 0.025 P_m^{0.5} \quad (4.10)$$

Bu hesaplama yöntemleri üçgen bağlantıya sahip ana iniş takımı sistemleri için kullanılmıştır. Ön/Burun iniş takımı hesabında Denklem 4.7 üzerinde şu değişiklikler gerçekleştirilir:

1. Öncelikle P_n (ön/burun iniş takımı yüklemesi), $P_n + n_s P_m = W$ yazılarak bulunur. P_n Şekil 4.14'de gösterilmiştir. P_n , W_L 'de yerine konulur.



Şekil 4.14: Uçak yüklemelerinin iniş takımlarına dağılımı.

2. P_n değerinin maksimum dinamik yüklemesi hesaplanarak P_m değerinin yerine yazılmalıdır. Burada hesaplama, ön/burun iniş takımı dinamik yüklemesi ile tekerlek sayısının çarpımı ile gerçekleştirilir.

3. Tekerlek sapma-yer değiştirme değerine (strok- n_s), ön/burun iniş takımının tekerlek strok değeri kullanılır.

Kullanılan üçgen bağlantılı yapıdaki iniş takımlarında dikme ve tekerlekte ihtiyaç bulunan strok değerleri düşürerek, şok absorbe edici sistemlerin stroku artırılarak mekanik bir avantaj elde edilmiştir. Bu sebeple F-16 Savaşan Şahin uçağında bu avantajın elde edilebilmesi için üçgen bağlantılı 2 adet oleo-pnömatik ana iniş takımları tercih edilmiştir.

Oleo-pnömatik şok absorbe edici yapı, sıkıştırılmış gazdan kaynaklanan yay kuvveti ve orifisten akış gösteren hidrolik sıvı sayesinde oluşan enerji sönmemesi/uzaklaştırması etkilerinin birleşimiyle en yüksek verimde sonuç alınmasını sağlamaktadır. Hedeflenen operasyonel görevlendirmeler doğrultusunda oleo-hidrolik dikmenin boyutlandırılma adımı hesaplanan strok(sapma) değeri kullanılarak gerçekleştirilir. Uçak türlerinin çoğunluğunda hidrolik dikmenin(strut) statik durumdaki konumu tam sıkıştırılmış strok(sapma) konumundan, tam uzatılmış hale kadarki mesafede yaklaşık olarak %66'sı uzunluğu pozisyonunda, büyük sivil ve askeri kargo uçaklarında %84'ü mesafesindedir.

İlk olarak hidrolik dikmenin(oleo) uzunluğu hesaplanmalıdır. Burada esas olarak Denklem 4.11'de belirtilen, hidrolik dikmenin(oleo) strok mesafesi ve yüklemesiz(standart) pozisyonundaki mesafesi toplam uzunluğu, strok değerinin yaklaşık olarak 2.5 katı uzunluğundadır. Burada U_{oleo} , hidrolik dikmenin(oleo) toplam uzunluğunu ifade etmektedir.

$$U_{oleo} = 2.5 * S_s \quad (4.11)$$

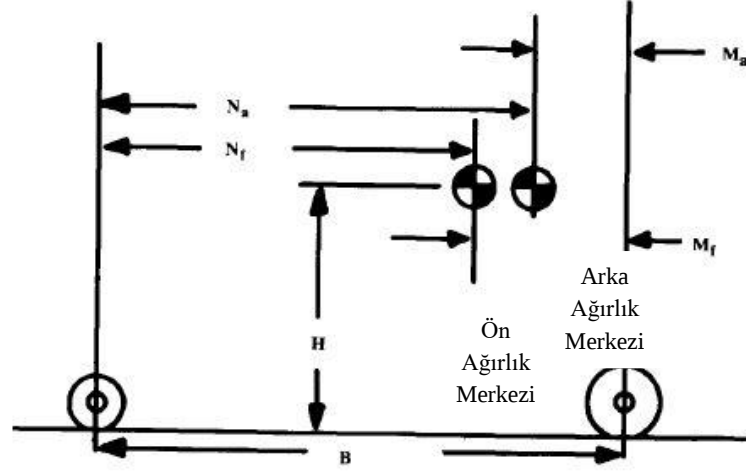
Hidrolik dikmenin çapı, dikmeye etki eden yüklemeler kullanılarak hesaplanır. Denklem 4.10'da kullanılan hesaplama yöntemi dışında hidrolik dikmenin iç ve dış çaplarının ayrı ayrı hesaplanış yöntemi vardır. Öncelikle ana iniş takımı tekerleğine düşen maksimum statik yüklemeler (P_m) Denklem 4.11'deki gibi hesaplanıp, dikme sayısına bölünür (n_s). Bu denklemdeki uzunluklar Şekil 4.15'da gösterilmiştir.

$$P_m = W \frac{N_a}{B} \quad (4.12)$$

İkinci adımda ön/burun dikmeye etki eden yüklemeler maksimum statik yük(P_n) ve dinamik fren yükü(P_{n-fren}) Denklem 4.12 ve 4.13 üzerinden hesaplanır.

$$P_n = W \frac{M_f}{B} \quad (4.13)$$

$$P_{n-fren} = \frac{10HW}{gB} \quad (4.14)$$



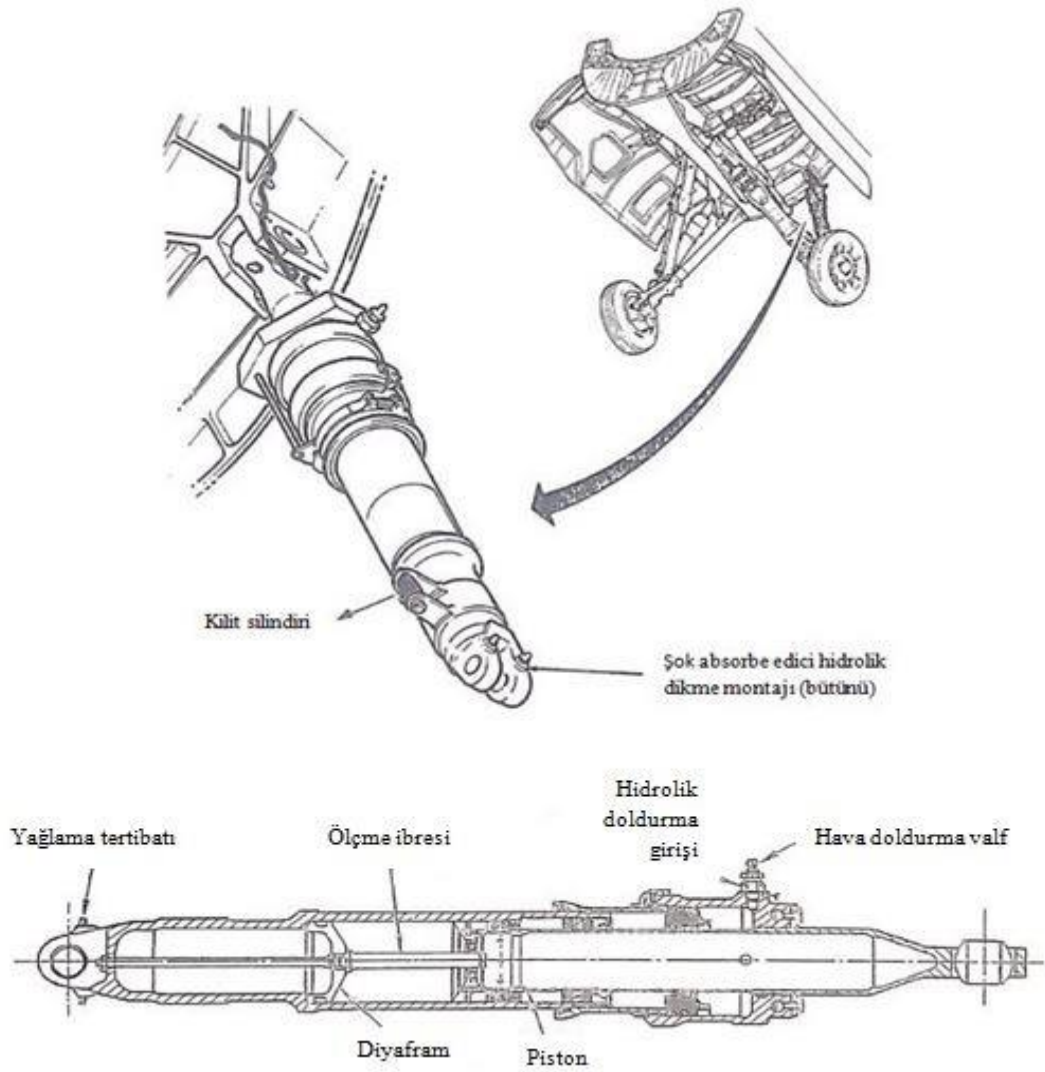
Şekil 4.15: Uçak tekerlerinin konumlandırılması ve aralarındaki mesafeler.

Hidrolik dikme(oleo) içinde bulundurduğu genellikle 1800 psi iç basınçta sıkıştırılmış hava ya da nitrojen sayesinde yüklemeleri taşır. Hidrolik dikmenin dış çapı yaklaşık olarak iç çapından %30 geniştir. İç çap Denklem 4.14, dış çap Denklem 4.15 üzerinden hesaplanır. Burada ön/burun oleo dikmesi için ayrı bir yük hesaplandığı için ayrı bir oleo çapı bulunur. L_{oleo} değeri o dikmeye etki eden dikey yüklemeyi ifade etmektedir.

$$D_{oleo-iç} = \sqrt{\frac{4L_{oleo}}{P\pi}} \quad (4.15)$$

$$D_{oleo-dış} = 1.3 (D_{oleo-iç}) \quad (4.16)$$

İki ana dikmesinde Oleo-Pnömatik şok absorbe eden silindir (Shock Absorber) bulunan F-16'larda, Şekil 4.16'da görsel üzerinde görüleceği üzere, Shock Absorber bir ucundan fren, lastik, jant yapısını içiren tekerlek aksamına, diğer tarafta ise 341 Lower Bulkhead komponentine bağlanmaktadır. İniş takımları, uçağın yerle olan bağlantısını sağlaması, inişte gerçekleşen yüksek kuvvet ve gerilmelerin absorbe edilmesi, dengeli ve hasarsız bir inişin, kalkışın ve taksilemenin gerçekleşebilmesi için kullanıldığından uçak yapısında çok önemli bir yere sahiptir. Bu yüklemelerin absorbe edilerek ana gövdeye aktarımında yüksek verimliliği sebebiyle Oleo-pnömatik silindirler tercih edilmektedir.



Şekil 4.16: Ana iniş takımı şok absorbe edici hidrolik silindir konumlandırılması ve yapısı.

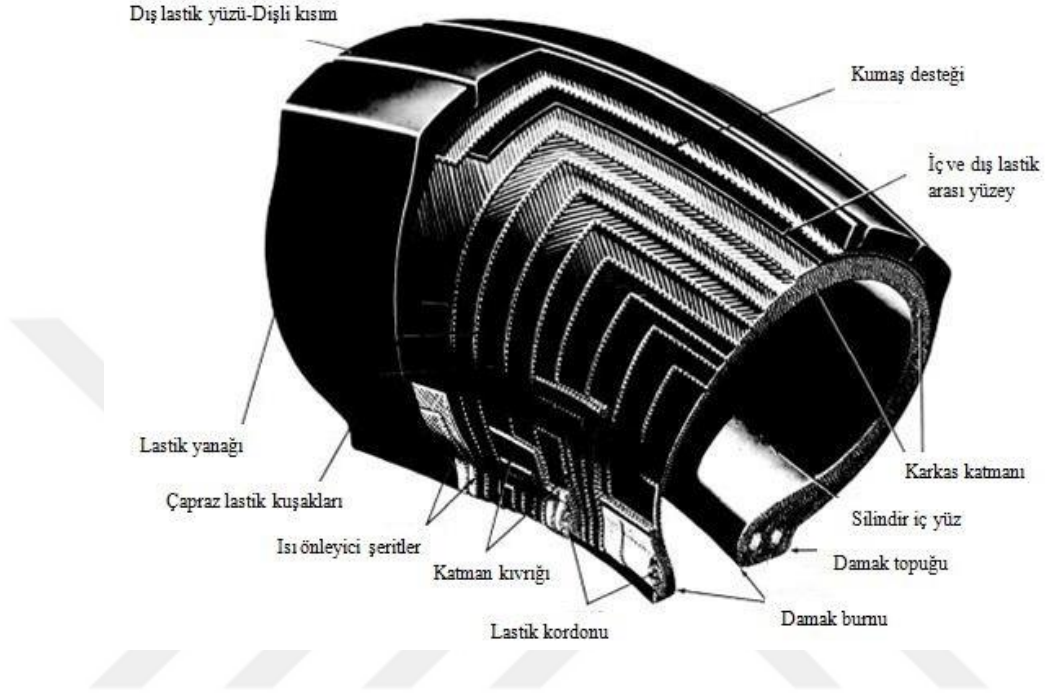
Şekil 4.16'da F-16C uçağının ana iniş takımı şok absorbe edici hidrolik silindir konumlandırılması ve yapısı gösterilmiştir.

4.3.2 Lastikler

Lastik yapıları, uçakların taksileme, kalkış koşusu, inişte ve diğer yerde olduğu süreçlerde uçak ağırlığının desteklenmesi, statik ve dinamik yüklemelerin sönümlenmesi ve aktarılması ile frenleme ve durma için gerekli yol tutuşunu sağlar. Ayrıca lastikler, iniş sırasında şok sönümlmeye yardımcı olmakta ve kalkış, taksileme anında sürtünmeyi azaltıcı etki göstermektedir.

Üretimleri kullanım amaçlarına uygun şekilde tasarımı gerçekleştirilen uçak lastikleri, araba gibi diğer vasıta lastiklerinin aksine bir yüklemeyi devamlı olarak uzun bir süreçte taşımamaktadır. Buna rağmen, bir uçak lastiğinin yüksek etkiye sahip iniş

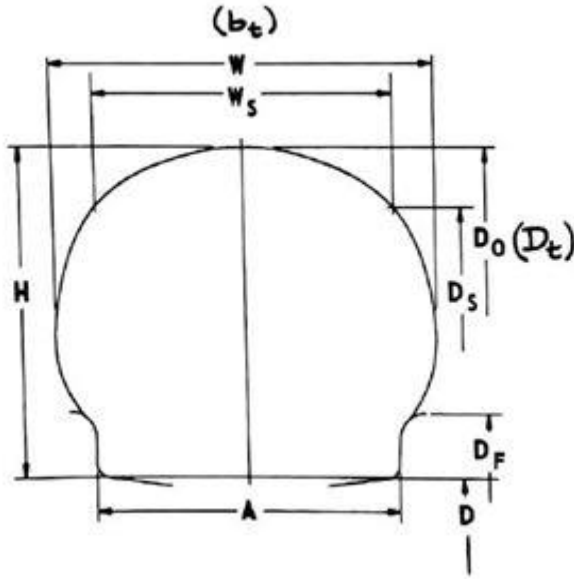
yüklemelerini ve yüksek süratle kısa süreli de olsa dayanıklı olabilmesi gerekmektedir. Şekil 4.17’de konvansiyonel bir uçak lastiği örneğinde gösterildiği üzere, bir uçak lastiği içerisinde çok çeşitli yapı elemanları bulunmaktadır. Bu yapı elemanları(komponent), lastiğin yapısının anlaşılabilmesi ve lastiğin karakteristiğinin, görev işlevlerinin kavranabilmesi için önemlidir.



Şekil 4.17: Konvansiyonel uçak lastiği yapısı

Lastik üreticileri, lastikleri katman sayıları, maksimum taşınabilir statik yükleme, tavsiye edilen şişirme basıncı, izin verilen maksimum hız parametrelerine göre sınıflandırır. Uçaklarda lastik tasarımını, kullanım geometrisini ve şeklini belirleyen bir diğer etmen ise şok absorbe edici amortisörlerin tasarımıdır. Lastiklerin bir önemli görevi de yere temas anıyla birlikte oluşan enerjinin, şokların sönmülmesine katkı vermektir. Lastiklerin ne kadar enerji sönmüleyeceği Başlık 4.3.1 kısmı altında anlatılmış olup, lastiğin enerji sönmüleme verimine, lastik miktarına göre değişiklik göstermektedir.

Ön/Burun tekerlerin lastikleri, maksimum izin verilen dinamik yüklemelere göre tasarlanır. Statik yüklemenin lastik faktörü ile çarpılması ile dinamik yükleme elde edilir. Lastik faktörü(f_{dnk}) değeri, farklı tipteki lastikler için değişiklik göstermektedir. Askeri uçaklar için bu faktör (f_{dnk}) 1.5 değerine eşittir. Şekil 4.18’de uçak lastik geometrisinin detayları verilmiştir.



D = Damak oturma çapı

D_F = Oturma yüzeyi çapı

D_O = Lastik dış çapı

D = Lastik omuz çapı

W = Kesit genişliği

W_s = Lastik omuz genişliği

H = Kesit yüksekliği

$W_s(\text{maks}) = 0.88W(\text{maks})$

$D_s(\text{maks}) = 1.64H + D$

$H = \frac{D_O - D}{2}$

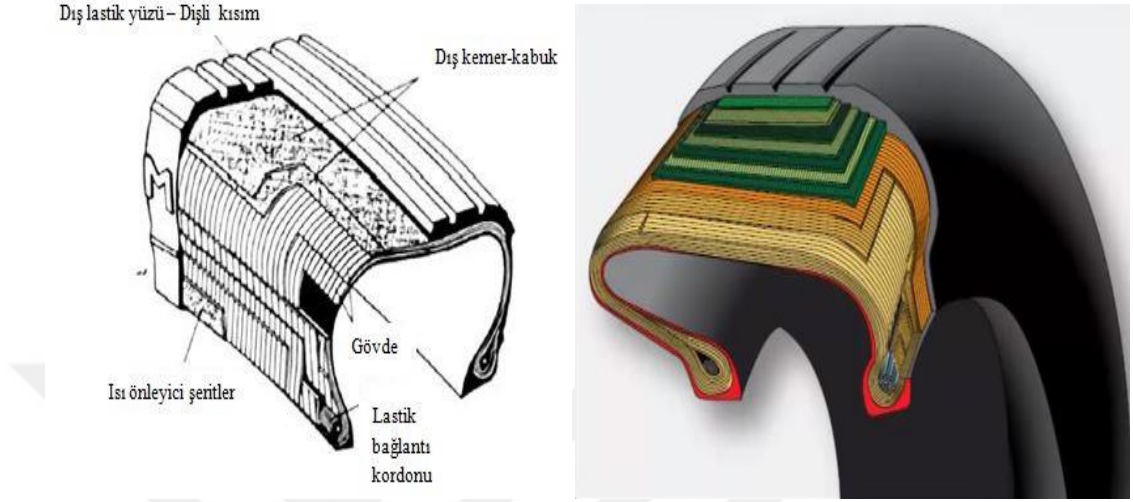
Şekil 4.18: Uçak lastiği geometrisi.

Son teknolojik gelişmelerle birlikte lastik üzerindeki kayma gerilmesini en aza indiren radyal lastik tasarımları hem savaş uçaklarında hem de sivil havacılık da yaygın şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Radyal lastikler, fiber tellerin katlı kumaş ile lastik rotasyonu ve lastik yan yüzüne 90° olacak şekilde katlanması yöntemiyle oluşturulur. Bu yapı, hareket doğrultusundaki ve lastik yan yüzündeki eğilme ve burkulmayı sınırlayarak lastiği çok daha ağır yüklemeleri taşıyabilecek şekilde güçlendirir. Konvansiyonel çapraz kuşaklı lastiklere göre daha uzun ömre, lastiklerdeki deformasyon ve hasarın tespitine daha elverişli olan radyal lastiklerin ağırlığı kullanılan yeni teknikler ve malzemelerle daha avantajlı hale gelmiştir.

Şekil 4.19'de gösterildiği üzere radyal lastik yapısının elementleri incelendiğinde dış lastik yüzü(tread), dış kemer-bağlantı kabuğu(outer belt), ısı önleyici-transfer edici şeritler(chafer strips), gövde katmanı(carcass), lastik bağlantı kordonu(bead) temel yapıları bulunmaktadır. Dişli ve oluklu bir yapı olan dış lastik yüzü, lastiğin dış çevresi üzerinde aşınmanın gerçekleştiği sırt bölümüdür. Yan yüzeylerle birlikte lastiğin iç kısmını kesilmelerden, delinmelerden, çürümelerden ve nemden korur.

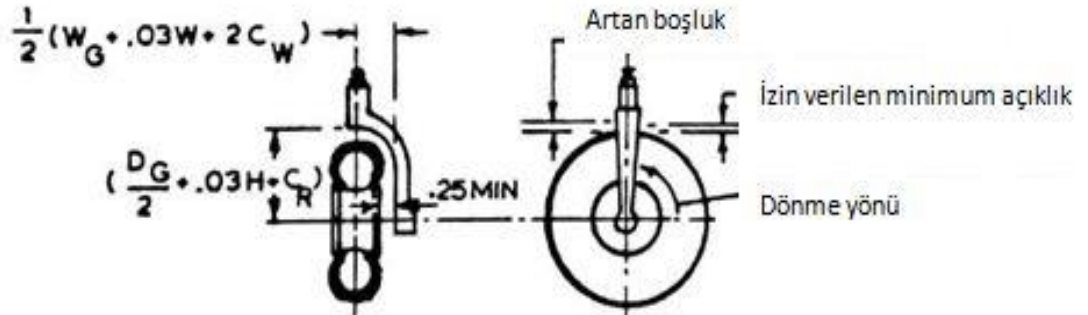
Dış kemer-kabuk, içinde yüksek süratte lastik dengesini arttırıcı ve eğilme burulmasını azaltıcı katmanları bulunduran yapıdır. Gövde, çok sayıda kauçuk naylon şeritten içermektedir. Her bir şerit tek bir yönde dayanım göstermektedir. Bu şeritlerin hareket boyunca tüm eksenlerde dayanımın ve dengenin sağlanmasında önemli bir görevi vardır. Lastik bağlantı kordonunu(bead), saracak şekil tasarlanarak katman kıvrımlarını oluştururlar. Lastik bağlantı kordonu(Bead), içinden çelik tel geçen kauçuk ve elyaf katmanlarla sarmalanmış tekerlek ile olan bağlantıyı koruyan

lastik elementidir. Isı-sürtünme önleyici yapı (Chafer strips), lastik katmanlarının montaj ve söküm sırasında zarardan korunması ve tekerlek ile lastik arasında hareket sırasında oluşan sürtünme etkisini minimize etmeyi sağlar. Şekil 4.19'da Radyal uçak lastiği yapısı katmanları ifade edilmiştir.

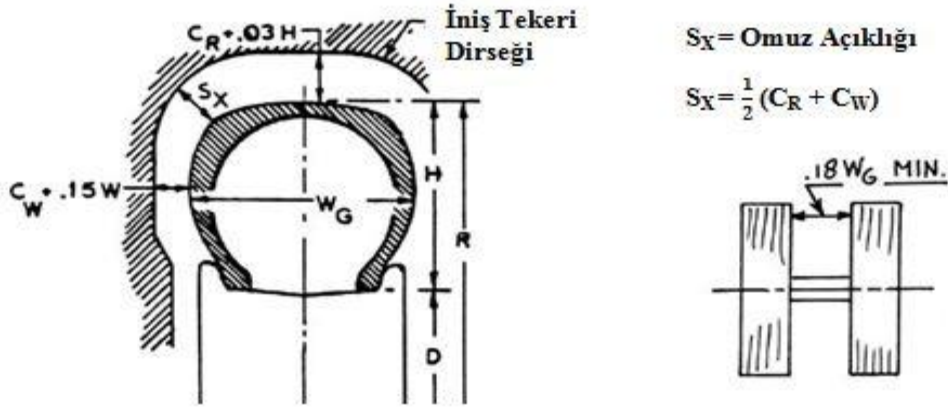


Şekil 4.19: Radyal uçak lastiği yapısı.

Uçak lastiklerinin 12-16 bar basınca ve kalkış aşamasında gerekli hız şartlarını güvenli bir şekilde sağlayabilecek şekilde tasarlanmalıdır. Düzgün tekerlek ve basınç seçiminin uygulanabilmesi için Şekil 4.20 ve Şekil 4.21'te ön/burun tekerleği için gösterilen lastik açıklık ve güvenlik gerekliliklerinin, Şekil 4.22'te gösterilen lastikte gerçekleşecek büyümeler esas alınarak uygulanması gerekmektedir. Uçak lastiklerinin servis süreci boyunca çapı %10, kesit uzunluğu %4 oranında büyüme gösterir. Lastik açıklık gereklilikleri kapsamında, hidrolik dikme ile bağlantı, strok miktarı, iki tekerlek arası açıklık ve servis ömrü boyunca lastikte oluşacak büyüme dikkate alınarak tasarım gerçekleştirilir.

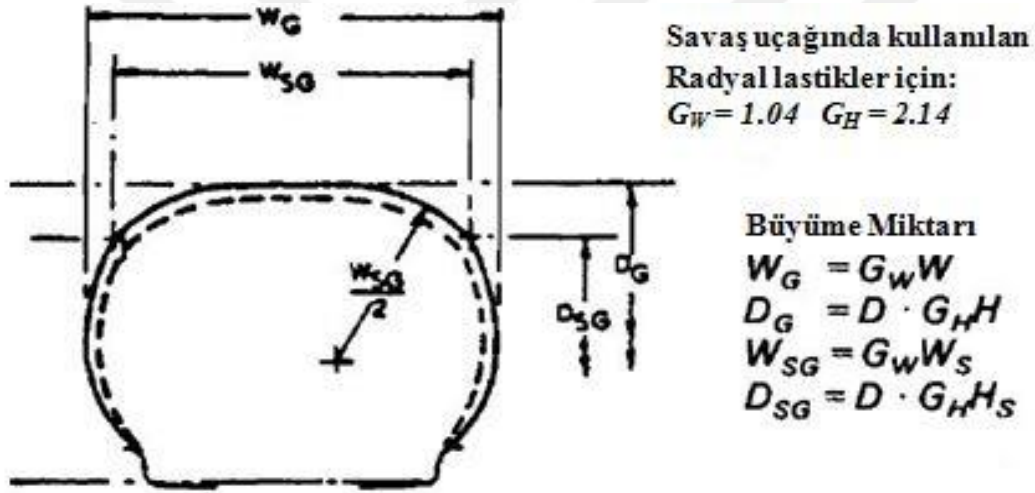


Şekil 4.20: Ön/Burun iniş takımı tekerlek açıklıkları.



Şekil 4.21: Ön/Burun iniş takımı tekerlek açıklıkları.

Şekil 4.20'te gösterilen semboller, Şekil 4.21 ve Şekil 4.22'te açıklanmış olup C_R tepe lastik açıklığını, C_W yatay tekerlek açıklığını ifade eder.



Şekil 4.22: İniş takımı tekerlek büyüme oran ve denklemleri.

Şişirme(lastik hava) basıncı, lastik yüzü ve dış aşınması, yan yüzeyde meydana gelen deformasyonlar, uçak lastiklerinin performansında çok etkilidir. Lastik basıncı düzenli olarak tekerleklere gelen yükleme değerleriyle birlikte ölçülerek kontrol edilmelidir. Lastik hava basıncının olması gerekenden fazla olması durumunda dış lastiğin tepe bölgesinde, az olması durumunda omuz(köşe) bölgesinde fazla aşınma meydana gelerek lastiğin düşük verimle ve kısa ömürle kullanımına sebebiyet verir. Sıcaklıkta meydana gelen her 5°F artış lastik hava basıncında %1'lik değişime sebep olur.

Lastik ölçülendirmesi her bir tekerleğe düşen yüklemeler P_m ve P_n hesaplandıktan sonra Denklem 4.17'da maksimum dinamik yükleme elde edilir. Burada a_x negatif ivmelenmeyi, W_{TO} kalkış ağırlığını, h_{cg} uçağın ağırlık merkezinin yüksekliğini

göstermektedir. Anti-skit kullanılan 4. nesil savaş uçakları için a_x/g değeri 0.45'e eşittir.

$$P_{n-dinamik-t} = W_{TO}(P_m + \frac{a_x}{g(h_{cg})}) / (P_m + P_n)n_t \quad (4.17)$$

Lastik seçimi yapılırken bu statik ve dinamik yükleme şartlarının sağlanması gerekmektedir. Bir sonraki aşamada lastiklerin maksimum kalkış ve iniş hızları tespit edilecektir. Bu aşamada Denklem 4.18'de lastiğin maksimum iniş hızı ve Denklem 4.19'de lastiğin maksimum kalkış hızı hesaplanır. V_{S-L} değeri uçakların minimum uçuş hızını (stall speed), V_{S-TO} maksimum kalkış hızını göstermektedir.

$$V_{lastik-iniş-maks} = 1.2 V_{S-L} \quad (4.18)$$

$$V_{lastik-kalkış-maks} = 1.1 V_{S-TO} \quad (4.19)$$

Uçak lastiği üretici firmaları Goodrich, Goodyear, Michelin ve Dunlop'un sunduğu detaylı özellik ve ölçü belirten lastik katalogları incelenerek yük/hız kriterlerini sağlayanlar seçilir. Eşdeğer tek tekerlek yüklemesi(ESWL), yüzey uyumu sağlanması amacıyla iki ana iniş takımı tekerine sahip(dual ya da twin) uçaklarda Denklem 4.20 kullanılarak yük/basınç hesabı gerçekleştirilir ve sonrasında parametreye uygun olmayan lastikler elenir. Çizelge 4.3'te lastik sınıflandırmasına ve iniş sahasına uygun basınçlar ve Çizelge 4.4'te uçak ağırlıklarına göre lastiklerin uygulanabilir basınç aralıkları gösterilmiştir.

$$ESWL = P_n/(1.33) \text{ ya da } ESWL = P_m/(1.33) \quad (4.20)$$

Uçağın iniş yapacağı yüzeyin özelliklerine ve görev portföyüne uygun olacak şekilde lastikler tercih edilir. En son olarak müşterinin talepleri doğrultusunda ve kriterleri sağlayan düşük ağırlık, düşük boyut, yıpranma ve aşınma karşısındaki performansa göre lastik tercihi yapılır.

Daniel P. Raymer'in eseri olan Aircraft Design: A Conceptual Approach (Uçak Tasarımı: Bir Konsept Yaklaşımı) kitabında tekerlek boyutlandırması Denklem 4.21 ve Denklem 4.22 kullanılarak hesaplanır. Bu hesaplamalar ana iniş takımı için gerçekleştirilir. Strok hesaplamasına uygun olarak ön/burun iniş takımı tekerleği, ana iniş takımının %60-%100 aralığında, Çizelge 4.2 terimleri kullanılarak boyutlandırılır. W_t , lastik genişliğidir.

$$D_o = D_t = A_D (P_m)^{B^D} \quad (4.21)$$

$$W_t = A_W (P_m)^{B^W} \quad (4.22)$$

Çizelge 4.2: Lastik Seçim Katsayıları.

	Çap		Genişlik	
	A_D	B_D	A_W	B_W
Genel Havacılık	1.51	0.349	0.7150	0.312
Özel İş Uçakları	2.69	0.251	1.170	0.216
Kargo/Bombardıman	1.63	0.315	0.1043	0.480
Savaş Jeti/Eğitim	1.59	0.319	0.0980	0.467

Lastiklerin hava basıncı, uçak lastiği üretici firmalarının kataloglarından uygun boyutlara göre seçim yapıldıktan sonra firma tarafından belirlenmiş olan ölçülerdeki şişirme basıncıdır. Burada uygun şişirme basıncının hesabı Denklem 4.22 ve Denklem 4.23'te verilen eşitlikler üzerine yapılır. Burada A_P tekerlek ayak izi alanını, B_{Lastik} ise lastik basıncını göstermektedir.

$$P_m = B_{Lastik} A_P \quad (4.22)$$

$$A_P = 2.3 \sqrt{W_t D_t} \left(\frac{D_t}{2} - R_r \right) \quad (4.23)$$

Goodyear ve Michelin firmalarının ürettikleri F-16C/D Block 40/50 Savaşan Şahin uçağının ana iniş tekerlekleri radyal ve çapraz kuşaklı konvansiyonel olarak iki seçeneği sunulan lastik özellikleri şunlardır:

Lastik Boyutları = 27.75*8.75-14.5 (27.75in dış çap, 8.75in yan yüzey(duvar yüksekliği) ve 14.5in jant bilgisi verir)

Katman = 24

Hız değeri = 270 mph

Strok = 10.5 in

Statik Yuvarlanma Yarıçapı (R_r)= 11.9 in

Goodyear ve Michelin firmalarının ürettikleri F-16 Savaşan Şahin uçağının ön/burun iniş tekerlekleri lastik özellikleri şunlardır:

Lastik Boyutları = 17.9*6.7-8

Katman = 22

Hız değeri = 270 mph

Strok = 10 in

Statik Yuvarlanma Yarıçapı = 7.5 in

Çizelge 4.3: Uçak lastiği basınç sınıflandırması.

Sınıflandırma	Tanım	Basınç
Düşük Basınç	Çimenlik Alan	25 - 35 psi (1.73-2.42 bar)
Orta Seviye Basınç	Çimen, Sıkıştırılmış Alan	35 - 70 psi (2.42-4.83 bar)
Yüksek Basınç	Geleneksel Pist	70 - 90 psi (4.83-6.21 bar)
Çok Yüksek Basınç	Geleneksel Pist	> 90 psi (6.21-24.2 bar)

Çizelge 4.4: Uçak ağırlıklarına göre lastik basınçları.

Ağırlık (kg)	Basınç (psi)	Basınç(bar)
5000	25 – 50	1.72 – 3.44
10000	25 – 90	1.72 – 6.20
20000	45 – 240	3.10 – 16.52
50000	60 – 240	4.13 – 16.52
100000	75 – 240	5.17 – 16.52
200000	100 – 240	6.89 – 16.52
300000	110 – 240	7.58 – 16.52
> 500000	150 – 240	10.34 – 16.52

4.3.3 Tekerlekler

Uçaklarda tekerlekler, iniş takımının önemli parçalarından birisidir. İniş, kalkış, taksileme, bakım-onarım faaliyetleri ve diğer kullanım süreleri içerisinde lastiklerin montajıyla birlikte uçağın tüm yükünü desteklemektedir. Bir uçak tekerinin beklenen özellikleri, seçilecek olan lastik boyutlarına uygun dış yapısına ve seçilecek fren sistemlerini içinde barındıracak iç hacme, hafif ağırlığa, yüksek mukavemete ve belirlenmiş güvenli açıklık mesafelerine sahip olmasıdır. Genellikle güçlendirilmiş

alüminyum alaşımları kullanılan tekerleklerde bazı magnezyum alaşımları da gözlemlenir.

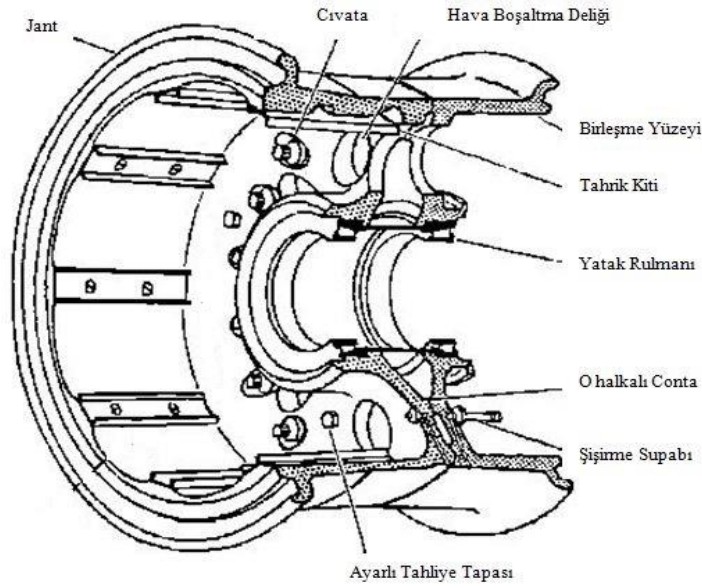
Modern uçak lastikleri iç lastiksiz olup jant kısmı iki alüminyum ya da magnezyum alaşımı dökme ya da dövülmüş parçanın birleşiminden oluşmaktadır. Askeri şartname MIL-W-5013 uyarınca özellikleri ve standartları belirlenir ve kurallara uygun olarak tasarlanıp üretilir. Uçakların jant kısmında termal basınç tahliye emniyet tapaları bulunur. Bu emniyet tapalarından F-16 uçağının ana iniş takımı tekerinde 3 adet bulunur. Tekerlekler 400°F'a ulaşabilen sıcaklık şartlarında görev yapmaktadır. Şekil 4.23'da bir uçağa ait soldan sağa sırasıyla ön/burun iniş tekerleği, fren ekipmanları ve ana iniş takımı tekerleği bulunmaktadır.



Şekil 4.23: Uçak tekerlek parçaları.

Çeliğin ağırlığının fazla olması ve titanyum elementinin maliyeti sebeplerinden güçlendirilmiş alüminyum alaşımı malzeme kullanılmaktadır. Yaygın olarak kullanıma sunulan iki tekerlek türü A-Çerçeve ve Çanak tipidir. Fren sistemlerinin tekerlek jantında fazla yer kaplayacağı durumlarda tercih olarak Çanak tipi tekerlek tercih edilir.

USAF ve BCAR(British Civil Airworthiness Requirements-İngiliz Sivil Hava Güvenliği Gereklilikleri) kuralları uyarınca, tekerleklerin kalkıştan sonra içeri çekilme sırasında dönme işleminin bitmiş olması gerektiğini belirtilir. Dönme işleminin Toplanma işlemi ve uçağın içindeki yuvasına yerleşebilecek şekilde iniş takımı toplanma(içeri çekilme) mekanizmasının oluşturulması gerekmektedir. Şekil 4.24'da bir uçağa ait soldan sağa sırasıyla ön/burun iniş tekerleğinin yapısı gösterilmektedir.



Şekil 4.24: Uçak tekerlek yapısı elemanları.

4.3.4 Hidrolik sistem

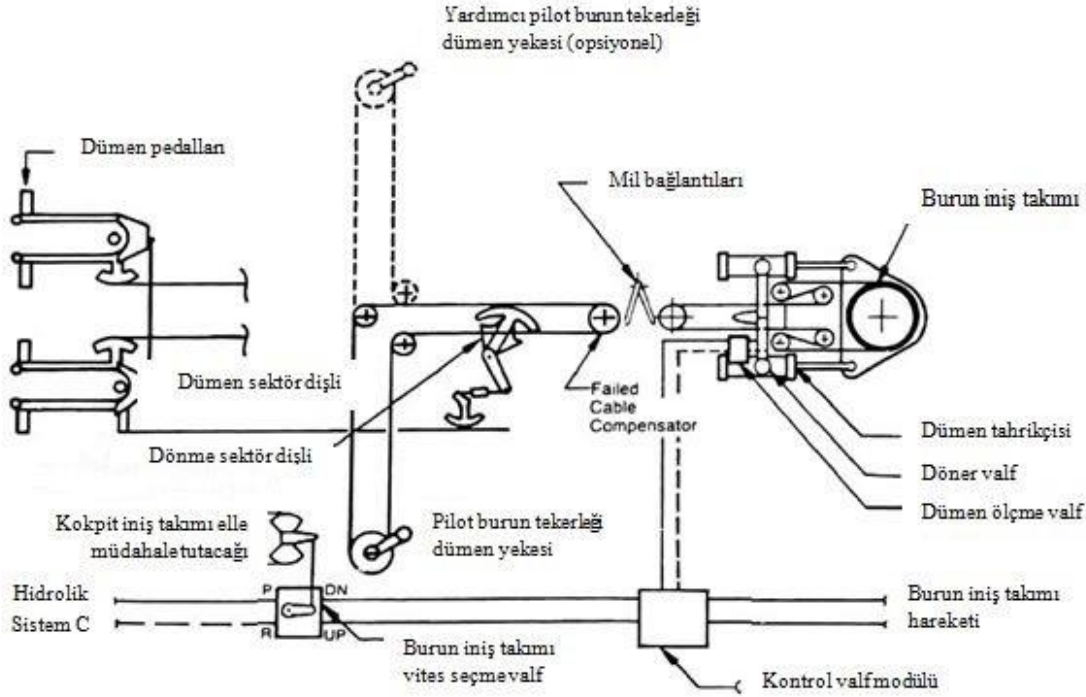
Uçaklarda genel itibariyle hidrolik sistemler, iniş takımlarında ve uçağın diğer önemli fonksiyonlarını yerine getiren yapılarında kullanılmaktadır. Uçakların büyüklüğü, kompleks yapısı ve fonksiyonuna göre şekillenebilen tasarımlarda hidrolik sistem sayısı farklılık gösterebilir, genel olarak Sistem A ve Sistem B olmak üzere iki kola ayrılır. Sistem A uçağın kanatlarındaki hız kesici paneller(aileron ve flight control spoilers) ve yakıt akış ayarlayıcılarda; Sistem B uçağın iniş takımı içeri çekilme ve şok absorbe, tekerlek frenleri, ön/burun iniş takımı dümen, kuyruk paraşütü, motor başlatma ve silah sistemlerinde kullanılmaktadır.

Görüldüğü üzere, iniş takımları mekanizmaları, hidrolik Sistem B ile çalışmaktadır. Uçaklarda her sistemin arıza vermesi ihtimaline karşı bir yedek plan kapsamında sistemleri bulunmaktadır. İniş takımı sistemleri Sistem B içerisinde meydana gelen hidrolik arızalarında; fren mekanizması için fren akümülatörlerinde, kuyruk paraşütü için kendi akümülatöründe hala var olan hidrolik basınç kullanılabilir, iniş takımı açılmasında nitrojenin basıncından faydalanılır. Ancak ön/burun iniş tekerleği dümen mekanizması yalnızca Hidrolik Sistem B'ye bağlı olduğu için eğer hidrolik basınç olmazsa, dümen işlevi yalnızca ana iniş takımı tekerlekleri sayesinde gerçekleştirilebilir.

4.3.5 Dümen sistemi ve uçağın yerde hareket kabiliyetleri

Uçakların yer operasyonlarını yerine getirebilmesi için bir dümen/direksiyon mekanizmasının uçağa entegre edilmesi şarttır. Tek bir Ön/Burun iniş takımı

tekerleğine sahip üç tekerlekli uçaklarda yeryüzündeki faaliyetleri boyunca yönlendirmelerinin sağlanması amacıyla ön/burun iniş takımına entegre edilmiş bir dümen mekanizması bulunmaktadır. Kontrolü gerçekleştirilebilir yapıdaki bir ön/burun tekerleği tasarlanmasının en önemli amacı, uçağın karadaki faaliyetlerinin daha güvenli yürütülmesi, hareket halinde oluşan dinamik dengenin sürdürülerek, uçağın kontrolü için gerekli enerjiyi minimize etmeyi sağlamaktır. Askeri uçaklarda dümen sistemleri tasarımı, MIL-S-8812’de belirtilen esaslar uygulanarak ve motorlardan gelen itme gücünün tüm uçak gövdesini hareket ettirmesi üzerine kurulu düzende tekerleklerde hız ve itki verecek bir sistem bulunmamaktadır. Motorda oluşan itkinin gerekli miktarda verilmesi, ana iniş takımı dikmelerinde bulunan fren sistemlerinin uygun kombinasyonlarda uygulanması ile uçağın hareket düzlemi içerisinde dümenin gerekli açılarda dönüş kabiliyetinin pilot tarafından sağlanması sonucunda uçağın karadaki istenen yönlendirilmesi gerçekleştirilmektedir.



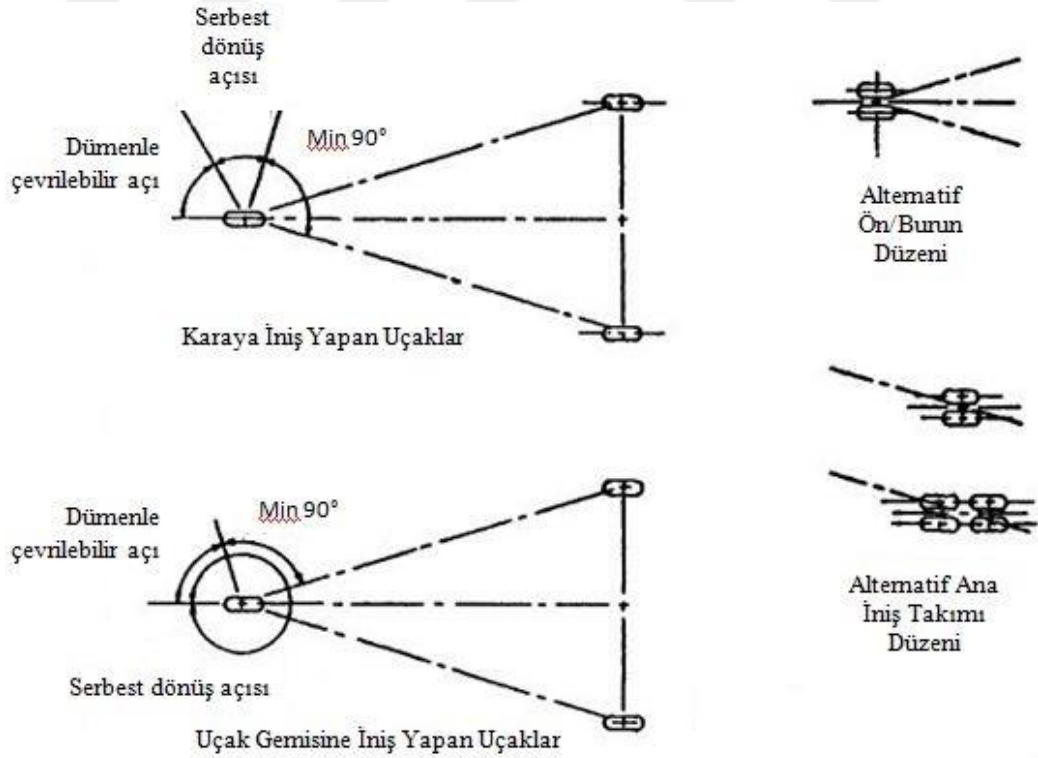
Şekil 4.25: Boeing-767 ön/burun dümen-yönlendirme mekanizması.

Burada esas olarak incelenmesi gereken sistem, ön/burun tekerleğinde bulunan dönüş kabiliyeti kazandıran mekanizmadır. Ön/Burun İniş Takımı Dümen Sistemi(NoseWhell Steering), elektrik düzeneği ile kontrol edilip hidrolik basınç ile

hareket ettirilir, bazı son teknolojik uçaklarda hidro-mekanik sistemler yerine elektronik sistemler kullanılmaya başlanmıştır.

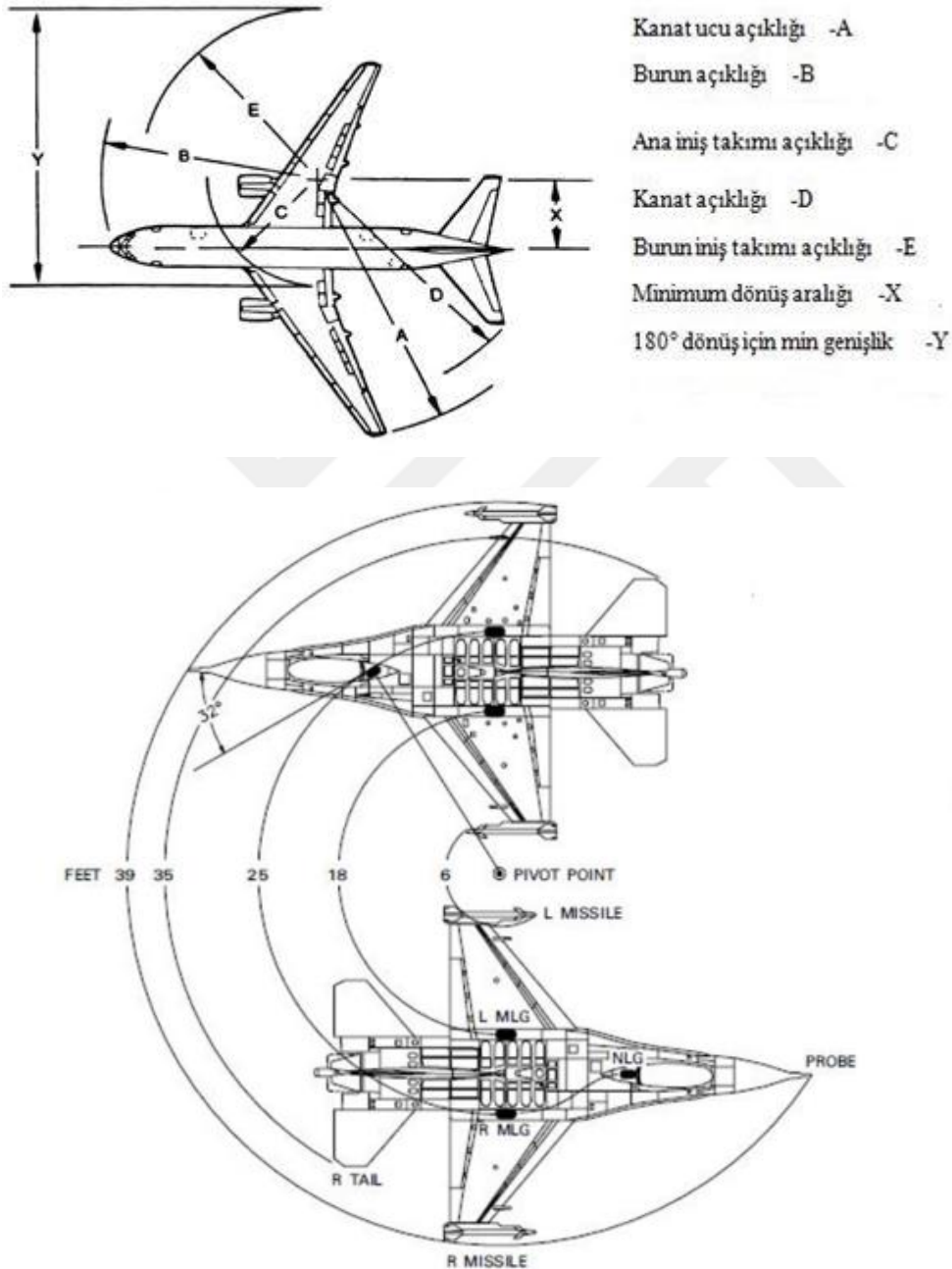
Yönlendirme sinyalleri, komutları, dönüş açısının pozitif kontrolünü sağlayan dümen pedalları(rudder pedals) ve/veya bir direksiyon simidi yardımıyla iletilir. Dönüş için her uçağın dümeninin sağladığı kısıtlı bir açı miktarı vardır. Bu miktar dümen pedalları kullanılan F-16 Savaşan Şahin uçağı için her iki dönüş yönüne de 32°'dir, uçak boyutu arttıkça bu derece düşer. Ancak bu açı miktarı, ana iniş takımındaki sağ ve sol frenler doğru şekilde farklı oranlarda uygulanırsa daha yüksek bir dereceye çıkarılabilir. Deniz kuvvetlerine bağlı olan uçak gemilerinden kalkabilen uçaklarda, ek bir gereklilik üzerine dümen bağlantısı elle devre dışı bırakılmadan 360 derece dönebilme kabiliyetine sahip olmalıdır(Şekil 4.29).

Uçak dikmeleri uzatılmış(extended) pozisyonundayken dümen sistemi otomatik olarak devre dışı olmaktadır. Aynı zamanda uçak kontrol panelinde ön/burun iniş tekerleği ışığının yanmadığı, iniş takımının içeri çekili pozisyonda olduğu durumda da dümen sistemi devre dışıdır. Kontrol panelinde bulunan dümen düğmesi ile karada iken dümen sistemi, motor kapalı olsa dahi devre dışı bırakılabilir veya aktif hale getirilebilir.



Şekil 4.26: Uçak tekerlek yapısı dümen-hareket açıları.

Lastiklerin uçağın minimum uçuş hızı baz alıp hesaplanması ile benzer şekilde dümen sisteminin yeryüzü üstünde gerçekleştirilen tüm $(1.3) \times (V_{S-L})$ hız koşulunu sağlaması gerekmektedir. Bu süratte uygun olacak şekilde hidrolik güç sistemlerinin boyutlandırılması, dengeli manevra kabiliyetinin kazandırılması için ön/burun iniş takımı düzeneğine uygun destek bağlantılarının sağlanması gerekmektedir. Şekil 4.27’de F-16 savaş uçağının manevra kabiliyet ve bir uçağın manevrasında kritik parametre değerleri ifade edilmiştir.



Şekil 4.27: Uçak yapısı dümen-hareket uzunluk parametreleri.

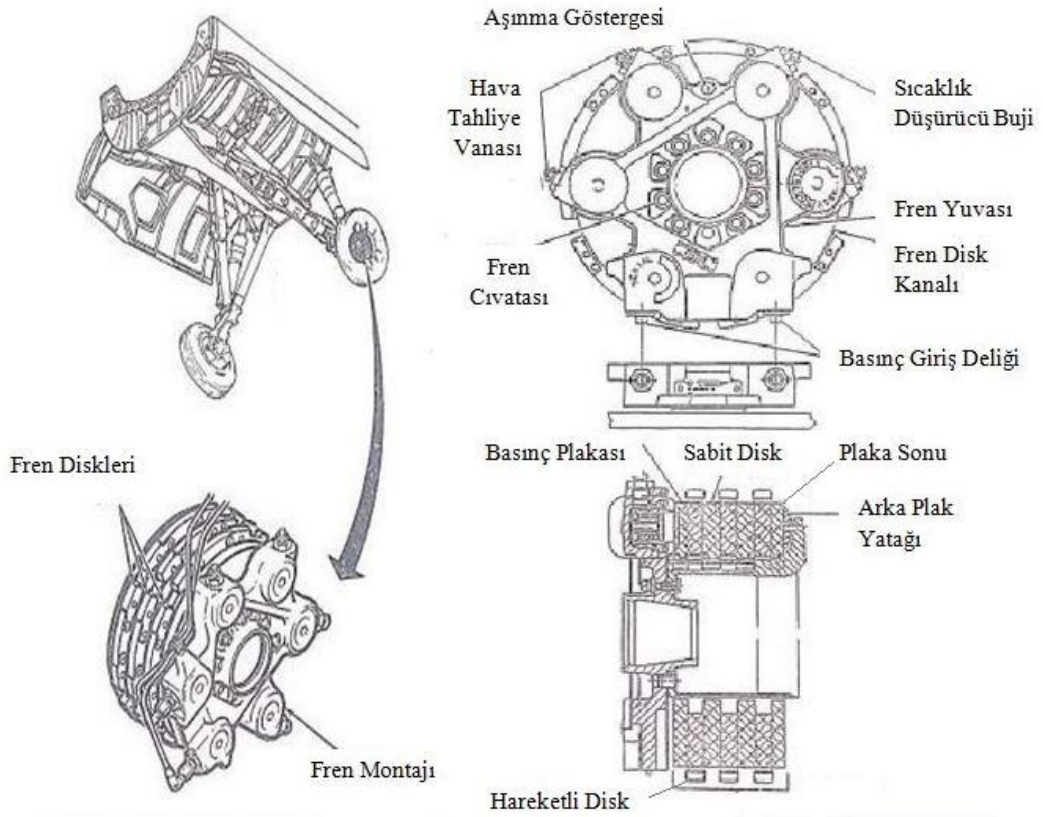
BCAR tasarım ve uygulama şartlarına göre iniş takımları açıldıktan sonra ve iniş faaliyetleri boyunca, ön/burun iniş takımı tekeri baştan sona kadar otomatik olarak

yerleştirilmelidir. Bu şartın sağlanabilmesi için ön/burun iniş takımı tasarımında açılma ve kapanma mekanizmasının hareket eksenine farklı açılardan gelebilecek rüzgar, su, nem, toz ve toprak gibi dış etmenlere karşı korunaklı ve destekli tasarlanması gerekmektedir. Üretilen ön/burun iniş takımlarının testleri, yan hava akımları ve manevra şartları esas alınarak gerçekleştirilmeli, yedek açılma mekanizması oluşturulmalıdır.

4.3.6 Frenler

Frenlerin kullanım amacı; uçağın durmasına ve yön değiştirme amacıyla diferansiyel yavaşlamaya yardımcı olmak, uçağın park pozisyonunda ve motorları çalışır durumda sabit tutmak, taksileme sırasında hız kontrolünün sağlanmasıdır. Şekil 4.28'de F-16 Savaş uçağına ait tekerlek yapısı içerisinde fren sisteminin elemanları ve bağlantı yapısı ifade edilmiştir.

Şekil 4.29'da gösterildiği üzere MIL-W-5013 uyarınca ana iniş dikmelerinin tekerlekleri, frenler içine oturtulmuş biçimde dizayn edilmelidir.



Şekil 4.28: F-16 savaş uçağı tekerlek, fren ve iniş takımı dikmeleri.



Şekil 4.29: F-16 savaş uçağı tekerlek, fren ve iniş takımı dikmeleri.

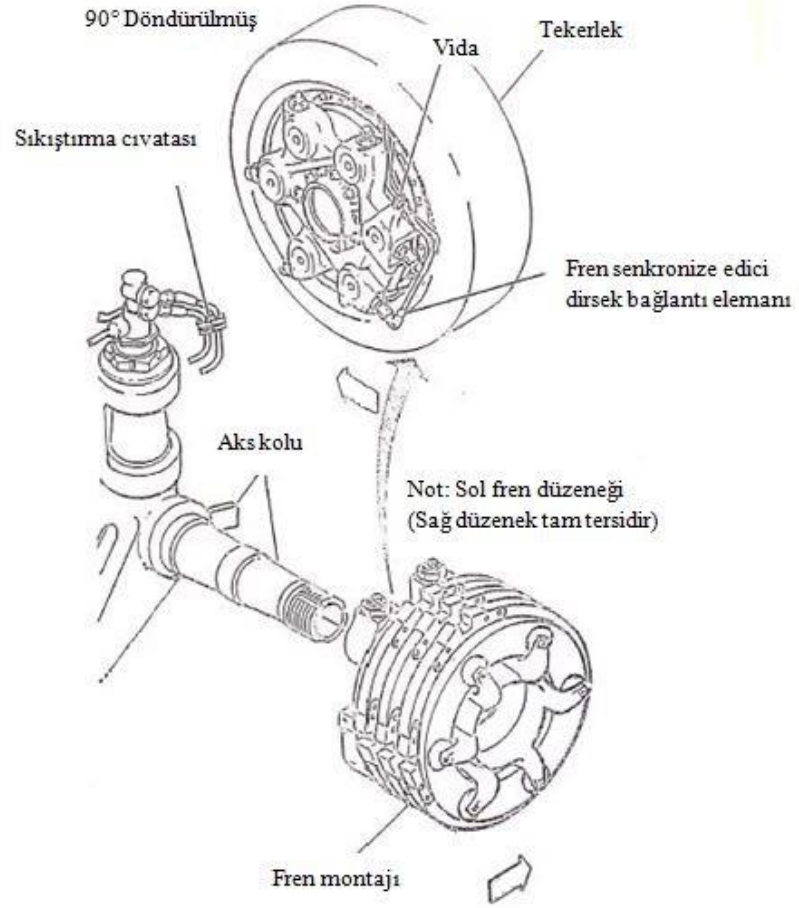
Çoğu modern uçaklarda disk tipi fren kullanılmaktadır. Frenler, uçağın hareketi dolayısıyla sahip olduğu kinetik enerjiyi sürtünme etkisiyle ısı enerjisine dönüştürmektedir. Bu sürtünme ile oluşan ısı enerjisi, hızlı bir şekilde frenlerden; tekerlek, lastik ve havaya dağıtılır. Lastik ve tekerleğin absorbe edebildikleri ısı enerjisi kısıtlıdır, bu sebeple ortaya çıkacak enerjinin ve frenler tarafından ısı enerjisine çevrilecek enerjinin hesaplanması ve de buna uygun ölçü ve malzemelerde fren sisteminin tasarlanması gerekmektedir.

Frenlemeyle yavaşlayan sistemde tekerlek ile iniş yüzeyi arasında yuvarlanma sürtünmesi gerçekleşmektedir. Yuvarlanma sürtünmesi katsayısı, kayma oranı (slip ratio) ile orantılıdır (Denklem 4.24). Denklem 4.24'te ifade edilen RPM, dakikada dönülen devir sayısını göstermektedir.

$$Kayma Oranı = 1 - \left[\frac{Frenler \text{ çalışırken Tekerlek RPM}}{Frensiz Tekerlek RPM} \right] \quad (4.24)$$

Fren kontrol sistemleri ve uygulamaları, MIL-B-8584 uyarınca düzenlenir. F-16'larda Meggitt firması üretimi karbon frenler ve fren kontrol sistemleri kullanılmaktadır.

Şekil 4.30'da F-16 savaş uçağı fren bütününün yerleştirilmesi, Şekil 4.31'de fren sistemlerinde kullanılan karbon fren diskleri gösterilmektedir.



Şekil 4.30: F-16 savaş uçağı fren bütünüünün yerleştirilmesi.



Şekil 4.31: F-16 savaş uçağı karbon fren diskleri.

1. Yuva
2. Kilitli Somun
3. Yassı Pul
4. Cıvata
5. Flanş/Basınç Plakası
6. Aşınma Göstergesi
7. Piston
8. Vida
9. Döner Disk
10. Bilgi Levhası
11. Yatak Yuvası
12. Conta
13. Sabit Disk
14. Yüzük
15. Conta
16. Gömlek
17. Pim
18. Perçin Cıvatası
19. Kayan Arka Levha
20. Kayan Mesafe Tutucu
21. Pim
22. Mil Kovanı
23. Yüzük

24. Isı Kalkanı

25-26. Vida

27. Boşaltma Temizleyici

28. Boşaltma Vanası

29-31. Conta

30. Boşaltma Ayarlayıcı

32. Korumucu Isı Atıcı

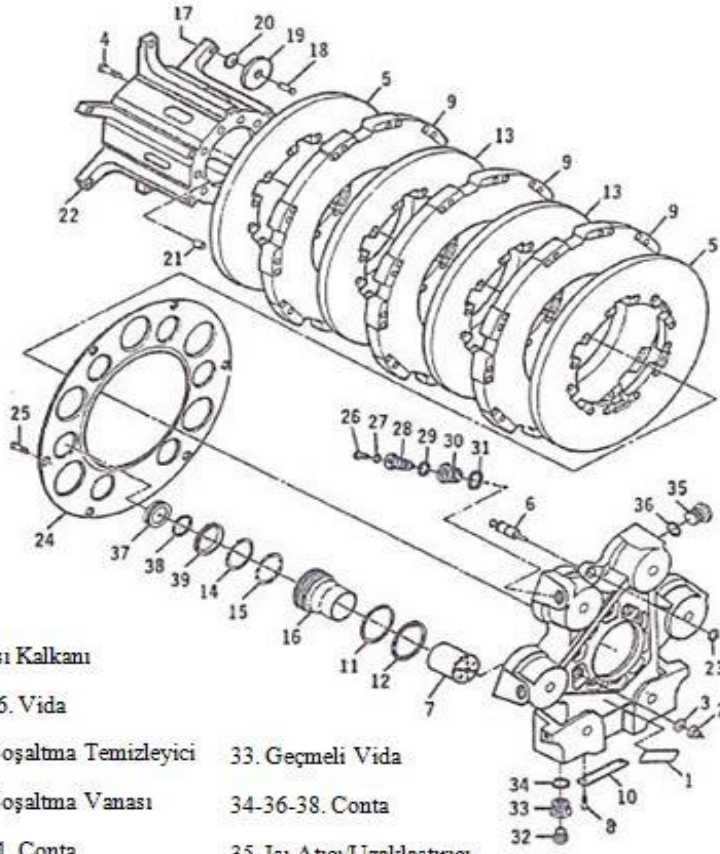
33. Geçmeli Vida

34-36-38. Conta

35. Isı Atıcı Uzaklaştırıcı

37. İzolatör/Yalıtkan

39. Yüzük



Şekil 4.32: F-16 savaş uçağı fren bütünü'nün her bir yapı elemanı.

Fren disklerinde kalite standartları aşağıda belirtilen askeri havacılık kuralları düzenlemeleri ile belirlenmiştir. Bu standartlar MIL-W-5013 Fren sistemleri, MIL-Q-9858 Kalite Progrma gereklilikleri, QQ-P-35C Korozyon Dirençli Çelikler için Pasifleştirme Uygulamaları, MIL-STD-889 Benzemez Metaller, MIL-STD-1568 Malzeme ve Süreçlerin Korozyon Önleme ve Kontrolüdür. Şekil 4.32'de F-16 savaş uçağı fren bütünü'ndeki parçalar ve görevleri ifade edilmiştir.

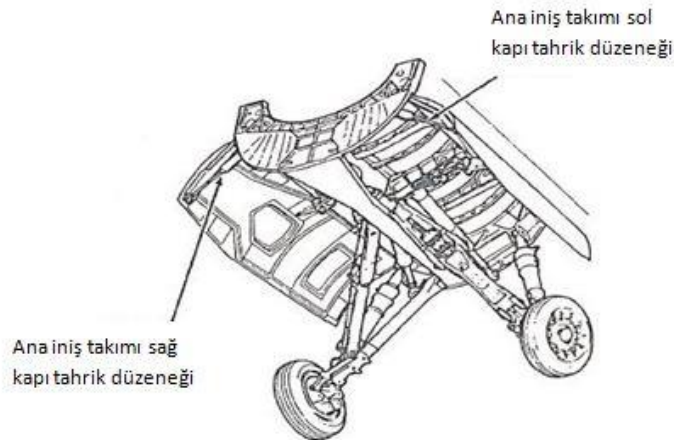
Hava koşullarının ve iniş şartlarının durumuna göre pilot kontrolündeki fren düzeneğine ek olarak uçak tekerleğinin piste tutunuşunu arttıran ve güvenilir fren mesafesini koruyan Kaymayı Önleyici Fren Sistemi(Anti-skid) geliştirilmiştir. Tüm pist yüzeylerinde maksimum fren performansı sağlayarak özellikle ıslak veya buzlu pist koşullarında iniş performansını ve güvenliğini artırır. Sistem(Anti-skid), pilotun tekerleğin kilitlemesi ve daha sonra patinaj yapma ihtimalinden endişe etmeden her zaman frene tam pedal kuvveti uygulamasına izin verir.

Kaymayı Önleyici Fren Sisteminde daimi elektrik ve hidrolik sistem bileşenleri ve diğer yapı elemanlarından oluşur. Bu sistem minimum frenli iniş mesafesinin azaltılması ve uygun standartlarda olması pist koşullarının ve pilot tekniğinin yanında, kuru, sert bir yüzey pistinde iniş mesafesini yüzde 15 ila 20 oranında ve ıslak bir pist için yüzde 25'i kadar azaltabilmektedir. Tamamen otomatik olarak çalışmakta olup pilot tarafından Kaymayı Önleyici Fren Sistem(Anti-skid) her zaman aktifleştirilebilir. Kaymayı önleyici fren sistemi, frenleme sırasında sensörleri vasıtasıyla yaklaşmakta olan tekerlek kaymasını algılar ve tekerlek kilitlemesini önlemek amacıyla fren hidrolik basıncını değiştirir. Bununla birlikte, pilot frenleme çabası kayma sınırını aştığı durumda, Anti-Skid sistemi devreye girer ve hidrolik basıncı optimize etmek için tekerlek hızı geri bildirimi kullanır, frenlerdeki yükü dengeler ve maksimum verimde güvenilir fren şartlarını sağlar.

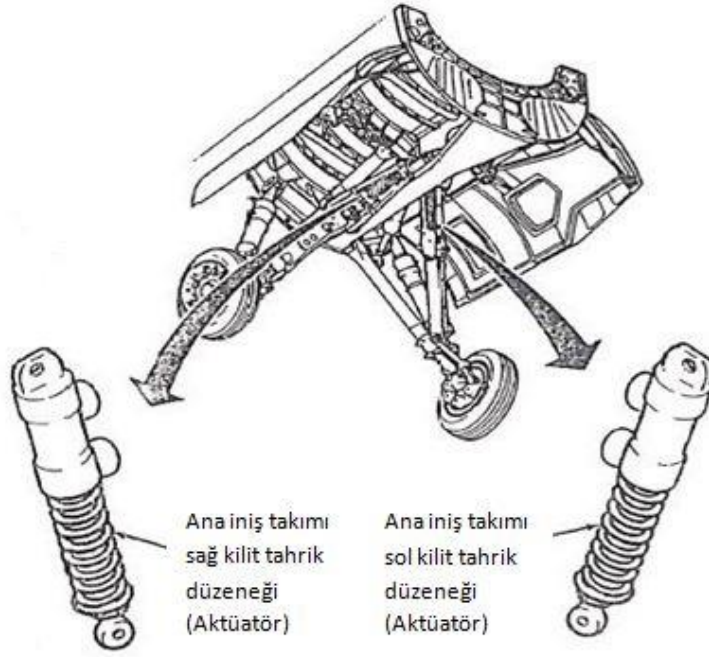
4.3.7 İniş takımı içeri çekilme ve açılma hareket geometrisi

Bir uçakta kullanılacak olan içeri çekilme mekanizması tasarımı ve üretimi, uçak lastik, hidrolik dikme, amortisör ve gerekli yerden yükseklik uzunluklarının belirlenmesinin sonucunda ortaya koyulur. Bu parametrelerdeki farklılıklar, uçakların içeri çekilme mekanizmalarının ağırlık, boyut ve kullanılacak sistemlerin sayısı ve türü açısından çok sayıda çeşitliliğin oluşmasını sağlamaktadır.

İniş takımı içeri çekilme mekanizması tasarlanırken, temel kinematik bilgisi, içeri çekilme hareket sağlayıcı hidrolik tahrik sistemi(retraction actuator) konumlandırılması, yaşanan spesifik arızalar ve bunlarla alakalı çözüm yolları incelenerek ve uygulanarak gerçekleştirilir.

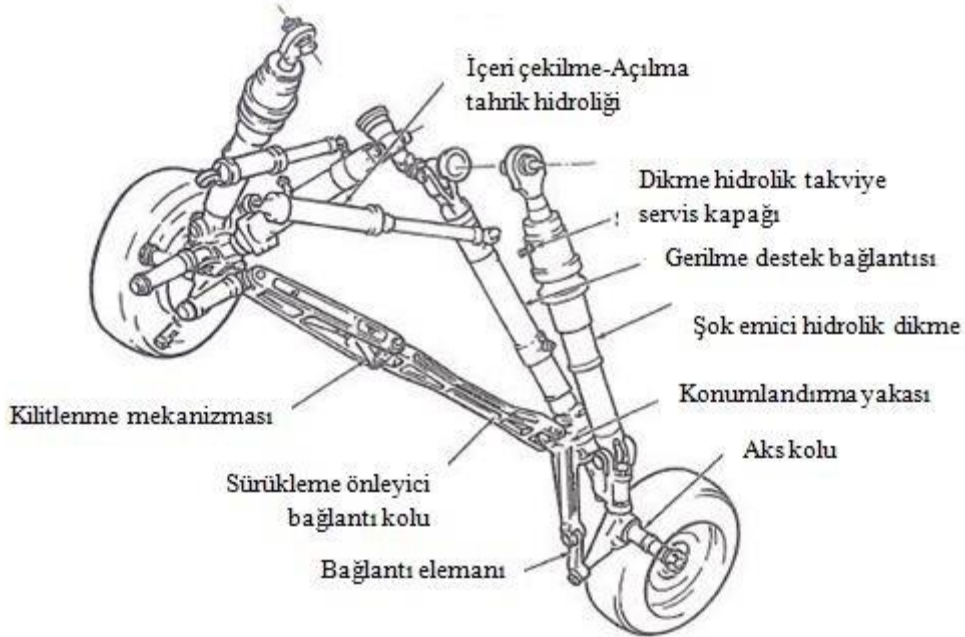


Şekil 4.33: F-16 savaş uçağı ana iniş takımı kapıları açılmış pozisyonu.

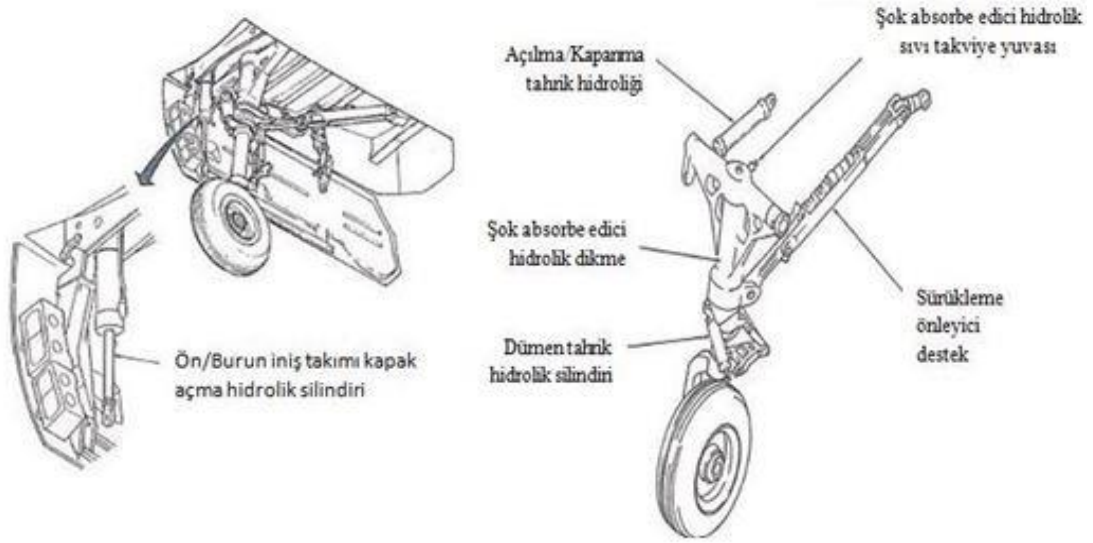


Şekil 4.34: F-16 savaş uçağı ana iniş takımı dikme kilit tahrik düzenekleri.

İniş takımları iniş yapacakları koşullar, uçağın maksimum yükleme şartları ve boyutlandırılması düşünülerek çeşitli geometrilere ve katlanma mekanizmasına sahip olabilirler. Ön/Burun ya da ana iniş takımları öne, yana veya arkaya açılması şeklinde çalışan, mesnetlere bağlanmış taşıyıcı ve hareket sağlayıcı bağlantılarla güçlendirilmiş yapılardır.



Şekil 4.35: F-16 savaş uçağı ana iniş takımı açılma kapanma düzenekleri.



Şekil 4.36: F-16 savaş uçağı ön/burun iniş takımı yapıları ve açılma kapanma düzenekleri.

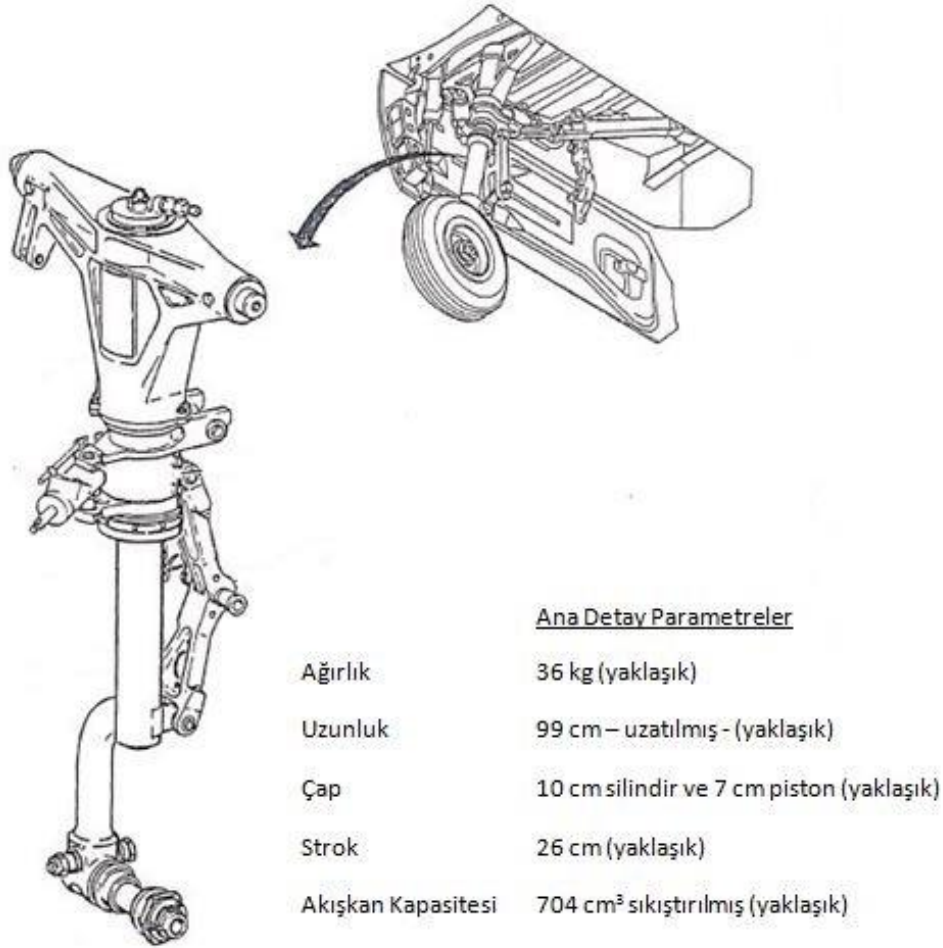
Şekil 4.36’da F-16 savaş uçağında ön/burun iniş takımlarına ait yapı elemanları gösterilmiştir. İniş takımı kapanma-yukarı hareket etme mekanizmasının işleme süreci şu şekildedir:

- İniş takımı uyarı ışıklarının yanması
- İniş takımı kilitlerinin açılması ve içe çekilmesi
- Üç tekerlek aşağıda ışığının sönmesi
- Ana iniş takımı tekerlek dönmesinin durması
- İniş takımı kapılarının kapatılıp kilitlenmesi
- İniş takımı uyarı ışıklarının sönmesi
- İniş takımı sistemlerinden hidrolik basıncın çekilmesi
- FLCS anahtarı seyir konumuna alma
- TEF’in aerodinamik pozisyonuna geri çekilmesi
- Fren 1 numaralı kanalından elektrik gücünün çekilmesi

İniş takımı açılma-aşağı hareket etme mekanizmasının işleme süreci şu şekildedir:

- İniş takımı uyarı ışıklarının yanması
- İniş takımı kapısının ve iniş takımının kilitlerinin açılması
- İniş takımının uzaması, pozisyonunda kilitlenmesi
- Üç tekerleğin aşağıda ışığının yanması
- İniş takımı uyarı ışıklarının sönmesi

- TEF uzaması
- FLCS anahtarı iniş ve kalkış konumuna alma
- İniş takımı nozul zamanlamasının aktifleştirilmesi
- Uçağın kanatlarındaki hız frenlerinin aksi belirtilmediyse 43° yapılması
- Fren 1 kanalına elektrik gücünün verilmesi



Şekil 4.37: F-16 savaş uçağı ön/burun iniş takımı uzatılmış/açılmış verileri.

Şekil 4.37 üzerinde F-16 Block 30/40/50 savaş uçaklarında mevcut kullanımda olan ön/burun iniş takımlarında ait kritik ölçülendirme değerleri ifade edilmiştir. Bu değerler, uçağın inişi sırasında etki edecek yüklemelerin hesaplanması, kumanda-yönlendirme faaliyetlerinin icraası için önemli parametrelerdir.

Malzeme seçiminde belirleyici faktörler; malzemenin kullanıldığı yapı elemanının maruz kaldığı kuvvet ve moment yükleri, korozyon, ısı etmenleri ve dayanım, esneklik, maliyet, imalat yöntemlerine uygunluk ve üretilebilirlik, montaj sonrasında etkileşimde bulunacağı parçalardır.

Malzeme	Uygulamalar
Çelik	Pistonlar, bilezikler, anahtar braketleri, kilit mekanizmaları, mil, yay, kelepçe, pim yapıları ve burç geçme kolları
Alüminyum	Kol, bilezik, pul, tekerlek, flanş
Titanyum	Ana İniş Takımı Yapısı
Magnezyum	Aktif kullanım yoktur, alaşımlarda kullanımı bulunmaktadır
Alüminyum Bronz	Üst ve alt iniş takımı şok absorbe edici dikeyler
Berilyum	Fren ısı tahliye elemanı ve Burç
Kompozit Malzeme	Ana iniş takımı dış silindir ekipmanları, pistonlar, bağlantı kolları, tork kolları, güç sevk kolları, kontrol ve stabilizasyon yapı elemanları, iniş takımı kapıları

Şekil 4.39: İniş takımlarında kullanılan bazı elementler ve kullanım yerleri.

Uçaklarda kullanılan elementler, kullanıldıkları yapı elemanlarında spesifik bir dayanım ve ömür tasarımına uygunluk içermelidir. Çelik, uçağın genel yapısında az tercih edilmesine rağmen, yük taşıyıcısı görevini üstlenen iniş takımı gibi kritik sistemlerde kullanılmıştır. Korozyona karşı gösterdiği direnç, çeliğin kullanımını verimli hale getiren bir diğer etkidir.

Bununla birlikte çeliğin öz kütlesinin yüksek olması, dezavantaj oluşturmaktadır. Düşük ağırlık, düşük hacim ile korozyona ve yorulmaya karşı yüksek dayanım gücü beklentisi içinde optimizasyon ile en faydalı, verimli olasılık üzerinden malzeme tercihi her bir yapı elemanı için gerçekleştirilir.

Malzeme ve Metalürji alanında gerçekleşen gelişmelerden sonra alüminyum alaşımları çeşitlendirilerek, özellikleri kullanımlarına uygun olarak dizayn edilmiştir. Birçok yeni alüminyum alaşımının titanyum bazlı alaşımlardan daha yüksek dayanıma sahip olduğu görülmektedir. Bu alaşımlar, uçakların küçük geometriye sahip veya düşük ağırlık şartlarını sağlayacak yapı elemanları olarak görev

yapmaktadır. Şekil 4.39’ da İniş takımlarında kullanılan alaşım isimleri bazı kritik öneme sahip değerleriyle birlikte verilmiştir.

Malzeme	Üst Çekme Dayanımı(MPa)	Yoğunluk (Mg/m ³)	Elastisite Modülü(MPa)	Kayma Modülü(GPa)
Alüminyum alaşımı 7010 T 736	500	2.82	69	26
Alüminyum alaşımı BS L161	385	2.80	69	26
Titanyum AMS 4967 TA13	830	4.42	113	42
Çelik BS S99	1080	7.83	200	76
300M	1550	7.83	200	76
HY-TUF AMS 6418	1275	7.83	200	76
35 NC D16 THQ	1420	7.85	203	79
4330M AMS 6411	1276	7.83	200	76

Şekil 4.40: İniş takımlarında kullanılan bazı alaşımların malzeme özellikleri.

İniş takımlarının dizayn koşullarını sağlayıp uygun kullanım ömrüne sahip olacak şekilde en yüksek yükleme koşullarında en yüksek gerilmeler altındaki davranışların incelenmeli ve plastik deformasyon şartları test edilmelidir.



5. TASARIM İYİLEŞTİRMELERİ, HESAPLAMALAR VE ANALİZ

5.1. Mevcut Tasarım Problemlerinin İncelenmesi

F-16 savaş uçaklarında 341 Lower Bulkhead adı verilen parça, merkez hattı omurga kirişine bağlanan ana iniş takımı dikmelerinin uçak gövdesi ile bağlantısını oluşturan yapıdır. Bu 341 Lower Bulkhead parçası, flanşının yarıçapında yorulma çatlak büyümesi ve kırılma yaşayan kritik bir bileşendir. Parça üzerinde bir çatlak tespit edildiğinde, öncelikli olarak çatlak büyümesi her uçuş öncesi ve sonrasında boyutu ve derinliği dikkate alınarak incelenir. Ancak daha fazla çatlak büyümesi, parçanın hizmet ömrünü büyük ölçüde azaltabilir ve nihayetinde maliyetli 341 Lower Bulkhead parçasının değiştirilmesini gerektirebilir. F-16 Blok 30/40 uçaklarında gözlemlenen bu durum, ilk olarak Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri'nce tespit edilip, hasarın boyuna göre, parçanın kısmi onarımı ve/veya yenisi ile değiştirilmesi şeklinde düzeltici aksiyon alınmıştır. Buna ek olarak, daha yeni ve modern sürüm olan F-16 Blok 50/52'ler, F-16 Blok 40/42'lerle aynı bölme tasarımına sahip olduğundan ve hizmet ömürlerinin bir noktasında yapısal yorulma nedeniyle çatlaklardan etkileneceğinden parçanın tasarımında gerçekleştirilmesi gerekli bir iyileştirme tüm dünya genelinde 4588 adetten fazla üretilen ve aktif olarak en çok uçuş gerçekleştiren savaş uçağı F-16'lar için kritik bir önem arz etmektedir.

Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri'nde 2008 yılına kadar gerçekleştirilen ilk tespitlerde 397 adet F-16 Blok 40/42'sinden 63'ünde, 2016 yılına kadar gerçekleştirilen tespitlerde ise 446 adet F-16 Blok 30 uçağında çatlaklara sahip olduğu tespit edildi. Bu uçaklar için uzun süreli olarak uçuş kısıtlamasına gidildi. Lower Bulkhead parçasının tasarım ömrünün 3200 iniş-kalkış(cycle) olması ve F-16 savaş uçaklarının uçuş ilk tasarım ömrünün 8000 iniş-kalkış(cycle) sonradan üretilen çeşitlerinde 12000 iniş-kalkış(cycle) olarak belirtilmesi de bu kritik parçanın, F-16 uçuş ömrü boyunca 2 kez değiştirilmesi gerekliliğini ortaya koymaktadır.

341 Lower Bulkhead yapı elemanında görülen çatlaklar için uygulanan onarım ve ömür tükenmesi sonucu değişimler sebebiyle, her bir uçak efektif ömürlerinin bakım onarım için ortalama 3 günlük süresini ek olarak yerde tamirat görerek geçirmektedir. Bu durum bakım onarımı gerçekleştiren teknisyen ve mühendisler de düşünüldüğünde ilave bir çalışan-saat maliyeti ortaya çıkarmaktadır.

5.2. Yeni 341 Lower Bulkhead Tasarımı için Hesaplama Parametreleri

Şekil 5.1, F-16 savaş uçağının ana iniş takımını göstermektedir. Şekilde görüldüğü gibi 341 Lower Bulkhead kısmı, yan yüzeylerinden uçağın ana gövdesine bağlı konumda iken, içindeki burçlar vasıtasıyla darbe sönümleyici dikmelere bağlanmıştır.

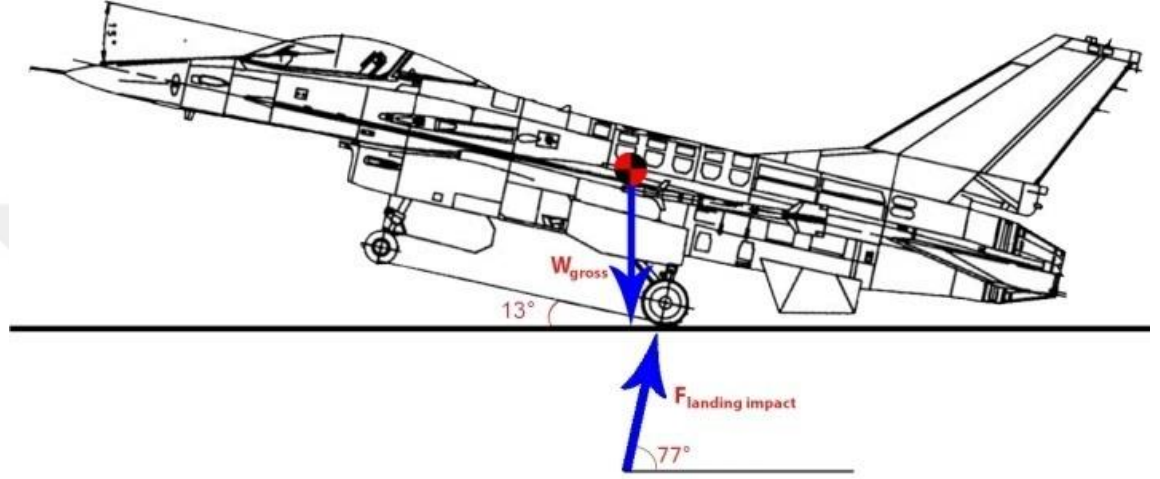
Öncelikle mevcut 341 Lower Bulkhead parçasına ait teknik resmi elde edilmiş ve detaylı olarak incelenmiştir. Bu bileşende gözlenen yorulma kaynaklı deformasyonlar ve çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesi hakkında konum bilgisi bu alandaki teknisyenlerden alınmıştır.



Şekil 5.1: F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı.

F-16 savaş uçaklarının iniş konfigürasyonları, 1 emniyetli ve 7 emniyetsiz farklı yaklaşma ve iniş şeklinde gerçekleşir. Güvenli iniş olarak adlandırılan ilk varyasyonda, tüm İniş Takımları dikmeleri hasar görmeden ve fazla yükleme altında kalmadan iniş gerçekleştirir. Uçağın inişi sırasında iniş, öncelikle ana iniş takımının iki tekerleğinin temas ettiği normal bir iniş olan iniş takımlarında yaşanabilecek sorun dışında 3 farklı şekilde gerçekleşecektir.

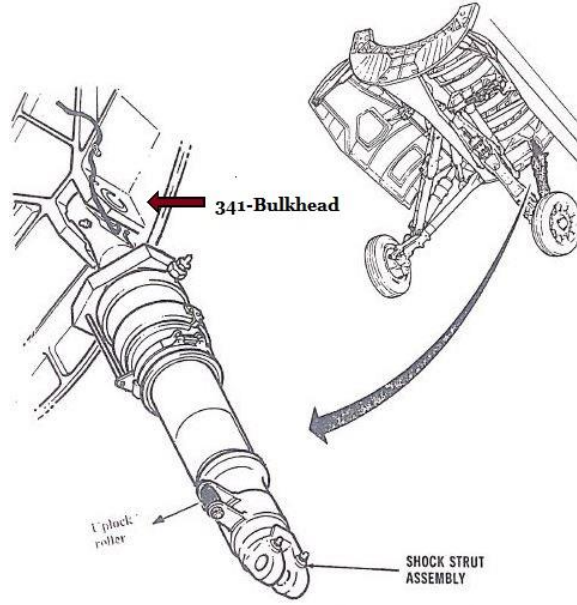
Ana iniş takımı ve burun iniş takımının aynı zamanda, ikincisi burun ve ana iniş takımı üzerindeki üç iniş tekerleği aynı anda ve üçüncüsü, bir ana iniş tekerleğinin diğerinden önce piste değdiği bir iniş şeklidir. Tüm bu olasılıklar göz önüne alındığında incelenecek durumlar 5 durumda değerlendirilebilir. Bu kapsamda Bölme kısmının ömür hesabı farklı senaryolar ve maksimum gerilmeler altında yapılmıştır.



Şekil 5.2: F-16 Block-30/40 13° Açı İle İniş Gerçekleştiriyor.

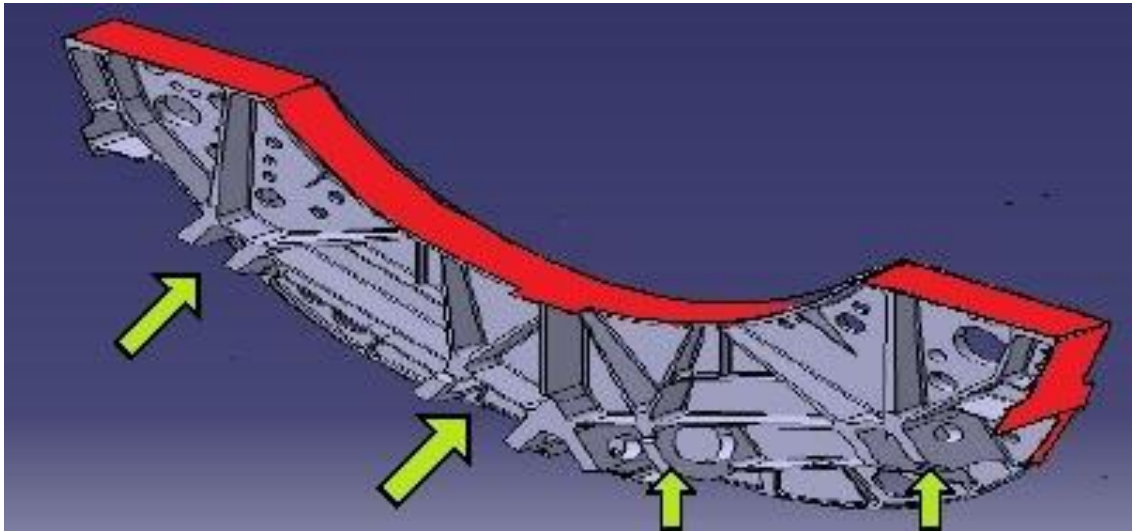
F-16C'nin pilot, petrol, iki uçlu AIM-120 füzesi ve tam dolu 20 mm mühimmat dahil brüt ağırlığı yaklaşık 9500 kg ve tam dahili JP-8 yakıt ile 12790 kg'dır. Harici yakıt ile F-16C'nin maksimum kalkış ağırlığı 16875 kg'dır.

Durum-1 160 knot (296 km/s) için normal iniş, iniş açısı 13° hücum açısı, normal kurtarma iniş yakıtı 545 kg, iniş ağırlığı 10045 kg olarak adlandırılabilir ve iki ana iniş tekerleği aynı anda piste temas eder. zaman. Durum-2, normal iniş parametreleri için ana inişin bir tekerleği olan ilk dokunuştur. Durum-3, acil iniş açısı 13°, hız 160 knot, ağırlık 16500 kg ve iki ana iniş tekerleğinin aynı anda piste temas etmesi nedeniyle maksimum kalkış ağırlığı ile inişin gerçekleştirilmesi durumudur. Durum-4, diğer normal iniş parametreleriyle birlikte flepsiz iniş hızı-180 knot (333,36 km/s) için yapılan iniştir. Son Durum-5, normal iniş parametreleri için 11° açılı iniştir.



Şekil 5.3: F-16 Block-30/40 Shock Absorber Komponenti.

341 Lower Bulkhead yapı elemanına etki eden kuvvet ve momenti hesaplamak için Şekil-5.3'te gösterilen Şok Dikmesinden gelen yükler dikkate alınmalıdır. Şok Desteğinde emilen enerji Şekil-5.3'te gösterildiği gibi 341 Lower Bulkhead'deki 8 deliğe aktarılır. Delik başına kuvvet bileşeni, farklı açılara ve emilen enerjiye bağlı olarak değişir. Şekil 5.3'te, F-16 avcı uçağının ana iniş takımına ait olan 341-Bölme bölümünü göstermektedir.

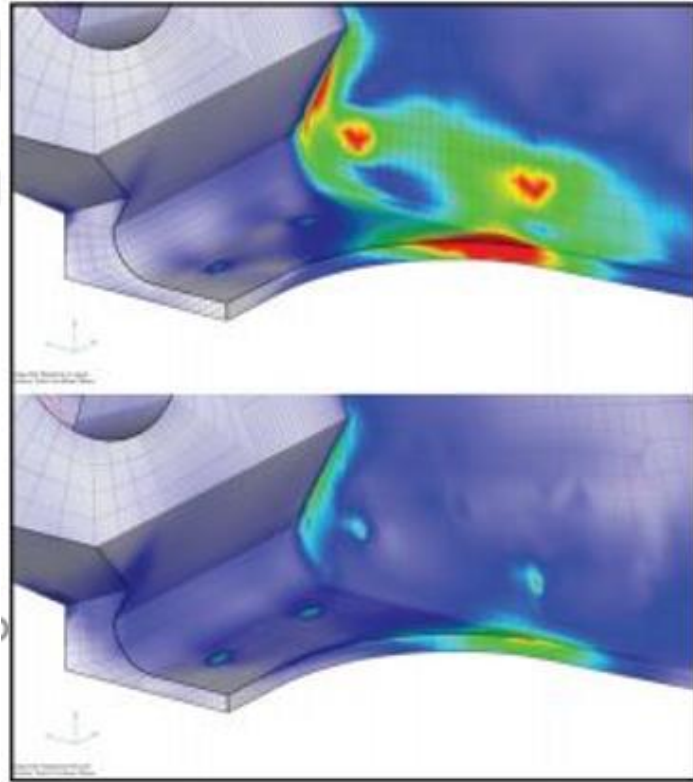


Şekil 5.4: F-16 Block-30/40 Mevcut Kullanımdaki 341 Lower Bulkhead Komponenti.

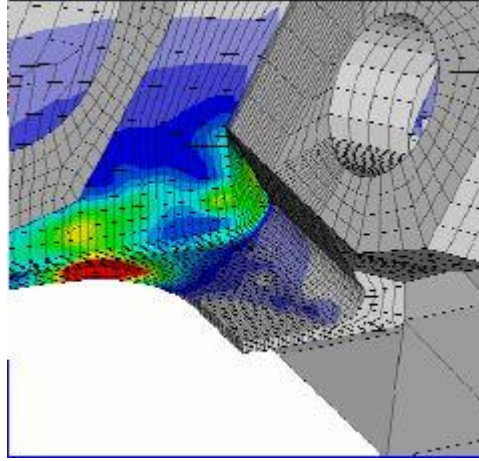
Kuvvetler, Şekil-5.4'de gösterilen oklarla gösterilen burçlu bağlantı elemanları vasıtasıyla Bölme bileşenine etki etmektedir. Kırmızı renk ile gösterilen yanall bağlantı yüzeyleri ise Bölme kısmının uçak gövdesine temas ettiğı ve gerilimlerin aktarıldığı kısımlardır. Bu yüzeylere ek olarak iniş takımlarının hidrolik ve elektrik aksamlarından geçtiğı ince bir kalınlığa sahip deliklerde çatlakların görüldüğü noktalar vardır.

Olası müdahale yöntemleri tartışılarak en uygun çözüm seçenekleri uygulandı. Çizim programı için ANSYS 2021 çizim ve analiz programı tercih edildi. FEA yöntemi ile parçaların üzerine gele yüklemelerin oluşturduğu etkinin gözlemlenmesi amaçlanmıştır.

Yan bağlantı yüzeylerinin iç köşeleri ve pahlar gibi diğer bileşenlere müdahale etmeyecek şekilde belirtilen riskli alanlarda kalınlık arttırılmıştır. Şekil 5.5 ve 5.6'da gerilmelerin en yüksek olduğu bölgeler ifade edilmiştir.



Şekil 5.5: F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Gerilme Yüzeyleri.



Şekil 5.6: F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Çatlak İlerleme Yüzeyleri.



Şekil 5.7: F-16 Block-30/40/50 341 Lower Bulkhead Çatlak İlerleme.

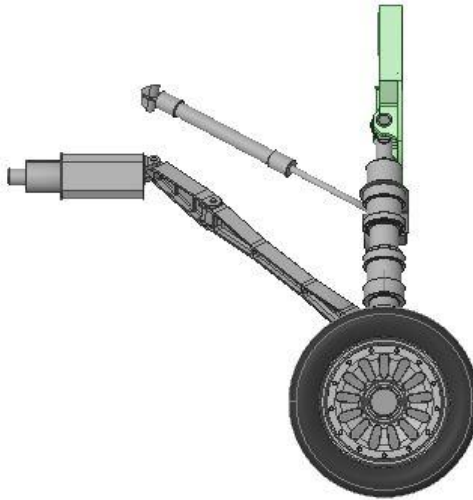
Normalde buraya gerçekleştirilen tamir işlemi, fatigue crack oluşumuna ve ilerlemesine bağlı olarak blend yapılması ve sonrasında çatlakın büyümesi ile birlikte fitting replace edilmesidir. Ancak bu çözüm malzeme ömrünü uzatmamakla birlikte, Bulkhead parçasının ömrü uçak ömründen kısa olduğu için belirli kullanımdan sonra değiştirilmesi gerekli olan parça için sadece geçici bir çözüm sunmaktadır. Şekil 5.7'de çatlak ilerlemesi sonucunda yüzeyde meydana gelen deformasyon ifade edilmiştir. Şekil 5.8'de ise teknisyen tasarımdan çatlak ilerlemesi kontrolü ve iniş takımlarında 341 Lower Bulkhead değişim gerekliliğine dair kontroller gerçekleştirilmektedir.



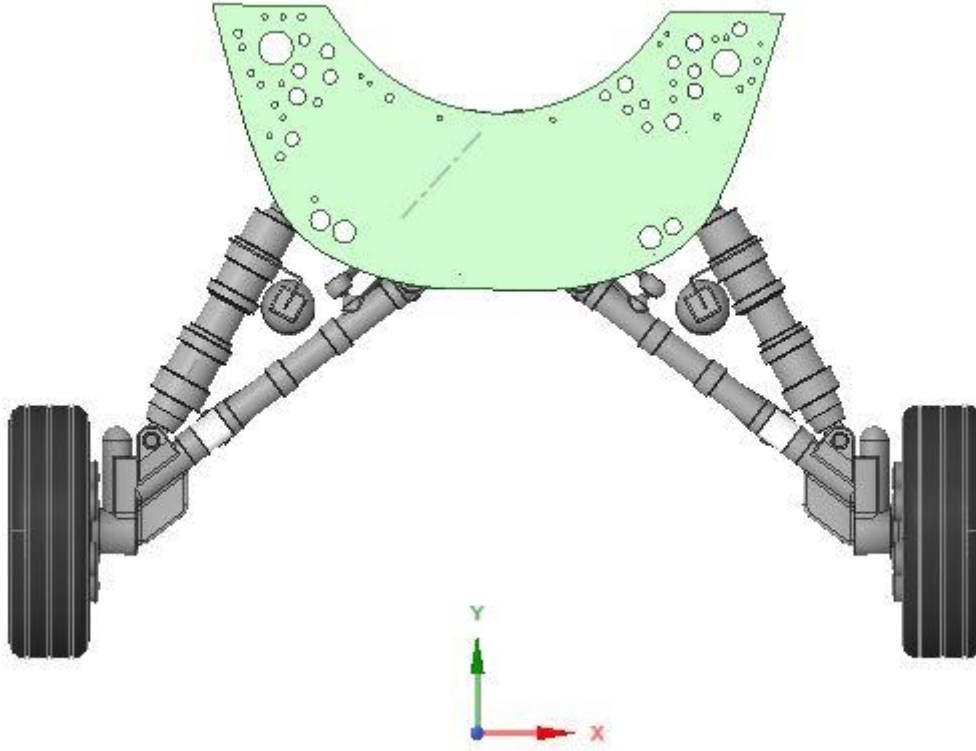
Şekil 5.8: F-16 Block-30/40 341 Lower Bulkhead Tamir ve Kontrol Prosedürleri İcraası.

5.3. Yeni 341 Lower Bulkhead Tasarımı

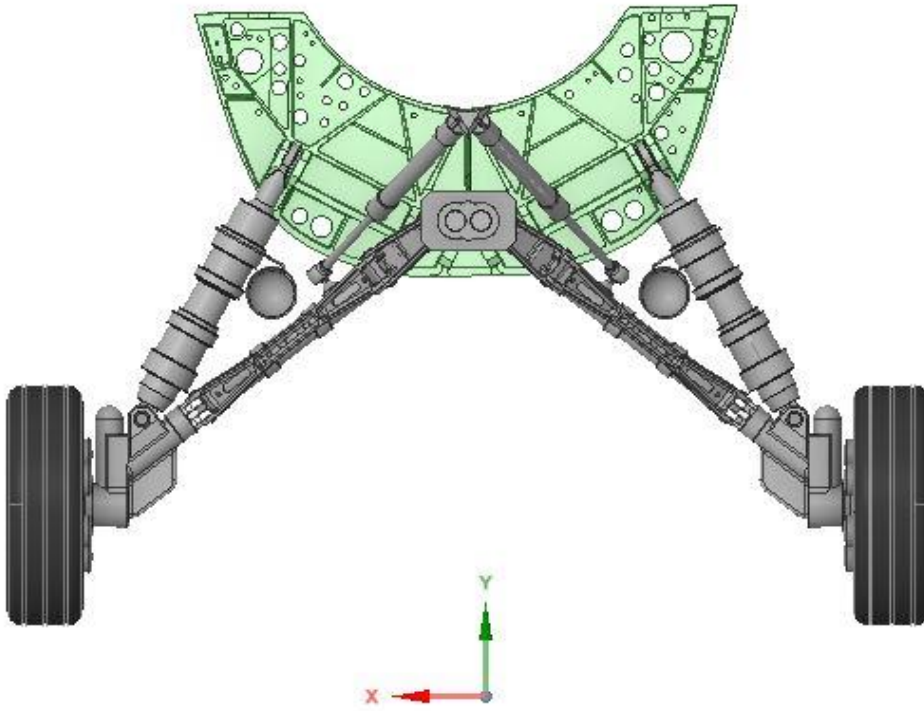
Öncelikle F-16 Savaşan Şahin (Fighting Falcon) uçağına ait Ana İniş takımları ANSYS programı yardımıyla çizilerek, Şekil 5.9, 5.10 ve 5.11'de görüleceği üzere detaylandırılması gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.9: F-16 Block-30/40 Ana İnişTakımı ve 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi.

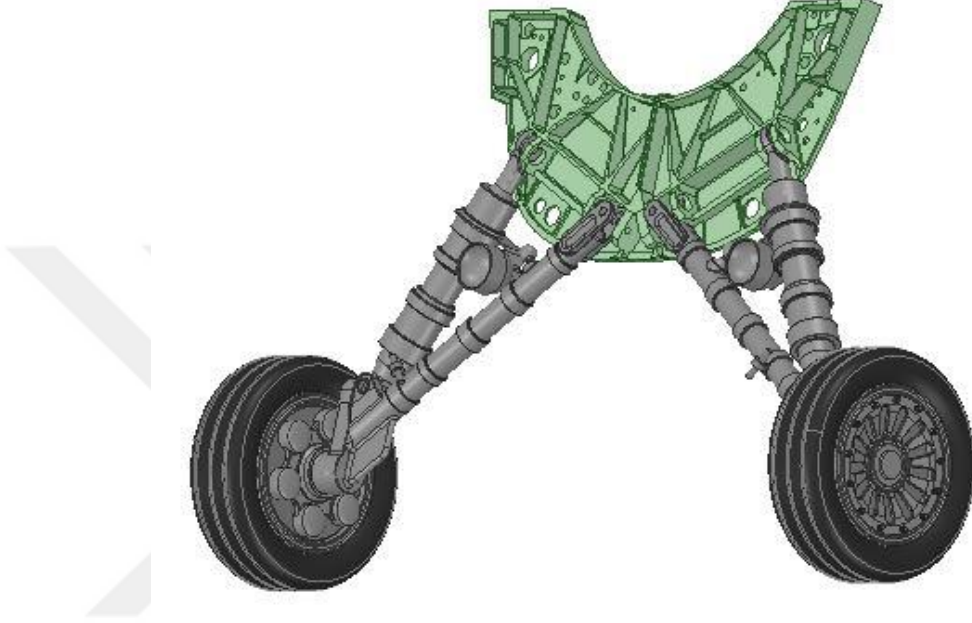


Şekil 5.10: F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı, 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi.



Şekil 5.11: F-16 Block-30/40 Ana İniş Takımı, 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi-2.

Daha önce Şekil 5.3'te ifade edilen ve Şekil 5.11'de görüleceği üzere şok absorbe eden Shock Absorber komponentleri 341 Lower Bulkhead komponenti ile Burç(Bushing) bağlantısı vasıtasıyla bağlı bulunmaktadır. Şekil 5.4'te kuvvetlerin etki etmiş olduğu bölgeler ifade edilmişti. Şekil 5.12'de 13°'lik açı ile iniş gerçekleştiğinde 341 Lower Bulkhead ve Shock Absorber komponentlerinin pozisyonları gösterilmektedir.

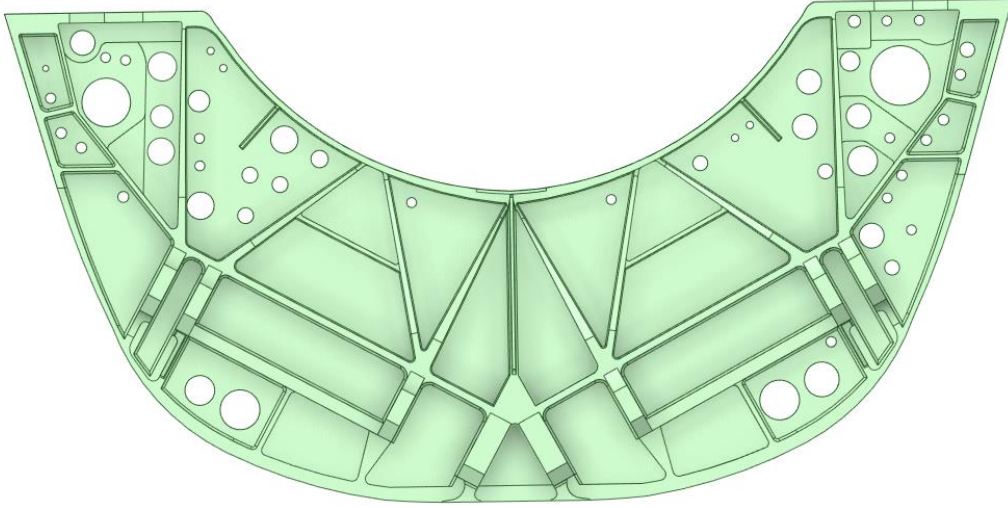


Şekil 5.12: F-16 Ana İniş Takımı ve 341 Lower Bulkhead 13°'lik açı ile Teknik Çizimi.

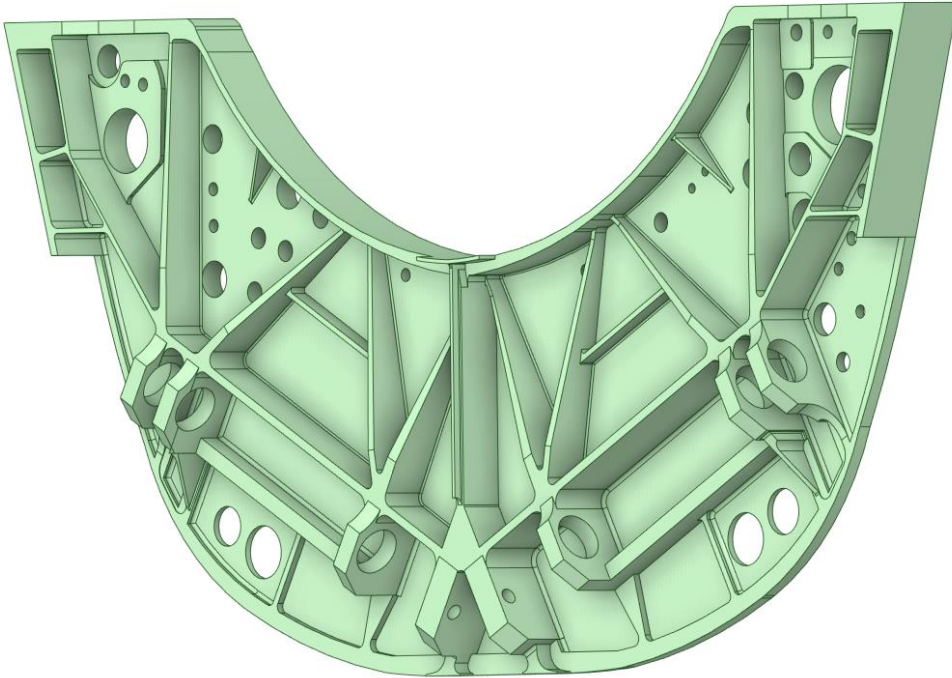


Şekil 5.13: Mevcut 341 Lower Bulkhead Komponenti.

Yan bağlantı yüzeylerinin iç köşeleri, pahlar ve çatlak oluşumunun gözlemlendiği bağlantı ve iç yüzeylerde, diğer komponentlerle olan bağlantılara müdahale etmeyecek şekilde belirtilen riskli alanlarda kalınlık arttırılmıştır. Şekil 5.13'te F-16 savaş uçaklarında kullanılmakta olan mevcut 341 Lower Bulkhead komponenti gösterilmiştir. Şekil 5.14 ve Şekil 5.15'te ise tez kapsamında farklı malzeme kullanımı ile tekrar tasarımı gerçekleştirilen 341 Lower Bulkhead komponentinin teknik çizimi gösterilmiştir.



Şekil 5.14: 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi.



Şekil 5.15: 341 Lower Bulkhead Teknik Çizimi-2.

Alaşım malzemesi olarak, gelişen malzeme bilgisi ve alaşım teknolojileri kapsamında, yoğunluk değeri önceki tasarıma yakın ve dayanım değeri çok daha yüksek olan Alüminyum 7075-T6 malzemesi tercih edilmiştir.

Çizelge 5.1: Eski-Yeni Tasarıma Ait Malzeme Bilgisi Karşılaştırması.

Malzeme Özellikleri	Mevcut Kullanım	Yeni Tasarım
Elastic Modulus, E [GPA]	73.77	71.7
Yield Stress, σ_y [MPa]	241.32	503.31
UTS, σ_{UTS} [MPa]	351.63	572.26
Yoğunluk, ρ [kg/m ³]	2768	2804

Hesaplamalarda Assumption olarak; uçak gövdesi ile bağlantısının sağlandığı kırmızı ile gösterilen alanda fixed olarak alınmıştır. Aynı zamanda bushing çakılan bölgeler için kalınlık bushing sonrası kalınlık olarak değerlendirilmiştir. Aşağıda F-16 Savaş uçağına ait bazı iniş senaryoları ifade edilmiştir. Bu iniş senaryolarının sayısı ve çeşitliliğı inceleme ve uygulama yapılacak problemler özelinde çeşitlendirilebilmektedir.

F-16 Savaş Uçağı iniş senaryoları şu şekildedir. Durum-1 160 knot (296 km/s) için normal iniş, iniş açısı 13° hücum açısı, normal kurtarma iniş yakıtı 545 kg, iniş ağırlığı 10045 kg olarak adlandırılabilir ve iki ana iniş tekerleğı aynı anda piste temas eder. Durum-2, normal iniş parametreleri için ana inişin bir tekerleğı olan ilk dokunuştur. Durum-3, acil iniş açısı 13°, hız 160 knot, ağırlık 16500 kg ve iki ana iniş tekerleğinin aynı anda piste temas etmesi nedeniyle maksimum kalkış ağırlığı ile inişin gerçekleştirilmesi durumudur. Durum-4, diğeri normal iniş parametreleriyle birlikte flapsız iniş hızı-180 knot (333,36 km/s) için yapılan iniştir. Durum-5, normal iniş parametreleri için 11° açılı iniştir.

Hesaplamalarda şok absorber verimliliğı %80 olarak alınmış, en kötü iniş searyosu için gövdeye aktarılan yüklemenin iniş sırasında var oluşan yüklemenin %38'e kadar düşürüldüğü gözlemlenmiştir. Oluşan yüklemeler %62 oranında strut, tekerlek ve shock absorber komponentleri tarafından absorbe edilmiştir.

Çizelge 5.2: Eski-Yeni Tasarıma Ait Malzeme Bilgisi Karşılaştırması.

İNİŞ SENARYOSU	Shock Absorber Deliklerine Gelen Yüklemeler [N]	Sturt Deliklerine Gelen Yüklemeler [N]
1	97217.15	43954.98
2 (Sağ veya Sol)	189111.30	83761.96
3	157409.07	70424.71
4	101895.87	46012.42
5	82646.55	37547.08

F-16C/D'nin pilot, iki uçlu AIM-120 füzesi ve tam dolu 20 mm mühimmat dahil brüt ağırlığı yaklaşık 9500 kg ve tam dolu dahili JP-8 yakıt ile 12790 kg'dır. Harici yakıt ile F-16C/D'nin maksimum kalkış ağırlığı 16875 kg'dır. En kötü senaryodaki iniş sırasında yaklaşma açısı 6° olarak, 13° ile iniş gerçekleştirilecektir. gerçekleştirilecektir. Hız 180 knot, yani 92.6 m/s'dir. Bu durumda dikey hız bileşeni 9,84 m/s'dir. Normal bir iniş sırasında bu açı 3° olup, iniş sırasında 160 knot için 82.3m/s, 4,30 m/s ile iniş gerçekleştirmektedir.

Bu yükleme şartları altında, yeni tasarım ürünü olan, çatlak ilerlemelerini olduğu yüzeylerde yapılan yapısal iyileştirme faktörleri ve yeni malzeme kullanımı ile, F-16 savaş uçağında kullanımında parçanın ömrü, uçak ömrü olan 8000 iniş-kalkış(cycle)' dan daha fazla olacaktır. Demontaj, tamir ve montaj süresi düşünüldüğünde, yeni tasarım sayesinde tek bir Yeni tasarım 341-Lower Bulkhead kullanımı ile, uçuş ömrü boyunca yeni bir parça kullanımına gerek duyulmadan hem çalışan-saat kazanımı hem uçuş ömrü hem parça maliyeti konularında kazanım elde edilecektir.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tezin yazılmasında amaç olarak, uçak iniş takımlarının, özelliklerinin ve öneminin anlatılarak tasarım süreci ve yapı elemanlarında gerçekleştirilen tasarım iyileştirmeleri ve analizleri ortaya konulmuştur.

Başlangıç olarak, uçak iniş takımlarında tarihsel gelişim, yapısal elemanların tanıtılması ve fonksiyonları anlatılmıştır. Kritik öneme haiz olanlar özellikle detaylandırılarak, tasarım parametreleri ve diğer yapı elemanları ile bağlantıları hakkında bilgiler ifade edilmiştir. Dünya genelinde en çok kullanıma sahip Çok maksatlı Savaş Uçakları tanıtılarak kullanılan iniş takımlarının ortak özellikleri ifade edilmiştir.

İkinci adımda F-16 Savaşan Şahin (Fightinng Falcon) uçağının iniş takımlarının her bir komponenti, iniş takımlarında üstlendikleri görevleri ile birlikte incelenmiştir. İniş takımlarının kokpit içerisinde, uçak ana gövdesinde ve iniş takımlarının kendi bünyesinde var olan tüm yapı elemanları için tasarım yöntemi, kriterleri ve parça tercihi adım adım anlatılmıştır.

Üçüncü adımda F-16 savaş uçağında, uçağın aktif kullanımı sırasında gözlemlenen hasar kayıtları ve parça değişimleri dikkate alınarak gerçekleştirilen incelemeler sonucunda 341 Lower Bulkhead üzerinde çalışılması kararı alınmıştır. Yapı elemanının hasar kayıtlarının incelenmesi, hasar-sonuç ilişkisi çerçevesinde parçada meydana gelen hasarların uçak için oluşturduğu riskleri ve aktif uçuş süresini kısaltması anlatılmıştır. Bu kritik hasarın oluşmadan önce önlem alınabilmesi adına ve hasar sonrası uygulanabilecek çözüm önerileri incelenmiştir.

341 Lower Bulkhead parçası özelinde hasar meydana gelen her bir lokasyonda tasarım iyileştirmeleri gerçekleştirilmiştir. F-16 Savaş Uçağının iniş senaryolarına bağlı tüm yükleme çeşitleri için analizler yöntemleri kullanılarak, tasarımı yenilenen komponentin istenen ömür uzaması sonucunu verdiği ifade edilmiştir.



KAYNAKÇA

Aerospace Engineering. (1996). Landing Gear Structural Integrity.

Arreaza, C. (2015). Linear Stability Analysis , Dynamic Response , and Design of Shimmy Dampers for Main Landing Gears by, 83(August), 1–10. <https://doi.org/10.1115/1.4033482>

Currey, N. S. (1988). Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices. Aiaa, 373. <https://doi.org/10.2514/4.861468>

David Wieland, Matt Malkin (2006). Southwest Research Institute Bonded Repair of a F-16 Bulkhead Flange Report.

(EASA) European Aviation Safety Agency. (2012). Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS- 23 Amendment 3 20 July 2012. Optical Engineering, 36 (Amendment 3), 482. <https://doi.org/10.1002/9780470664797>

Effects Of Active Landing Gear On The Attitude Dynamics. (2015), (October).

FAA. (2008). Type Certificate Data Sheet (E00078NE), (2), 432–441. <https://doi.org/E00078NE>

Federal Aviation Administration. (2012). Advanced Composite Materials, 6.

Federal Aviation Authority. (2014). Chapter 13 - Aircraft Landing Gear Systems. Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe, 20–22.

Krason, W., & Malachowski, J. (2008). Strength Analysis of 3D Landing Gear Model with Failure 2 Problem Formulation 3 Numerical 3D Complete Models of the, 144–149.

Krüger, W., Besselink, I. J. M., Cowling, D., Doan, D. B., Kortüm, W., & Krabacher, W. (1997). Aircraft Landing Gear Dynamics: Simulation and Control. Vehicle System Dynamics, 28(2–3), 119–158. <https://doi.org/10.1080/00423119708969352>

Krüger, W. (2001). Integrated design process for the development of semi-active landing gears for transport aircraft. D L R - Forschungsberichte, (27), 6–126. [I] **Malasian Institute of Aviation Technology, Aircraft Landing Gear Course Notes**

Luis Filipe Neto Caldeira (2015). Case study of the main landing gear lower bulkhead, Instituto Superior Tecnico, Lisbon, Portugal October 3-8.

Raymer, D. P., Hibma, R., Heeg, L., Scott, H., Child, R., Owl, G., ... Raymer, G. (1992). Aircraft Design : A Conceptual Approach.

Sadraey M. H. (2012). Aircraft Design: Asystem Engineering Approach, John Wiley & Sons, Chichester, West Sussex, UK, pp. 479-528.

Thoai D. Nguyen (2010). *Finite element analysis of a nose gear during landing* (Graduate Thesis). University of North Florida, Florida, USA.

Wim Lammen, Rien van Houten (2008). Predictive simulation of impact phenomena for innovations in aircraft component design, ENOC 2008, Saint Petersburg, Russia.

Url-1 <<https://selcukozmumcu.com/>>, erişim tarihi 02.04.2019.

Url-2 <<https://www.lockheedmartin.com/>>, erişim tarihi 16.05.2019.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad

:OĞUZHAN ORHAN

ÖĞRENİM DURUMU:

Lisans : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, TÜRKİYE

- Makine Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2020 Şubat ayından beri Türk Hava Yolları Teknik AŞ. bünyesinde Uçak Mühendisi olarak çalışmaktadır.