

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNİŞ TAKIMLARINDA KULLANILAN AMORTİSÖRLERİN
MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE ANALİZİ**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Süleyman Murat KÖROĞLU

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

HAZİRAN 2020

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNİŞ TAKIMLARINDA KULLANILAN AMORTİSÖRLERİN
MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE ANALİZİ**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Süleyman Murat KÖROĞLU
(511171134)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

HAZİRAN 2020

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511171134 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Süleyman Murat KÖROĞLU, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “İNİŞ TAKIMLARINDA KULLANILAN AMORTİSÖRLERİN MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

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

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

Dr.Öğr.Üyesi Hayri ACAR
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. O. Ergüven VATANDAŞ
İstanbul Gelişim Üniversitesi

Teslim Tarihi : **10 Haziran 2020**
Savunma Tarihi : **19 Mayıs 2020**





Vatana,



ÖNSÖZ

Öncelikle yüksek lisans eğitimim boyunca bana maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen ve beni her konuda cesaretlendiren, vatanın ihtiyaç duyduğu konulara yönlendiren ve bu yolda yürürken ışık tutan, danışmanım ve örnek aldığım Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL'a teşekkürü bir ömür boyu borç bilirim.

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

Tüm yaşamım boyunca eğitimim ve öğretimim ile ilgilenen hepsine ayrı ayrı değer verdiğim Şerife YASLI'ya, Ayşe ŞENTÜRK'e, Sevdije KAYAPINAR'a, Zülfiye ARMAĞAN'a teşekkür ederim.

Kıymetli yol arkadaşım Hatice Hanım'a tez hazırlama ve yazım süresince sabırlı ve anlayışlı duruşu ile bıkmadan usanmadan her türlü konuda beni desteklediği için ayrıca teşekkür ederim.

Son olarak, ömür boyu her konuda beni destekleyen ve hep yanımda olan çok kıymetli annem Fatma KÖROĞLU'ya ve ne kadar büyüssem de deneyimine tecrübelerine güvendiğim muhterem babam Süleyman KÖROĞLU'ya teşekkür ederim

Haziran 2020

Süleyman Murat Köroğlu
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
KISALTMALAR.....	xiii
SEMBOLLER.....	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ	xix
ÖZET	xxiii
SUMMARY.....	xxvii
1. GİRİŞ	1
1.1 İnişin Tanımı	2
1.2 İniş Mesafesi Hesaplamaları	5
1.2.1 Yaklaşma mesafesi hesabı	5
1.2.2 Burun düzeltme hesabı	8
1.2.3 Frenleme hesabı	9
2. İNiŞ TAKIMLARI TARİHSEL SÜRECİ VE PARÇALARI.....	13
2.1 İniş Takımlarının Fonksiyonu	15
2.2 İniş Takımları Genel Tasarım Süreci	17
2.2.1 Tasarım süreci	18
2.2.1.1 Konsept tasarım	18
2.2.1.2 Ön tasarım	18
2.2.1.3 Detay tasarım.....	18
2.2.1.4 Gerilme ve yorulma analizleri.....	19
2.2.1.5 Güvenilirlik ve sürdürülebilirlik analizleri	19
2.2.1.6 Üretilebilirlik ve montaj.....	19
2.2.1.7 Kalifikasyon testleri.....	19
2.2.1.8 Uçakla testleri.....	20
2.2.1.9 Hizmet süresince geri dönütler.....	20
2.3 İniş Takımı Konfigürasyonları.....	20
2.3.1 Tekli ana iniş takımı	26
2.3.2 Bisiklet iniş takımı.....	27
2.3.3 Kuyruk iniş takımı.....	27
2.3.4 Üç tekerli bisiklet iniş takımı	29
2.3.5 Dört tekerli iniş takımı.....	30
2.3.6 Çoklu Bogi	31
2.3.7 Serbest bırakılabilir ray	32
2.3.8 Kızak iniş takımı	32
2.3.9 Deniz uçağı iniş takımı	33
2.4 İniş Takımı Konfigürasyon Tercih Süreci	34
2.5 Sabit mi toplanır mı?	34
2.6 Katlanma mekanizması.....	36

2.7 İniş Takımı Konumlandırması.....	37
2.7.1 Kanat ucu sınırlaması.....	37
2.7.2 Motor kaput sınırlaması	38
2.7.3 Kuyruk açıklığı	39
2.8 Ağırlık Merkezi Konumlandırması.....	40
2.9 Yer operasyonları isterleri.....	41
2.10 İniş Takımı Parçaları.....	44
2.10.1 Lastik.....	44
2.10.2 Teker.....	46
2.10.3 Fren sistemi.....	47
2.10.4 Fren aktivatörü.....	48
2.10.5 Amortisör.....	49
2.10.5.1 Rijit – Aks amortisörler	50
2.10.5.2 Solid yaylı amortisör	50
2.10.5.3 Lastik kaldıraçlı amortisör	51
2.10.5.4 Oleo-pnömatik amortisör.....	51
2.10.5.5 Ölçme çubuğu(metering pin).....	54
2.10.5.6 Poppet valf	56
3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	59
3.1 İniş Takımlarını Kapsayan Tezler.....	60
3.2 Amortisör.....	64
4. DİNAMİK DENKLEMLERİ.....	67
4.1 Newton Dinamiği.....	67
4.1.1 Newton'un hareket yasaları	68
4.1.1.1 Newton'un birinci hareket yasası.....	68
4.1.1.2 Newton'un ikinci hareket yasası	71
4.1.1.3 Newton'un üçüncü hareket yasası.....	73
4.1.2 İsole olmayan sistemler.....	76
4.2 Lagrange Dinamiği	77
4.2.1 Lagrange formülasyonu.....	78
4.2.2 İsole olmayan sistemler.....	82
4.3 Hamilton Dinamiği	83
4.3.1 Çok fonksiyonlu varyasyon	85
4.3.2 Hamilton prensibi	85
4.3.3 Hamiltona göre Lagrange dinamiğinin kısıtlamaları	86
4.3.4 Hamilton hareket denklemleri	90
5. AMORTİSÖRÜN MATEMATİKSEL VE SİMULİNK MODELLEMESİ ..	93
5.1 Matematiksel Model Geliştirme	94
5.1.1 Stroke-Hızının ve Pozisyonunun Basınca Olan Etkisi.....	97
5.2 SİMULİNK MODELLEME	105
5.2.1 Sabit Alanlı Menfez Simulink Modellemesi ve Kullanılan Formüller... ..	108
5.2.2 Poppet Valfin Simulink Modeline Eklenmesi ve Kullanılan Formüller. .	113
5.2.3 Poppet Valfin Rake Açısıyla Modellenmesi	119
5.2.4 Seviye ölçüm pini (metering pin) rake açısıyla modellenmesi ve kullanılan formüller.....	127
6. SONUÇLAR, KARŞILAŞTIRMA VE GELİŞTİRMELER.....	135
6.1 Sonuçlar ve Oluşturulan Modellerin Karşılaştırması.....	135
6.2 Geliştirmeler	146
6.2.1 İniş takımlarının geleceği	146
6.2.2 Tezin sonuçları ve geliştirilmesi	149

KAYNAKLAR.....	151
ÖZGEÇMİŞ.....	159





KISALTMALAR

AAC : Aiplane Approach Category

ADG : Airplane Design Group

FAA : Federal Aviation Administration

YAMAHA : Yabancı Madde Hasarı





SEMBOLLER

M_x, M_y, M_{xy} : Moment Bileşenleri

N_x, N_y, N_{xy} : Normal Kuvvet Bileşenleri

t : Zaman

u, v, z : Yer değiştirme vektörü bileşenleri

w : Açısal hız

α : Hücüm açısı

ρ : Yoğunluk

$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy}$: Gerilmeler



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Değişik maksatlı uçaklar için burun düzeltme süreleri.....	9
Çizelge 1.2 : Farklı pistler için sürtünme kuvvetleri katsayısı [1].	11
Çizelge 2.1 : İniş takımları tasarım gereksinimleri ve parametreleri [1].	16
Çizelge 2.2 : İniş takımı seçiş kriterleri [1].	34
Çizelge 2.3 : Sabit ve katlanır iniş takımı karşılaştırılması [2].	35
Çizelge 2.4 : İniş takımı toplama bölgeleri [3].	36
Çizelge 2.5 : Airplane Design Group (ADG) sınıflandırması [36].	42
Çizelge 2.6 : AAC'nin sınıflandırdığı yaklaşma hızları [36].	42
Çizelge 2.7 : Kategorilere göre gerekli pist genişlikleri [36].	42
Çizelge 2.8 : Taksi yolu dönme parametreleri [36].	43
Çizelge 2.9 : Amortisör çeşitlerine göre verimlilikleri [40].	52
Çizelge 3.1 : Türkiye'de iniş takımı üzerinden yapılan başlıca araştırmalar ve tezler.	60
Çizelge 3.1 : (devam) Türkiye'de iniş takımı üzerinden yapılan başlıca araştırmalar ve tezler.	61
Çizelge 3.2 : Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.	62
Çizelge 3.2 : (devam) Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.	63
Çizelge 3.2 : (devam) Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.	64
Çizelge 5.1 : Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.	106
Çizelge 5.2 : (Devam) Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.	107
Çizelge 5.3 : (Devam) Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.	108
Çizelge 6.1 : Geliştirmelerde karşılaşılabilecek sorunlar.	147



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : İniş fazının bölümleri [1].	4
Şekil 1.2 : Yaklaşma güzergahı ve etkileyen kuvvetler [2].	6
Şekil 1.3 : Bir yolcu uçağının yaklaşma fazı [7].	8
Şekil 1.4 : Burun düzeltme [1].	9
Şekil 1.5 : İniş durumunda uçağın üzerine etkiyen kuvvetler.....	10
Şekil 1.6 : Boeing pist pürüzlülük kriterlerini gösteren grafik.	10
Şekil 2.1 : İlk tekerlekli uçuş [10].	13
Şekil 2.2 : Birinci Dünya Savaşı sırasında kullanılan üç farklı uçağa ait üç iniş takımı amortisörü 1) Sopwith Camel 2)Royal Aircraft-Factory S.E.5 3) SPAD S.VIII [11,12,13].	14
Şekil 2.3 : Bristol Racer [14].	14
Şekil 2.4 : Ön ve ana iniş takımı basit gösterimi.....	17
Şekil 2.5 : FAA tarafından oluşturulan iniş takımı isimlendirme standardı [5].....	21
Şekil 2.6 : Art arda konumlandırılmış iki tekli tekerlerden oluşan ana iniş takımı ve ikili tekerden oluşan burun iniş takımı (2S-Two Single Wheels in Tandem Main Gear with Dual Wheel Nose Gear) Lockheed C-130 [17].....	21
Şekil 2.7 : Art arda konumlandırılmış iki üçlü tekerden oluşan ana iniş takımı ve iki tekerden oluşan burun iniş takımı (2T- Two Triple wheels in Tandem Main Gear with Dual Wheel Nose Gear) Boeing C-17 [18].	22
Şekil 2.8 : Art arda konumlandırılmış iki ikili tekerden oluşan, bir tane de ikili gövde tekerinden oluşan ana iniş takımı ve iki tekerden oluşan burun iniş takımı (2D/D1 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear/Dual Wheel Body Gear with Dual Wheel Nose Gear) McDonnell Douglas DC-10 [19].	22
Şekil 2.9 : Art arda konumlandırılmış ikili iki ana iniş takımı ve yine aynı şekilde konumlandırılmış ikili iki gövde iniş takımı ve iki tekerli burun iniş takımı (2D/2D2 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear / Two Dual Wheels in Tandem Body Gear with Dual Wheel Nose Gear) Boeing 747 [20].	23
Şekil 2.10 : Art arda konumlandırılmış ikili iki ana iniş takımı, yine art arda konumlandırılmış üçlü iki gövde iniş takımı ve bir çift burun iniş takımı (2D/3D2 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear / Three Dual Wheels in Tandem Body Gear with Dual wheel Nose Gear) Airbus A380 [21].	23
Şekil 2.11 : Art arda dizilmiş yedi ikili ana iniş takımı ve dörtlü bir burun iniş takımı (7D- Seven Dual Wheels in Tandem Main Gear with Quadruple Nose Gear) Antonov AN-225 [22].....	24
Şekil 2.12 : İkili ve dörtlü birleştirilmiş art arda konumlandırılmış iki ana iniş takımı ve dörtlü bir burun iniş takımı (C5 Complex Gear Comprised of Dual Wheel and Quadruple Wheel Combinataion with Quadruple Wheel Nose Gear) Lockheed C5 Galaxy [23].	24

Şekil 2.13 : İki tekerli ana iniş takımı her taraf için iki dikme ve ayrıca bir burun iniş takımı bulunmamakta. (D2 Dual Wheel Gear Two Struts per Side Main Gear with No Separate Nose Gear) B52 Bomber [24].	25
Şekil 2.14 : Tekli iniş takımına sahip olan bir planör [26].	27
Şekil 2.15 : McDonnell-Douglas AV-8B Harrier [27].	28
Şekil 2.16 : P-51 Mustang iniş takımı [28].	28
Şekil 2.17 : Mooney M20 iniş takımı [29].	29
Şekil 2.18 : B52 Bombardıman uçağı iniş takımı [30].	31
Şekil 2.19 : Boeing 747 çoklu bogi iniş takımı [31].	31
Şekil 2.20 : Şimşek hedef uçağı ve kalkış için kullanılan serbest bırakılabilir rayı [32].	32
Şekil 2.21 : Kızak iniş takımına sahip bir helikopter [33].	33
Şekil 2.22 : THK Gökçen Havacılık yaygın söndürme uçağı [34].	33
Şekil 2.23 : İniş takımının açılmış ve toplanmış (kesik) konumlarının gösterimi [35].	37
Şekil 2.24 : Kanat ucu açıklığının belirlenmesi için kullanılan bazı parametreler...	38
Şekil 2.25 : Motor açıklığının etkilediği parametreler.	39
Şekil 2.26 : İniş takımı yük hesaplamasında kullanılan uzunluklar [36].	40
Şekil 2.27 : İniş takımı konumlandırma [36].	41
Şekil 2.28 : 180 derece dönüş için gerekli iniş takımı parametreler [37].	43
Şekil 2.29 : Taksi durumunda merkez dönme parametreleri [37].	44
Şekil 2.30 : Soldaki çapraz kuşaklı lastik, sağdaki radyal lastik olarak tanımlanmış [36].	45
Şekil 2.31 : Boeing 737'nin A-İskeleti şekline sahip olan tekerleri [37].	47
Şekil 2.32 : Goodrich tarafından üretilen Boeing 787'de kullanılan elektrikli karbon fren sistemi.	49
Şekil 2.33 : Rijit akslı amortisör [4].	50
Şekil 2.34 : Berkut uçağının iniş takımları .	51
Şekil 2.35 : Oleo-pnömatik amortisör şematik gösterimi [42].	54
Şekil 2.36 : Seviye – ölçme çubuğu (metering pin) [42].	55
Şekil 2.37 : Seviye – ölçme çubuğu (metering pin) [43].	56
Şekil 2.38 : Çift yönlü menfez sistemi (referans).	57
Şekil 2.39 : Poppet valf geometrisi [44].	57
Şekil 3.1 : İniş takımı üzerine çalışan ülkeler ve araştırma sayıları [45].	59
Şekil 3.2 : Amortisör üzerine çalışan ülkeler ve araştırma sayıları [45].	59
Şekil 4.1 : Galileo'nun kordinat dönüşümü [97].	69
Şekil 4.2 : A ile B noktası arasında izlenebilecek farklı yollar [97].	84
Şekil 4.3 : Eğik bir düzlem üzerinde kaymadan hareket eden silindir [97].	89
Şekil 5.1 : Bir amortisör için tasarlanmış şematik [42].	93
Şekil 5.2 : Amortisör bölgelerinin sınıflandırılması [42].	94
Şekil 5.3 : İniş takımı şematiği ve isimlendirmesi [41].	95
Şekil 5.4 : Üst kütle ve ana silindirin serbest şekil diyagramı [99].	96
Şekil 5.5 : Alt kütle için serbest şekil diyagramı [99].	97
Şekil 5.6 : Piston ve menfez plakası arasında kalan kontrol hacmi [99].	99
Şekil 5.7 : Tıkama subabı için kontrol hacmi [99].	101
Şekil 5.8 : İniş takımı için sürtünme modeli [100].	104
Şekil 5.9 : Bir menfezin örnek olarak çalışma prensibi gösterimi [102].	109
Şekil 5.10 : Sabit menfezli amortisör seviye 1 Simulink modeli.	111
Şekil 5.11 : Sabit menfezli amortisör seviye 2 Simulink modeli 1 numaralı blok alt seviyesi.	111

Şekil 5.12 : Poppet valf şeması [103].	114
Şekil 5.13 : Poppet valf seviye 1 Simulink modeli.	115
Şekil 5.14 : Seviye 1, 13 numaralı fonksiyon bloğunun seviye 2 alt sistemi.	117
Şekil 5.15 : 20 numaralı fonksiyon bloğunun seviye 3 sistem modeli.	119
Şekil 5.16 : Rake açılı poppet valf seviye 1 sistem modeli.	120
Şekil 5.17 : Rake açılı poppet valf 28. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistemi.	123
Şekil 5.18 : Rake açılı poppet valf 37. Fonksiyon bloğunun 3. Seviye alt sistemi.	125
Şekil 5.19 : Rake açılı poppet valf 29. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistemi.	126
Şekil 5.20 : Rake açılı metering pin 1. Seviye sistem modeli.	129
Şekil 5.21 : Rake açılı metering pin 50. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistem modeli.	130
Şekil 5.22 : Rake açılı metering pin 60. Fonksiyon bloğunun 3. Seviye alt sistem modeli.	132
Şekil 5.23 : Rake açılı metering pin 52. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistem modeli.	133
Şekil 6.1 : Birinci kısımdaki hidrolik, pnömatik ve toplam kuvvet (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].	137
Şekil 6.2 : Amortisör dikme hızı (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].	137
Şekil 6.3 : Strok değeri (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].	138
Şekil 6.4 : Sabit menfez alanlı birinci model için kuvvet strok grafiği.	139
Şekil 6.5 : Sabit menfez alanlı birinci model için kuvvet strok grafiği.	140
Şekil 6.6 : Rake poppet valf üçüncü model kuvvet strok grafiği.	142
Şekil 6.7 : Rake metering pin dördüncü model kuvvet strok grafiği.	143
Şekil 6.8 : Oluşturulan dört model için de kuvvet strok değeri karşılaştırması.	145



İNİŞ TAKIMLARINDA KULLANILAN AMORTİSÖRLERİN MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE ANALİZİ

ÖZET

İnsanların evvelden beridir doğadan ilham alması ve yaşamlarını kolaylaştıran ürünleri ortaya koymaları alışıldık bir durumdur. İniş takımları da bu evrim sürecinden geçmiş ve günümüzde hala evrimine devam etmekte olan, insanların konforlarını ve yaşamlarını kolaylaştıran sistemler arasında bulunmaktadır. Uçakların ilk kullanılmaya başlandığı yıllarda, iniş takımı olarak herhangi bir şey kullanmayan tasarımcılar sadece uçmayı hedeflemişlerdir. Daha sonralardan kalkışını tamamlamış bir uçağın inişini sağ salim gerçekleştirmesi için bir sisteme ihtiyaç duyulmuştur. Uçmaya kuşları gözlemleyerek heves eden insanoğlu bir iniş sistemi tasarımı için de kuşları izlemeye koyulmuştur. Bu süreç içerisinde bir çok tasarım hatası yapan mühendisler her seferinde en iyisi için bıkmadan usanmadan çalışmaya devam etmiştir. Günümüzde iniş takımları üzerine çalışan mühendisler, sistemin en iyilemesi için her geçen gün farklı metotlar uygulamaktadırlar.

Bu tezde anlatılacak olan bölümler şu şekildedir; Giriş, İniş Takımları Tarihsel Süreci ve Parçaları, Literatür Araştırması, Dinamik Denklemler, Amortisörün Matematiiksel ve Simulink Modellemesi, Sonuçlar, Karşılaştırma ve Geliştirmeler olmak üzere altı bölümden oluşmaktadır.

Giriş kısmında iniş takımlarının kullanım amacı olan iniş fazları hakkında genel bilgi verilmiştir. İniş mesafesinin hesaplanması, iniş sırasında uçağın içinde bulunduğu fazlar, iniş yüzeyinin durumu ve durma süresi olarak bölüm alt başlıklara ayrılabilir. Bu içeriğin tezde bulunmasının başlıca sebebi bir iniş takımı tasarım sürecinde sistemin ne için tasarlanması gerektiği bilincinin oluşturulmasıdır.

İkinci bölümde iniş takımlarının tarihsel süreci ve parçaları anlatılmıştır. Burada iniş takımlarının kullanım fonksiyonları, ilk kullanımından başlanarak iniş sisteminin gelişim süreci, konfigürasyon tercih süreci, sistemin katlanma mekanizması, sistemin uçak üzerinde konumlandırılması ve parçaları ayrıntılı bir biçimde sunulmuştur. Ayrıca hangi sistemde hangi iniş takımı seçilmeli, neye göre tercih yapılmalı, artıları ve eksileri de anlatılmıştır.

Bir sonraki bölümde iniş takımı ve amortisörler hakkında yapılan Türkiye ve Dünya genelindeki araştırmalar incelenmiştir. Dünya üzerinde iniş takımları ve amortisörler üzerine yapılan çalışmaların Türkiye'ye kıyasla daha fazla olduğu ve Türkiye'den daha erken başladığı dikkat çekmektedir. İniş takımları üzerine çalışan ülkelere bakılacak olursa İngiltere ve Kanada ön plana çıkmaktadır. Ancak iniş takımı üretimi ve tasarımı üzerine çalışan bilindik firmalar Fransa, Almanya ve Amerika kökenli oldukları görülmektedir. Yani bu süreç içerisinde öğrenilen en değerli bilgilerden bir tanesi, ne kadar akademik çalışma yapılırsa yapılsın bu çalışmanın sonucu sanayide ve üretimde nihayete erdirilmezse teoride kalmaya mahkum olacaktır. Bu yüzden ülkemizde yapılacak olan çalışmaların bu doğrultuda gitmesi, devletimizin selameti için elzem bir durumdur. Araştırmalara geri dönülürse eğer, bu süreç içerisinde sistemin

matematiksel modeline sahip bazı çalışmalar özellikle incelenmiş ve başlangıç tasarımı için bir amortisörün en basit matematiksel modelinin kullanımı için ekstra hesaplamalar yapılmıştır. Ayrıca amortisörler üzerine yapılan araştırmaların, genel olarak Aerodinamik Modelleme üzerine olduğu gözlemlenmiştir. İniş takımı amortisörü tasarım sürecinin ilk aşamasının daha hızlı gerçekleştirilmesi için sistem modellemesi ve kaba taslak bir analiz toolu oluşturulmasına yönelik bir çalışma yapılmıştır.

Dördüncü bölümde sistemin matematiksel modellemesinin tabanını oluşturan ve fiziksel dünyayı matematiksel dünyaya birleştiren dinamik denklemlerinin hangi yaklaşımlarla oluşturulabileceği tartışılmıştır. Burada birbirinden ünlü fizikçi ve matematikçiler olan Newton, Lagrange, Hamilton üçlüsünün dinamik sistemler üzerine yaptığı matematiksel modelleme yaklaşımları sunulmuş ve bunların birbirleri arasında güçlü ve zayıf yanları da bölüm içerisinde tartışılmıştır.

Beşinci bölümün ilk kısmında amortisör sistemin matematiksel modellemesi üzerinde durulmuş ve sisteme Newton ve Lagrange yaklaşımı uygulanmıştır. Hamilton yaklaşımının uygulanmamasının sebebi ise Lagrange yaklaşımı ile benzerliğe sahip olmasıdır. Amortisörün sönümleme ve serbest kalma sırasında silindirler içerisinde bulunan azot ve hidrolik sıvılarının hareketleri ve menfezlerden geçişleri incelenmiş ve gerekli matematiksel modelleri oluşturulmuştur. Ayrıca sistemin başlangıçta sahip olduğu stroke değerinin sönümleme üzerindeki etkisi de ayrıca matematiksel olarak incelenmiştir. Sistemin sahip olduğu iç ve dış silindirlerin duvarlarında bulunan basınçlar modellenmiş, ayrıca bu hareketler sırasında oluşan sürtünme kuvveti de deneysel verilerden yararlanarak modele entegre edilmiştir.

Beşinci bölümün ikinci kısmında ise sistemin Simulink Modeli oluşturulmuştur. Bu kısımda, ilk olarak sabit bir menfeze sahip amortisörün sönümlemesinin modellemesi yapılmış ve üzerine poppet valf etkisi eklendiğinde modelde olan değişiklikler gözlemlenmiştir. Ayrıca eklenen poppet valfin rake açılı durumu da incelenmiştir. Son olarak sisteme eklenen seviye ölçüm pimi (metering pin)'in de rake açılı modeli oluşturulmuştur. Burada oluşturulan dört farklı modelin aslında tek bir modelden oluşturulduğu belirtilmiştir. Sistemin doğruluğunun değerlendirilmesi altıncı bölümde yapılmıştır.

Altıncı bölümde bir önceki bölümde oluşturulan dört farklı Simulink Modeli'nin sonuçları verilmiştir. Oluşturulan modelde lastik deformasyonu lineer kabul edilmiş, menfez boşalma değeri sabit kabul edilmiş, menfez için başlangıç durumu doğası gereği ve görülmesi istenildiğinden dolayı sabit kabul edilmiştir. Bunun dışında sistemin analiz gerçekleştirilirken çözücü olarak MATLAB/SİMULİNK üzerinde ODE45 çözücüsü kullanılmıştır. Simulasyon süresi 30 saniye olarak belirlenmiş ve çözücünün toleransı 10^{-3} iterasyon sayısı da 2.10^5 şeklinde belirlenmiştir. Ancak bundan önce oluşturulan modelin doğruluğunun gösterilmesi için yapılan deneysel bir çalışmanın verileri kullanılmıştır. Burada sabit büyüklükte menfez alanına sahip olan bir iniş takımının düşürme testleri sırasında alınan strok değerleri ve sistemin üzerine binen hidrolik, pnömatik ve toplam değerler, Simulink ortamında oluşturulan sabit menfezli ilk modelin sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Model doğruluğunun teyiti için kullanılan iniş takımı hafif taaruz askeri eğitim uçağında kullanılması planlı bir sistemdir. Sistemin sahip olduğu özellikler ilgili bölümde belirtilmiştir. Yapılan analizler sonucunda sistemin deneysel verilerle örtüştüğü gözlemlenmiştir. Bunun üzerine sabit menfezli sisteme ek olarak poppet valf sistemi eklenmiş ve tekrar analizler yapılmıştır. Bu şekilde sisteme rake açılı poppet valf ve rake açılı seviye

ölçüm pimi de eklenmiş ve analizleri yapılmıştır. Karşılaştırma kısmında ise oluşturulan Simulink Modelleri'nin birbirleri arasında taşıdıkları toplam yükler karşılaştırılmıştır. Bu süreç içerisinde oluşturulan modeller arasında yolcu konforu açısından en iyisinin rake açılı seviye ölçüm pimli model olduğu gözlemlenmiştir. Darbe sönüm süresi içerisinde bir kez overshoot olduğu ve sistem sönümleme esnasında strok değerinin sabit tutulmasıyla iniş takımı dikmesinin ivmesinin sıfıra yakın tutulduğu bu modelde gösterilmiştir.

Sonuçlar kısmında yukarıda verilen durumun iniş takımları üzerine etkisi değerlendirilmiş ve iniş takımının tasarımı için harcanan sürenin kısaltılması, üretimdeki yanlışlıkları en aza indirmek için sistemin doğruluk oranının bilgisayar ortamında defalarca yapılabilecek analizlerle test edilebileceğini, yapısal olarak sistemin taşımak zorunda olduğu yükü azaltmanın ve yolcu konforu için sistemde oluşacak birden fazla overshootu önlemenin rake açılı seviye ölçüm pininin yüzey alanının en iyilemesiyle gerçekleştirilebileceğini, sistemin bu sayede ömür süresinin artırılabilirliğini açığa çıkarmıştır.



MATHEMATICAL MODEL AND ANALYSIS OF SHOCK ABSORBER USED IN LANDING GEAR

SUMMARY

It is customary for people to be inspired by nature and create products that make their lives easier. Landing gear is also among the systems that have undergone this evolutionary process. They are still continuing to evolve, making the comfort and life of people easier. At the beginning of the aircraft first used, the designers who did not use anything as a landing gear. Their aim was only flight. A system was needed to allow a plane that completed its landing safely. Inspired by birds, the same path for landing system design. In this process, engineers who made many design errors continued to work without getting tired for the best. Today, engineers working on landing gear are applying different methods everyday for the best recovery of the system.

The sections that will be explained in this thesis are as follows; It consists of six sections, introduction, landing gear historical process and parts, literature research, dynamic equations, mathematical and simulink modelling of the shock absorber, results, comparison and developments.

In the introduction part, general information is given about the landing phases which are used for landing gear. The calculation of the landing distance, the phases of the aircraft during the landing, the status of the landing surface and the stopping time can be divided into sub-sections. The main reason for this content in the thesis is to create awareness of what the system should be designed for during the landing gear design process.

In the second part, historical process and parts of landing gear are explained. Here, the usage functions of the landing gear, the development process of the landing system starting from the first use, the configuration preference process, the folding mechanism of the system, the positioning of the system on the aircraft and its parts are presented in detail. In addition, which landing gear should be chosen in which system, what to choose according to the pros and cons are also explained.

Turkey and the world in general do research about the landing gear and shock absorbers have been examined in the next section. Landing gear and shock absorbers on the work carried out around the world that is more noteworthy when compared to Turkey and from Turkey that start earlier. If it is wanted to see the countries that work on landing gear, England and Canada come to the fore. However, it is seen that the well known firms working on the production and design of the landing gear are of France, Germany and America origin. In other words, one of the most valuable information learned in this process is that no matter how academic work is done, the result of this work will be doomed to remain in theory if it is not finalized in industry and production. For this reason, it is essential condition for the state to be greeted by the works to be carried out in our country in this direction. Some studies with the mathematical model of the system were examined in this process, and extra

calculations were made to use the simplest mathematical model of a shock absorber for the initial design. In addition, it has been observed that research on shock absorbers is generally on aerodynamic model. In order to realize the first stage of the landing gear damper design process faster, a study was carried out for system modeling and creating a rough draft analysis tool.

In the fourth section, it is discussed with which approaches the dynamic equations that can form the basis of the mathematical modelling of the system and connect the physical world to mathematical world. Here, the mathematical modelling approaches of Newton, Lagrange, Hamilton, who are famous physicists and mathematicians, on dynamic systems are presented and their strengths and weaknesses are discussed in the chapter.

In the first part of the fifth chapter, mathematical modelling of the shock absorber system is emphasized and Newton and Lagrange approach is applied to the system. The reason for not applying the Hamiltonian approach is that it has similarities with the Lagrange approach. The movements of the nitrogen and hydraulic fluids in the cylinders during damping and release of the shock absorber and their passage through the culverts were examined and necessary mathematical models were created. In addition, the effect of the stroke value of the system on damping was also examined mathematically. The pressures found on the walls of the inner and outer cylinders of the system are modeled, and the friction force generated during these movements is integrated into the model using the experimental data.

In the second part of the fifth chapter, Simulink Model of the system was created. In this section, the damping of the damper with a fixed orifice is first modeled and changes in the model are observed when the poppet valve effect is added on it. In addition, the rake angle of the poppet valve added was examined. Finally, the rake angle model of the metering pin added to the system was created. It is stated that the four different models created here are actually made up of a single model. The evaluation of the correctness of the system is made in the sixth section.

In the sixth and the last section, the results of four different Simulink Models created in the previous section are given. In the model created, tire deformation was considered linear, the vent discharge value was considered constant, and the initial condition for the orifice was considered constant due to its nature and wanted to be seen. Apart from this, while analyzing the system, ODE45 was used on MATLAB/Simulink as solver. The simulation time was determined as 30 seconds and the tolerance of the solver was determined as 10^{-3} iteration number as $2 \cdot 10^5$. However, the data of an experimental study was used to demonstrate the accuracy of the model created before that. Here, the stroke values taken during the dropping tests of a landing gear with a fixed size orifice area and the hydraulic, pneumatic, and total values of them the system were compared with the results of the first model with a fixed orifice created in the Simulink environment. The landing gear used for confirmation of model accuracy is a system planned to be used in a light assault military training aircraft. The features of the system are specified in the relevant section. As a result of the analysis, it was observed that the system overlaps with experimental data. On top of that, in addition to the fixed vent system, poppet valve system was added and re-analyses were made. In this way, rake angled poppet valve and rake angled metering pin were also added to the system and analyzed. In the comparison part, the total loads carried by the Simulink Models created are compared. It was observed that among the models created in this process, the best in terms of passenger comfort is the model with rake angle metering pin. It is

shown in this model that once the shock damping time is overshoot and the acceleration of the landing gear is kept close to zero by keeping the stroke value constant during the system damping.

In the results section, the effect of the above situation has been evaluated on the landing gear and the time spent for the design of the landing gear can be tested with the analyzes that can be done by the computer in order to minimize inaccuracies in production, to reduce the load that the system has to carry structurally and to create the system for passenger comfort. Revealed that preventing multiple overshoots can be accomplished by optimizing the surface area of the rake angle level metering pin, thereby increasing the lifetime of the system.





1. GİRİŞ

Yaşamın başlangıcından beridir insanoğlu yaşadığı çevreyi gözlemleyerek edindiği bilgileri kendi yaşamına uygulamaya çalışmıştır. İnsanoğlu yaşadığı yeryüzüyle yetinmeyip içerisinde bulunduğu gökyüzünü de incelemeye başlamıştır. Bu gözlemler sırasında kendinde olmayanı istemesi, kendini koruyabilmesi ve artan merakı insanları uçabilen varlıkların yapısını incelemeye sürüklemiştir. Yapılan bu müşahedeler ışığında farkedilen durumlardan birisi de uçan her varlığın hayata gözlerini açtığı yeryüzüyle bir bağlantısı olduğudur. Bu bağlantılar bulunduğu coğrafi konuma ve çevre koşullarına göre farklılık gösterse de, yaşamsal faaliyetlerini devam ettirmek için yeryüzüyle bir şekilde ilişki içerisinde dirler. Mühendislerin de, tasarımlarında doğadan ilham aldıkları iniş takımları bu şekilde ortaya çıkmıştır.

Bir uçağın kalkışı üç ana bölümden oluşmaktadır. Bunlar, hızlanma, karadan havaya intikal ve irtifa kazanmadır. Bu aşamalardan ilkinde uçak hızlanırken, iniş takımları uçağı yekpare şekilde pist üzerinde tutar ve hızlanmaya bağlı olarak oluşan kuvvetleri (sürtünme kuvveti,sürüklenme kuvveti, dinamik kuvvetler, vs.) emen yapılardır. İkinci aşamada ise uçağın karadan havaya intikali sırasında kararlı bir şekilde pistten ayrılmasını ve kuyruk bölümünün yere sürtünmeden havalanmasını sağlar. Ayrıca bu süreç içerisinde pist mesafesinin uzunluğuna bağlı olarak kalkış karar hızının kalkış karar noktasına gelindiğinde olması gerekenden düşük olması durumunda uçağın güvenli bir şekilde frenleme yapıp durmasını sağlayan yapılar da iniş takımlarıdır.

Bir uçağın inişi ise kalkışta olduğu gibi üç kısma ayrılabilir. Bunlar bölüm içerisinde açıklanacaktır. Bu yüzden burada özet olarak iniş takımlarının iniş durumundaki görevlerinden bahsedilecektir. İniş takımları uçağın inişi sırasında, hem havada süzülmesi için gerekli olan tahrik enerjisini hem de uçağın düşey ekseninde oluşturacağı kendi ağırlığının enerjisini emen bir yapıdır. Bu süreç içerisinde dikey olarak oluşan enerji iniş takımında bulunan hidrolik ve oleo-pnömatik sistemler, tekerler, amortisörler ve uçağın birincil taşıyıcıları tarafından sönümlenir. Yatay ekseninde olan itme kuvveti ise yere konmadan önce uçuş kontrol yüzeyleri, yere konduktan sonra ise

hem kontrol yüzeyleri hem de frenleme sistemleri ile sönümlenir. Uçağın yere konması sırasında da yine kararlı bir şekilde iniş yapması sağlanır.

Özet olarak uçak iniş takımlarının genel görevleri şu şekildedir; tüm uçağın ağırlığını yer manevraları sırasında taşıırken, iniş ve kalkış sırasında yer ile bağlantısını kuran ve bu durumlarda oluşan yükleri taşıyan yapılardır. Uçakta birincil yapısal elemanlara bağlanırlar ve buna bağlı olarak iniş ve kalkış manevraları sırasında oluşan dikey kinetik enerjiyi emen yapılardır. Aynı zamanda iniş ve kalkış sırasında oluşan sürtünme ve sürüklenme kuvvetlerine karşı dayanım ve kararlılık gösterirler.

Bu tezde iniş fazının aşamaları incelenmiş, iniş takımının ihtiva ettiği parçalar açıklanmış, iniş takımları ve amortisörler üzerine yazılmış yurtiçi ve yurtdışı yayımlar referans olarak verilmiş ve kısmi içerikleri açıklanmış, fiziki bir sistemin matematiksel modellemesi ele alınırken kullanılan Newton, Lagrange ve Hamilton methodlar hakkında kısa ve öz bilgi verilmiş, buna bağlı olarak iniş takımı sistemlerinde kullanılan amortisörlerin matematiksel modelinin oluşumu verilmiş, bu matematiksel modellemenin MATLAB/SİMULİNK ortamında modellemesi yapılmış, modelleme analiz sonuçları ver karşılaştırmaları verilmiş, buna bağlı olarak da son olarak geliştirmelere değinilmiştir.

1.1 İnişin Tanımı

İniş, bir uçağı havadaki konumundan yerdeki konumuna döndüren normal bir uçuşun son aşamasıdır. Seyir irtifasından alçaldıktan sonra, iniş son uçuş operasyonudur. İniş operasyonu yaklaşma ile başlar, iniş için burun kaldırma, piste konma adımlarını takip ederek frenleme ve durma aşamasında son bulur [1].

İniş için en önemli parametrelerden birisi iniş mesafesidir. İniş mesafesinin kısa olması istenilen bir özelliktir. İniş mesafesi yaklaşımadan başlayıp tam duruş noktasına kadar geçen mesafe olarak adlandırılmaktadır. İniş başlangıcındaki hız genellikle kalkış durumunun sonundaki hıza eşittir. Yaklaşma hücum açısı ise kalkış hücum açısından 2 ile 4 derece daha azdır. Hücum açısındaki bu farklılık inişte falpların daha fazla açı yapmasıyla kaybedilen taşıma kuvveti kazanılır. Bu durumlara örnek olarak Boeing 727 uçağı için değerler aşağıda verilmiştir. [1]

- Seyir uçuşundaki hücum açısı: 3°
- Kalkıştaki hücum açısı: 10°

- İnişteki yaklaşma hucüm açısı: 6°
- Kalkış flap açısı: 15°
- İniş flap açısı: 30°

İniş negatif ivmelenme durumudur. İnişte hucüm açısı önce artış gösterip sonrasında azalırken, uçak hızı zamanla sürekli azalmaktadır. İnişteki bu değişimler lineer olmayan bir hareketi oluşturur ve iniş analizini zorlaştırır. Yaklaşma sırasında uçak hızı hucüm açısının artmasıyla azalırken, yerdeyken uçak hızı frenlerle azaltılır. Hucüm açısı iniş toplaması (flare) sırasında lövyeye çekilerek artırılırken, irtifa dümeninin yukarı saptırılmasına sebep olur.

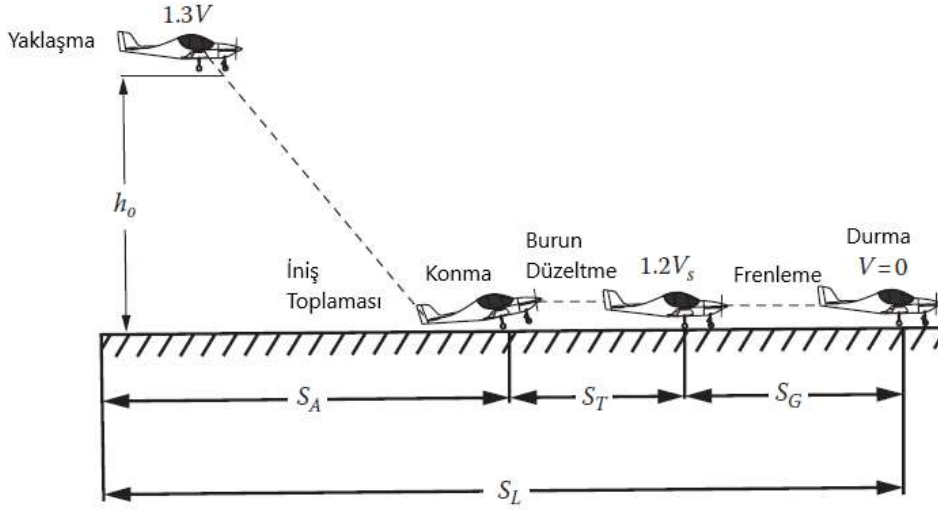
İniş operasyonun, potansiyel olarak uçuşun en tehlikeli kısmı olduğu istatistiksel raporlarla ortaya konulmuştur. Bu duruma sebep olan durumlar; yan rüzgarda iniş, iniş takımı açılma sorunları, uçuş trafiği ve kötü hava koşullarıdır. Sırf bu durumlardan dolayı bazı uçaklar iniş için belirlenen pistleri değiştirip, başka pistlere iniş yapmak zorunda kalmıştır. Pilot iniş sırasında oluşabilecek aksilikleri en aza indirmek ve güvenli bir inişi sağlamak için uçak hızını olabildiğince azaltmak zorundadır. Piste konma sırasında uçak hızı ne kadar yavaş olursa kırım veya kazanın oluşma olasılığı o kadar az olur.

Şekil 1.1 :’de gösterildiği gibi iniş operasyonu üç kısma ayrılabilir [1].

1. Yaklaşma ve iniş toplaması
2. Burun düzeltme
3. Frenleme

İniş operasyonundan önceki aşama alçalmadır ve bu durumda düşük hucüm açısına sahiptir (yaklaşık 3°). İniş operasyonunun ilk kısmı yaklaşmadır ve uçak iniş için bu kısımda hazırlanır. Bu kısım engel ayırım irtifasından(obstacle height) başlar ve konmaya kadar devam eder.

İniş toplaması yaklaşma kısmının son parçasıdır ve pilot hucüm açısını artırarak uçağı burun yukarı hale getirir. Bu anda uçak hızı $1.3V_s$ ’dir. Bu süre zarfında, hız azaltma ile birlikte, uçakla pist arasındaki yükseklik de ana iniş takımları yere dokunana kadar kademeli olarak azaltılır. İnişin bu aşaması tamamen havada gerçekleşmektedir ve bu süreç boyunca katedilen mesafeye yaklaşma mesafesi (S_A) denir.



Şekil 1.1 : İniş fazının bölümleri [1].

Normal yaklaşma halinden iniş haline yumuşak ve yavaş bir geçiş olan iniş toplaması uçuş güzergahını belli bir noktada tutturarak pistten birkaç santimetre yükseklikte seyredildiği kısımdır. Uçağın yerden yüksekliği üç ile altı metre olduğu andan itibaren başlayıp uçağın yere konmasına kadar devam eder ve bu süreçte normal koşullarda motor gücü sıfıra iner yani bir süzülme olur. İniş toplaması sırasında irtifa dümeni aşağı yönde hareket ettirilirse hücum açısı yavaşça artırılmış olur. Bu durum uçağın yavaşça burun yukarı hareketini sağlar ki bu da istenilen iniş yunuslama halidir.

Yaklaşma hızı perdövites hızına yakın bir hızdır. Örnek olarak yaklaşma hızı jet yolcu uçağı olan A-300-600 için 135 knot civarındayken, Boeing 777-300 için konma hızı 148 knottur [2]. Savaş uçağı olan Dassault Mirage 2000 için yaklaşma hızı ise 140 knot iken aynı uçağın iniş hızı 125 knottur [2]. Dahası özel jet olan Dassault Falcon 50'de maksimum kalkış ağırlığı 18000 kg ve 8 kişi yolcuyla yaklaşma hızı 107 knottur [2].

İniş mesafesinin ikinci kısmı, Şekil 1.1 :’de S_T ile gösterilen mesafe, uçağın havadan yere konması ve sonrasında ön iniş takımını yere kondurması arasında aldığı mesafedir. Bu süreçte uçak maksimum hücum açısı durumundan seyir halindeki duruma geçer. Geçiş durumu uçağın ana iniş takımlarının yerle teması ile başlar ve burun iniş takımının yerle teması ile son bulur. Tüm tekerler yerle temas haline geldiğinde ise inişin son kısmına geçilir. Bu kısımda , Şekil 1.1 :’de S_G ile gösterilmektedir. Uçak taksi yapabilecek bir hıza gelene kadar hızını frenler yardımı ile düşürür. Bu süreç boyunca uçak yerde hareket eder ve durmak için hazırlanır.

İnişin en önemli parametrelerinden birisi iniş mesafesidir ve bu Şekil 1.1 :’de S_L olarak gösterilmiştir. Bu mesafe uçağın yatayda durana kadar kat ettiği yol ile ölçülmektedir. İniş performansının yüksek olması için yatayda kat edilen yol kısa olmalıdır. Genel maksatlı uçaklar için iniş mesafesi 150-1000 metre iken büyük yolcu uçakları için iniş mesafesi 1500-3000 metre olabilir. Savaş uçakları içinse bu mesafe 100-1000 metre arasında değişmektedir. Uçaklar tasarlanırken iniş uzunluğu için bir değer hesaplanır ve bu bulunan değer 1.667 gibi bir güvenlik faktörü ile çarpılarak asıl frenleme mesafesi bulunur.

1.2 İniş Mesafesi Hesaplamaları

Bu kısımda iniş mesafesinin hesaplanması için literatürde yapılmış hali hazırdaki hesaplamalar anlatılacaktır. İniş mesafesi engel ayırım irtifasından başlar ve tam duruş durumunda son bulur. Bu mesafe 3 kısma ayrılır ve her biri için ayrı bir hesaplama yapılır. Toplam mesafe ise bu üç kısımda ayrı ayrı yapılan hesaplamaların toplamından bulunur [3].

$$S_L = S_A + S_T + S_G \quad (1.1)$$

S_A : Yaklaşma durumunda kat edilen yol.

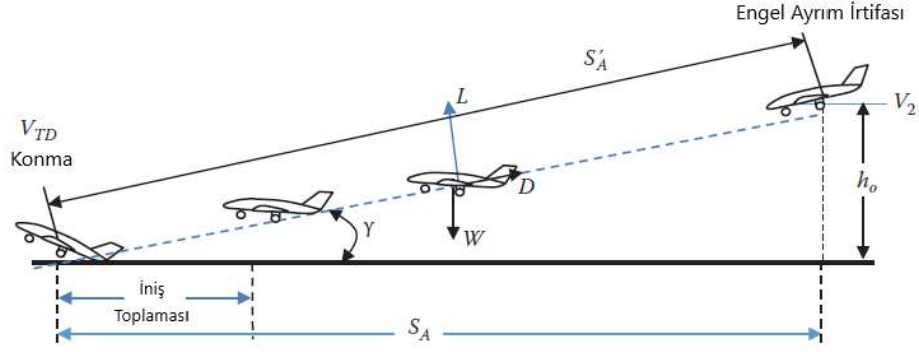
S_T : Burun iniş takımı değmesi esnasında kat edilen yol

S_G : Burun değmesi sonrasında tam duruş konumuna gelene kadarki alınan yol.

1.2.1 Yaklaşma mesafesi hesabı

Bu kısımda iniş mesafesinin hesaplaması için literatürde yapılmış hali hazırdaki hesaplamalar anlatılacaktır. İniş mesafesi engel ayırım irtifasından başlar ve tam duruş durumunda son bulur. Bu mesafe 3 kısma ayrılır ve her biri için ayrı bir hesaplama yapılır. Toplam mesafe ise bu üç kısımda ayrı ayrı yapılan hesaplamaların toplamından bulunur.

Yaklaşma çok elzem bir yavaşlama ve aynı zamanda irtifa kaybetme durumudur. Yaklaşma esnasında uçak üzerine 3 kuvvet etki eder; taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti, ve uçağın ağırlığı. Bu kuvvetler Şekil 1.2 :’de gösterilmiştir.



Şekil 1.2 : Yaklaşma güzergahı ve etkileyen kuvvetler [2].

İlk önce S'_A mesafesi hesaplanır ardından onun yatay eksendeki bileşeni hesaplanır. Şekil 1.2 :'de S'_A ve S_A arasındaki ilişki verilmiştir. Newton'un 2. Yasasından ve yavaşlama/irtifa kaybetme denkleminde (bu denklemler iş-enerji prensibinden oluşturulmuştur) aşağıdaki denklem elde edilir.

$$S'_A = \frac{m_L g}{-D_{ab}} \left[\frac{V_{TD}^2 - V_2^2}{2g} + h_0 \right] \quad (1.2)$$

Bu denklemde D_{ab} yaklaşma süresince uçağa etkiyen ortalama sürüklenme kuvvetidir. Uçağın iniş sırasındaki kütlesi ise m_L ile belirtilmiştir. Teoride iniş sırasındaki kütlenin hesabı kalkış sırasındaki kütleden yakıt ağırlığının çıkarılması ile bulunur [4].

$$m_L = m_0 - m_f \quad (1.3)$$

Ancak iniş ve kalkıştaki kütleleri yakın olarak alınabilir. İlk hız V_2 ve son hız V_{TD} ise perdövites hızının fonksiyonudur. Bunlar aşağıdaki gibi bir katsayı ile çarpılır. Katsayıların alabileceği aralıklar ve hesaplamaları aşağıda verilmiştir. Bu katsayılar ile ilgili bilgiler Federal Havacılık Düzenlemelerinde (FAR) belirtilmiştir [5].

$$V_2 = k_2 V_S \quad (1.4)$$

$$V_{TD} = V_L = k_{TD} V_S \quad (1.5)$$

$$k_2 = 1.1 - 1.2 \quad (1.6)$$

$$k_{TD} = 1.2 - 1.3 \quad (1.7)$$

Savaş ve akrobasi uçakları için k_{TD} değeri 1.1 ve k_2 değeri 1.2 alınabilir. Genel kullanım için olan diğer uçaklar içinse k_{TD} değeri 1.2 k_2 değeri ise 1.3 alınabilir. Buradan yola çıkarak uçak üzerine etki eden ortama sürüklenme kuvveti aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$D_{ab} = \frac{1}{2} \rho S C_{D_A} (k_{ab} V_S)^2 \quad (1.8)$$

Sürüklenme katsayısını bulmak içinse,

$$C_{D_A} = C_{D_{0L}} + K C_{L_A}^2 \quad (1.9)$$

Formülü kullanılabilir. $C_{D_{0L}}$ hesaplaması için John D. Anderson Jr.'ın Uçak Performansı ve Tasarımı (Aircraft Performance and Design) kitabının ikinci bölümüne bakılabilir [6].

İniş esnasında ek olarak bazı uçaklarda hava deflektörü (spoiler) kullanılmaktadır ve bu sistem de uçağın maruz kaldığı sürüklenme kuvvetini artırarak iniş mesafesini kısaltmada önemli rol oynamaktadır. Büyük uçaklarda ve savaş uçaklarının bazılarında ise gövde arkasında paraşüt sistemi iniş mesafesini kısaltmak için ek sürüklenme kuvveti oluşturmada kullanılmaktadır.

Yaklaşma sırasındaki taşıma katsayısı maksimum taşıma katsayısının bir fonksiyonudur ve aşağıdaki verilmiştir [6].

$$C_{L_A} = \frac{C_{L_{max}}}{k_{ab}^2} \quad (1.10)$$

Ortalama yaklaşma hızı daha önceden belirtildiği gibi alınabilir.

$$V_{ab} = k_{ab} V_S \quad (1.11)$$

Yaklaşma katsayısı için alınabilecek değerler önceden verilmişti. Bu kısımda yaklaşma katsayısı için ortalama bir değer aşağıdaki gibi alınabilir.

$$k_{ab} = \frac{k_{TD} + k_2}{2} \quad (1.12)$$

Şekil 1.2 : 'de referans olarak alınıp götüntüdeki üçgen kullanılırsa yaklaşma süresince katedilen mesafe aşağıdaki gibi hesaplanabilir. Şekil 1.3 : 'de bir yolcu uçağının yaklaşma anı verilmiştir.

$$S_A = \sqrt{(S_A)^2 - h_0^2} \quad (1.13)$$



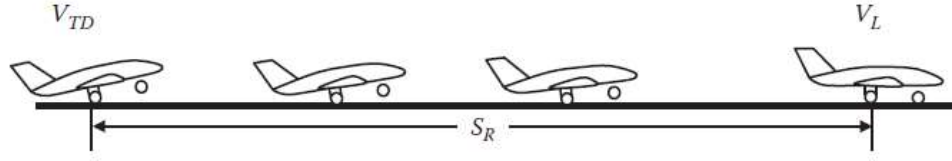
Şekil 1.3 : Bir yolcu uçağının yaklaşma fazı [7].

1.2.2 Burun düzeltme hesabı

İnişin ikinci kısmı yere konma anıyla başlayan ve burun düzeltme(rotation) olarak adlandırılan kısımdır. Bu hareketin tamamı Şekil 1.4 :’de verilmiştir. Üç tekerli iniş takımına sahip olan uçak için bu hareketi tanımlayacak olursak eğer ilk olarak ana iniş takımları yere dokunur ve belli bir süre bu iniş takımlarının üzerinde hareket edilir. Bu sırada pilot lövyeyi ileri iter yani irtifa dümenini yukarı kaldırır ki uçak iniş takımları üzerinde dönerek burun iniş takımını yere kondurabilsin. Bu hareket yapılırken hem hücum açısı hem de uçağın sahip olduğu taşıma kuvveti zamanla azalır.

Burun düzeltme hareketi, analiz etmek için çok karmaşık bir harekettir. Uçağın ağırlık merkezinin, irtifa dümeninin ne kadar güç uygulayabildiğinin, uçak iniş takımı geometrisinin ve daha bir çok parametrenin bilinmesi gerekir. İnişin toplam süresi ve mesafesi ile bu kısım karşılaştırıldığında burun düzeltme durumunda uçak çok fazla mesafe katetmediği için ve hızı çok fazla değişmediğinden hız ile doğrusal bir bağıntı kurulabilir. Bu yüzden bu mesafe hesaplanırken uçak sabit hızlı kabul edilebilir. Buradan aşağıdaki formülle burun düzeltme mesafesi hesaplanabilir.

$$S_R = T_R V_{TD} \quad (1.14)$$



Şekil 1.4 : Burun düzeltme [1].

- T_R : Burun düzeltme süresi Çizelge 1.1 :’de tahmini süreler verilmiştir.
- V_{TD} : Burun düzeltme sırasında ilk konma hızı.

Konma hızı her uçak için farklı değerlerdedir. Bunlar yukarıda verilmiştir.

Çizelge 1.1 : Değişik maksatlı uçaklar için burun düzeltme süreleri.

Uçak türü	T_R (s)
Yüksek manevra kapasitesine sahip savaş uçakları	0.5-1
Akrobatik uçaklar	1-2
Genel maksatlı uçaklar	1-4
Kargo uçakları	3-6

1.2.3 Frenleme hesabı

Frenleme süresince uçağa beş ana kuvvet etki etmektedir. Bunlar; uçağın ağırlığı, sürüklenme, taşıma, frenleme kuvveti ve sürtünme kuvvetidir. Bu kuvvetler arasına ters itki (reverse thrust) kuvveti de eklenebilir. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri uçak hızının azalmasıyla yavaş yavaş azalır. Frenleme ve sürtünme kuvveti ise taşıma kuvvetinin azalmasıyla artar. Aşağıdaki formül Newton’un hareket yasalarından çıkarılmıştır [8].

$$\sum F = m \frac{d}{dt}(V) \rightarrow -T_{rev} - D - F_f - F_B - F_S = ma \quad (1.15)$$

F_f : Sürtünme kuvveti

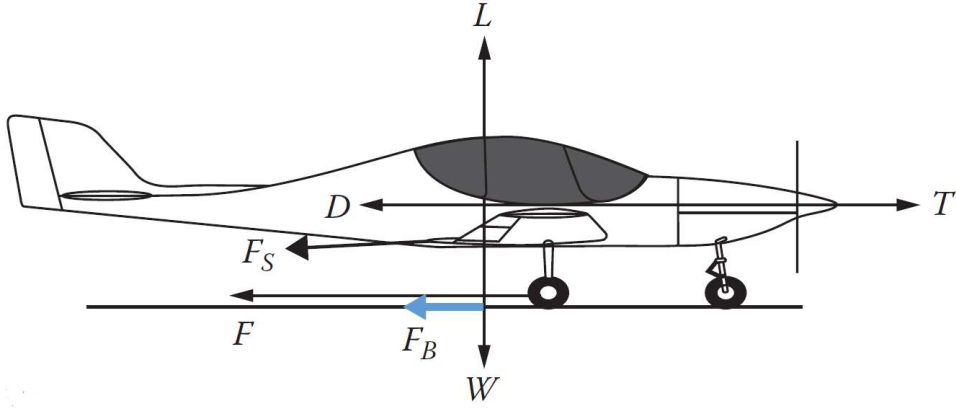
F_B : Frenleme kuvveti

F_S : Tüm diğer direnç gösteren kuvvetler

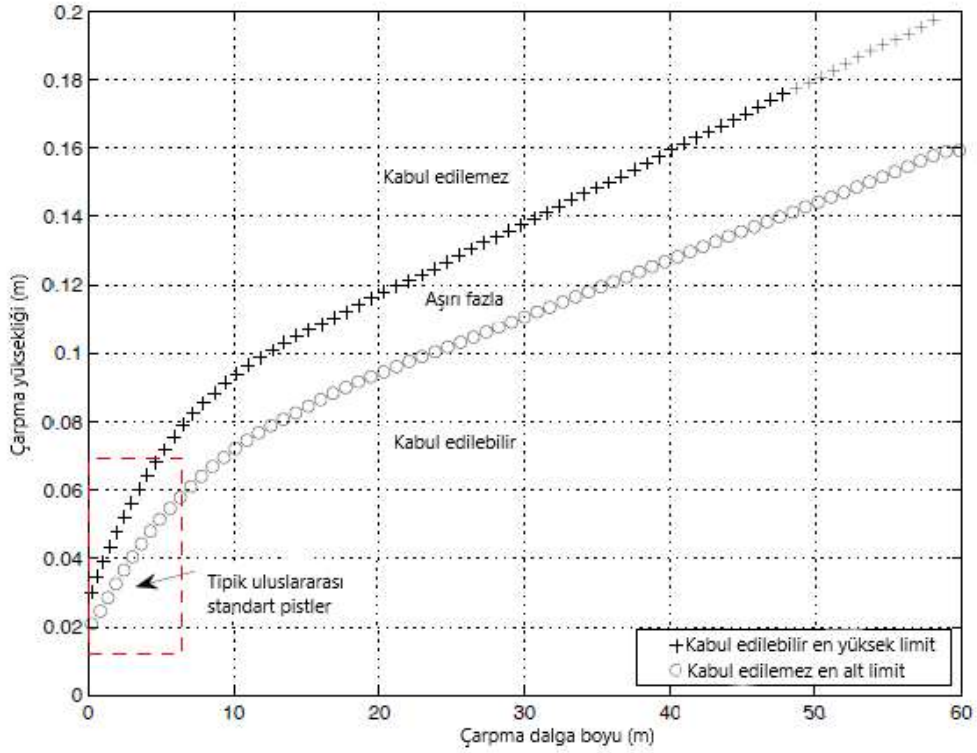
D : Uçağın sürüklenmesi

Sürtünme kuvveti normal kuvvete bağlı olarak değişim gösterir. Statik yuvarlanma sürtünme katsayısı (μ) Çizelge 1.2 :’de farklı zeminlerle iniş takımı tekerleri arasında oluşan sürtünme için verilmiştir. Frenleme durumunda sürtünme kuvveti (1.16)’daki

gibi hesaplanabilir. İniş sırasında uçağa etkiyen kuvvetler ve pistin sürtünme katsayıları sırasıyla Şekil 1.5 :’de ve Şekil 1.6 :’da verilmiştir.



Şekil 1.5 : İniş durumunda uçağın üzerine etkiyen kuvvetler.



Şekil 1.6 : Boeing pist pürüzlülük kriterlerini gösteren grafik.

$$F_f = \mu N_L \quad (1.16)$$

N_L ise burada uçak ile zemin arasındaki tepki kuvvetidir. Hesaplaması,

$$N_L = W_L - L_L \quad (1.17)$$

Şeklinde bulunur. Taşıma kuvveti ise

$$L = L_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_L} \quad (1.18)$$

Yukarıdaki denklemde iniş taşıma katsayısı

$$C_{L_L} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapL}} \quad (1.19)$$

Kanatçık taşıma katsayısı için gerekli hesaplamalara John D. Anderson'un Uçak Performansı ve Tasarımı (Aircraft Performance and Design) kitabının ikinci bölümüne bakılabilir [6]. W_L uçağın iniş ağırlığını temsil etmektedir ve hesabı uçağın kalkış ağırlığından W_{TO} yakıt ağırlığı (W_f) çıkarılarak bulunabilir. Sürüklenme durumu hesaplamaları içinse Uçak Performansı ve Tasarımı (Aircraft Performance and Design) kitabının ikinci bölümüne bakılabilir [6].

Çizelge 1.2 : Farklı pistler için sürtünme kuvvetleri katsayısı [1].

Surface	İnişte etki eden sürtünme katsayısı
Kuru beton / asfalt	0.04-0.06
Islak beton /asfalt	0.05-0.07
Kuru kısa çim	0.06-0.07
Islak kısa çim	0.08-0.09
Uzun kuru çim	0.09-0.14
Yumuşak zemin	0.13-0.40
Sert ve kuru çakıl	0.08-0.14
Metal yüzeyde	0.50-0.70

$$D = D_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_L} \quad (1.20)$$

İniş sürüklenme katsayısı için,

$$C_{D_L} = C_{D_{0L}} + K C_{L_L}^2 \quad (1.21)$$

Şeklinde hesaplanabilir. Ayrıntılı hesaplama için Uçak Performansı ve Tasarımı (Aircraft Performance and Design) kitabının ikinci bölümüne bakılabilir [6].

Frenleme kuvveti, frenleme mekanizmasının bir fonksiyonudur ve fren pabuçlarına, boyutuna ve uçağın hızına bağlıdır.

$$F_B = \mu_B W_L \quad (1.22)$$

Bu formülde W_L uçağın iniş ağırlığını, μ_B ise frenleme katsayısını temsil etmektedir.

Tüm bunlara ek olarak ters itki (reverse thrust) mekanizması adından da anlaşılacağı gibi itkinin ters yönde etki etmesine yardımcı olur. Ters itki, maksimum motor itkisinin %20-%50 civarında bir itki sağlamaktadır. Frenleme mesafesini yarı yarıya etkilemektedir. Çoğu büyük kargo ve yolcu uçaklarında ters itki sistemi bulunmaktadır [9].

Tüm frenleme süresi boyunca itki, ters itki etkisi dışında sıfırdır. Tüm yukarıdaki varsayımlar ve kabul edişler sonucunda aşağıdaki formül yazılabilir.

$$S_G = \frac{mV}{DNFT} dV \frac{mV}{DNFT} dV \quad (1.23)$$

$$S_G \int_0^{V_L} \frac{mV}{\mu mg + F_B + 0.5\rho V^2 S(C_{D_L} - \mu C_{L_L}) + T_{rev}} dV \quad (1.24)$$

Yukarıdaki integral işlemi doğrudan çözülebileceği gibi kapalı bir formu da elde edilebilir. Daha da hassas bir hesaplama için taşıma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanırken yer etkisi de eklenmelidir.

2. İNİŞ TAKIMLARI TARİHSEL SÜRECİ VE PARÇALARI

1903'de Wright Kardeşlerin ilk uçuşundan sonra Şekil 2.1 : 'de gösterilen tekerlekli iniş takımına sahip hava aracının ilk uçuşu Avrupa Kıtası'nda 1906 yılında Santos Dumont tarafından gerçekleştirilmiştir. Bundan sekiz yıl sonra ise 1. Dünya Savaşı sırasında uçaklar birer savaş makinesi olarak kullanılmaya başlanmıştır. Bu süreçte tasarlanan ve üretilen uçakların çoğu kuyruk tekerlekli iniş takımına (tail wheel) sahiptir. Şok önleyici olarak da amortisörlerde lastik kullanılmıştır.



Şekil 2.1 : İlk tekerlekli uçuş [10].

O yıllarda kullanılan üç farklı amortisör sistemi Şekil 2.2 : 'de gösterilmiştir. Bu üç sistemin de fonksiyonu aynı olmasına rağmen fonksiyonu yerine getirme şekli yani şoku absorbe etme şekli birbirlerinden farklıdır.

Birinci Dünya Savaşı'ndan İkinci Dünya Savaşı'na kadar geçen süreçte iniş takımlarının tasarımı değişmiştir ve artık katlanır iniş takımları kullanılmaya başlanmıştır.



Şekil 2.2 : Birinci Dünya Savaşı sırasında kullanılan üç farklı uçağa ait üç iniş takımı amortisörü 1) Sopwith Camel 2)Royal Aircraft-Factory S.E.5 3) SPAD S.VIII [11,12,13].

İlk katlanır iniş takımı Şekil 2.3 :’de verilen Bristol Racer’da kullanılmıştır. O dönemde tasarlanan uçakların ağırlıklarından ve yaklaşma süratlerinden dolayı iniş takımlarında amortisörlerin gelişimi önem arz etmekteydi. Bu nedenle lastik bloklar (rubber blocks), sıkıştırma yayları (compression spring), yaprak yaylar (leaf spring), oleo-pnömatik dikmeler (oleo-pneumatic strut) ve sıvı yaylar (liquid spring) amortisöre destek olarak geliştirilmiştir.



Şekil 2.3 : Bristol Racer [14].

İkinci Dünya Savaşı'ndan sonra ise frenleme sistemleri, kayma önleyici sistemler, yalpalama önleyici sistemler, iniş takımı üretiminde kullanılan malzemeler, iniş takımlarında kullanılan amortisör ve şok absorbe edici sistemleri gelişim göstermiştir.

2.1 İniş Takımlarının Fonksiyonu

Tasarım prosedürüne göre iniş takımları uçaklar için tasarım aşamasında çok fazla özen gösterilmesi gereken bir sistem bütünüdür. Bu durumun oluşmasındaki sebep ise uçağın diğer kısımlarının (örnek, kanat, kuyruk, gövde ve itki sistemleri) tasarımından sonra iniş takımlarının tasarlanmasıdır. Uçağın en ön ve en arka ağırlık merkezi uçak iniş takımlarının tasarlanmasında önemli parametrelerden sadece ikisidir. Uçak iniş takımlarının genel olarak fonksiyonlarını aşağıdaki gibi sıralayabiliriz [15];

1. Uçağı yükleme, boşaltma ve taksi durumlarında stabil bir şekilde tutmak,
2. Taksi sırasında uçağa gerekli hareket kabiliyetlerini sağlamak,
3. Uçak parçalarının yer ile arasındaki güvenli mesafeyi korumasını sağlamak,
4. İniş sırasında oluşan çarpma şokunu absorbe etmek,
5. Uçağın kalkış sırasında hızlanma ve rotasyon aşamalarını en düşük sürtünme kuvveti ile tamamlamasını sağlamaktır.

İniş takımlarının fonksiyonlarını etkili bir şekilde yerine getirmeleri için ihtiyaç duyulan gereksinimler askeri ve sivil standartlarda verilmiştir. Çizelge 2.1 :’de belli başlı gereksinimler, iniş takımı tasarımını etkileyen parametreler verilmiştir. İleriki bölümlerde bu parametreler ve gereksinimlere daha detaylıca değinilecektir.

İniş takımları iniş ve kalkış süreci için vazgeçilemez bir sistem olsalar da seyrüsefer sırasında ölü bir ağırlık olduğu bilinmektedir. Bu sebeptendir ki kalkıştan sonra iniş sürecine kadar toplanıp uçağa etkiyen sürüklenme kuvvetini en aza indirilmesi gereklidir.

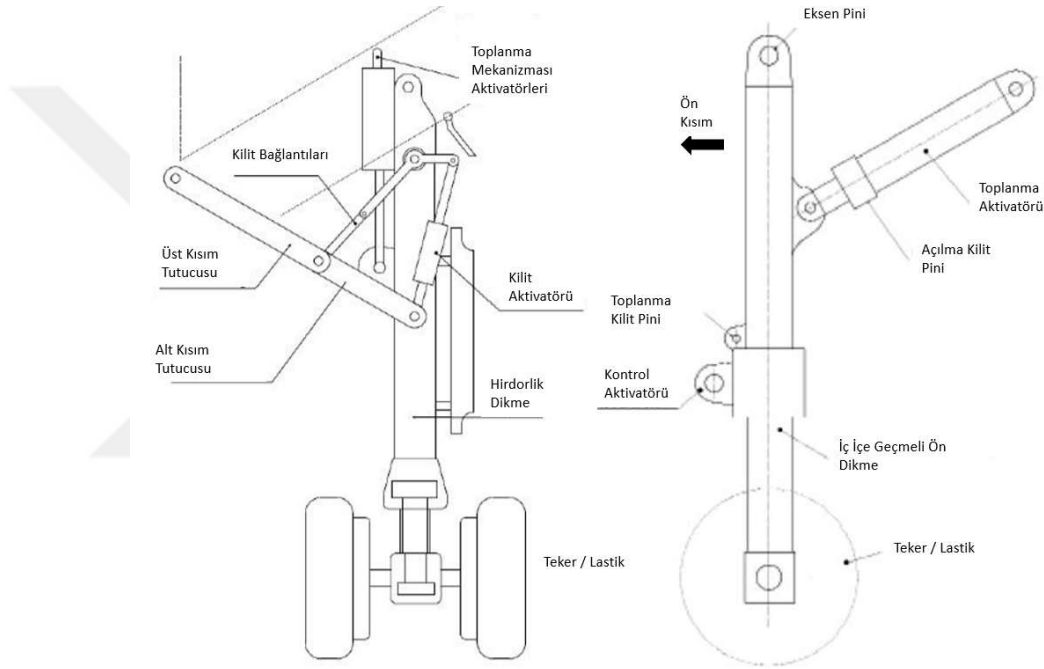
Uçak üzerindeki her sistemde olduğu gibi iniş takımı sistemi, tasarım süreci sürdürülen ve bazı noktalarda geri dönüp düzeltmeler yapıpılır tekrardan devam edilen bir süreçtir. Bu süreç içerisinde çoğu kez sistem düzeltmesiyle karşı karşıya kalınmaktadır. İniş takımlarının çeşitlerine, parçalarına, ve diğer özelliklerine geçmeden önce genel olarak iniş takımı için izlenen süreç devam eden bölümde kısa bir şekilde açıklanacaktır. Çizelge 2.1 :’de ilgili gereksinimlere yer verilmiştir.

Çizelge 2.1 : İniş takımları tasarım gereksinimleri ve parametreleri [1].

Kısıtlayıcılar	Gereksinimler	Parametreler
Yerden Yükseklik	Kanat, motor, gövde, harici yüklerin yerden yüksekliği kabul edilebilir olmalı	Yükseklik
Kontrol edilebilirlik	Burun iniş takımındaki yük limitlenmelidir.	Teker yerleşimi, X_n X_{cg}
Kalkış rotasyonu	Uçak, ana iniş takımları üzerinde kabul edilebilir bir açısal oranda rotasyon yapabilmeli	Yükseklik X_m X_{cg}
Kalkış rotasyonu	Kalkış rotasyonu sırasında arka gövde ve kuyruk kısmı yere vurmamalı	Yükseklik ve teker yerleşimi
Geri veya ileri yatma	Kalkış sırasında veya inerken uçağın geri veya ileri yatış yapması	Yükseklik
Yanal yatma	Taksi sırasında sert dönme esnasında uçağın kanatları yana yatmamalı	Teker yerleşimi
Teker koyma	Amortisörlerin iniş sırasında oluşan dinamik yüklemeyi absorbe edebilmesi	Amortisör, teker
İniş	İniş süreci bitmeden uçak güvenli bir şekilde durabilmeli	Fren
Statik ve dinamik yüklemeler	Tekerler ve amortisörler statik ve dinamik yüklere karşı koyabilmeli	İniş takımı dikmesi
Yapısal bütünlük	Uçağın yer hareketleri ve iniş kalkışı sırasında kanat gövde esnemeleri kabul edilebilir sınırlar içerisinde bulunmalı	Teker yerleşimi
Yer yanal kararlılığı	Uçak yer hareketleri sırasında yanal rüzgardan dolayı yanı üzerine yatmamalı.	Teker yerleşimi ve yükseklik

2.2 İniş Takımları Genel Tasarım Süreci

İniş takımı sistemi birçok yapısal ve sistem parçalarından oluşmaktadır. İniş takımlarının sahip olduğu başlıca yapısal parçalar; ana bağlantı elemanları, amortisör, bogi kolu, aks, tork bağlantıları, toplama aktivatörü, açılma kilit mekanizması, toplanma kilit mekanizması, teker, lastik, vs., dir. Alt sistem parçaları ise, fren sistemi, kayma önleyici sistem, toplanma (katlanma) sistemi örnek olarak verilebilir. Genel anlamda ön ve ana iniş takımları Şekil 2.4 :’de verilmiştir.



Şekil 2.4 : Ön ve ana iniş takımı basit gösterimi.

Yukarıda tanımlanan kısmı ile iniş takımlarının tasarım süreci Şekil 2.4 :’de başlıklar halinde verilmiştir. İniş takımı tasarımında, ilk aşamada istenen gereksinimlerden başlayıp servis aşamasına gelinceye kadar, sisteme uygulanacak olan tasarım süreci için nasıl bir yol izleneceği anlatılacaktır. Herhangi bir formül ve hesaplamanın verilmeyeceği bu anlatımla amaçlanan iniş takımlarının tasarım sürecinde hangi aşamalardan geçtiğini toplu bir şekilde ifade edebilmek ve gözden kaçırılacak adımları önceden tahmin edebilmektir. Bu tabloda yer alacak başlıklar konsept tasarım, ön tasarım, detay tasarım, gerilme ve yorulma analizleri, güvenilirlik ve sürdürülebilirlik analizleri, üretilebilirlik ve birleştirme, kalifikasyon testleri, uçakla entegre testleri, serviste değerlendirilmesidir. Bu kapsamda verilecek olan bilgiler

genel maksatlı olup, özel durumlarda iniş takımının tasarım amacına göre değişiklik gösterebilir [16].

2.2.1 Tasarım süreci

2.2.1.1 Konsept tasarım

Konsept tasarımı, tüm tasarım spesifikasyonlarının ve uçuşa elverişlilik düzenlemelerinin incelenmesi ile başlar. Daha sonra, fonksiyonel ve düzenleyici gereklilikleri karşılarken bir konsept geliştirilir. Başlıca tasarım girdileri, performans, güvenlik, maliyet, zaman çerçevesi, teknoloji ve kaynaklardır. İniş takımı yerleşimi ve iniş takımının tipi seçilir. İniş takımı geometrisi kinematik bilgileri ile tanımlanır. Uçağın ön iniş takımına bağlı olarak itaatkarlığı da bu seviyede tanımlanır. Yer yükleri, malzeme seçimi ve bileşenlerin ön boyutlandırması, dinamik simülasyonlarla tahmin edilir. Tahrik mekanizmaları ve yükler de bu aşamada işlenir. Ağırlık, hacim ve maliyet azaltmak için bazı çalışmalar yapılır. Bu çalışmalar sonucu en iyi konsept seçilir.

2.2.1.2 Ön tasarım

Ön tasarım aşamasında, bileşenlerin boyutlandırılması ve malzeme seçimi için gerekli verilere ulaşmak amacıyla iniş, kalkış ve toplama kinematiği için dinamik simülasyonlar gerçekleştirilir. Bileşenlerin ön tasarımı yapılır ve ağırlık tahminlerine ulaşılır.

2.2.1.3 Detay tasarım

Bu aşamada tüm iniş takımı bileşenlerinin tasarımı yapılır, arayüzler ve ilgili sistemler ile entegre bir iniş takımı sistemi tanımlanır. Bileşen yükleri tahmin edilir ve bu aşamada malzeme seçimi ve boyutlandırması yapılır. Karmaşık şekiller için kapalı kalıp dökme yaparak parça sayısında azalma sağlamak için 3D CAD modellemesi yapılır. Dinamik analiz ve simülasyon, enerji emilimi, yalpalama önleyici sistem ve toplanma mekanizması için belirli tasarım parametrelerinin ayrıntıları sağlanır. Ayrıca yine bu aşamada, temel olarak iniş takımının sanal prototipi olan dijital maketi geliştirilir. Yıllar boyunca öğretilen tüm dersler ve geliştirilen en iyi uygulamalar kısacası bilgi birikimi, güvenli bir tasarım gerçekleştirmek için detay tasarımda kullanılır.

2.2.1.4 Gerilme ve yorulma analizleri

İniş takımlarında gerilme analizleri için sonlu elemanlar modelleme sistemi ve geleneksel hesaplama yöntemleri kullanılmaktadır. İniş takımı güvenli bir yaşam döngüsüne sahip olarak tasarlanması gerekmektedir. Bu süreçte yorulma süresi için bazı analiz yöntemleri kullanılmaktadır. Güvenli yaşam gereksinimleri, ticari bir uçak için 60000 iniş gerçekleştirilmesi isterler içerisindeyken, askeri bir uçak için bu sayı 10000'i geçmemektedir. İniş takımı ömür değerlendirmesinde düşük dönüşümlü, yüksek gerilim yorulma analizi kullanılır. Günümüzde NDT teknikleriyle tespit edilemeyecek kadar küçük kristal kusur boyutlarına sahip çok yüksek mukavemetli malzemelerin kullanılması nedeniyle iniş takımlarının çoğunda hasara toleranslı tasarım mümkün değildir.

2.2.1.5 Güvenilirlik ve sürdürülebilirlik analizleri

Güvenilirliği değerlendirmek için uygun arıza modu ile etki ve kritiklik analizi yapılır. Arıza modları ve arıza oranı hakkındaki veriler, bu analizi gerçekleştirmek için önceki tasarımlardan toplanır ve tasarım donmadan önce güvenilirlik tahmin edilir. Kalite, güvenilirlik ve sürdürülebilirlik operasyonel maliyeti düşürmek ve uçakların serviste kullanılabilirliğini sağlamak için önemlidir. Tasarımda, arızalar arasında daha uzun ortalama zaman ve onarım için daha az ortalama zaman amaçlanmaktadır. Periyodik önleyici bakım programları ve koşullara bağlı bakım gereklilikleri gerektiği şekilde belirtilir. Sürdürülebilirliği sağlamak için tasarımda geliştirilen çeşitli uygulamalar izlenebilir. Ömür takip sistemleri, planlı bakım uygulamasından koşul tabanlı bakım uygulamasına doğru ilerlemek için geliştirilmektedir ve bu da daha fazla güvenlik ve bakım maliyetlerinde azalmaya sebep olacaktır.

2.2.1.6 Üretilebilirlik ve montaj

İniş takımı imalatı, çok sayıda kapalı kalıp dövme, ultra yüksek mukavemetli çeliklerden işlenmiş bileşenlerin, titanyum ve alüminyum alaşımlarının geliştirilmesini içerir. Aktivatör silindiri, piston, amortisör parçaları ve aks gibi bileşenler için hassas toleranslar gereklidir. Parçaların ısıl işlemi kaba işleme ve ardından nihai işleme, kaplama ve boyama işlemlerinden sonra gerçekleştirilir. Ürünün güvenilirliği katı kalite güvence gereklilikleri ile artırılmıştır.

2.2.1.7 Kalifikasyon testleri

İniş takımlarının yeterliliğinin tespiti için fonksiyonel testler, mukavemet, sertlik, yorulma, ömür değerlerini belirlemek için yapısal testler ve çevresel testler uygulanır. Platform düşme testleri, yük hücrelerine sahip platformlarda gerçekleştirilir. Amortisör performansını doğrulamak için tekerlek eğirme tesisi ve kaldırma simülasyon araçları kullanılır. İniş takımının yapısal mukavemet testleri için yükler, yükleme aktivatörleri aracılığıyla uygulanır ve gerinim verileri, gerinim ölçer ile elde edilir. Aktivatörler üzerindeki anlık yorulma testi de dahil olmak üzere, yorulma testleri, veri toplama için yeterli enstrümantasyon ile blok halinde yüklemeler gerçekleştirilir. Dayanıklılık döngü testleri özel donanımlarla yapılır. Titreşim, hızlanma, sıcaklık, irtifa, tuz spreyi, kum ve toz gibi daha bir çok test de uygulanır.

2.2.1.8 Uçakla testleri

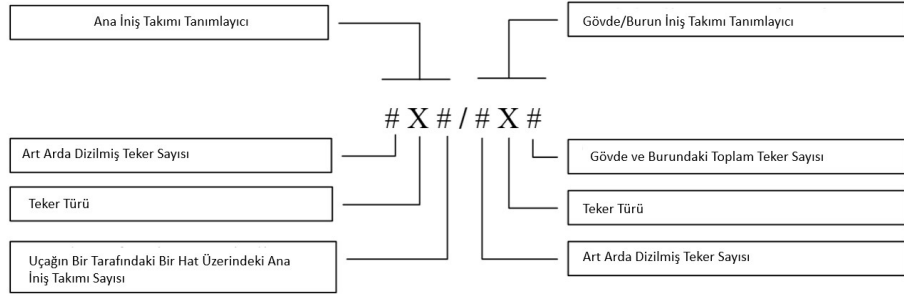
İniş takımının son entegrasyon testleri, uçağa monte edildikten sonra taksi testleri, fren ve hükmedebilme testleri ile gerçekleştirilir. Bu aşamada belirli tasarım parametrelerinin ince ayarlaması yapılır. Bunu iniş takımının kapasitesinin değerlendirildiği uçuş test aşaması takip eder.

2.2.1.9 Hizmet süresince geri dönütler

Hizmet içi değerlendirme, çeşitli hava sahası koşullarında ve ortam koşullarında değerlendirmeyi içerir. Sistem ve veri üretiminde daha fazla iyileştirme için güvenilirlik ve sürdürülebilirlik sonuçları hakkında geri bildirimler alınır.

2.3 İniş Takımı Konfigürasyonları

Konfigürasyonların adlandırılmasında kullanılan bazı genel geçer kurallar vardır. Bunlar aşağıda “Federal Aviation Administration” (FAA) tarafından standardize edilmiş konfigürasyon isimleridir ve Şekil 2.5 :’de verilmiştir [5]. Bu isimlerin temsil ettiği iniş takımları tam olarak iniş takımı konfigürasyonunu değil teker konfigürasyonunu belirtmektedir. Burada konunun uzatılmaması için birkaç tanesi örnek verilecektir. Verilecek şekillerde hem örnek hem de şeklin uygun bir noktasında tekerlerin iz düşümü gösterilecektir. Ayrıca orjinal şekildeki isimlendirme de parantez içerisinde belirtilecektir.



Şekil 2.5 : FAA tarafından oluşturulan iniş takımı isimlendirme standardı [5].



Şekil 2.6 : Art arda konumlandırılmış iki tekli tekerlerden oluşan ana iniş takımı ve ikili tekerden oluşan burun iniş takımı (2S-Two Single Wheels in Tandem Main Gear with Dual Wheel Nose Gear) Lockheed C-130 [17].



Şekil 2.7 : Art arda konumlandırılmış iki üçlü tekerden oluşan ana iniş takımı ve iki tekerden oluşan burun iniş takımı (2T- Two Triple wheels in Tandem Main Gear with Dual Wheel Nose Gear) Boeing C-17 [18].

Şekil 2.6 : ve Şekil 2.7 :'de verilen uçaklar kargo ve ağır nakliye taşımacılığında kullanılmıştır ki hatta C-130'lar hala Türk Hava Kuvvetleri Envanteri'nde bulunmaktadır. Bu uçakların iniş takımlarındaki lastik sayısının az olmasının sebeplerinden birisi pist yüzeyinin askeri koşullarda farklılık gösterebileceğindedir.



Şekil 2.8 : Art arda konumlandırılmış iki ikili tekerden oluşan, bir tane de ikili gövde tekerinden oluşan ana iniş takımı ve iki tekerden oluşan burun iniş takımı (2D/D1 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear/Dual Wheel Body Gear with Dual Wheel Nose Gear) McDonnell Douglas DC-10 [19].



Şekil 2.9 : Art arda konumlandırılmış ikili iki ana iniş takımı ve yine aynı şekilde konumlandırılmış ikili iki gövde iniş takımı ve iki tekerli burun iniş takımı (2D/2D2 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear / Two Dual Wheels in Tandem Body Gear with Dual Wheel Nose Gear) Boeing 747 [20].

Bazı sivil havacılık uçaklarında hem uçağın ağırlığından hem de yolcu konforundan kaynaklı olarak çok sayıda iniş takımı ve tekerleği kullanılmaktadır. Bunun sonucu bakım ve üretim maliyetinin artması ancak tek seferde taşınan yolcu kapasitesinin de artmasıdır. Şekil 2.8 :, Şekil 2.9 :ve Şekil 2.10 :‘da farklı tipte yolcu uçaklarına ait iniş takımları şekilleri ve iz düşümleri ile verilmiştir.



Şekil 2.10 : Art arda konumlandırılmış ikili iki ana iniş takımı, yine art arda konumlandırılmış üçlü iki gövde iniş takımı ve bir çift burun iniş takımı (2D/3D2 Two Dual Wheels in Tandem Main Gear / Three Dual Wheels in Tandem Body Gear with Dual wheel Nose Gear) Airbus A380 [21].



Şekil 2.11 : Art arda dizilmiş yedi ikili ana iniş takımı ve dörtlü bir burun iniş takımı (7D- Seven Dual Wheels in Tandem Main Gear with Quadruple Nose Gear) Antonov AN-225 [22].



Şekil 2.12 : İkili ve dörtlü birleştirilmiş art arda konumlandırılmış iki ana iniş takımı ve dörtlü bir burun iniş takımı (C5 Complex Gear Comprised of Dual Wheel and Quadruple Wheel Combination with Quadruple Wheel Nose Gear) Lockheed C5 Galaxy [23].

Şekil 2.11 : ve Şekil 2.12 :‘de verilen kargo ve ağır nakliye amaçlı kullanılan uçakların tasarımları gereği tek seferde ağır tonajda yük/yolcu taşıma kapasitelerinin olması için iniş takımı ve teker sayılarının fazla olması gerekmektedir. Bunun yanı sıra her türlü koşulda iniş ve kalkış yapabilmeleri için teker sayısının fazla olması görev tamamlama durumu için önem arz etmektedir.



Şekil 2.13 : İki tekerli ana iniş takımı her taraf için iki dikme ve ayrıca bir burun iniş takımı bulunmamakta. (D2 Dual Wheel Gear Two Struts per Side Main Gear with No Separate Nose Gear) B52 Bomber [24].

Uzun mesafeli stratejik bombardıman uçağı olan B52 Şekil 2.13 :‘de verilmiştir. Gelmiş geçmiş en büyük bombardıman uçaklarından birisi olan B52 üzerinde taşıdığı harici/faydalı yükü ana iniş takımlarından aldığı destekle havalandırabilmektedir. Bu sürede yüksek kanat uzunluğuna sahip olmasından kaynaklanan kanatlarının dönüş manevraları sırasında yere çarpmaması için de kanat ucu yardımcı iniş takımlarına sahiptirler.

Tasarımcı açısından iniş takımı tasarımı sırasında ilk kararlaştırılması gereken şey konfigürasyonu seçmektir. İnişin şekline bağlı olarak iniş takımı konfigürasyonları bazı isterleri tümüyle karşılarken, bazı isterleri kısmen karşılar. İniş takımı tasarım gereksinimleri, maliyet, uçak performansı, uçak kararlılığı, uçak kontrolü, sürdürülebilirlik, üretilebilirlik ve operasyonel hususlar dahil olmak üzere hava aracının genel tasarım gereksinimlerinin bir parçasıdır. Genel olarak, bir iniş takımına konfigürasyon açısından bakılacak olursa aşağıdaki gibi sınıflandırma yapılabilir [3].

- Tekli ana iniş takımı
- Bisiklet
- Kuyruk tekerli
- Burun tekerli ya da üç tekerli
- Dört tekerli
- Çoklu bogiye sahip

- Ayrılabilir yay
- Kızak
- Deniz uçağı iniş aracı
- İnsan ayağı

İniş takımı konfigürasyon seçim işlemi, sayısal olarak karşılaştırılabilecek bir özellikler tablosu oluşturularak yapılabilir. Genel olarak, havacılıkta, nakliye ve diğer uçaklarda üç tekerli bisiklet iniş takımı kullanılırken, bazı ağır nakliye uçaklarında ise dörtlü veya çok bogili iniş takımları kullanılmaktadır. Günümüzde, kuyruk iniş takımlı uçaklar nadiren kullanılırken havacılık tarihinin başlangıcında bu iniş takımları aerodinamiksel etki yaptığından yani kalkış sırasında taşıma kuvvetini artırıcı etki yaptığından tercih edilmekteydi.

2.3.1 Tekli ana iniş takımı

İniş takımlarının en basit konfigürasyonudur. Bu konfigürasyonda ana iniş takımı uçak ağırlığının çoğunu taşımaktayken, diğer iniş takımı ise ona destek olmaktadır. Boyutlarına göre ana iniş takımı hem dikme hem de teker olarak diğer iniş takımına göre çok daha büyük olabilir. Hem ana iniş takımı hem de diğer iniş takımı uçak simetri ekseninde bulunmaktadır. Ana iniş takımı uçağın ağırlık merkezine yakinen diğeri ise biraz daha uzağa konumlandırılmıştır. Çoğu durumda ana iniş takımı uçağın ağırlık merkezinin önünde bulunurken diğer iniş takımı ise ağırlık merkezinin arkasında (kuyruk bölümünün altında) yer almaktadır. Ana iniş takımı, ağırlık merkezinin arkadaysa genellikle ikincil iniş takımı gövde burnunun altında bir dikme olarak kızağa dönüştürülmektedir. Şekil 2.14 :’te verildiği gibi planörlerin çoğunda basitliği nedeniyle tek bir ana iniş takımı kullanılmaktadır.

Tek ana iniş takımı genellikle toplanmayan şekilde tasarlanmaktadır. Bu sebeple sürüklenme kuvveti oluşturmaması için boyu çok kısadır. Tek bir ana iniş takımına sahip uçaklar genellikle yerde sabit değildirler ve bir tarafa doğru yığılırlar (genellikle kanat uçlarına). Böyle bir iniş takımı konfigürasyonunda, pilot uçak hareketsizken ve kalkıştan önce kanat seviyesini korumalıdır. Bazı uçaklarda kanat uçlarının yere sürmesini önlemek için kanat uçlarında küçük iniş takımları bulunabilir. Yardımcı iniş takımları bulunmayan uçaklarda ise her iniş sonrası kanat uçlarının kontrolü

yapılmalıdır. Avantajı, maliyetin ve ağırlığın az olmasıyken dezavantajı ise kalkış rotasyonunun ve teker kesme süresinin uzun olmasıdır.



Şekil 2.14 : Tekli iniş takımına sahip olan bir planör [26].

2.3.2 Bisiklet iniş takımı

Bisiklet iniş takımı adından da anlaşılacağı gibi biri kuyruk kısmında diğer ikisi de ön kısımda bulunan iki ana iniş takımına (ana iniş takımlarının boyutsal değerleri aynıdır) sahip bir yapısı vardır. Uçağın yana doğru devrilmesi riskini azaltmak için kanat uçlarına yardımcı iniş takımları entegre edilebilmektedir. İki iniş takımı da ağırlık merkezine eşit uzaklıkta olarak konumlandırıldığından yaklaşık olarak üzerlerine binen yükler birbirine yakındır. Tekli ana iniş takımı ile bazı benzer özellikleri bulunmaktadır. Bu konfigürasyon yer kontrolü ve kararlılığında sorunlar yaşattığından tasarımcılar tarafından pek tercih edilmemektedir. En büyük avantajlarından birisi ağırlık ve maliyetin tekli ana iniş takımında olduğu gibi düşük olmasıdır. Dar gövde ve yüksek kanat uçaklar için seçim olasılığı yüksek derecede olan bir konfigürasyondur. Şekil 2.15 :’de bisiklet iniş takımına örnek olarak Harrier uçağı verilmiştir.

2.3.3 Kuyruk iniş takımı

Kuyruk iniş takımı konfigürasyonunda iki ana iniş takımı gövde altında bulunurken kuyruk kısmında ise küçük bir iniş takımı bulunmaktadır. Uçak ağırlık merkezinin ön kısmında kalan ana iniş takımları, kuyruk iniş takımına göre uçak ağırlığının büyük bir kısmını taşırlar. Uçağın simetrik eksenine göre sağında ve solunda sıralanan ana iniş takımları ağırlık merkezine eşit uzaklıkta bulunurlar.



Şekil 2.15 : McDonnell-Douglas AV-8B Harrier [27].

Bu konfigürasyon uçakların uçmaya başlamasından itibaren kullanılmaya başlandığı için genel olarak geleneksel iniş takımı şeklinde adlandırılır. Fakat günümüzde artık bu popülerliğini yitirmiştir. Bunun sebebi olarak gösterilebilecek sebeplerden birisi uçağın yerdeki düz durmayan pozisyonundan kaynaklanmaktadır. Pilotların görüş açıları kısıtlandığından dolayı kalkış esnasında belli bir süre boyunca pisti görememektedirler. Diğer bir sebep ise bisiklet iniş takımına nazaran kalkış sırasında kalkış koşusunun uzamasıdır. Şekil 2.16 :’da kuyruk iniş takımına sahip olan P-51 Mustang uçağı verilmiştir.



Şekil 2.16 : P-51 Mustang iniş takımı [28].

Uçak bu konfigürasyonda üç tekerleğe sahip olduğundan yerde kararlı bir şekilde durabilmektedir. Ancak her konfigürasyonda olacağı gibi bu konfigürasyonda da yerde dinamik hareketler başladığında kararsız bir yapıya geçebilir. Bunun sebebi ise uçak kuyruk iniş takımı yerde dönme hareketini başlattığında ana iniş takımları etrafında dönmeye başlayan uçak, ağırlık merkezinin ana iniş takımlarının arkasında kalmasından dolayı savurma kuvvetine maruz kalabilir. Bu davranış taksi hızı kısıtlanarak önlenmektedir. Ancak iniş sırasında ve palye durumunda yan rüzgardan dolayı kontrolü kaybetme durumu engellenemeyebilir. Bunu da önleyebilmek için pilotun ustalığına kalmış pedal kullanma yeteneği devreye girmektedir.

2.3.4 Üç tekerli bisiklet iniş takımı

Üç tekerli bisiklet konfigürasyonu günümüzde en yaygın kullanılan inişi takımı konfigürasyonudur. Ana iniş takımları uçak ağırlık merkezinin arka kısmına yerleştirilmiştir ve uçak ağırlığının büyük bir kısmını taşımaktadır. Bu ana iniş takımları uçağın simetrik eksenine eşit uzaklıkta konumlandırılmıştır. Burun iniş takımı ise ağırlık merkezinden biraz uzak bir noktaya konumlandırılmıştır ve bu sebepten ana iniş takımlarına göre daha az yük taşımaktadır.



Şekil 2.17 : Mooney M20 iniş takımı [29].

Genel maksatlı uçakların ve nakliye uçaklarının çoğunda Şekil 2.17 :'de verilen konfigürasyon kullanılmaktadır. Ana iniş takımları ve burun iniş takımının boyları yaklaşık olarak aynıdır ancak buna rağmen ana iniş takımlarının boyları ve şekilleri burun iniş takımına göre taşıdıkları yük oranlarına bağlı olarak farklılıklar gösterebilmektedir. Yer konumlanmasında ve taksi sırasında daha önceden anlatılan konfigürasyonlara göre daha kararlı bir yapıya sahiptirler. Bu da iniş sırasında etkiyen yan rüzgardan dolayı teker koyma sırasında oluşan yana yığılma durumlarını kısmen

önlemektedir. Kalkış ve iniş sırasında pilotun görüş açısı kuryuk tekerli iniş takımlarına göre daha geniştir.

Bazı durumlarda iniş takımlarında kullanılan teker sayıları artmaktadır. F-14 Tomcat uçaklarının uçak gemisinden kalkış yapabilmesi için burun iniş takımını tek tekerli tasarlamaktansa iki tekerli tasarım yapmayı tercih etmişlerdir. Bu durumlarda tekerlek sayısı arttıkça güvenlik artırılırken üretim, bakım ve işletme maliyetleri de artacaktır. Ayrıca, tekerlek sayısı arttıkça, tekerlek ön alanı azalır böylece de uçak performansı (kalkış) artırılmış olur. Tasarımcıların birden fazla teker kullanmasının bir başka sebebi de, tekerlek başına düşen yükün azaltılmak istenmesidir. Aynı zamanda gövde içerisinde toplama yerinin büyüklüğü de kullanılan teker sayısına göre değişiklik göstermektedir. Genellikle kalkış ağırlığı 30 ile 90 ton arasındaki uçaklarda ana iniş takımında dikme başına iki teker kullanılmaktadır. Ancak maksimum kalkış ağırlığı yaklaşık 380 ton olan C5 Galaxy uçağında teker başına düşen yükü azaltmak için burun iniş takımında dört teker kullanılmıştır.

2.3.5 Dört tekerli iniş takımı

Adından da anlaşılacağı ve Şekil 2.18 :’de gösterildiği gibi dört tekerli bir iniş takımı konfigürasyonudur. Standart bir araba tekerleği gibi yük dört noktadan desteklenmiştir. Konumlandırma yapılırken ağırlık merkezinin önünde ve arkasında olmak üzere ikişer tekerlek yerleştirilmiştir. Tasarım sürecinde eğer ön ve arka iniş takımları ağırlık merkezine eşit mesafe uzaklıktalarsa hepsi yaklaşık olarak aynı yükü taşıyacaklardır. Bu sebepten uçağın kalkış sırasında rotasyonu çok zor olacaktır. Bu tip uçaklarda kalkış ve iniş sırasında rotasyon olmayıp düz bir kalkış karakteristiği gözlemlenmektedir. Bu da daha uzun bir pist ve daha uzun süren kalkış koşusu anlamına gelmektedir.

Rotasyon olmamasının getirdiği bir diğer kolaylık ise iniş takımlarının boyu kısa olacağından, yükleme işleminin çok kolay yapılması olacaktır. Bu tarz konfigürasyonlar genellikle çok ağır kargo uçaklarında veya bombardıman uçaklarında kullanılmaktadır. Uçağın iniş ve kalkış sırasında kanatlara binecek bükme kuvvetinin büyüklüğünden dolayı kanat uçlarında destekleyici iniş takımları bulunmaktadır. Bu konfigürasyona sahip uçaklar yerde ve taksi sırasında çok kararlı bir yapıya sahiptir.



Şekil 2.18 : B52 Bombardıman uçağı iniş takımı [30].

2.3.6 Çoklu Bogi

Uçakların ağırlaşmasıyla birlikte teker sayısında da artış gözlenmektedir. Dörtten fazla tekerleği bir çiftten fazla ana iniş takımı olan konfigürasyonlar iniş güvenliğini artırmaktadır. Art arda sıralanarak konumlandırılmış tekerlerin tek bir dikme aracılığı ile konumlandırılmasına verilen ad bogidir. (bogey) Çok bogili iniş takımları iniş ve kalkış sırasında ve taksi sırasında yeterince kararlıdır. Bir çok konfigürasyon arasında çoklu bogi iniş takımının tasarımı, üretimi ve işletilebilirliği diğerlerine göre daha pahalıdır. Ağırlığı 90 tonu geçen uçaklarda genellikle bu tarzda konfigürasyonlar kullanılır. Şekil 2.19 : görülen Boeing 747 uçağının dört ana iniş takımı her birinde dört tekerlek barındırmaktadır ve burun iniş takımı da iki tekerlidir.



Şekil 2.19 : Boeing 747 çoklu bogi iniş takımı [31].

2.3.7 Serbest bırakılabilir ray

Sadece havalanmak için tasarlanmış yere inmesi beklenmeyen uçaklarda kullanılan sistemlerdir. Şekil 2.20 :’de görüldüğü gibi hedef uçaklar, roketler ve füzeler bu sistemle havalanırlar. Bu konfigürasyonlar genelde üç parça şeklinde tasarlanır. Konfigürasyonun bir kısmı mancınığa veya araca sabittir. Bu parça uçağın hızlanmasını sağlayan sistemdir. Diğer parça uçak ile fırlatma veya serbest bırakma aracının arasında bulunan parçadır. Uçakla aracın arasındaki iletişimi sağlar. Son parça da uçak üzerinde bulunan parçadır. Bu da aracın oluşturduğu hızın uçağa aktarılmasını sağlamaktadır.



Şekil 2.20 : Şimşek hedef uçağı ve kalkış için kullanılan serbest bırakılabilir rayı [32].

2.3.8 Kızak iniş takımı

Bazı dikey iniş kalkış yapan uçaklar ve helikopterler yerde taksi yapması gerekmediğinden Şekil 2.21 :’de görülen konfigürasyonu kullanabilirler. Genel olarak tasarımındaki temel, üzerine yük bindiğinde dışa doğru yayılım gösteren üç veya dört ana yapıdan oluşan sistemlerdir. İniş sırasında şoku önleme kabiliyetleri de bulunmaktadır ancak hidrolik pnömatik iniş takımları kadar enerjiyi absorbe etme özellikleri bulunmamaktadır. Tasarım süreci çok basittir ancak kirişlerde enerjiyi absorbe eden bir amortisör bulunmadığından, yorulma analizleri ve darbe analizleri büyük bir titizlikle gerçekleştirilmelidir.



Şekil 2.21 : Kızak iniş takımına sahip bir helikopter [33].

2.3.9 Deniz uçağı iniş takımı

İniş kalkış denize yapıldığında Şekil 2.22 :’de görüldüğü gibi uçaklarda farklı konfigürasyonlar kullanılmalıdır. Sonuçta pist yüzeyleri tamamen farklı olan iki durum için kullanılacak iniş ve kalkış yöntemleri de farklı olacaktır. Ana bir iniş takımı kullanılmasından ziyade bu sistemlerde ya gövde üzerine ya da iniş takımı olarak entegre edilmiş dikmeler altına entegre edilen kızaklar üzerine iniş yapılmaktadır. Uçağın büyüklüğüne bağlı olarak yan rüzgarlarda veya dalgalanmalarda yana yığılma olmaması için kanat uçlarında yardımcı sistemler şekildeki gibi kullanılmıştır.



Şekil 2.22 : THK Gökçen Havacılık yaygın söndürme uçağı [34].

2.4 İniş Takımı Konfigürasyon Tercih Süreci

Yukarıda birkaç iniş takımı konfigürasyonundan bahsedilmiştir. Bu konfigürasyonların durumlara göre değişiklik gösteren avantajları ve dezavantajları mevcuttur.

Çizelge 2.2 : İniş takımı seçiş kriterleri [1].

	Tekli İniş Takımı	Bisiklet İniş Takımı	Kuyruk İniş Takımı	Burun İniş Takımı	Dört Tekerli İ.T.	Çoklu Bogi
Maliyet	9	7	6	4	2	1
Uçak Ağırlığı	3	4	6	7	9	10
Üretilebilirlik	3	4	5	7	9	1
İniş/Kalkış Koşusu	3	4	6	10	5	8
Yer Statik Kararlılığı	1	2	7	9	10	8
Taksi Kararlılığı	2	3	1	8	10	9

Seçim yaparken dikkat edilmesi gereken unsurlardan birkaçı aşağıdaki Çizelge 2.3 :’de belirtilmiştir. Bu etkenlerden bazıları şu şekilde sıralanabilir; maliyet, ağırlık, performans, kalkış, iniş koşusu, yer statik kararlılığı, taksi kararlılığı, bakım ve işletme maliyeti. Yukarıda verilen Çizelge 2.2 :’de iniş takımları bazı parametrelere göre değerlendirilmiştir. Buna bağlı olarak 10 en iyi 1 en kötü değerini ifade etmektedir. Bu tabloya uçağın kullanım koşullarına göre bazı eklentiler yapılabilir. Örneğin Rusya’nın bazı kesimlerinde pist buzlanması ve kar yoğunluğundan dolayı iniş sırasında paraşüt kullanılmaktadır.

2.5 Sabit mi toplanır mı?

İniş takımları sınıflandırılacak olursa, ikiye ayrılabilir. Sabit iniş takımı ve toplanabilir iniş takımı. Bunlar dışında da aslında birkaç tasarım bulunmaktadır ancak en çok kullanılan ve uçakların şu an için amaçlarına en çok hitap eden iniş takımı tasarımları

bunların üzerine yoğunlaşmıştır. Çizelge 2.3 :’de sabit veya katlanır iniş takımı konfigürasyonundan hangisinin daha uygun olduğuna dair seçim kriterleri verilmiştir.

Çizelge 2.3 : Sabit ve katlanır iniş takımı karşılaştırılması [2].


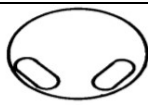

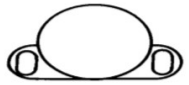
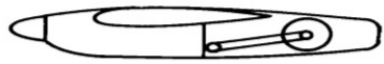

	Sabit	Katlanır
Maliyet	Ucuz	Pahalı
Ağırlık	Hafif	Ağır
Tasarım	Kolay	Zor
Üretilebilirlik	Kolay	Zor
Sürdürülebilirlik	Kolay	Zor
Sürüklenme	Çok	Az
Performans	Düşük	Yüksek
Boylamsal kararlılık	Kararlı	Kararsız
Yapısal bütünlük	Yapısal Bütünlük Bozulmaz	Yapısal Güçlendirme Gereklidir

Tasarımcının iniş takımlarının katlanır olmasını istememesin sebebi, ya performans kriteri çok da önemli olmayan bir uçak tasarlamasıdır ya da uçak üretim işletim maliyetinin düşük olması isteniyordur. Sabit iniş takımlarının getirdiği dezavantaj ise uçağa uygulanan sürüklenme kuvvetinin artmasıdır.

Katlanır iniş takımları kalkış sonrası iniş öncesi arasında katlanıp gövde veya kanat içerisine konumlandırılmaktadır. Bunlar için gerekli olan sistemler; katlanma mekanizması ve gövde veya kanat içerisinde iniş takımının tamamen veya kısmen sığabileceği bir alandır. Katlanma mekanizması genel olarak üç adet dikme ve dört adet bağlantı noktasından oluşmaktadır. Katlanma mekanizmaları genellikle karmaşık yapılar olduğu için bakım maliyetlerini artırırken, gövde ve kanat içerisinde kapladığı alandan dolayı da yakıt kapasitesini veya faydalı yük kapasitesini azaltır.

Bu yukarıdaki durum bir tablo halinde anlatılmak istenirse artılar ve eksiler Çizelge 2.3 :’de verilmiştir. Katlanma bölgelerine göre ise Çizelge 2.4 :’de verilen katlanma alanları dışında burada bahsi geçmeyen alanlar da yeni tasarımlarla sağlanabilir.

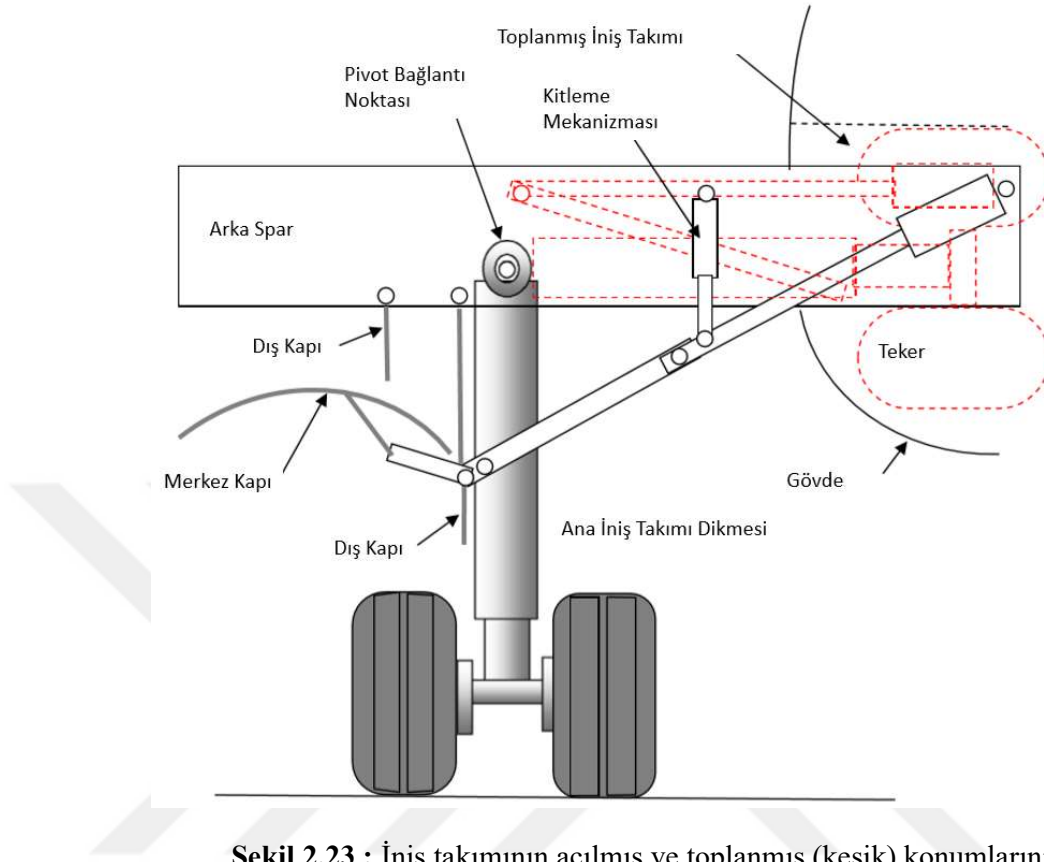
Çizelge 2.4 : İniş takımı toplama bölgeleri [3].

Kanat	Gövde	Kanat ve Gövde
		
Gövde Eki	Motor	Kanat Eki
		

2.6 Katlanma mekanizması

Şekil 2.23 :’de gösterildiği gibi iniş takımları yapısal olarak güçlü olan kısım olan arka spar bölgelerine veya gövdeye entegre edilir. Bu entegre sabitlenmez ancak gövde veya kanat içerisinde dönebilmeye yetisi verir. İniş takımı toplama ve saklanma yerleri uçaktan uçağa değişirken aslında altında yatan kinematik sistem genellikle 4 giriş kinematiki ile hesaplanır.

İniş takımı saklama kısmında lastikler, diğer bileşenler ve gövde veya kanat yapısı arasında belirli bir mesafe bırakılmalıdır. Lastik üreticileri, ürünleri hakkında kullanım süresi geçtikçe üzerinde yaşanacak genişmeyi ve deformasyonu de gösteren bilgi vermekle yükümlüdürler. Lastikler bazı uçaklarda döner şekilde katlandıklarından bu dönme sırasında oluşan savrulma kuvvetinden kaynaklı lastik boyundaki değişim de hesaba katılmalıdır.



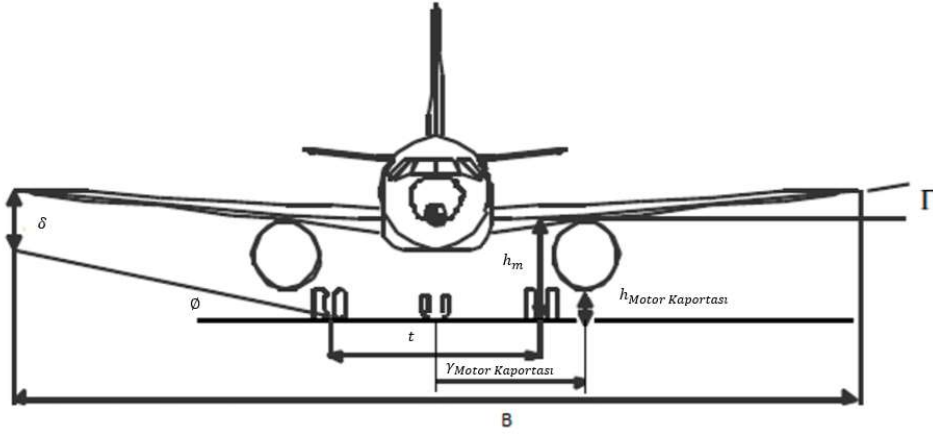
Şekil 2.23 : İniş takımının açılmış ve toplanmış (kesik) konumlarının gösterimi [35].

2.7 İniş Takımı Konumlandırması

İniş takımı geometrisi anlatılırken genel havacılıkta kullanılan üç tekerli bisiklet konfigürasyonu üzerinden tanımlamalar yapılacaktır. İniş ve kalkış sırasında kuyruk, kanat uçları veya motor kaportası yere çarpmaması için tasarım yapılır. Bu durumu önleyen üç kısıtlama mevcuttur. Bunlar; kanat ucu açıklığı, motor kaporta açıklığı ve kuyruk açıklığıdır.

2.7.1 Kanat ucu sınırlaması

Bir uçakta tasarım yapılırken, kanat ucu asla yere çarpmayacak şekilde tasarım yapılır. Bu durumla ilgili direkt etkilenen iki ana parametre vardır. Bunlardan birisi yunuslama açısı θ , yatış açısı ise ϕ . Bu açıların, diğer ilgili tasarımcılar tarafından sağlanması gerekmektedir. Uçağa iniş sırasında yan rüzgarın olduğu bir durumda pilot hem yunuslama hem de yatış verebileceği için kanat ucunun teker koyma sırasında yere çarpma ihtimali bulunmaktadır.



Şekil 2.24 : Kanat ucu açıklığının belirlenmesi için kullanılan bazı parametreler.

$$\tan\phi = \tan\Gamma + \frac{2h_m}{B-t} \tan\theta \tan\Lambda + \delta \quad (2.1)$$

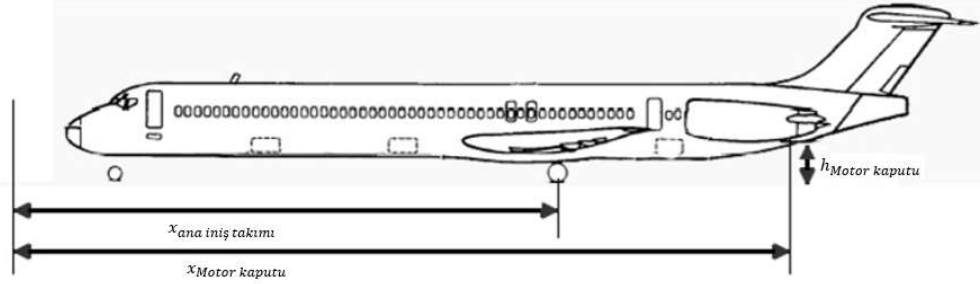
Denklem (2.1)'de verilene göre Γ kanatın dihedral açısı, h_m ana iniş takımının boyu, B kanat açıklığı, t iki teker arasındaki uzaklık, Λ ok açısı ve δ kanat ucu açıklığı olarak verilmiştir.

Öncül aerodinamik tasarımlarında kullanılan yunuslama açısı iniş takımı tasarımı ile ilgili bazı referanslarda verilmiştir. Bir varsayım olarak da iniş sırasında teker koymada yunuslama açısı ne ise kalkış sırasında da yunuslama açısı aynıdır denmiştir. Bu açılar için uçak üreticileri tarafından sağlanan belli bir aralık söz konusudur. Buna örnek olarak F-16 Savaşan Şahin için iniş sırasında teker koyma esnasındaki yunuslama açısı 11 ila 13 derece arasında değiştiği teknik dökümanlarda mevcuttur.

2.7.2 Motor kaput sınırlaması

İkinci sınırlandırma ise motor kaputunun iniş sırasında yere temas edip etmeyeceği ile ilgilidir. Motorun hangi tür olduğu, yerden yüksekliğini etkileyen faktörler arasında yer almamaktadır. Ancak pervaneli motorlarda pervanenin yere çarpmaması ve aynı zamanda jet veya fan motorlarda motor içerisine yerden olası kaçabilecek YAMAHA'yı engellemek için bir motor açıklığı sağlanmalıdır. Burada motorun konumlandırılması önemli rol oynamaktadır. Motorun kanat altında mı yoksa kuyruk üstünde mi olduğuna göre motor kaput açıklığı hesaplanacaktır. Şayet motorlar kanat altında olursa motor kaputu açıklığı aşağıdaki denklem'de olduğu gibi hesaplanır.

$$\tan\theta = \frac{h_{motor\ kapağı}}{y_{motor\ kapağı} - t/2} \quad (2.2)$$



Şekil 2.25 : Motor açıklığının etkilediği parametreler.

Verilen denklemde $h_{motor\ kaputu}$ motor kapağının yer ile arasında olan en alçak noktasının uzunluğunu, $y_{motor\ kaputu}$ ise simetrik ekseninde motor kaportasının yere en yakın olan kısmının simetri eksenine olan uzaklığı olarak tanımlanmıştır. Burada yunuslama açısının 0 olduğu değer en çok sorun oluşturabilecek durumdur.

Eğer motor yukarıda verilen şekildeki gibi kuryuk üzerinde ise bu sefer de uçağın kalkış koşması sırasında elde edebileceği en büyük yunuslama açısına göre işlem yapılmalıdır.

$$\tan\theta = \frac{h_{motor\ kaputu}}{x_{motor\ kaputu} - x_{ana\ iniş\ takımı}} \quad (2.3)$$

Bu hesaplamalar helikopterler için uygulanabilir değildir.

2.7.3 Kuyruk açıklığı

Verilen üçüncü parametre ise kuyruğun yere temas etmemesidir. Bu bir önceki parametrede kuyruk motorunun açıklığının hesaplanması gibi düşünülebilir. Buradaki en büyük zorluk kuyruğun hangi noktasının yere ilk değeceğini tahmin etmektir. Bu durumun hesaplaması aşağıdaki gibi yapılabilir.

$$\theta_{max} = -\tan^{-1}\left(\frac{h_{kuyruk\ çıkıntısı}}{x_{kuyruk\ çıkıntısı} - x_{ana\ iniş\ takımı}}\right) \leq 0 \quad (2.4)$$

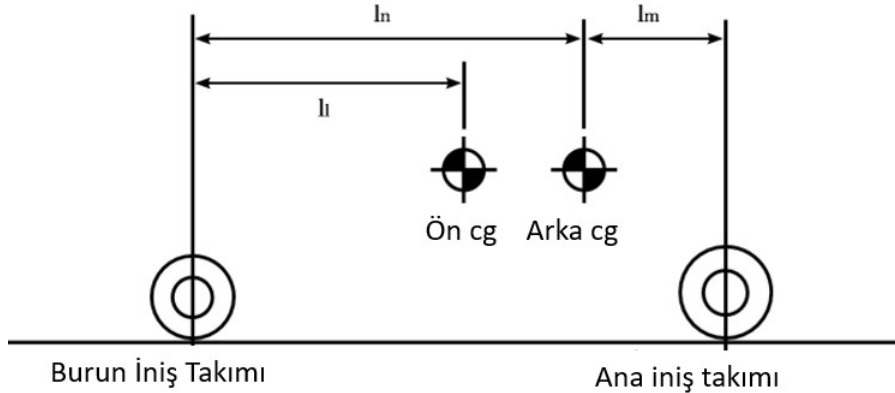
2.8 Ağırlık Merkezi Konumlandırması

Uçağın ağırlık merkezinin konumu, iniş takımının tasarımı ve konumlandırmasında en kritik parametrelerden birisidir. Uygun olmayan bir ağırlık merkezi konumuna sahip uçaklarda, yana yığılma, devrilme veya kuyruk sürtme gibi durumların gözlemlenme olasılığı daha yüksektir. Ayrıca iniş sırasında ana iniş takımı üzerindeki ağırlık, frenler tarafından yeterli güç sağlanabileceğinden emin olmak için yeterince fazla olmalıdır. Şekil 2.26 :’den burun ve ana iniş takımındaki yük dağılımı hesabı yapılabilir. Buna bağlı olarak da ana iniş takımına düşen maksimum yükün dikmelerdeki değeri [3],

$$F_{m \max} = \frac{l_n}{l_m + l_n} W \quad (2.5)$$

Burun iniş takımındaki maksimum ağırlık ise,

$$F_{n \max} = \frac{l_m + l_n - l_l}{l_m + l_n} W \quad (2.6)$$



Şekil 2.26 : İniş takımı yük hesaplamasında kullanılan uzunluklar [36].

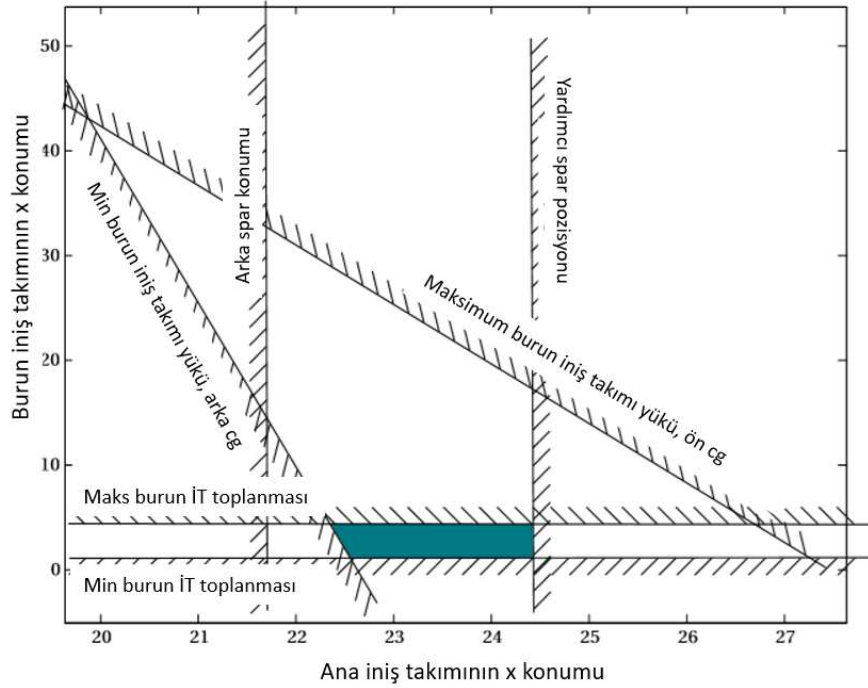
Minimum burun iniş takımı yükü ise,

$$F_{n \min} = \frac{l_m}{l_m + l_n} W \quad (2.7)$$

Verilen denklemlerde W maksimum iniş ağırlığını ifade etmektedir. Maksimum ve minimum burun iniş takımı yük girdisi aslında iniş takımının konumlandırılmasında büyük bir paya sahiptir. Burun iniş takımı için maksimum ve minimum iniş yükünün hesabında Currey maksimum iniş ağırlığının sırasıyla yüzde 15 ve yüzde 8 alınabileceğini belirtmiştir [3].

Eğer yukarıki denklemlerde l_n için maksimum ağırlık üzerinden çözümlerse burun iniş takımının boylamsal ekseninde konumu belli olacaktır. Aynı işlem burun iniş takımına düşecek minimum ağırlık miktarı için de yapılabilir.

Ana iniş takımlarının boylamsal konumlandırmasında önemli olan faktörlerden birisi de iniş takımlarının toplanma yerleri ve arka sparların pozisyonlarıdır. Bu kısıtlamalar iniş takımlarının konumlandırılmasında, kullanılabilir küçük bir alan bırakmaktadır.



Şekil 2.27 : İniş takımı konumlandırma [36].

2.9 Yer operasyonları isterleri

Yer operasyonlarında kullanılan pistler ve taksi yolları genel olarak FAA tarafından sağlanan standartlara uygun olarak inşaa edilmektedir [5]. Dünya üzerindeki çoğu pistte ve taksi yolunda bu standartlara ve prosedürlere uyum sağlanmıştır. Tavsiye niteliğinde yayınlanan genelgelerde dönüş yarıçapı ve taksi yollarındaki, pistlerdeki merkez çizgisi kılavuzu hakkında tavsiyelerini yayımlamışlardır.

FAA'ın belirlediği "Airplane Design Group(ADG)" farklı kategorilerdeki uçaklar için verdiği özellikler Çizelge 2.5 :'de ve uçak yaklaşma kategorileri Airplane Approach Category (AAC) değerleri Çizelge 2.6 :'da verilmiştir. Bunlara bağlı olarak gerekli pist genişliği Çizelge 2.7 :'den bulunabilir.

Çizelge 2.5 : Airplane Design Group (ADG) sınıflandırması [36].

ADG	Kuyruk Yüksekliği (m)	Kanat Açıklığı (m)
I	<6	<15
II	6-<9	15-<24
III	9-<13.5	24-<36
IV	13.5-<18.5	36-<52
V	18.5-<20	52-<65
VI	20-<24.5	65-<80

Çizelge 2.6 : AAC'nin sınıflandırdığı yaklaşma hızları [36].

AAC	A	B	C	D	E
Yaklaşma Hızı (kts)	<91	91-<121	121-<141	141-<166	>166

Çizelge 2.7 : Kategorilere göre gerekli pist genişlikleri [36].

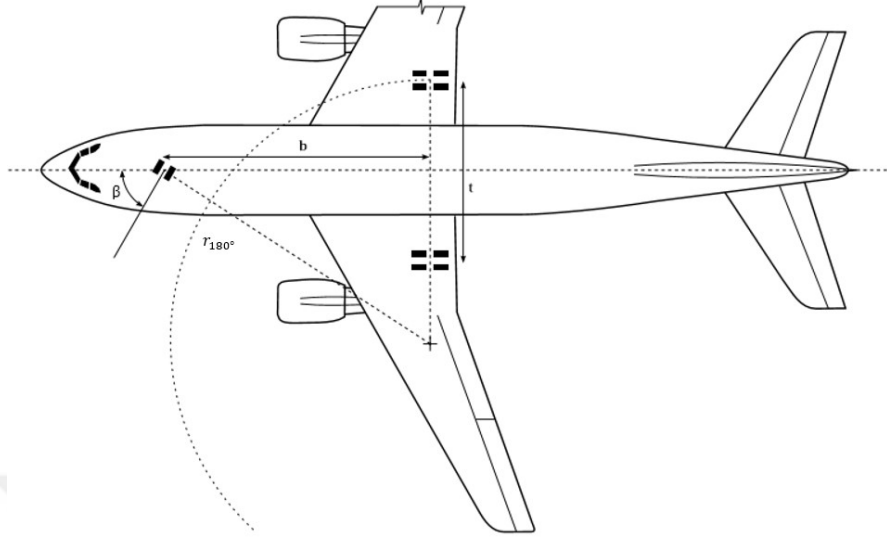
AAC\ADG	I	II	III	IV	V	VI
A	60	75	100	150	-	-
B	60	75	100	150	-	-
C	100	100	150	150	150	200
D	100	100	150	150	150	200
E	100	100	150	150	150	200

Uçak verilenlere göre bu genişliklerdeki bir pistte dönebilmelidir. Uçağın dönüş yarıçapı burun iniş takımı dümen açısının β bir fonksiyonudur, bu fonksiyon ise uçağın sadece burun iniş takımı etrafında döndüğü kabul edilerek yapılmıştır. Genel olarak ticari bir uçak için maksimum dümen açısı $\pm 60^\circ$ 'dir. Buna bağlı olarak da dönme yarıçapının hesabı verilen Şekil 2.28 : 'de yapılabilir.

$$r_{180^\circ} = btan(90 - \beta) + \frac{t}{2} \quad (2.8)$$

Dönüş yarıçapı çok yüksek bir iniş takımı veya tekerlek tabanı nedeniyle sorunlar ortaya çıkabilir ve ana iniş takımına dümen sistemi takılarak dönüş yarıçapı azaltılabilir. Bu uygulamalar Boeing 747 ve 777'de (Chai and Mason, 1997) ve Airbus A380'de uygulanmıştır. (Hebborn,2008)

(Chai and Mason, 1997), uçakların pistte dönüş yapıp yapamayacağını tanımlamayı başarmışlardır. Bu hesaplama iniş takımlarının iz düşümüne ve iniş yarıçapına bağlı olarak yapılmaktadır. Taksi dönüş merkezinin uçak merkez çizgisine tanjantı olan açıya dönme açısı $a_{dönme}$ denilmiştir. Bu açı aşağıdaki gibi hesaplanır.



Şekil 2.28 : 180 derece dönüş için gerekli iniş takımı parametreler [37].

$$\sin \alpha_{\text{dönme açısı}} = \frac{b}{R_{\text{merkez}}} \quad (2.9)$$

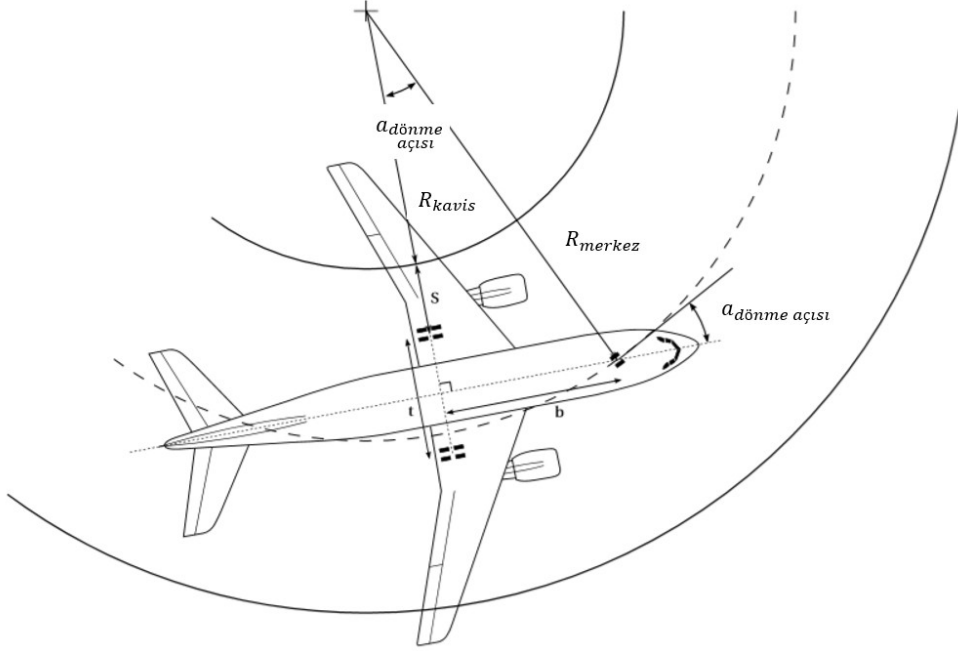
Dönme açısı maksimum dümen açısından küçük olmalıdır. Bu durum da aslında teker iz düşümü b için bir kısıtlama olmuştur.

İniş takımının dönüşü sırasında taksi yolundan çıkmasını önlemek için, ana iniş takımı taksi yolunun kenarından belli bir mesafe uzak olmalıdır. Kullanılan taksi yolu uzunlukları ve güvenlik faktörü hesaba katıldığında verilen Çizelge 2.8 :'deki değerler maksimum uçak iniş takımı yolunu belirtmektedir.

$$R_{\text{kavis}} = \sqrt{R_{\text{merkez}}^2 + b^2 - 2R_{\text{merkez}}b \sin \alpha_{\text{dönme açısı}}} - \frac{t}{2} - S \quad (2.10)$$

Çizelge 2.8 : Taksi yolu dönme parametreleri [36].

	ADG III	ADG IV	ADG V	ADG VI
R_{Merkez}	100	150	150	170
R_{kavis}	55	80	85	85
S	10	15	15	20



Şekil 2.29 : Taksi durumunda merkez dönme parametreleri [37].

2.10 İniş Takımı Parçaları

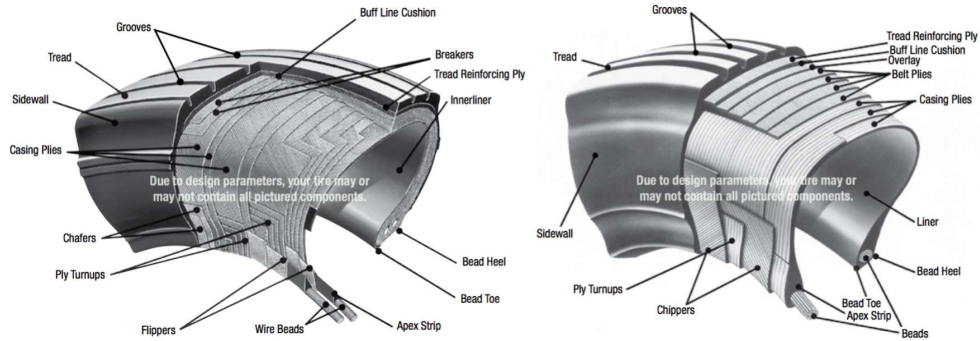
Tezin bu kısmında iniş takımları sistem parçaları hakkında bilgi verilecektir. Frenler, tekerler, lastikler ve amortisörler iniş takımlarının başlıca bileşenleridir. Kullanılan yay cinsine göre amortisörler, solid yay olarak üretilen çelik veya kauçuktan oluşanlar ve hava yada yağ veya her ikisinin de karışımını kullanan oleopnömatik amortisörler kullanılmaktadır. Hava ve yağın birleşmesiyle oluşan oleopnömatik sistemler, solid amortisörler gibi davranıp darbe esnasında açığa çıkan enerjiyi hidrolik şok absorbe edicilerle emmektedirler. Dinamik yüklemeler altında enerji soğurulmasını en verimli sağlayan oleopnömatik amortisörler olduğundan modern uçaklarda daha fazla tercih edilmektedir.

2.10.1 Lastik

Lastikler iniş kalkış koşusu ve taksi sırasında oldukça ağır yüklere maruz kalmaktadırlar. Teker koyma esnasında ortaya çıkan darbe enerjisine karşı koymada lastiklerin büyük rolleri bulunmaktadır. Lastikler tasarlanırken maksimum statik yük altında hesaplamaları yapılmaktadır [38]. Her türlü ağırlık merkezi koşulunda en ağır

yüklemeye altında lastiklerin direncinin belirlenen sınırların içerisinde güvenli bölgede kalması gerektiği taahhüt edilmektedir.

Lastik seçimi yapılırken üretici firmaların sunduğu çapraz kuşaklı lastikler veya radyal lastikler arasında seçim yapılabilir. Şekil 2.30 :’de yapıları verilen lastiklerin isimlendirmesinin İngilizce olarak bırakılmasının nedeni orijinal isimlendirmenin bozulmasının istenmemesidir. Yakın zamanlarda üretimi başlayan radyal lastiklerin avantajları hafif olmaları ve servis ömürlerinin uzun olmasıdır. Çapraz kuşaklı lastiklere göre sürtünme katsayıları yüzde kırk ile altmış oranında azaltılmıştır. Bu sebeple de modern uçaklarda radyal lastikler tercih sebebi olmaya başlamıştır. Radyal lastikler aynı zamanda üretim felsefesinden dolayı yüzde yirmi daha hafiftir. Bir başka özellikleri de üzerlerine binen kesme kuvvetini daha yumuşak bir şekilde yüzeylerine eşit olarak paylaştırmaktadırlar. Radyal lastikler, radyal yönde eklenmiş ve lastik izi alanının daha geniş olmasını sağlayan ek çelik kayışlarla donatılmıştır. Lastik izi alanının geniş olması uçağın itaatkarlığına katkıda bulunmasını ve su üzerinde kızaklama yapmamasını sağlamaktadır. Radyal lastikler çapraz kuşaklı lastiklere göre hasar alma oranları düşüktür ve hasar aldıklarında bunların gözle görülebilme olanağı daha yüksektir.



Şekil 2.30 : Soldaki çapraz kuşaklı lastik, sağdaki radyal lastik olarak tanımlanmış [36].

Çapraz kuşaklı lastiklerde 30° – 40° arasında değişen kayış serimleri bulunmaktadır. Ancak radyal lastiklere göre hala servislerde kullanılan uçaklarda tercih edilmektedir. İki lastik seçeneği de farklı özelliklerde sipariş edilebilir. Örnek olarak “chine” şeklinde adlandırılmış bir lastiğin çevresel çıkıntıları suyu motordan farklı bir noktaya tahliye etmek için tasarlanmıştır. Bu tür lastikler genellikle motorun arka kısmında olduğu uçaklarda tercih edilmektedir.

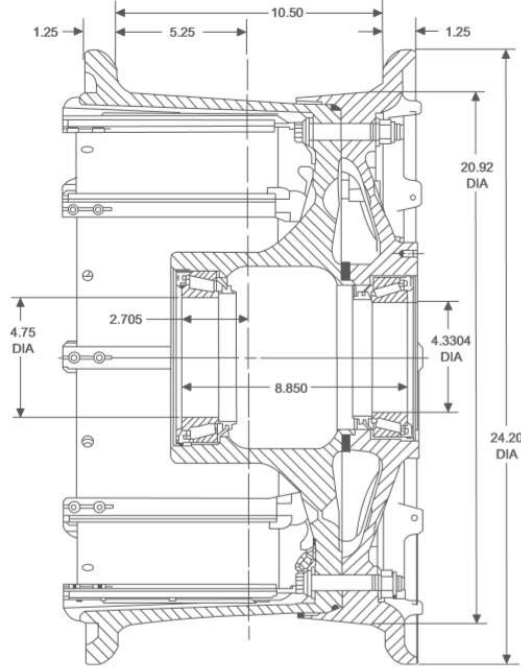
Günümüzde uçaklar için lastik üreticisi olan firmalar başlıca Goodyear, Dunlop, Petlas, Michelin, Bridgestone olarak sıralanabilir. Tüm bu firmalar lastikle ilgili yükleme, basınç, çalışma sıcaklığı ve daha bir çok veriyi serviste olan uçaklarda kullanılan türleri için sağlamakla yükümlüdürler. Hazır olarak sağlanan verilerden ve lastiğin yarıçapından uçak burun ve ana iniş takımına yükleme yapıldığında maazuz kalacakları kuvvetlerin hesaplaması yapılabilir. Bu hesaplamalar uçağın yere göre dikey pozisyonunun belirlenmesinde önemli parametrelerdir. Bu konumlandırma da amortisörün kuvvet altında ve serbest bırakıldığındaki boyunun kararlaştırılmasında ve kalkış sırasında rotasyon açısının belirlenmesinde kullanılmaktadır.

2.10.2 Teker

Tekerlerin tasarımında fren sistemlerinin teker içerisine sığması göz önüne alınmalıdır. Aynı zamanda seçilen lastiğin boyutları da göz önüne alınmalıdır. Bunların hepsi uyarlanırken teker ağırlığının en aza indirilmesi ve servis ömrünün uzun olması beklenmektedir.

Tasarımda kullanılan kalıplaşmış iki tür teker tasarımı bulunmaktadır. Bunlardan birisi A iskeleti şeklindeki tasarım diğeri ise çanak şeklindeki tasarım. A iskeleti şeklinde tasarımlarda ağırlık düşüktür ancak fren sisteminin yerleştirilebileceği yeterli alan bulunmamaktadır. Bu sebepten eğer frenleme sistemi çok çok önem arz etmekteyse çanak şeklindeki tasarım tek seçenek olarak yer almaktadır.

Tekerler genelde dövülmüş alüminyumdan üretilmektedir. Diğeri maddelerin teker üretiminde kullanımı denenmiştir ancak verim sağlanamamıştır. Buna örnek olarak magnezyumun korozyona karşı dayanıksızlığı verilebilir. Çeliğin ağırlığı artırması ve titanyum hammaddesinin de şekillendirilmesinin pahalı olduğu göz önüne alınırsa tek seçenek olarak alüminyum kalmaktadır.



Şekil 2.31 : Boeing 737'nin A-İskeleti şekline sahip olan tekerleri [37].

2.10.3 Fren sistemi

Frenler yavaşlamada, dönmeye, hız kontrolünde, durmada ve uçağı park pozisyonunda kilitlemede kullanılır. Yeni fren malzemeleri günümüzde keşfedilmeye ve kullanılmaya başlanmıştır. Karbon performans bakımından fren sistemlerinde günümüzde kullanılan çelik sistemlerden daha iyi bir özellik sergilemektedir.

Isı iletkenliği ve iletmediği ısının düzgün bir şekilde dağılımını sağlayan karbon fren sistemlerinde kullanılmaya başlanmıştır. Yüksek sıcaklıklarda karbon çeliğe karşı kendi öz sağlamlığını korumada daha etkilidir. Bir başka avantajı ise düşük servis maliyetidir ve uzun servis ömrüdür.

Dezavantajları ise çeliğin sönmlediği enerjiyi sönmleyebilmek için daha yüksek alana ihtiyacı vardır. Hemen düzeltilebilecek olan eksiklikleri ise oksijenle tepkimeye girdiğinde öz sağlamlığının düşüş göstermesi ve belli bir süre nem altında çalıştığına istenilen verimde frenleme yapamamasıdır. Karbon frenlerin ekonomik olarak daha ucuz olduğundan kullanımını sivil modern uçaklarda yaygınlanmıştır.

Fren boyutuna ve ağırlığına kabaca bir yaklaşımda bulunmak istenirse Currey'nin yaklaşımı incelenebilir [3]. Tasarım iniş ağırlığında 250 frenleme, $(10 \text{ ft/s}^2$

yavaşlama), maksimum iniş ağırlığında 5 frenleme (19 ft/s^2 yavaşlama), maksimum kalkış ağırlığında bir iptal edilen kalkış koşusu (6 ft/s^2 yavaşlama) frenlemesi fren sistemlerinin görsel denetlemeye girmesini gerektirmektedir. Toplam kinetik enerjinin belirlenmesi ve ilgili iniş ağırlığındaki güç kesme perdövites hızı hesaplanması gereklidir. Bu güç kesme hızı perdövites hızının 1.2 katı olarak belirtilse de referans kanat alanı, ağırlığı ve kanat taşıma katsayısı önemli katsayılarıdır.

Kinetik enerji aşağıdaki denklemden kabaca hesaplanabilir.

$$KE = \frac{MV^2}{2} \quad (2.11)$$

Buna bağlı olarak Currey, kitabının 142. sayfasında frenin soğurması gereken kinetik enerji büyüklüğüne bağlı olarak fren sisteminin ağırlık grafiğini çıkarmıştır[3].

Kalkış iptali için kullanılan denklem;

$$W_{\text{kalkış iptal frenlemesi}} = -9.9e - 3KE_{\text{kalkış}}^2 + 5.41KE_{\text{kalkış}} + 9.97e - 1 \quad (2.12)$$

Maksimum iniş ağırlığında 5 frenleme için

$$W_{5 \text{ frenleme}} = -2.99e - 2KE_{\text{maks iniş}}^2 + 8.46KE_{\text{maks iniş}} - 2.10 \quad (2.13)$$

Tasarım iniş ağırlığında 250 frenleme

$$W_{250 \text{ frenleme}} = -1.12e - 1KE_{\text{iniş}}^2 + 16.7KE_{\text{iniş}} + 13.7 \quad (2.14)$$

Bu bilgilere ve hesaplamalara dayanarak ortalama bir ağırlık ve fren hacmi hesaplanabilir.

$$V = 3.3W_{\text{fren}} - 84.2 \quad (2.15)$$

2.10.4 Fren aktivatörü

Fren sistemleri günümüzde genel olarak hidrolik sistemlerle aktive edilmektedir. Elektrikli olarak aktivasyon sağlayan yeni sistemler de geliştirilmektedir. Boeing 787'lerde hali hazırda elektrikli fren sistemleri kullanılmaktadır.

Bu sistemler bakım maliyetlerini düşürürken fren sistemlerinin kolay değişimine olanak vermektedir. Bir teker üzerine entegre edilmiş birden fazla aktivatör yedekliliği

sağlarken güvenilirliği artırmıştır. Sistem dayanım durumunun ve aşınma derecesinin otomatik olarak rapor edilmesine olanak sağlamaktadır.



Şekil 2.32 : Goodrich tarafından üretilen Boeing 787’de kullanılan elektrikli karbon fren sistemi.

2.10.5 Amortisör

Enerjinin absorbe edilmesi iniş takımları için önemli bir fonksiyondur ki tasarımı bunun için yapılır. Amortisörler bu kapsamda uçak performansının önemli bir parçasıdır. Karmaşık bir tasarıma sahip olan iniş takımlarının maliyetleri de bir hayli yüksektir. İniş takımlarındaki amortisörlerin fonksiyonları enerjiyi absorbe etmek ve bünyesinde gövdenin karşı koyabileceği bir seviyeye düşürmektir. İniş çoğu tasarımcı arasında aslında kontrollü bir çarpma olarak nitelendirilse de iniş takımları ve amortisörler olmadığında büyük bir felaket olarak değerlendirilebilir. 0.3 ile 0.6 metre uzunluğundaki amortisörler iniş sırasında oluşan çarpma etkisini azaltıcı rol oynarlar. Bu yüzden amortisörler iniş takımlarının en önemli parçalarından birisidir [39].

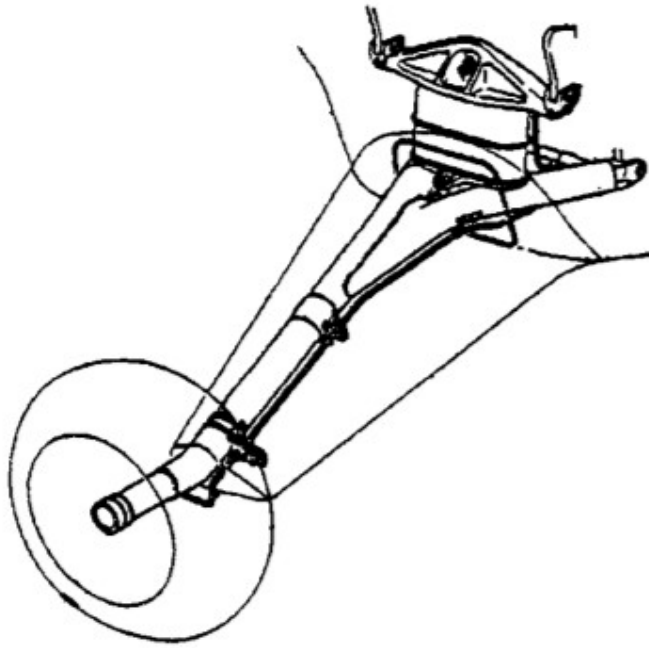
İniş takımlarında darbe sönümleyici olarak kullanılan amortisörlere örnek olarak sabit akslı amortisör, solid yaylı amortisör, lastik kaldıraçlı amortisör, oleopnömatik darbe dikmeleri verilebilir. Bu sistemlerden sadece sonuncusu modern uçaklarda kullanılmaktadır. Diğer üçünün fiyat olarak oleopnömatik amortisörlere göre daha

düşük olması fiyatın önemli bir skala olduğu uçaklarda kullanımını artırmıştır. Böyle durumlarda da tercih genel olarak solid yaylar üzerinde kullanılmaktadır.

Ani rüzgar, pist yüzey düzensizliği ve palye hızının aşılması gibi insan hatalarını da tolere edebilen sistemler iniş takımlarında kullanılmaktadır. Bu bağlamda, açığa çıkan enerjiyi soğuran sistemin ve iniş takımlarının gövdeye bağlandığı bağlantı elemanlarının enerjiyi plastik alanda soğurduğu söylenebilir.

2.10.5.1 Rijit – Aks amortisörler

Rijid aks amortisörleri havacılığın ilk günlerinde kullanılmıştır. Şekil 2.33 :’de gösterildiği gibi iniş yüklerini lastikler, tekerler ve iniş takımı yapısını oluşturan barlar taşımaktadır. Hafif uçaklarda düşük fiyatlarından ve basit yapılarından hala kullanılan bu iniş takımının örneklerine Cessna’larda rastlamak mümkündür.

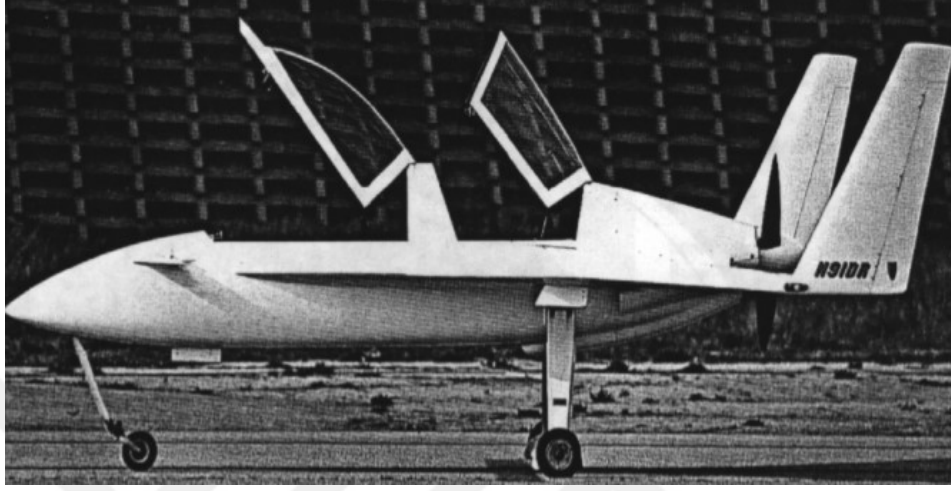


Şekil 2.33 : Rijit akslı amortisör [4].

2.10.5.2 Solid yaylı amortisör

Bu iniş takımı sistemlerinde kullanılan yay solid ancak esneyebilen bir yapıda olduğundan dolayı uçağın üzerine binen yükün esneme ile sönmülmesini sağlamaktadır. Bu tür iniş takımlarının dezavantajı, sadece hafif uçaklarda kullanmaya uygun olmaları, ve bu uçakların düşük dikey alçalma hızına sahip olmalarıdır. Aynı

zamanda iniş takımı dikmelerinin bir uzayıp bir kısalmasının sonucu sönümlenememiş yay görevi görme durumları da oluşabilmektedir. Sistemin bir örneği şekilde verilmiştir.



Şekil 2.34 : Berkut uçağının iniş takımları .

2.10.5.3 Lastik kaldıraçlı amortisör

Bu iniş takımı sistemlerinde metal dikmelerin arasında kauçuktan yapılmış ince kementler bulunmaktadır. Bu sistem aslında solid yaylı sistemin bir benzeri gibi yorumlansa da şok absorbe edici olarak kullanılan kauçukların çoğu geliştirilmiştir. Bu iniş takımlarında da sönümlenme sırasında dikey iniş kalkışların çok yaşanması tekerlerin yüzeyle temasının kesilmesine sebep olabilmektedir. Örneği şekilde verilmiştir.

2.10.5.4 Oleo-pnömatik amortisör

Oleo-pnömatik amortisörler hava ve hidrolik sıvısının karışımıyla, iniş esnasında oluşan ani darbelerin sönümlenmesini sağlarlar. Bu tür amortisörler enerji sönümlenmesinde ve soğurulmasında önemli derecede verimlilik sağlarlar. En iyi darbe sönümleyici ve etkin darbe soğurma sisteminden dolayı bu amortisörler çoğu orta ve yüksek ağırlıklı uçaklarda kullanılmaktadır. Diğer bir deyişle oleo-pnömatik amortisörler en verimli darbe sönümleyici sistemlerdir. Amortisörlerin sistem özellikleri düşürme ve iniş testleri ile doğrulanır.

Bu amortisörü kullanan iniş takımlarının çoğu iç içe geçmiş iki silindirin içerisinde bulunan azot ve yağın karışımından oluşur. Diğer sistemlerle analogi kurulmak istenirse azot yayın yerine geçerken, yağ darbe enerjisinin sönümlenmesini sağlar.

Uygulanan kuvvet yapının menfezlerinden geçerek diğer silindire akmasını sağlar ve havayı sıkıştırır. Darbe sırasında oluşan enerjinin çoğu oleopnömatik amortisörler tarafından içlerinde bulunan yağ ve sönümlenme sürtünmesi tarafından sönümlenir. Yağın iniş kuvveti tarafından sıkıştırma sırasında menfezlere geçiş yoğunluğu ile gevşetme sırasında diğer menfezlerden geçiş yoğunluğu farklıdır. Bunun sebebi ise en verimli sönümlenme durumunu elde edebilmektir. Yağ akışının bir pin tarafından menfezlerden geçişi kontrol edilmektedir. Hidrolik sönümlenme kuvveti, sıkıştırma hızı ile orantılı ve menfezin enine kesiti ile ters orantılı olduğundan, sönümlenme kuvveti ve dolayısıyla dikey yük, delik orantılı olarak genişlemezse belirgin şekilde artar.

Oleopnömatik amortisörlerin yay kuvvetinin ve hidrolik sıvısının menfezlerden akışının kombinasyonundan dolayı verimleri yüksektir. Yay kuvveti gazın sıkıştırılmasının, sönümlenme kuvveti ise hidrolik sıvının akışının sonucudur. Bu döngünün sonucu olarak da sistem iniş sırasında oluşan enerjiyi hem sönümler hem de soğurur. Pasif oleopnömatik amortisörlerin veriminin %80 – 90 civarında olduğu belirtilmiştir [40]. Buna karşılık olarak aşağıda diğer iniş takımı amortisörlerinin de verimi tabloda verilmiştir.

Çizelge 2.9 : Amortisör çeşitlerine göre verimlilikleri [40].

Amortisör Çeşidi	Verimi
Çelik yaprak yay	0.50
Çelik bobin yay	0.62
Hava yayı	0.45
Kauçuk blok	0.60
Kauçuk kemer	0.58
Oleopnömatik sabit menfez	0.65-0.80
Olepnömatik ayarlanabilir menfez	0.75-0.90
Lastik	0.47

Pasif amortisörlerin dezavantajı, çalışma koşullarına bağlı olarak içinde bulunan akışkanların form değişimi, yapısal anlamda gövdeye daha fazla yük binmesidir. Yarı aktif amortisörlerde ise bu durumlarda aktarılan kuvvetin oranını düşürmektedir. Bu değişimi akışkan viskozitesini değiştirerek sönümlenme katsayısını değiştirmesi sonucu

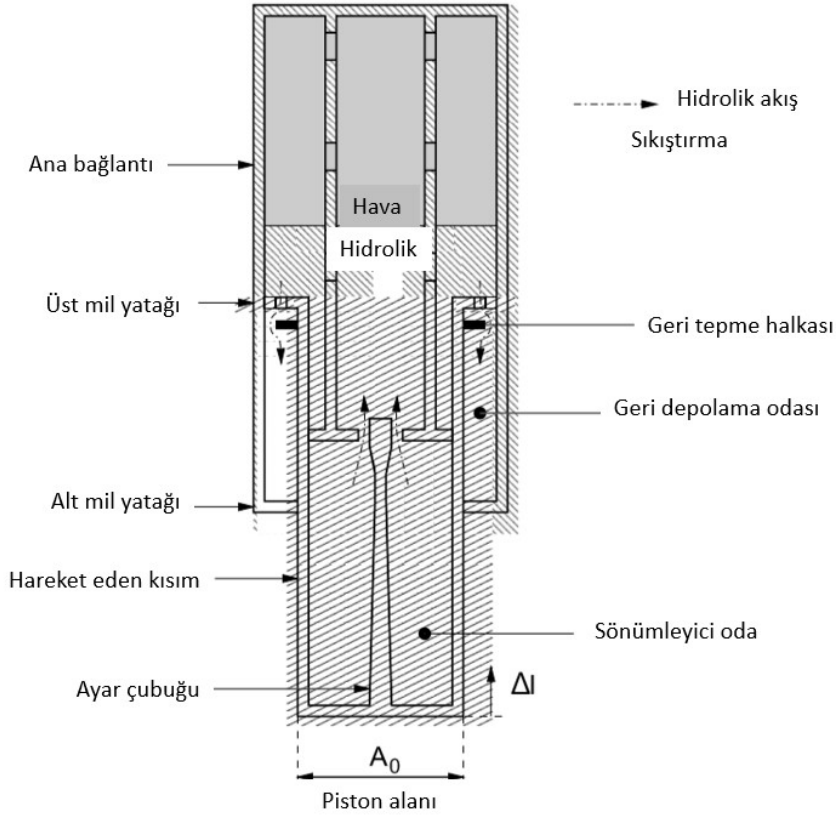
yapabilmektedir. Aktif olanlarda ise hem sönümlenme hem de sertliği aktif olarak değiştirilebilmektedir ancak bu sistemler daha ağır olmaktadır. Yarı aktif kontrol yüksek soğurma verimliliğini sağlamak için kullanılmaktadır. Pasif, yarı aktif ve bunların kontrolleri daha sonraki bölümlerde daha detaylı olarak anlatılacaktır.

Şekil 2.35 : basit bir olepnömatik amortisör verilmiştir. Genel olarak alt silindirde hidrolik sıvı üst silindirde ise azot bulunmaktadır[41]. Tasarıma göre hidrolik ve azot yükleme durumlarında birbirlerine karışabilir veya karışmayabilir. Çoğu iniş takımında azot yay bazlı olarak kullanılırken hidrolik sıvı ise sönümlenme elemanı olarak kullanılmaktadır.

Oleopnömatik amortisörlerin çalışma prensibi, yağ haznesinin hava veya azot haznesini zorlaması ve daha sonra hem yağ hem de azot veya havanın sıkıştırılması ile gerçekleştirilir. Amortisör dikmesi sıkıştırıldıkça yukarı doğru hareket eder ve yağ da üst bölmeğe doğru akar. Menfezler boyunca üretilen hidrolik basınç düşüşü ayar pininin hareketine yol açar ve oluşturulan türbülanslı akış, iniş üzerindeki darbe enerjisini sönümlemek için kullanılır. Hava basıncı, yağı menfezler yoluyla haznesine geri akıttığından ilk darbeden sonra enerji soğurulur. Menfez alanı bazı amortisörlerde sabitken, çoğu tasarımda artık ayar çubuğu kullanılmaktadır veya alanı strok boyunun bir fonksiyonu olan çubuk kullanılmaktadır. Bu çubuğun çapı yani alanı değiştirilerek, dikme yükü yaklaşık olarak aynı tutulmaktadır. Bu yüklemenin sabit tutulması verimi %100 artırırken, bu durum pratikte sürtünmelerden dolayı %80-%90 civarına düşmektedir.

Bu sistemin çalışabilmesi için amortisörün üst silindirinin sabit kalması ve içeride oluşan basınç değişimlerine karşı koyabilmesi gerekmektedir. İç silindir ise dış silindirinin içerisinde aksel yönde kolayca hareket edebilmeli ve oluşan iç basınca karşı koyabilmelidir. Dış silindir hidrolik ve hava ile doldurulurken iç silindir hidrolik sıvı ile doldurulmaktadır ve kullanılan hava genellikle azottur. Yükleme yapılmadığı durumda, iç silindir dış silindirinin içerisinde serbest olarak hareket etmektedir. Ancak yükleme yapıldığında, iç silindir dış silindirinin içerisinde sıkıştırma hareketini yapmaktadır. Bu durum iç silindirdeki hidrolik sıvının basınçlanmasına ve dış silindire doğru menfezlerden hareket etmesine yol açmaktadır [42]. Dikey kinetik enerji burada hidrolik sıvı sayesinde ısı enerjisine çevrilerek iniş takımlarına etki eden darbe enerjisinin çoğunu soğurmaktadır. Hidrolik sıvı menfez içerisinde hareket ettiğinde,

dış silindir içerisinde bulunan havanın hacmi azalır. Bu kuvvet sıvıyı tekrar iç silindirin içine menfezlerden çekmek için kullanılmaktadır.



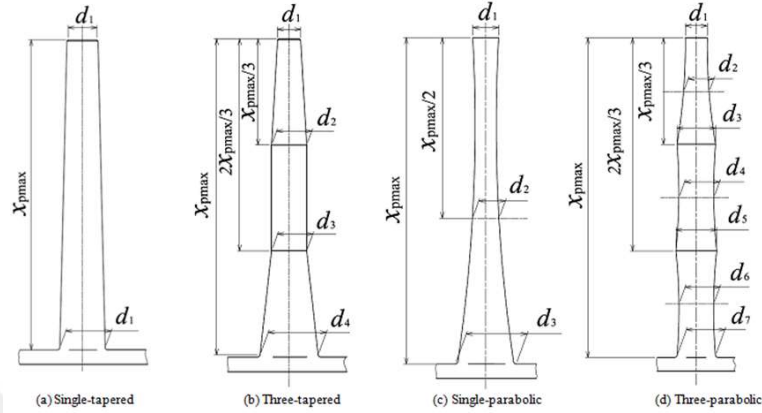
Şekil 2.35 : Oleo-pnömatik amortisör şematik gösterimi [42].

2.10.5.5 Ölçme çubuğu(metering pin)

Tüm oleo-pnömatik sistemin işlevselliğini ve verimliliğini artırmak için değişen bir delik kesiti kullanılır. Sabit menfezli alana sahip basit olepnömatik sistem prensipte anlaşılması oldukça kolaydır ve bu kolaylıkta çalışır. Bir ölçüm çubuğu (metering pin), sistemin verimliliğini ve performansını artırmak için menfez yükünü uygulanan yüke göre değiştirme kabiliyetine haizdir. Taksi gibi hafif yükler esnasında, açıklık kesiti büyüktür, böylece bu bozulmalar sırasındaki kuvvetleri azaltır. Büyük yüklemeler sırasında menfez kesiti buna göre azalır ve sönümleme kuvveti artar.

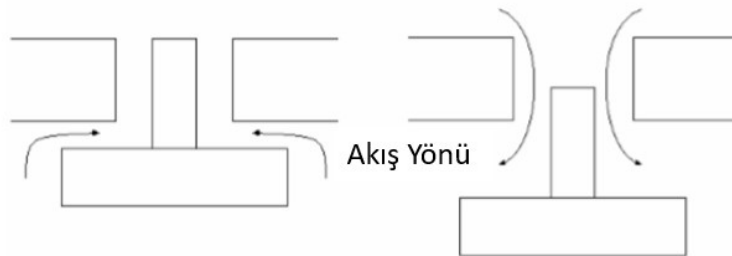
Karmaşıklık bakımından bir çok ölçülü menfez konfigürasyonu vardır. En karmaşık sistemler, askeri uygulamalar gibi ağırlık ve boyut sınırlamalarının en önemli olduğu kritik uygulamalarda kullanılır. Bu tür sistemlerin tipik verimleri %75-90 arasındadır,

bu sabit menfezli oleo-pnömatik sistemlere göre en az %10'luk bir kazanca karşılık gelmektedir.



Şekil 2.36 : Seviye – ölçme çubuğu (metering pin) [42].

Basit ölçümlendirilmiş sistem Şekil 2.36 :(a)' da verilmiştir. Bu pim menfez plakasına basit bir yay ile tutturulmuştur. Sıkıştırma durumunda, iç silindir dikey olarak hareket ederek menfez plakasının alt tarafında daha yüksek basıncın oluşmasına sebep olur. Basıncıdaki bu fark menfez pimini yukarı doğru hareket etmeye zorlar, böylece menfezdeki akış Şekil 2.36 :’de soldaki daraltılmış halini alır. Daha büyük bir yüklemeye ile, menfez plakası etrafındaki basınç farkı daha da büyütülür ve bu nedenle pim daha fazla yer değiştirir. Menfez kesitini azaltır ve böylece sıvı akışını daha da azaltır. Bu, yumuşak inişler sırasında ve taksit sürecinde, büyük yükler altında kalmasına nazaran daha az kuvvet uygulanmaktadır. Bu da daha düşük yüklerin gövdeye aktarılmasını sağlar , böylece de yolcu konforu artar. Geri tepme aşaması sırasında basınç farkı, Şekil 2.36 :’de sağda verilmiştir. Burada menfez pimi aşağı doğru zorlayarak ters yönde iter ve böylece menfez kesitini artırır ve geri tepme altında sönümleme kuvvetini azaltır. Menfez pimi, bazı durumlarda eksenli boyunca bir deliğe sahip olabilir ve bu nedenle basit bir menfez deliği olarak çalışır ve etrafındaki sıvı akışkanı değişken bir akış etkisi ile sınırlar.



Şekil 2.37 : Seviye – ölçme çubuğu (metering pin) [43].

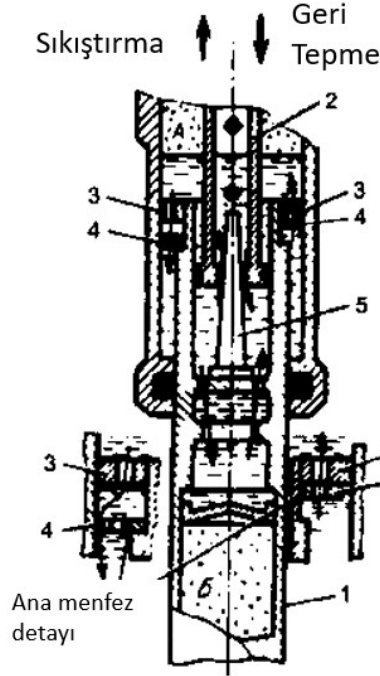
Maksimum verimliliğin sağlanması için ölçüm piminin geometrisi ve çalışma prensibi daha da karmaşıklaşır. Bir çift ölçümlü menfez sistemi Şekil 2.37 :’de verilmiştir. Bir oleo dikmenin temel bileşenleri 1 numaralı parçadaki iç silindir, 2 numaralı parçadaki piston, 3 numaralı ana menfez, 4 numaralı ölçüm sistemi ve 5 numaralı açılı pin olarak verilebilir. Bu bileşenler dikey olarak hareket ettikçe menfez elemanının hemen üzerinde bulunan hidrolik menfezden aşağıya doğru itilerek bir sönümlleme kuvveti sağlar. Bu eleman, Şekil 2.38 :’da 4 numarayla gösterilen ölçüm sistemi ile ölçülür. Bu sistemin işlevini ayrıntılı hali Şekil 43’de verilmiştir. Sıkıştırma altında, ölçüm elemanı sıvı akış alanını daraltarak iç silindiri aşağı kaydırır. Geri tepme altında ölçüm elemanı, menfez deliklerinin hizalandığı bir konuma geri döner, böylece hidrolik üzerindeki viskoz kuvvetleri azaltır ve böylece sistemin sönümlmesini azaltır. Sıkıştırma aşaması sırasında, iç silindir dikey olarak hareket eder ve piston sabit kalır. Piston ve iç silindir arasındaki rezervuardaki hidrolik, Şekil 2.38 :’da 5 numarayla gösterilen konik pim ve piston ve iç silindirin alt kısmı tarafından oluşturulan üstteki menfezden geçmektedir. Ters hareket geri tepme fazı sırasında meydana gelir. Konik pim, açıklığın enine kesitini strok uzunluğu boyunca değiştirmek üzere tasarlanmıştır. Böylece dikme deplasmanına bağlı olarak sönümlleme kuvveti yaratır. Bu koniklikteki eğri karmaşıktır, böylece optimum performans özellikleri elde edilebilir. Bu açıkça karmaşık bir sistemdir, ancak bu kadar yüksek verimlilik sağlayanda bu karmaşıklığın kendisidir.

2.10.5.6 Poppet valf

Poppet valfleri genellikle basınç kontrol ekipmanı ve uygulamalarıyla ilişkilidir. Yön kontrol valfleri olup tipik olarak yüksek akışlı, hızlı etkili valfler olarak karakterize edilirler. Bunun nedeni, valfin ana gövdesindeki büyük akış yollarından kaynaklanmaktadır. Tipik olarak, poppet vanaları hızlı bir şekilde açılabilir, bu da motorlarda kullanım için mükemmeldir. Aynı zamanda amortisörlerde kullanım için de gayet uygundur.

Poppet valf lavaboda bir tıkaç olarak düşünülebilir. Tapayı çıkardığınızda, akış yolu hızla açılır ve açıklık büyür. Poppet valfinin büyük açıklığı, akışın valften hızlı ve kolay bir şekilde geçmesini sağlar. Poppet valfleri genellikle, valf sapı olarak bilinen uzun çubuklu düz bir metal diskten oluşur. Mil, valfi aşağı itmek ve açmak için

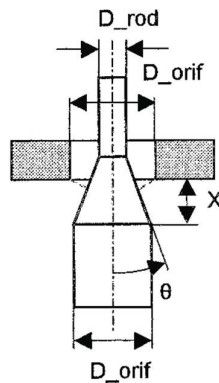
kullanılır, mil itilmediğinde genellikle kapatmak için kullanılan bir yay ile sabitlenir. Akış bir çok farklı şekilde hareket edebilir; otomatik, manuel, mekanik ya da selenoid olarak uygulamasına göre değişir.



Parça No.	Parça Adı
1	İç silindir
2	Piston
3	Ana Menfez
4	Ölçüm Sistemi
5	Açılı Pin

Şekil 2.38 : Çift yönlü menfez sistemi (referans).

Poppet valfleri ince bir gövdeye ve mantar şeklinde bir başlığa sahiptir. Motorlarda ve iniş takımlarında yaygın olarak kullanılırlar. Pistonlu bir motorda kullanıldığında silindir kapağındaki emme ve egzoz deliklerini açıp kapatarak çalışırlar. Amortisörlerde ise yine aynı mantıkta sıkıştırma durumunda basınç artışından dolayı hidrolik geçişini azaltır ve böylelikle sönümlenme etkisi artar. Ters durumda ise, basınç azaldığında geçiş kolaylığı için menfez açıklığı artar.

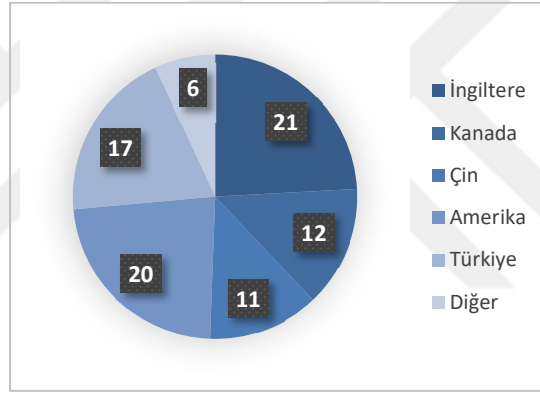


Şekil 2.39 : Poppet valf geometrisi [44].



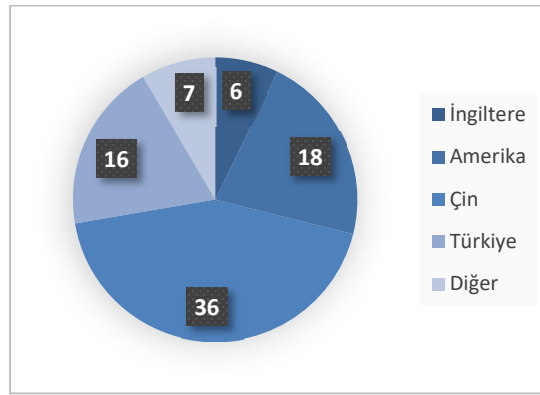
3. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

İniş takımları ve amortisörler üzerine yapılan araştırmalar alt başlıklarda incelenmiştir. Bu incelemeler dikkate alındığında Türkiye’de ve Dünya’da bir çok ülkede belirtilen konuların alt başlıkları çalışılmıştır. Genel olarak iniş takımları üzerine yapılan araştırmaların sayısı ve ülkelere göre dağılımı Şekil 3.1 :’de verilmiştir. Kullanılan veriler Proquest sitesinden alınmış olup dünya üzerinde yapılan çoğu araştırma konusunu kapsamaktadır [45].



Şekil 3.1 : İniş takımı üzerine çalışan ülkeler ve araştırma sayıları [45].

Amortisörler ise sadece iniş takımları özelinde incelenmemiş olup genel anlamda araç dinamiği ve darbe sönümlenmesi üzerine çalışılmıştır. Bu araştırmalar ise incelendiğinde Şekil 3.2 :’deki tablo oluşturulmuştur.



Şekil 3.2 : Amortisör üzerine çalışan ülkeler ve araştırma sayıları [45].

3.1 İniş Takımlarını Kapsayan Tezler

İniş takımlarını kapsayan tezler hakkında Türkiye ve Dünya çapında araştırma yapıldığında aşağıdaki tablolar oluşturulmuştur.Çizelge 3.1 :‘de verilen tabloda ülkemizde iniş takımları üzerine yazılan tezler ilgili kurum ve yılları verilmiştir. Ülkemizde İniş takımları üzerine çok çalışma yapılmazken Dünya üzerinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar 1950’li yıllarda başlamıştır. Verilen tezler ve kitaplar iniş takımları üzerine yapılan tüm araştırmaları yansıtmamaktadır. Bunun yerine sadece belirlenen ve seçilen araştırmalar eklenmiştir.

Çizelge 3.1 : Türkiye’de iniş takımı üzerinen yapılan başlıca araştırmalar ve tezler.

Yıl	Kurum	Tez Adı
1995	Anadolu Üniversitesi	Burun tekerlekli hafif nakliye uçağı iniş takımı ön tasarımı ve boyutlandırılması [46].
1995	Erciyes Üniversitesi	F-16 burun iniş takımının pist pürüzlülüğüne karşı davranışının analizi [47].
1996	İstanbul Teknik Üniversitesi	İki kişilik hafif askeri uçağı burun iniş takımı [48].
1996	İstanbul Teknik Üniversitesi	İki kişilik hafif askeri uçağı ana iniş takımı [49].
2002	Eskişehir Osmangazi Üniversitesi	Uçakların iniş takımları tasarımında dikkat edilecek hususlar [50].
2003	İstanbul Teknik Üniversitesi	Design and analysis of landing gear of a transport aircraft [51].
2009	İstanbul Teknik Üniversitesi	Bir insansız hava aracının kompozit iniş takımının tasarımı, üretimi ve testleri [52].
2011	İstanbul Teknik Üniversitesi	İniş kızıklarının helikopter yer rezonansına etkisi [53].
2012	İstanbul Teknik Üniversitesi	Dynamics of a landing gear mechanism [54].

Çizelge 3.1 : (devam) Türkiye’de iniş takımı üzerinen yapılan başlıca araştırmalar ve tezler.

Yıl	Kurum	Tez Adı
2014	Gazi Üniversitesi	İnsansız model helikopterlerin iniş takımlarının düşme testlerinin deneysel ve sayısal analizleri [55].
2015	Atılım Üniversitesi	Effects of active landing gear on the attitude dynamics of a quadrotor [56].
2016	Yıldız Teknik Üniversitesi	Uçak iniş takımının MR damperle yarı aktif bulanık mantıklı kontrolü [57].
2017	İstanbul Teknik Üniversitesi	Eğitim uçağı iniş takımları tasarımında kritik parametrelerin belirlenmesi [27].
2017	İstanbul Teknik Üniversitesi	Eğitim uçağının iniş takımlarının esnek çoklu cisim dinamiği ile dayanımının incelenmesi [58].
2018	Eskişehir Osmangazi Üniversitesi	Bir uçağın kanat ve sabit iniş takımı aerodinamik ilişkisinin iki boyutlu incelenmesi [59].
2018	Yıldız Teknik Üniversitesi	Giriş gecikmeli politropik belirsizlik içeren uçak iniş takımı sistemi için dayanıklı L2 kazançlı kontrolör tasarımı [60].
2018	Yıldız Teknik Üniversitesi	Uçakların iniş takımı süspansiyonlarının yarı aktif adaptif kontrolü [61].

Aşağıda verilen Şekil 3.2 :’de dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar, tezler ve kitaplar bulunmaktadır. Bunlara bakıldığında ülkemizde iniş takımları üzerine çalışılması gecikilmiştir. Bu sebeptendir ki ülkemizde iniş takımı üreten bir firma bulunmamaktadır. Genel olarak araştırmalar bakıldığında ilk yıllarda yapılanlar iniş takımlarının yapısal tasarımı ve dayanımı üzerineyken, ilerleyen senelerde ise iniş takımlarında kullanılan lastiklerin yapısal sorunları ve dayanımı üzerine çoğalmıştır. Son yıllarda yapılan çalışmalar iniş takımı parçalarının en iyilemesi ve iniş takımlarında sönümleme ve soğurma işleminin istikrarlı kontrolü üzerine olduğu gözlemlenmiştir. Bu bağlamda ülkemizde yapılan araştırmaların da aynı şekilde ilerlediği görülmektedir.

Çizelge 3.2 : Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.

Yıl	Kurum	Tez Adı
1954	Stanford University	Analysis Of Landing Gear Impact Including The Effects Of Wheel Spinup [62].
1974	University of Bristol (United Kingdom)	An Investigation Of The Soft Ground Rolling Resistance Of Aircraft Landing Gear Using Model Techniques [63].
1988	Loughborough University (United Kingdom)	The Application Of Semi-Active Control Technology To Aircraft Landing Gear [64].
1988	American Institute of Aeronautics and Astronautics	Aircraft Landing Gear Design : Principles And Practices [3].
1989	University of California, Los Angeles	Advances In Optimal Active Control Techniques For Aerospace Systems; Application To Aircraft Active Landing Gear [65].
1992	United States -- Missouri	Aircraft Landing Gear Shimmy [66].
1999	The University of Akron	A New Tire Model For Aircraft Landing Gear Dynamics [67].
2000	Technische Universiteit Delft	Shimmy Of Aircraft Main Landing Gears [68].
2006	Beijing University of Aeronautics and Astronautics	Research On Hardware-In-Loop Virtual Lab Platform Of Retractable Landing Gear System [69].
2007	Tsinghua University	Application Of Acoustic Emission Technigues On Flight Landing Gear Fatigue Tests [70].
2007	Cardiff University	Damage Assessment By Acoustic Emission During Landing Gear Fatigue Testing [71].
2007	Ryerson University	Resolution Of Indeterminate Landing Gear Structure Design [72].

Çizelge 3.2 : (devam) Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.

Yıl	Kurum	Tez Adı
2007	Tsinghua University	Application Of Acoustic Emission Technigues On Flight Landing Gear Fatigue Tests [70].
2007	Cardiff University	Damage Assessment By Acoustic Emission During Landing Gear Fatigue Testing [71].
2007	Ryerson University	Resolution Of İndeterminate Landing Gear Structure Design [72].
2007	Concordia University	Active Control Of Shimmy Oscillation İn Aircraft Landing Gear [73].
2008	University of Southampton	Aeroacoustic Control Of Landing Gear Noise Using Perforated Fairings [74].
2008	Embry-Riddle Aeronautical University	Modeling, Analysis And Testing Of A Semi-Active Control System For Landing Gear Applications [75].
2009	Beijing University of Aeronautics and Astronautics	Research On Landing Gear Hydraulic Loading Measurement System Based On Pxi Bus [76].
2011	Tsinghua University	Study Of Unsteady And Massively Separated Flows Past Rudimentary Landing Gear Using Des-Type Methods [77].
2011	Central South University	Research On Mechanism Reliability For Extending-Retracting Mechanism And Steering Mechanism Of An Aircraft Landing Gear [78].
2012	University of Bristol	Continuation Analysis Of Landing Gear Mechanisms [79].
2012	Embry-Riddle Aeronautical University	Evaluating Dynamic 'Landing Gear Unsafe Auditory Alerts As A Defense Against Habituation [80].
2013	University of Bristol	A Bifurcation And Numerical Continuation Study Of Aircraft Main Landing Gear Shimmy [81].

Çizelge 3.2 : (devam) Dünya genelinde iniş takımları üzerine yapılan araştırmalar.

Yıl	Kurum	Tez Adı
2014	University of Southampton	Computational Analysis Of The Flow Field And Noise Radiation Of A Generic Main Landing Gear Configuration [82].
2014	University of Toronto	Experimental Aeroacoustic Study Of A Landing Gear In The Unsteady Flow Induced By A Propeller [83].
2014	University of Toronto	Experimental Aeroacoustic Study Of A Landing Gear In The Unsteady Flow Induced By A Propeller [84].
2017	University of Sussex	Investigation Of The Heat And Wear Of Aircraft Landing Gear Tyres [85].
2017	University of Southampton	Advanced Computational Modelling For Aircraft Landing Gear Unsteady Aerodynamics [86].
2017	University of Southampton	High-Order Numerical Investigations Into Landing Gear Wheel Noise [87].
2019	University of Toronto	An Integrated Model For Thermal Analysis Of An Aircraft Landing Gear Bogie Pivot Pin [88].
2019	University of North Florida	Landing-Gear Impact Response: A Non-Linear Finite Element Approach [89].
2019	University of Toronto	An Experimental Study Of The Nose Landing Gear Noise With Emphasis On The Steering Actuators, Torque Link And Tow Hook [90].

3.2 Amortisör

Amortisörlerin gelişimleri analiz edilirse 1940'lı yıllara uzandığı gözlemlenmektedir ki Hedekel amortisör hesapları buna örnek olarak gösterilebilir [91]. Hedekel oleo-pnömatik amortisörlerin en verimli ve işlevsel süspansiyon sistemleri olduğunu savunmuştur. Bu durum daha sonra Currey tarafından da onanmıştır ki kitabında oleo-pnömatik amortisörlerin en verimli ve enerjiyi en iyi soğuran ve sönümleyen sistemler olduğunu belirtmiştir [3]. Currey ayrıca aynı kitabında yük strok eğrisinin yer çalışması sırasında gazın izotermal sıkıştırılması ve iniş sırasında politropik bir

sıkıştırma kullanarak hesaplanabileceğini belirtmiştir [3]. Currey yine aynı kitapta, bir politropik işlemin politropik indeksi, azot ve hidrolik sıvısı ayrı hacimlerde olduğunda, bir hacimde olduklarından daha yüksektir. Çünkü bunların karıştırılması, gaz ve hidrolik sıvı tarafından soğutulduğu için adyabatik sıkıştırma kaybına neden olur.

Miltwitzky ve Cook [92] konvansiyonel oleo-pnömatik amortisörlerin iniş sırasındaki kinematik hareketlerinin teorisini ortaya çıkarmışlardır. Deneysel düşürme testi ile doğrulanmış tek serbestlik derecesine sahip bir sistem tanımlamışlardır. Burada gerçekleştirilen sıkıştırma politropik bir işlem olarak modellenmiştir. Menfezlerin boşaltma katsayıları kayda değer derecede etki göstermekte olduğu, ancak havanın yay etkisi ise o kadar da önemli bir rol üstlenmediği ortaya konmuştur [92].

Yadav and Ramamoorthy iniş takımlarının iniş sırasında lineer olmayan davranışlarının analizini yapmıştır [93]. Tasarladıkları modelle hafif taaruz eğitim uçağının hareketlerinin simülasyonunu oluşturdu. Menfezlerdeki boşaltma katsayısının düşürülmesinin sönümlenme etkisini yükselttiğini gözlemlemişlerdir. Ayrıca amortisörlerde aktif kontrol kullanımının iniş takımlarının performansını artıracağını öne sürmüşlerdir.

Daniels A6-Intruder deniz taaruz uçağının iniş takımlarını modellemişlerdir [94]. Daniel'in oluşturduğu modele göre sistem politropik sıkıştırma durumunu, hızın karesine bağlı sönümlenme, geometriye göre yönetilen bir model ve bunlara bağlı olarak yapışma-kayma etkisi bir doğrusal olmayan etkileri incelemiştir. Oluşturulan model statik ve dinamik veriler kullanılarak doğrulanmıştır.

Horta, Daugherty ve Martinson Daniel'in modelini aktif kontrol sistemi ekleyerek genişletmişlerdir [95]. Yüksek seviyedeki sürtünmenin iniş takımının performansını büyük ölçüde etkileyen bir etken olduğunu ortaya çıkarmışlardır.



4. DİNAMİK DENKLEMLERİ

4.1 Newton Dinamiği

Etrafımızdaki çeşitli objelerin hareketlerinin tahmininin matematiksel modelle incelenmesine Newton Dinamiği denir. Bu modelin genel ilkeleri Sir Issac Newton tarafından “Mathematical Principles of Natural Philosophy” kitabında duyurulmuştur [96].

Newton 20. yy başlarına kadar evrende meydana gelen tüm hareketlerin tam bir tanımı olduğu düşünülüyordu. Ancak son yıllarda ortaya çıkan modern görüşe göre, Newton’un teorisinin yalnızca belirli koşullarda geçerli bir yaklaşım olduğu kanısına varıldı. Gözlemlenen nesnelere ışık hızına yaklaşması durumunda teori bozulur ve Einstein’in özel görelilik teorisine göre değiştirilmesi gerekmektedir. Öklid geometrisinin iyi bir yaklaşım olmadığı kavisli bölgelerde Newton Teorisi yine bozulmaktadır ve Einstein’in genel görelilik teorisi devreye girmektedir. Son olarak teori atomik ve atom altı uzunluk skalasında da geçerli değildir ve bunun yerine kuantum mekaniği kullanılmalıdır. Bu kısımda ilgili teoriyi açıklarken öklid uzayında ışık hızına nispeten hareketin daha yavaş olduğu duruma göre açıklanacaktır. Aslında bu koşullar çevremizde de gözlemlediğimiz çoğu olayda bu uzay içerisinde yer almaktadır.

Tüm sistemler gibi Newton dinamikleri de sistem içerisinde tanımlanmış bazı terimlerle başlar. Bunlar; kütle, konum, zaman, kuvvettir. Bu terimlerin ölçülebilir olmasını ve anlaşılabilir olmasını kabul etmekteyiz. Bunun üzerine ise aksiyomatik bir sistemin bileşenleri bir dizi aksiyomu oluşturduğu kanısı kabul edilmektedir. Bunlarsa, sistemdeki diğer tüm önermelerin mantık ve matematiksel analiz yoluyla türetilebileceği, tanımlanmamış terimleri içeren, bir dizi kanıtlanmamış önermelerdir. Mevcutta bu aksiyomlara Newton’un hareket yasaları denir ve sadece deneysel ve gözlem yoluyla yargılanabilir. Newton yasalarının nokta cisimlere uygulanabilirliğini unutmamak gereklidir. Ancak aynı yasalar genelleştirilmiş nesnelere nokta cisimlerin birleştirilmesi ile uygulanabilir.

Devam eden kısımda rijit bir kartezyen sisteminin nasıl oluşturulduğu ve bu kartezyen sistem içerisinde nokta cismin zamana bağlı fonksiyonu açıklanmaktadır.

4.1.1 Newton'un hareket yasaları

- 1) Tüm cisimler bir kuvvet etkisi tarafından durumunu değiştirmeye zorlanmadıkça düzgün doğrusal hareketini veya durağanlığını korur.
- 2) Bir cismin momentumundaki değişim, cisim üzerine uygulanan itme ile orantılıdır ve itmenin uygulandığı düz doğru boyunca meydana gelir.
- 3) Her kuvvete karşılık, her zaman eşit ve ters bir tepki kuvveti vardır: veya iki cismin birbirine uyguladığı kuvvetler her zaman eşit ve zıt yönelimlidirler.

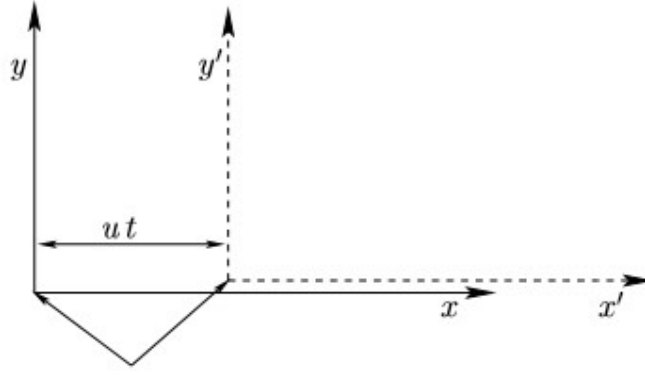
Bundan sonraki kısımda yukarıda belirtilen hareket yasalarının dinamik sistemlerde nasıl kullanıldığı ele alınacaktır.

4.1.1.1 Newton'un birinci hareket yasası

Bir cisim üzerine etki eden net kuvvet o cisim üzerine etkiyen kuvvetlerin vektörel toplamıdır. şayet bu kuvvetlerin vektörel toplamı sıfır ise cisim bulunduğu hareketi korumaya meyillidir. Burada iki durum oluşur. Bunlar;

- Hareket etmeyen bir cisimin, üzerine etki eden net kuvvet sıfır olduğunda hareketsizliğini korur.
- Hareket halindeki bir cisim ise, yine üzerine etki eden net kuvvet sıfır olduğunda hareketini sürdürür.

Birinci durum herkes tarafından anlaşılması kolay bir durum olmasına karşın ikinci durum genel olarak anlaşılması zordur çünkü etrafımızdaki gök cisimleri hariç hiçbir cisim hareketine sürekli olarak devam etmemektedir. Belirtilen olayı ise sürtünme kuvvetinden kaynaklanmaktadır ve ileride açıklanacaktır.



Şekil 4.1 : Galileo'nun kordinat dönüşümü [97].

Şekil 4.1 :’de verilen ifadede anlatılmak istenen şey aslında Newton’un ilk yasının eylemsiz bir referans uzayı tanımı olarak düşünülebilir. Eylemsiz bir referans uzayı, net kuvvet sıfır ise cismin sabit hızda düz bir çizgide hareket ettiği bir eylem uzayıdır.

Böyle bir uzayın bulunduğunu varsayalım ve bu uzay içerisinde kartezyen kordinat sistemini tanımlayalım. O cismin pozisyonu artık vektör olarak referans merkezine göre zamana bağlı biçimde tanımlanabilir $r(x, y, z)$. İkinci bir referans uzayı daha tanımlayalım ve bu referans uzayı ilk uzaya göre u sabit hızında hareket etsin. Genellemeyi kaybetmeden, ikinci uzaydaki kartezyen sistemin eksenleri ilk uzaydaki kartezyen sisteminin ilgili eksenlerine paralel olduğunu var sayalım $u(u, 0, 0)$. Son olarak da bu iki uzayın merkezlerinin $t = 0$ anında çakışık olduğunu varsayalım. İkinci eksen referans olarak cismimizin pozisyon vektörü $r' = (x', y', z')$ olur. Şekilde de görüldüğü durumda cismin kordinatları aşağıdaki gibi verilebilir.

$$\begin{aligned} x' &= x - ut \\ y' &= y \\ z' &= z \end{aligned} \quad (4.1)$$

Bu kordinat dönüşümü ilk olarak Galileo tarafından bulunmuştur ve Galileo Dönüşümü olarak adlandırılmıştır.

Tanımından da çıkarılabileceği gibi cismin anlık hız vektörlerini bulmak için $v = dr/dt = (dx/dt, dy/dt, dz/dt)$ formülasyonu kullanılabilir. Konum denklemlerinin zamana bağlı türevleri anlık hız vektörlerini aşağıdaki gibi sağlayacaktır.

$$\begin{aligned}
v'_x &= v - u \\
v'_y &= v_y \\
v'_z &= v_z
\end{aligned}
\tag{4.2}$$

Anlık ivmelenmenin tanımından da anlık hızdaki gibi benzerlik kurulursa, anlık hız denklemlerinin zamana bağlı değişimleri anlık ivmeleri verecektir $a = dv/dt = (dv_x/dt, dv_y/dt, dv_z/dt)$. Aşağıdaki denklemler de anlık ivme denklemlerini verecektir.

$$\begin{aligned}
a'_x &= a_x \\
a'_y &= a_y \\
a'_z &= a_z
\end{aligned}
\tag{4.3}$$

Yukarıda verilen örneklemeden yola çıkarak, birbirine göre sabit hızlarla hareket eden sonsuz sayıda farklı eylemsizlik uzayının olduğu sonucuna varılır. Newton, bu uzaylardan birinin özel olduğunu düşünmüştür ve mutlak bir referans olarak atanabileceğini savunmuştur. Yani bu uzaydaki statik bir cisim mutlak bir referanstır denilebilir. Ancak Einstein durumun böyle olmadığını kanıtlamıştır. Aslında mutlak bir referans noktasının olmadığını sadece hareketin göreceli olduğunu belirtmiştir. Ancak Newton dinamiğine göre bu durum kabul edilebilir.

Aslında pratikte Dünya yüzeyine yaklaştıkça referans uzay sabitlenmiş uzaya yakındır. Ancak bununla birlikte, böyle bir uzay içerisinde bir merminin yörüngesi yüksek hassasiyetle ölçülürse, Newton dinamiğinin hesaplamalarının biraz saptığı fark edilir. Bu sapmanın Dünya'nın hareketinden kaynaklanmaktadır ve bu sebepten yüzeyi dönme eksenine doğru hizalanmaktadır. Dünya uzayındaki yörüngedeki nesnelere hareketlerini incelerken, kökeni Dünya'nın merkezi olan ve koordinat eksenleri uzak yıldızlara göre sabitlenen bir referans uzay yaklaşık olarak eylemsizdir. Bununla birlikte, bu tür yörüngeler son derece yüksek bir hassasiyetle ölçülürse Newton dinamiğindeki hesaplamalardan az bir sapması olduğu görülmektedir. Sapmanın sebebi ise Dünya'nın Güneş etrafındaki hareketinden kaynaklanmaktadır. Güneş Sistemi'ndeki gezegenlerin yörüngelerini incelerken, kökeni Güneş'in merkezi olan ve koordinat eksenleri uzak yıldızlara göre sabitlenen bir referans uzay yaklaşık olarak eylemsizdir. Bu durumda, Güneş'in galaktik merkez etrafındaki yörüngesel

hareketinden dolayı yörüngelerin Newton dinamikleri hesaplamalarındaki sapmaları ölçülemeyecek kadar küçüktür. Mutlak ataletsel bir uzayı tanımlamanın imkansız olduğuna dikkat edilmelidir. Böyle bir uzaya en iyi yaklaşım, kozmik mikrodalga arka planının (yaklaşık) izotropik olduğu bir uzayı olacaktır. Bununla birlikte, belirli bir dinamik problem için, yaklaşık ataletsel bir uzayın tanımlanması her zaman mümkündür.

4.1.1.2 Newton'un ikinci hareket yasası

Newton'un Hareket Kanunlarının İkincisi der ki eğer bir cisme dışarıdan bir kuvvet uygulanırsa, cismin hareket yasaları aşağıdaki gibi hesaplanabilir,

$$\frac{dp}{dt} = \frac{dv}{dt} \frac{dm}{dt} = f \quad (4.4)$$

Burada momentum p , yani cismin ağırlığı m ile hızı v 'nin çarpımına denir. Eğer m cismin ağırlığı zamana bağlı bir değişiklik göstermiyorsa yukarıdaki denklem aşağıdaki hali alır,

$$m \frac{dv}{dt} = f \quad (4.5)$$

Bu denklem yalnızca eylemsizlik uzayı içerisinde geçerlidir. Bir cismin ataletsel kütlesi o cismin hareket doğrultusundan sapma isteksizliğinin ölçümüdür. Yukarıdaki hareket denklemindeki f ancak bağımsızsa çözüme ulaştırılabilir. Bu aşamada böyle kabul ederek devam ediyoruz.

Newton'un ikinci hareket yasasında kuvvet vektörel bir büyüklüktür. Kuvvetin formülü ise skalar bir büyüklük olan kütle ile vektörel bir büyüklük olan ivmelenmeyle çarpımıdır. Buna bağlı olarak iki farklı kuvvetin bir noktaya etki etmesinin sonucu o noktaya etki eden bileşke bir kuvvet şeklinde yazılabilir ve $f = f_1 + f_2$ şeklinde gösterilebilir. Burada f_1 ve f_2 vektörlerinin toplamları vektörel toplam şeklinde bulunur. Kuvvetlerin birleştirilmesi ve ayrılması kuvvetlerin bölünmesi olarak adlandırılır ve Newton Dinamiği'nde bu işlem çok kullanılmaktadır.

Yukarıdaki denklemin skalar çarpımları alınırsa eğer,

$$mv \frac{dv}{dt} = \frac{m}{2} \frac{d(vv)}{dt} = \frac{m}{2} \frac{dv^2}{dt} = f v \quad (4.6)$$

Bu denklem ise aşağıdaki gibi toparlanabilir,

$$\frac{dK}{dt} = fv \quad (4.7)$$

Burada fark edildiği gibi

$$K = \frac{1}{2}mv^2 \quad (4.8)$$

Yukarıdaki denklemin sağ tarafındaki kısım kuvvetin cisim üzerinde iş yaptığını gösteriyor. Örneğin kuvvetin enerjisini cisme aktarması gibi. K değeri cismin hareketinden kaynaklı oluşan enerjiyi temsil etmektedir. Bu tarz enerjiye kinetik enerji denmektedir. Buna bağlı olarak bir cismin üzerine uygulanan kuvvetin o cismin üzerinde iş yapması cismin kinetik enerjisinin artmasına sebep olur.

Varsayalım ki f kuvvetinin etkisi altında cisimimiz t_1 zamanında P noktasından harekete başlayıp, t_2 zamanında Q noktasından geçiyor. Cismin üzerindeki net kinetik enerji değişimi,

$$\Delta K = \int_{t_1}^{t_2} f v dt = \int_P^Q f dr \quad (4.9)$$

Buradaki $v = dr/dt$ 'dir. dr ise P ile Q arasındaki pozisyon vektörünü temsil etmektedir. Eğer P ile Q arasında yapılan net işin hesaplanması istenirse r 'ye bağlı olarak integralinin alınması yeterlidir.

Temel olarak doğada iki türde kuvvet bulunmaktadır. Bunlardan ilki sadece bitiş noktasına bağlı olan, ancak izlediği yola bağlı olmayan $\int_P^Q f dr$ 'dir. Diğeri ise hem bitiş noktasına hem de izlediği yola bağlı olan $\int_P^Q f dr$ 'dir. İlk kuvvet konservatif (korunumlu), ikincisiyse konservatif olmayandır. (korunumsuzdur). Korunumlu kuvvetler aşağıdaki kuvvet denklemini bazı skalar alanlarda $U(r)$ sağlar.

$$f = -\nabla U \quad (4.10)$$

Şunun farkına varılmalıdır ki,

$$\int_P^Q \nabla U dr \equiv \nabla U = U(Q) - U(P) \quad (4.11)$$

Ki burada P ile Q arasındaki yol hesaba katılmamıştır.

$$\nabla K = -\Delta U \quad (4.12)$$

Şeklinde konservatif kuvvetler için tanımlanabilir. Bu denklemi yazmanın bir diğer yolu ise genel olarak bilinen,

$$E = K + U = \text{sabit} \quad (4.13)$$

Yukarıdaki denklem enerjinin korunmasını temsil eden denklemdir. Burada E toplam enerjii, K kinetik enerjii ve U ise potansiyel enerjii temsil etmektedir. Bu tarzda bir enerjinin korunumu denklemi ancak korunumlu kuvvetler altında yazılabilir. Yer çekimi korunumlu kuvvetler için iyi bir örnek teşkil etmektedir. Konservatif olmayan kuvvetlerin oluşturduğu sistemlerde ise toplam enerji korunmaz. Bu duruma örnek verilmesi gerekirse oluşan hareket enerjisinin bir kısmının sürtünmeye gitmesinden kaynaklı dinamik sistemin toplam enerjisinde düşüş yaşanması denilebilir. Potansiyel enerji ise aslında sadece uzaydaki farklı noktalarda cismin sahip olduğu farklı enerjileri temsil etmektedir.

4.1.1.3 Newton'un üçüncü hareket yasası

Birbirleriyle etkileşim içerisinde olan N tane cisim düşünelim. m_i kütledeki i 'nci cismin r_i uzaklığındaki bir noktaya yerleştirildiği varsayalım. Bu cisim de j cismine f_{ji} kuvveti uygulayın. Aynı şekilde j cisim de i cismine f_{ij} kuvvetini uyguluyor olsun. Newton'un üçüncü yasası da bu durumda derki bu iki cismin birbirlerine uyguladıkları kuvvetler birbirlerine eşit ancak zıt yönlüdür,

$$f_{ij} = -f_{ji} \quad (4.14)$$

Newton'un üçüncü yasasının sonucu olarak ise cismin kendi kendine kuvvet uygulayamayacağı denilebilir. Aynı zamanda bir diğer sonuç ise evrendeki tüm cisimlerin oluşturduğu kuvvetlere karşılık bir reaksiyon kuvveti bulunmaktadır. Bu duruma istisna olarak farazi kuvvetleri örnek gösterebiliriz. Farazi kuvvetlere örnek olarak ise merkezkaç kuvveti verilebilir.

Eğer j cismine i cisim tarafından uygulanan kuvvet bir anlığına değişirse, i cismine j cisim tarafından uygulanan kuvvet de aynı anda değişir. Dahası bu yukarıda belirtilen durum iki cisim arasındaki uzaklığa bakılmaksızın doğrudur. Ancak bu Enistein'in

görelilik yasasına göre böyle değildir. Bir cisimin diğer cisim üzerindeki kuvveti değişirse şayet, diğer cismin bu cisim üzerindeki kuvveti belli bir süre sonra değişir. Bu da gösteriyor ki aslında Newton'un üçüncü yasasının tam olarak doğru değildir.

Ancak ışık ışınlarının iki cisim arasındaki uzaklığı geçebilecek kadar uzaklıkta olduğu veya bu cisimlerin birbirlerine etkilerinin ışık ışınlarından daha hızlı olduğunu düşünürsek Newton'un üçüncü hareket yasası kısmen doğru sonuç verecektir.

Newton'un ikinci hareket yasasına göre i 'nci cisme etkiyen kuvvetlerin bileşkesi,

$$m_i \frac{d^2 r_i}{dt^2} = \sum_{j=1, N}^{j \neq i} f_{ij} \quad (4.15)$$

Yukarıdaki eşitlikte sağ taraftaki ifadeden de anlaşılacağı gibi cismin kendine olan kuvvet etkisi bu toplama dahil edilmemiştir. Şimdi yukarıdaki denklemdeki durumu tüm cisimlere uygularsak eğer,

$$\sum_{i=1, N} m_i \frac{d^2 r_i}{dt^2} = \sum_{j=1, N}^{j \neq i} f_{ij} \quad (4.16)$$

Yukarıdaki denkleme göre aslında f_{ij} ile f_{ji} Newton'un üçüncü hareket yasasına göre çifttir. Toplam içerisinde büyüklük olarak her çift birbirine eşit olmasına karşın sadece aralarında işaret farkı bulunmaktadır. Bu sebepten de her biri diğerini sıfırlıyordur. Bu da demek oluyor ki toplamın sonucu sıfırdır. Bu bilgiyle birlikte yukarıdaki denklemi aşağıdaki gibi genelleyebiliriz,

$$M \frac{d^2 r_{cm}}{dt^2} = 0 \quad (4.17)$$

Burada M toplam kütle olarak adlandırılmıştır ve $M = \sum_{i=1}^N m_i$ olarak hesaplanabilir. r_{cm} ise sistemin kütle merkezinin vektörel uzaklığı olarak adlandırılır. Bu kütle merkezi ise sistemi oluşturan cismin yaklaşık olarak kütle ağırlıklı hayali kordinatlarıdır. Bu hesaplamayı aşağıdaki gibi örneklendirebiliriz,

$$r_{cm} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i r_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (4.18)$$

Denklem (4.18)'den de anlaşılacağı üzere, sistemin çeşitli bileşenleri arasında hareket eden kuvvetlerin doğası her ne olursa olsun, sistemin kütle merkezi, Newton'un ilk hareket yasasına uygun olarak düzgün bir çizgide hareket eder.

Eğer cismin kütle merkezi düzgün bir çizgide hareket ederse, bu cismin kütle merkezinin hızı aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\frac{dr_{cm}}{dt} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i r_i / dt}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (4.19)$$

Ancak burada i_{th} cismin momentumu $p_i = m_i dr_i / dt$ 'den hesaplanacağından toplam momentum da aşağıdaki gibi hesaplanmalıdır.

$$P = \sum_{i=1}^N m_i \frac{dr_i}{dt} \quad (4.20)$$

Eğer Denklem (4.18) ve (4.19) karşılaştırılırsa P 'nin de hareketinin sabiti olduğu gözlemlenir. Diğer bir deyişle şu söylenebilir; sistemdeki çeşitli cisimlere etki eden kuvvetlerin doğasına bakılmaksızın, sistemin toplam momentumu korunan bir değerdir. Bu sonuç (eğer sisteme etki eden net bir dış kuvvet yoksa) Newton'un üçüncü hareket yasasını doğrular niteliktedir.

Önceden verilen Newton'un ikinci hareket yasasına göre i 'nci cisme etkiyen kuvvetlerin bileşkesi denkleminin vektör çarpımı alınır;

$$m_i r_i \times \frac{d^2 r_i}{dt^2} = \sum_{j=1, N}^{j \neq i} r_i \times f_{ij} \quad (4.21)$$

Yukarıdaki denklem toparlanacak olursa

$$m_i r_i \times \frac{d^2 r_i}{dt^2} = \frac{d}{dt} \left(m_i r_i \times \frac{dr_i}{dt} \right) = \frac{dI_i}{dt} \quad (4.22)$$

Burada I_i

$$I_i = m_i r_i \times \frac{dr_i}{dt} \quad (4.23)$$

Kordinat sisteminin merkezine göre i_{th} cismin açısal momentudur.

Buna bağlı olarak da sistemin (merkeze göre) toplam momentumu aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$L = \sum_{i=1, N} I_i \quad (4.24)$$

Eğer (4.24)'ün tüm cisimlerin üzerinden toplamı alınır,

$$\frac{dL}{dt} = \sum_{i=1, N}^{j \neq i} r_i \times f_{ij} \quad (4.25)$$

Yukarıdaki denklemde sağ taraftaki toplam ele alınmaktadır. $r_i \times f_{ij}$ 'deki genel terimler $r_j \times f_{ji}$ şeklinde yazılabilmektedir. Bununla birlikte konunun başında verilen $f_{ij} = -f_{ji}$ denklemi kullanılırsa eğer sağ taraf tekrardan şu şekilde yazılabilir.

$$r_i \times f_{ij} + r_j \times f_{ji} = (r_i - r_j) \times f_{ij} \quad (4.26)$$

Sistemin çeşitli bileşenleri arasında hareket eden kuvvetlerin doğada merkezi olduğunu varsayılırsa eğer f_{ij} $r_i - r_j$ 'ye paralel olur. Buradan çıkarılması gereken, j cisminin i cisim tarafından uygulanan kuvvetin i cisminden veya i cismine doğru olmasından kaynaklanacak bir farklılık oluşturmayacaktır ve bunun tam olarak tersi de geçerlidir. Genel olarak dünyada olan kuvvetler bu şekilde olduğundan bu çıkarım yanlış sayılmaz ve buna örnek olarak yerçekimi verilebilir. Buna bağlı olarak da yukarıdaki denklemin sağ tarafı vektör çarpımından dolayı sıfırlanır. Sonuç olarak,

$$r_i \times f_{ij} + r_j \times f_{ji} = 0 \quad (4.27)$$

4.1.2 İsole olmayan sistemler

Buraya kadar anlatılan Newton Yasaları'nda tüm kuvvetlerin orijinalde sistem içerisinde olduğu varsayılan isole dinamik sistemler anlatıldı. Şimdi ise anlatılacak olan sistem dışından kuvvetlerin etkisinin olduğu isole olmayan sistemler incelenecektir. N tane birbiriyle etkileşen nokta cisim sistemini ele alalım. m_i ve r_i i_{th} 'ninci nokta cismin kütlesi ve pozisyon vektörü olarak kabul edelim. i_{th} 'ninci cisme iki kuvvet etki etmektedir. İlk olanı sistemdeki diğer cisimlerden kaynaklanan iç kuvvet, ikincisi ise sistem dışından kaynaklanan bir dış kuvvettir. i_{th} cisme etki eden kuvvetler aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$f_i = \sum_{j=1, N}^{j \neq i} f_{ij} + F_i \quad (4.28)$$

Burada f_{ij} j_{th} cisminin i_{th} cismine uyguladığı iç kuvvet, F_i ise uygulanan net dış kuvvettir.

i_{th} cismin hareket denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$m_i \frac{d^2 r_i}{dt^2} = f_i = \sum_{i,j=1,N}^{j \neq i} f_{ij} + F_i \quad (4.29)$$

Tüm cisimler üzerinden toplanırsa eğer;

$$\sum_{i=1,N} m_i \frac{d^2 r_i}{dt^2} = \sum_{i,j=1,N}^{j \neq i} f_{ij} + \sum_{i=1,N} F_i \quad (4.30)$$

Buradaki denklem ise aşağıdaki gibi özetlenebilir.

$$\frac{dP}{dt} = F \quad (4.31)$$

Toplam net dış kuvvet olan F ise aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$F = \sum_{i=1,N} F_i \quad (4.32)$$

Burada Newton'un üçüncü hareket yasasına göre sisteme uygulanan kuvvet ikilileri birbirlerini sıfırladıkları için sistemin toplam momentumunun zamana bağlı değişimi Denklem 31'deki gibi hesaplanabilir. Ancak burada dikkat edilmesi gereken sisteme dışarıdan kuvvet etki etmektedir ve bileşkesi F ile gösterilmektedir.

(4.24)'ün vektörel çarpımla r_i ile çarpımı alınır,

$$\frac{dL}{dt} = T \quad (4.33)$$

$$T = \sum_{i=1,N} r_i \times F_i \quad (4.34)$$

Sisteme dışarıdan etki eden tork ise yukarıdaki gibi hesaplanır. Burada dahili torkların çiftleri birbirlerini dengeledikleri için hesaba katılmaz. Kuvvetler ise cisimin merkezine uygulanmaktadır. Eğer sisteme dışarıdan bir tork etki ediyorsa ve dahili torklar da birbirlerini dengeliyorsa, sistemdeki toplam açısal momentumun hesabı için Denklem 33 kullanılabilir.

4.2 Lagrange Dinamiği

Newton'un hareket denklemlerinin türetilmesi, birkaç bileşenden oluşan mekanik bir sistemin farklı elemanlara ayrılmasını ve bileşenler üzerinde etkili olan kuvvetlerin ve momentlerin her bir elemanın serbest cisim diyagramında tanımlanmasını gerektirir. Dinamik denklemler, sistemin belirli elementine etki eden kuvvetlere ve momentlere

dayanarak oluşturulur. Karmaşık çok cisimli sistemlerde, hareket denklemlerini, ara bağlantılardaki kuvvetlere takılmadan küresel bir bakış açısından elde etmek avantajlıdır. J.L.Lagrange hareket denklemlerini sistem enerjisi açısından inceleme fikri ile ortaya çıkmıştır. Enerji skalar bir büyüklük olduğundan, bu yöntem, serbest cisim diyagramları üzerindeki kuvvet yönlerini varsaymada sıklıkla kafa karıştırıcı işaret kurallarını içermez ve direkt uygulanabilir [8].

4.2.1 Lagrange formülasyonu

Lagrange Mekaniği fiziksel olan r_i kordinat sistemini değil, genelleştirilmiş olan q_i kordinat sistemini kullanır [8]. Bu genelleştirilmiş yaklaşım herhangi belirli bir kordinat sisteminden veya genelleştirilmiş kordinat setinden bağımsız olan hareket denklemlerini türetebilir.

n serbestlik derecesine sahip N parçacıklı bir sistem ve bir dizi fiziksel kordinatlardan dönüştürülmüş genelleştirilmiş kordinat sistemi $q_i, i = 1, \dots, n$, tanımlandığını düşünelim.

Şimdi bu kordinat sistemindeki i parçacığı için elde edilen hareket denkleminin vektör formu:

$$m_i a_i = F_i \quad (4.35)$$

Ya da

$$\frac{dp_i}{dt} = F_i \quad (4.36)$$

Olarak tanımlanır. Burada p_i i parçacığının doğrusal momentumudur ve aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$p_i = m_i \dot{r}_i \quad (4.37)$$

Şimdi bu denklemlerin nasıl fiziksel durumdan genelleşmiş duruma dönüştürüldüğünü inceleyelim. k genelleştirilmiş kordinatındaki q_k 'nın genelleştirilmiş momentum değişiminin zamana oranı aşağıdaki gibidir.

$$\dot{p}_k = \frac{d}{dt} (p_k) = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} \right) \quad (4.38)$$

T fiziksel kordinatlara göre sistemin toplam kinetik enerjisini ifade eder.

$$T = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N m_i (\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2 + \dot{z}_i^2) \quad (4.39)$$

Buradan genelleştirilmiş momentum p_k aşağıdaki gibi yazabiliriz.

$$p_k = \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} = \sum_{i=1}^N m_i \left(\dot{x}_i \frac{\partial \dot{x}_i}{\partial \dot{q}_k} + \dot{y}_i \frac{\partial \dot{y}_i}{\partial \dot{q}_k} + \dot{z}_i \frac{\partial \dot{z}_i}{\partial \dot{q}_k} \right) \quad (4.40)$$

Zincir kuralından

$$\dot{x}_i = \frac{dx_i}{dt} = \sum_{j=1}^N \frac{\partial x_i}{\partial q_j} \dot{q}_j + \frac{\partial x_i}{\partial t} \quad (4.41)$$

Yukarıdaki denklemin kısmi türevi genelleştirilmiş hıza \dot{q}_k göre alınırsa aşağıdaki denkleme ulaşılır.

$$\frac{\partial \dot{x}_i}{\partial \dot{q}_k} = \frac{\partial x_i}{\partial q_k} \quad (4.42)$$

(4.40) denklemini kullanılarak

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} = \sum_{i=1}^N m_i \left(\dot{x}_i \frac{\partial x_i}{\partial q_k} + \dot{y}_i \frac{\partial y_i}{\partial q_k} + \dot{z}_i \frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right) \quad (4.43)$$

(4.43)'ün toplam zamana bağlı türevi alınır ve çarpım kuralı toplam içerisindeki terimlere uygulanırsa:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} \right) &= \sum_{i=1}^N m_i \left(\ddot{x}_i \frac{\partial x_i}{\partial q_k} + \dot{y}_i \frac{\partial y_i}{\partial q_k} + \dot{z}_i \frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right) \\ &+ \sum_{i=1}^N m_i \left[\dot{x}_i \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial x_i}{\partial q_k} \right) + \dot{y}_i \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial y_i}{\partial q_k} \right) + \dot{z}_i \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right) \right] \end{aligned} \quad (4.44)$$

Newton'un 2. yasasından,

$$\begin{aligned} m_i \ddot{x}_i &= F_{ix} \\ m_i \ddot{y}_i &= F_{iy} \\ m_i \ddot{z}_i &= F_{iz} \end{aligned} \quad (4.45)$$

(4.44)'deki ilk toplam ifadesi aşağıdaki hale gelir,

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^N m_i \left[\ddot{x}_i \frac{\partial x_i}{\partial q_k} + \ddot{y}_i \frac{\partial y_i}{\partial q_k} + \ddot{z}_i \frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right] \\ = \sum_{i=1}^N \left[F_{ix} \frac{\partial x_i}{\partial q_k} + F_{iy} \frac{\partial y_i}{\partial q_k} + F_{iz} \frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right] \end{aligned} \quad (4.46)$$

burada eşitliğin sağ tarafı dönüşüm denklemleri ile temsil edilen genelleştirilmiş Q_k kuvvetini ifade eder. İkinci toplam ifadesi ise aşağıdaki gibi yorumlanabilir.

Denklem (4.41) aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\frac{d(x_i)}{dt} = \sum_{j=1}^N \frac{\partial x_i}{\partial q_j} \dot{q}_j + \frac{\partial x_i}{\partial t} \quad (4.47)$$

Denklem (4.41)'de x_i 'nin q_k 'ya göre kısmi türevi alınır

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial x_i}{\partial q_k} \right) &= \sum_{j=1}^n \frac{\partial^2 x_i}{\partial q_j \partial q_k} \dot{q}_j + \frac{\partial^2 x_i}{\partial t \partial q_k} \\ &= \frac{\partial}{\partial q_k} \left[\sum_{j=1}^n \frac{\partial x_i}{\partial q_j} \dot{q}_j + \frac{\partial x_i}{\partial t} \right] \\ &= \frac{\partial}{\partial q_k} [\dot{x}_i] \\ &= \frac{\partial \dot{x}_i}{\partial q_k} \end{aligned} \quad (4.48)$$

Bu yüzden k 'nci genelleştirilmiş momentum değişiminin zamana bağlı oranı:

$$\begin{aligned} p_k &= \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} \right) = Q_k + \sum_{i=1}^N m_i \left[\dot{x}_i \frac{\partial \dot{x}_i}{\partial q_k} + \dot{y}_i \frac{\partial \dot{y}_i}{\partial q_k} + \dot{z}_i \frac{\partial \dot{z}_i}{\partial q_k} \right] \\ &= Q_k + \frac{\partial}{\partial q_k} \left[\frac{1}{2} m_i (\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2 + \dot{z}_i^2) \right] \\ &= Q_k + \frac{\partial T}{\partial q_k} \quad k = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \quad (4.49)$$

(4.49) genelleştirilmiş momentum değişiminin zamana oranı ile genelleştirilmiş kuvvet Q_k 'nin ilişkisini vermektedir. Dolayısıyla genel koordinatlarda sistemin hareket denklemleri q_k 'da çıkar.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_k} = Q_k \quad k = 1, 2, \dots, n \quad (4.50)$$

Denklem (4.50) Lagrange'ın Hareket Denklemleri olarak bilinmektedir. Her genelleştirilmiş q_k koordinatı için bir denklem bulunmaktadır. Sistemin dinamiklerinin kinetik enerji ve genelleştirilmiş kuvvetler tarafından yapılan sanal iş ile karakterize edildiği görülebilir.

Korunmuş bir sistem için, genelleştirilmiş koordinatlar açısından bir skaler potansiyel fonksiyon vardır:

$$V = V(q_1, q_2, \dots, q_n) \quad (4.51)$$

Genelleştirilmiş kuvvetler bu potansiyel fonksiyondan türetilebilir:

$$Q_k = -\frac{\partial V}{\partial q_k} \quad (4.52)$$

Potansiyel fonksiyon hıza değil, sadece genelleştirilmiş koordinatlara bağlı olduğu için:

$$\frac{\partial V}{\partial \dot{q}_k} = 0 \quad (4.53)$$

Buna bağlı olarak elimizde:

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} = \frac{\partial(T - V)}{\partial \dot{q}_k} \quad (4.54)$$

Genelleştirilmiş kuvvet ve denklem (4.54) Lagrange Denkleminde yerine yazılırsa:

$$\frac{d}{dt} \left[\frac{\partial(T - V)}{\partial \dot{q}_k} \right] - \frac{\partial(T - V)}{\partial q_k} = 0 \quad (4.55)$$

Parantezler içerisindeki skalar değerler Lagrange fonksiyonunda tanımlanmıştır:

$$L(q, \dot{q}, t) = T(q, \dot{q}, t) - V(q) \quad (4.56)$$

Böylece Lagrange'nin genelleştirilmiş koordinatların ve hızların bir fonksiyonu olduğu görülebilir. Kapalı bir sistemde kinetik ve potansiyel enerjilerin farkları olarak tanımlanabilir. Bu yüzden hareket denklemi olan denklem (4.50) aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_k} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_k} = 0 \quad (4.57)$$

Kapalı bir sistem için, tüm dinamiklerin tek bir skaler fonksiyon olan sistemin Lagrange ile karakterize edildiği özetlenebilir.

4.2.2 İsole olmayan sistemler

Potansiyel fonksiyondan türetilmeyen kuvvetler korunumsuz kuvvetler olarak adlandırılır. Örnek olarak; sürtünme kuvvet enerji kaybı olduğundan dolayı korunumsuzdur. Parçacıkların hızlarıyla orantılı bileşenlere sahip dirençli sönümleme kuvvetleri olan bir sistem düşünün. Bu sistem için:

$$\begin{aligned} F_{ix} &= -c_{xi}\dot{x}_i \\ F_{iy} &= -c_{yi}\dot{y}_i \\ F_{iz} &= -c_{zi}\dot{z}_i \end{aligned} \quad (4.58)$$

δ_r sanal yer değiştirme seti altında olan korunumsuz kuvvetler sanal iş tarafından oluşturulur:

$$\begin{aligned} \delta W &= \sum_{i=1}^N F \delta r \\ &= - \sum_{i=1}^N (c_{xi}\dot{x}_i \delta x_i + c_{yi}\dot{y}_i \delta y_i + c_{zi}\dot{z}_i \delta z_i) \\ &= - \sum_{i=1}^N \left[\sum_{k=1}^n \left(c_{xi}\dot{x}_i \frac{\partial x_i}{\partial q_k} + c_{yi}\dot{y}_i \frac{\partial y_i}{\partial q_k} + c_{zi}\dot{z}_i \frac{\partial z_i}{\partial q_k} \right) \delta q_k \right] \\ &= - \sum_{k=1}^n \left[\frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \frac{\partial}{\partial \dot{q}_k} (c_{xi}\dot{x}_i^2 + c_{yi}\dot{y}_i^2 + c_{zi}\dot{z}_i^2) \right] \delta q_k \end{aligned} \quad (4.59)$$

Bu nedenle enerji kaybına sebep olan kuvvetlerle ilişkili genel kuvvetler

$$D = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N (c_{xi}\dot{x}_i^2 + c_{yi}\dot{y}_i^2 + c_{zi}\dot{z}_i^2) \quad (4.60)$$

Sanal iş denkleminde yerine konulduğunda, enerji sönümüne sebep olan genel kuvvetler D fonksiyonundan türetilir:

$$\begin{aligned} \delta W &= \sum_{k=1}^n Q_k^{na} \delta q_k \\ &= \sum_{k=1}^n \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_k} \delta q_k \end{aligned} \quad (4.61)$$

D Rayleigh Sönüm Fonksiyonu olarak adlandırılır. Lagrange Hareket Denklemi en genel haliyle Denklem (4.62)'deki gibi yazılabilir.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_k} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_k} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_k} = Q_k^* \quad (4.62)$$

$L = T - V$ Langrange'ı ifade ederken, D sönümlenme fonksiyonunu ve Q_k^* genelleştirilmiş kuvveti ifade eder ancak bunun içerisinde sönümlenme fonksiyonundan ve potansiyel fonksiyondan türetilenler bulunmamaktadır. Rayleigh'in sönümlenme fonksiyonunun, enerjinin dağılım hızının yarısını veya başka bir deyişle, korunumlu olmayan bir sistemdeki ortalama güç kaybını temsil ettiğini not edebiliriz.

4.3 Hamilton Dinamiği

İlk olarak Archimedes tarafından ortaya atılan bir fikir olan iki nokta arasındaki en kısa mesafenin düz bir çizgi olduğu herkes tarafından kabul edilmiş bir gerçektir. Ancak bu gerçeği ilk prensiplerden göstermek istendiğinde aşağıdaki adımların takip edilmesi gerekmektedir. Boyu l olan $y(x)$ eğrisinin sabitlenmiş iki nokta olan A ve B arasında olduğu Şekil 4.2 :'de de gösterildiği gibi varsayalım. Burada l ' nin hesaplamaları için bir çok farklı yol vardır.

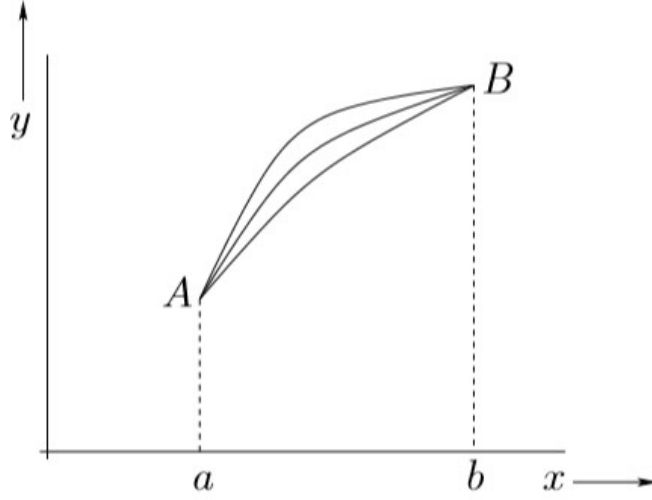
$$l = \int_A^B [dx^2 + dy^2]^{1/2} = \int_a^b [1 + y'^2(x)]^{1/2} dx \quad (4.63)$$

Burada $y' \equiv dy/dx$ 'dir ve l $y(x)$ 'in bir fonksiyonudur. Matematikte fonksiyonun fonksiyonu fonksiyonel olarak adlandırılmaktadır.

A ve B arasındaki en kısa mesafenin hesaplanması için A ve B uç noktalarının sabit kaldığı sınırlamasına uyarak $y(x)$ fonksiyonundaki küçük değişimlere göre fonksiyonel l 'nin en aza indirilmesi gerekmektedir.

$$\delta l = 0 \quad (4.64)$$

Yukarıdaki denklem şu şekilde anlamlandırılabilir; eğer $y(x) \rightarrow y(x) + \delta y(x)$ ise ve $\delta y(x)$ çok küçükse, l 'nin birinciden varyasyonu δl yok olur. Bu durum şu şekilde de açıklanabilir, $l \rightarrow l + O(\delta y^2)$. Belirli bir denklem olan $y(x)$ için, $\delta l = 0$ ise bu durum l 'nin ekstremumudur(maksimum veya minimum). Burada ele alınan durum için l minimum değerini alır.



Şekil 4.2 : A ile B noktası arasında izlenebilecek farklı yollar [97].

Genel fonksiyonel şekli,

$$I = \int_a^b F(y, y', x) dx \quad (4.65)$$

Gibi olan integralin iki ucu da sabittir. $y(x) \rightarrow y(x) + \delta y(x)$ olduğu varsayılınsın. Birinci dereceden değişimi,

$$\delta I = \int_a^b \left(\frac{\partial F}{\partial y} \delta y + \frac{\partial F}{\partial y'} \delta y' \right) dx \quad (4.66)$$

$\delta y' = d(\delta y)/dx$ olduğu bilindiğine göre eğer δI sıfıra eşitlersek,

$$\int_a^b \left(\frac{\partial F}{\partial y} \delta y + \frac{\partial F}{\partial y'} \delta y' \right) dx = 0 \quad (4.67)$$

Bu denklem aslında $\delta y(x)$ 'nin tüm minimal değişimleri için sağlanması gereklidir. Yukarıdaki denklemde parçalı integral alınırsa,

$$\int_a^b \left[\frac{\partial F}{\partial y} - \frac{d}{dx} \left(\frac{\partial F}{\partial y'} \right) \right] \delta y dx + \left[\frac{\partial F}{\partial y'} \delta y \right]_a^b = 0 \quad (4.68)$$

Eğer ki uç noktalar sabitse x 'in a ve b noktalarındaki değerlerinde $\delta y = 0$ olur. Yukarıdaki denklem de bu sebepten dolayı sol tarafında sağ kısmındaki ifade sıfıra eşit olur ve kalan kısım ise,

$$\int_a^b \left[\frac{\partial F}{\partial y} - \frac{d}{dx} \left(\frac{\partial F}{\partial y'} \right) \right] \delta y dx = 0 \quad (4.69)$$

Bu denklem de $\delta y(x)$ 'nin tüm minimal değışimleri için sağlanması gereklidir. Bunun da sağlanabilmesi için tek koşul yukarıdaki integralde köşeli parantez içerisinde alınmış ifadenin sıfır olması durumudur. Bu nedenle fonksiyonel I her zaman,

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\partial F}{\partial y'} \right) - \frac{\partial F}{\partial y} = 0 \quad (4.70)$$

Bu ifade ise *Euler-Lagrange* denklemi olarak bilinir.

4.3.1 Çok fonksiyonlu varyasyon

Aşağıdaki fonksiyonelin maksimumu veya minimumu bulunmaya çalışılıyor,

$$I = \int_a^b F(y_1, y_2, \dots, y_F, y_1', y_2', \dots, y_F', x) dx \quad (4.71)$$

Burada, F integrali artık $y_i(x) = 1, F$ için bağımsız F fonksiyonellerinin bir fonksiyonudur. Eğer bir önceki kısımda açıklaması yapılan *Euler* denklemine geri dönülürse,

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\partial F}{\partial y_i'} \right) - \frac{\partial F}{\partial y_i} = 0 \quad (4.72)$$

Eğer F , y_k fonksiyonuna açıkça bağımlı değilse, k_{th} *Euler-Lagrange* denklemi aşağıdaki gib, basite indirgenebilir.

$$\frac{\partial F}{\partial y_i'} = \text{sabit} \quad (4.73)$$

Aynı şekilde F , x üzerinde de açıkça bağımlı değilse *Euler-Lagrange* denklemi yine aşağıdaki gib, basite indirgenebilir.

$$y_i' \frac{\partial F}{\partial y_i'} - F = \text{sabit} \quad (4.74)$$

Tabi bu durumlar $i = 1, F$ kadar olan değerleri için geçerlidir.

4.3.2 Hamilton prensibi

İsole olan bir dinamik sistemde F dereceden serbestlik derecesine sahip F tane bağımsız terimi bulunan ve genelleştirilmiş kordinatları q_i olan $i = 1, F$ değer alan bir sistemi ele alalım. Bu bahsedilen genelleştirilmiş kordinatlardaki kinetik ve potansiyel

enerjiler sırasıyla $K(q_1, q_2, \dots, q_F, \dot{q}_1, \dot{q}_2, \dots, \dot{q}_F, t)$ ve $U(q_1, q_2, \dots, q_F, t)$ olarak verilmiştir. Burada verilen $\dot{q} \equiv d/dt$ 'dir. Bu sistemin *Lagrangian* aşağıdaki gibidir.

$$L(q_1, q_2, \dots, q_F, \dot{q}_1, \dot{q}_2, \dots, \dot{q}_F, t) = K - U \quad (4.75)$$

Sonuç olarak sistemin Lagrange Hareket Denklemi ise $i = 1, F$ değerleri için aşağıdaki gibi olur.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = 0 \quad (4.76)$$

Yukarıdaki denklem *Euler-Lagrange* denkleminin matematiksel olarak tamamen aynısıdır. Yine aynı zamanda bir önceki kısımdan da çıkarılabileceği gibi *Lagrangian*'ın Hareket denklemleri sadece bir denklemden türetilir.

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} L(q_1, q_2, \dots, q_F, \dot{q}_1, \dot{q}_2, \dots, \dot{q}_F, t) dt = 0 \quad (4.77)$$

Sistemin belirli bir zaman aralığındaki hareketi, aksiyon integrali olarak bilinen *Lagrangian*'ın zaman integralini maksimum veya minimum değere çekmek içindir. Buradan çıkarılacak sonuç ise Newton Dinamiği bir cümle ile açıklanabilmektedir. “Dinamik bir sistemin belirli bir zaman aralığında hareketi, aksiyon integralini maksimuma çıkarmak veya minimuma indirmek içindir.” Genelde aksiyon integrali minimize edilir. Bu tanım ise *Hamilton* prensibi olarak bilinmektedir.

4.3.3 Hamiltona göre Lagrange dinamiğinin kısıtlamaları

İki tane genelleştirilmiş kordinat olan q_1 ve q_2 'de tanımlanmış dinamik bir sistem ele alınsın. Daha da ileriye gidilip q_1 ve q_2 'nin bağımsız değişkenler olmadığı varsayılınsın. Diğer bir deyişle q_1 ve q_2 bir kısıtlama ile birbirleriyle bir bağıntısı olduğu varsayılınsın.

$$f(q_1, q_2, t) = 0 \quad (4.78)$$

Burada f üç değişkene sahip bir fonksiyon olarak tanımlansın. Bu şekilde olan kısıtlamalar holonomik kısıtlamalardır. Holonomik bir sistem, kontrol edilebilir serbestlik derecesi sayısının toplam serbestlik derecesine eşit olduğu zamandır. Bu sistem için *Lagrange* Denkelemi nasıl yazılır?

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} L dt = \int_{t_1}^{t_2} \left\{ \left[\frac{\partial L}{\partial q_1} - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_1} \right) \right] \delta q_1 + \left[\frac{\partial L}{\partial q_2} - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_2} \right) \right] \delta q_2 \right\} dt = 0 \quad (4.79)$$

Herhangi bir zamanda, δq_1 ve δq_2 birbirlerinden bağımsız değildir. Denklem (4.78) belirli bir zamanda aşağıdaki formu alır.

$$\delta f = \frac{\partial f}{\partial q_1} \delta q_1 + \frac{\partial f}{\partial q_2} \delta q_2 = 0 \quad (4.80)$$

Denklem (4.80)'den δq_1 'i, çekilip Denklem (4.79)'a elimine edilirse aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\int_{t_1}^{t_2} \left\{ \left[\frac{\partial L}{\partial q_1} - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_1} \right) \right] \frac{1}{\partial f / \partial q_1} - \left[\frac{\partial L}{\partial q_2} - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_2} \right) \right] \frac{1}{\partial f / \partial q_2} \right\} \delta q_1 dt = 0 \quad (4.81)$$

$\delta q_1(t)$ 'nin tüm küçük değişimleri için bu denklem sağlanmaktadır. Bu da süslü parantez içerisinde bulunan değerse sıfırdır. Buna bağlı olarak aşağıdaki eşitlik elde edilir.

$$\frac{\partial L / \partial q_1 - (d/dt)(\partial L / \partial \dot{q}_1)}{\partial f / \partial q_1} = \frac{\partial L / \partial q_2 - (d/dt)(\partial L / \partial \dot{q}_2)}{\partial f / \partial q_2} \quad (4.82)$$

Bu denklemin çözümü için belli bir yol vardır, her iki tarafı da $-\lambda(t)$ 'ye eşit olarak belirtildiğinde aynı zaman fonksiyonuna denk gelir. Sistemin *Lagrange* hareket denklemleri aşağıdaki gibidir,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_1} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_1} - \lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_1} = 0 \quad (4.83)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_2} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_2} - \lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_2} = 0 \quad (4.84)$$

Matematiksel olarak yukarıdaki iki denklem ve sınırlayıcı olan denklem (4.78) $q_1(t), q_2(t)$ ve Lagrange Çarpanı olan $\lambda(t)$ için çözülebilir. Denklem (4.81) düzenlenirse,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial K}{\partial \dot{q}_1} \right) - \frac{\partial K}{\partial q_1} = -\frac{\partial U}{\partial q_1} + \lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_1} = 0 \quad (4.85)$$

Şimdi genelleştirilmiş kuvvet genelleştirilmiş koordinat olan q_1 ile birleştirilirse aşağıdaki şekli alır.

$$Q_1 = -\frac{\partial U}{\partial q_1} \quad (4.86)$$

Benzerlikten yola çıkılırsa eğer Denklem (4.85) genelleştirilmiş sınırlayıcı kuvvet (kısıtı sağlamaktan sorumlu kuvvet) q_1 ile birleştirildiğinde aşağıdaki formu alacaktır.

$$\tilde{Q}_1 = \lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_1} \quad (4.87)$$

Aynı durum q_2 için de geçerlidir.

Şimdi F tane genelleştirilmiş kordinatı bulunan, q_i ile gösterilmiş ve $i = 1, F$ kadar değer alabilen dinamik bir sistemin olduğunu varsayalım ve bu sistemin holonomik şekilde kısıtlanmış olsun.

$$f(q_1, q_2, \dots, q_F, t) = 0 \quad (4.88)$$

Yukarıdaki analizin basit bir uzantısı, sistemin Lagrangian hareket denklemlerini takiben ortaya çıkar,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = -\lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_i} = 0 \quad (4.89)$$

$i = 1, F$ arasında değerler almaktadır.

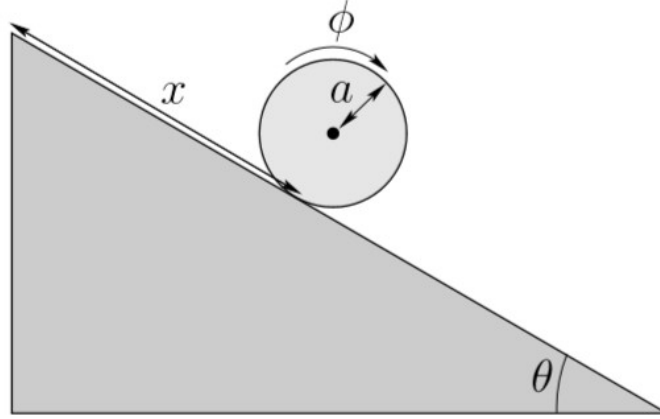
$$\tilde{Q}_i = \lambda(t) \frac{\partial f}{\partial q_i} \quad (4.90)$$

Daha önce q_1 için verilen sınırlayıcı denklem burada genelleştirilebilir ve tüm q_i değerleri için verilebilir. Sonuç olarak yukarıda anlatılan ifadelerden de anlaşılacağı gibi çoklu holonomik kısıtlarının genelleştirilmesi belli kurallar doğrultusunda yapılmaktadır.

Yukarıda verilen konunun daha iyi anlaşılması için basit bir örnek olarak aşağıdaki verilebilir. a değerinde yarıçapına sahip olan bir silindir yatay düzlemle θ açısı yapmış bir yüzey üzerinde kaymadan hareket ediyor. x silindirin kütle merkezinin, silindirin kaydığı düzlem üzerindeki yer değiştirmesi, Φ ise silindirin

simetri eksenine göre dönme açısı olarak verilmiştir. Burada sistemin kaymadan hareket etmesinin sonucu olarak Φ ve x birbirleri ile bağıntılıdır. Yukarıda anlatılan sistem Şekil 4.3 : 'de verilmiştir.

$$f(\Phi, x) = x - a\Phi = 0 \quad (4.91)$$



Şekil 4.3 : Eğik bir düzlem üzerinde kaymadan hareket eden silindir [97].

Silindirin *Lagrangian* denklemi aşağıdaki gibidir.

$$L = \frac{1}{2}m\dot{x}^2 + \frac{1}{2}I\dot{\Phi}^2 + mgx\sin\theta \quad (4.92)$$

Denklemden m silindirin kütlesi, I ataletsel momenti ve g yerçekimi ivmesi olarak verilmiştir.

$\partial f/\partial x = 1$ ve $\frac{\partial f}{\partial \Phi} = -a$ 'dır. Buna bağlı olarak *Lagrangian* hareket denklemini düzenlenirse,

$$m\ddot{x} - mg\sin\theta - \lambda = 0 \quad (4.93)$$

$$I\ddot{\Phi} + \lambda a = 0 \quad (4.94)$$

Yukarıda verilen Denklem, (4.91), (4.93), ve (4.94) birlikte çözümlerse

$$\ddot{x} = \frac{g\sin\theta}{1 + I/ma^2} \quad (4.95)$$

$$a\ddot{\Phi} = \frac{g\sin\theta}{1 + I/ma^2} \quad (4.96)$$

$$\lambda = \frac{mg\sin\theta}{1 + ma^2/I} \quad (4.97)$$

x 'e bağlı olan genelleştirilmiş sınırlayıcı kuvvet,

$$\bar{Q}_x = \lambda \frac{\partial f}{\partial x} = -\frac{mgsin\theta}{1 + ma^2/I} \quad (4.98)$$

Verilen denklem silindirin aşağı doğru hızlanmasını engelleyen ve standart değeri $mgsin\theta$ 'dan daha düşük olmasına neden olan hareket edilen eğik düzleme paralel olarak etkiyen sürtünme kuvvetini temsil eder.

Φ 'e bağlı olan genelleştirilmiş sınırlayıcı kuvvet ise,

$$\bar{Q}_\Phi = \lambda \frac{\partial f}{\partial \Phi} = \frac{mgsin\theta}{1 + ma^2/I} \quad (4.99)$$

Yukarıda verilen denklem ise silindire dönmesinden dolayı etki eden sürtünme torkunu temsil eder. Verilen örnekten de anlaşılacağı gibi basit veya karmaşık herhangi bir dinamik sistem için bu yöntem uygulanabilir.

4.3.4 Hamilton hareket denklemleri

Genelleştirilmiş q_i $i = 1, F$ kordinatları ile tanımlanmış F serbestlik derecesine sahip dinamik bir sistem ele alınsın. Ne kinetik enerji K ne de potansiyel enerji U direkt zamana t bağlı olarak açık bir şekilde ifade edilmemektedir. Konvensiyonel dinamik bir sistemde potansiyel enerji hızdan bağımsız, aynı sistemin kinetik enerjisi ise hızın homojen quadratik bir fonksiyonudur. Bu demektir ki,

$$K = \sum_{i,j=1,F} m_{ij} \dot{q}_i \dot{q}_j \quad (4.100)$$

Yukarıda verilen denklemde m_{ij} q_i 'ye bağlıdır ancak \dot{q}_i bağılı değildir. Buradan şu anlaşılabilir,

$$\sum_{i,j=1,F} \dot{q}_i \frac{\partial K}{\partial \dot{q}_i} = 2K \quad (4.101)$$

genelleştirilmiş kordinatlardaki, genel momentum ise aşağıdaki gibi hesaplanabilir,

$$p_i = \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} = \frac{\partial K}{\partial \dot{q}_i} \quad (4.102)$$

Burada $L = K - U$ 'dur ve sistemin *Lagrangian* olarak tanımlanır. Aynı zamanda da U 'nun \dot{q}_i 'dan bağımsız olduğu kullanılırsa,

$$H = \sum_{i=1,F} \dot{q}_i p_i - L = \sum_{i=1,F} \dot{q}_i p_i - K + U \quad (4.103)$$

Eğer yukarıda verilenler sağlanırsa Denklem (4.101) ve (4.102) kullanılarak aşağıdaki denklem yazılabilir,

$$H = K + U \quad (4.104)$$

Diğer bir deyişle yukarıdaki denklemden de anlaşılacağı gibi H sistemdeki toplam enerjiyi ifade etmektedir. H fonksiyonunun varyasyonları dikkate alınır,

$$\delta H = \sum_{i=1,F} \left(\delta \dot{q}_i p_i + q_i \delta \dot{p}_i - \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \delta \dot{q}_i - \frac{\partial L}{\partial q_i} \delta q_i \right) \quad (4.105)$$

Verilen denklemde parantez içerisinde olan birinci ve üçüncü ifadeler $p_i = \partial L / \partial \dot{q}_i$ olduğundan dolayı yok olur. *Lagrange* denklemi ise $\dot{p}_i = \partial L / \partial q_i$ şeklinde yazılabilir. Buna bağlı olarak aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\delta H = \sum_{i=1,F} (\dot{q}_i \delta p_i - \dot{p}_i \delta q_i) \quad (4.106)$$

Sistemin toplam enerjisi olan H , q_i ve p_i içeren bir fonksiyon olarak, \dot{q}_i içerisinde herhangi bir direkt bağıntısı olmayan şekilde ifade edilebilir. Yani $H = H(q_i, p_i)$ şeklinde yazılabilir ve bu sistemin *Hamiltonian*'i olarak isimlendirilir. *Hamiltonian fonksiyonunun* varyasyonları aşağıdaki formda yazılabilir.

$$\delta H = \sum_{i=1,F} \left(\frac{\partial H}{\partial p_i} \delta p_i + \frac{\partial H}{\partial q_i} \delta q_i \right) \quad (4.107)$$

Denklem (4.106) ile karşılaştırıldığında,

$$\dot{q}_i = \frac{\partial H}{\partial p_i} \quad (4.108)$$

$$\dot{p}_i = \frac{\partial H}{\partial q_i} \quad (4.109)$$

Denklemleriyle farklılıkları tanımlanabilir. Burada $i = 1, F$ değerler alabilir. Buradaki $2F$ tane olan birinci derecen diferansiyel denklemler *Hamilton Denklemleri* olarak bilinir. *Hamilton Denklemleri* (birinci derecen denklemler) *Lagrange denklemlerine* (ikinci dereceden denklemlerin) bir alternatif olarak değerlendirilebilir.

Basit bir örnekle bu durum açıklanabilir. Harmonik bir osilatörü ele alalım. Sistemin kinetik ve potansiyel enerjileri sırasıyla $K = (1/2)m\dot{x}^2$ ve $U = (1/2)kx^2$ olarak

verilmiştir. Bu denklemlerde x yerdeğiştirmeyi m kütleyi temsil eder ve $k > 0$. x 'e bağlı genelleştirilmiş momentum,

$$p = \frac{\partial K}{\partial \dot{x}} = m\dot{x} \quad (4.110)$$

Buna bağlı olarak da kinetik enerji aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$K = \frac{1}{2} \frac{p^2}{m} \quad (4.111)$$

Bunlardan dolayı sistemin *Hamiltonian*'ı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$H = K + U = \frac{1}{2} \frac{p^2}{m} + \frac{1}{2} kx^2 \quad (4.112)$$

Bu denkleme göre Denklem (4.107) ve (4.108)'deki *Hamilton Denklemleri*,

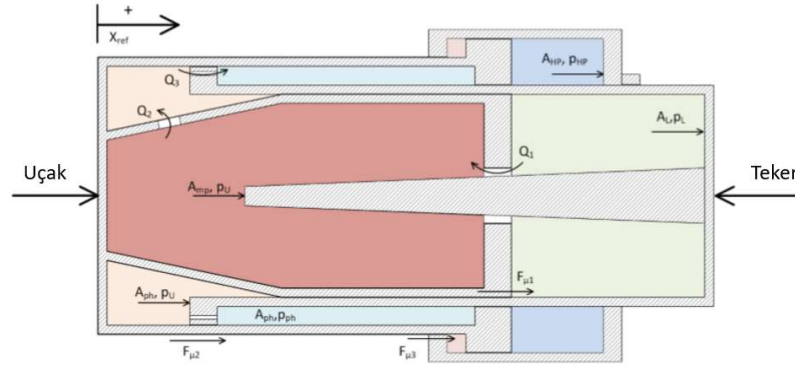
$$\dot{x} = \frac{\partial H}{\partial p} = \frac{p}{m} \quad (4.113)$$

$$\dot{p} = -\frac{\partial H}{\partial x} = -kx \quad (4.114)$$

Verilen örnek aslında direkt Newton kurallarına göre de çözülebildiği gibi amaçlanan durumun daha iyi kavranabilmesi ve karşılaştırılabilmesi için bu örnek verilmiştir.

5. AMORTİSÖRÜN MATEMATİKSEL VE SİMULİNK MODELLEMESİ

Tezin bu bölümünde bir sonraki kısımda oluşturulacak olan simulink modellemesi için bazı matematiksel formuller açıklanacaktır. Bu formuller genel olarak matematiksel model olarak adlandırılabilir. Örnek olarak verilecek olursa eğer bir hidrolik sistemin sıkıştırılmasında oluşacak kuvvetin hesaplanabilmesi için matematiksel model oluşturulmuştur [98].



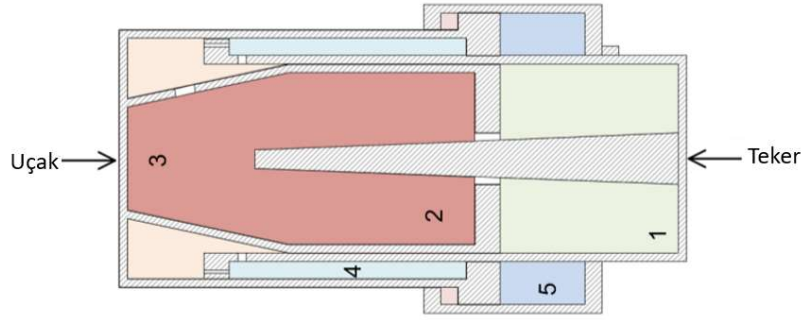
Şekil 5.1 : Bir amortisör için tasarlanmış şematik [42].

Bir amortisörün şeması Şekil 5.1 :’de verilmiştir. Burada x_{ref} eylemsizlik referans konumu, A_L ve p_L alanı birincil piston grubunun basıncı, A_{mp} ölçüm pimi alanı, p_U menfez desteği içindeki basınç, A_{ph} piston başının alanı, p_{ph} ikincil piston tertibatı içerisindeki basınç, A_{HP} ve p_{HP} yüksek basıncın alanı ve değeri, Q_1 birinci piston tertibatı ve menfez arasındaki akış, Q_2 ikincil silindirle menfez desteği arasındaki akış, Q_3 birincil piston kafasındaki akış, $F_{\mu 1}$, $F_{\mu 2}$ ve $F_{\mu 3}$ birincil piston bağlamındaki sürtünme kuvvetleri, akıntıya bağlı olarak viskoz akışın sürtünmesi ve yüksek basınçlı alandaki sürtünme olarak isimlendirilmiştir. Menfezler ile ikincil silindirler arasında bulunan alanda yeterli sayıda ve büyüklükte menfezler bulunmaktadır ve herhangi bir kısıtlama uygulanmamıştır.

Amortisörün hareket denklemi,

$$m_{sa}\ddot{X}_{ref} = m_{sa}g - p_u A_{mp} - p_L(A_L - A_{mp}) - A_{ph}(p_u - p_{ph}) - A_{HP}p_{HP} - F\mu_1 - F\mu_2 - F\mu_3 \quad (5.1)$$

m_{sa} hareket eden amortisör kısmının kütlesi ve g yer çekimi ivmesini temsil etmektedir. Strokun ilk aşaması için kütle ilk piston birleşim bölgesini içermektedir. İkinci aşamasında ise yüksek basınç bölgesinin kütlesi de dahil edilmektedir.



Şekil 5.2 : Amortisör bölgelerinin sınıflandırılması [42].

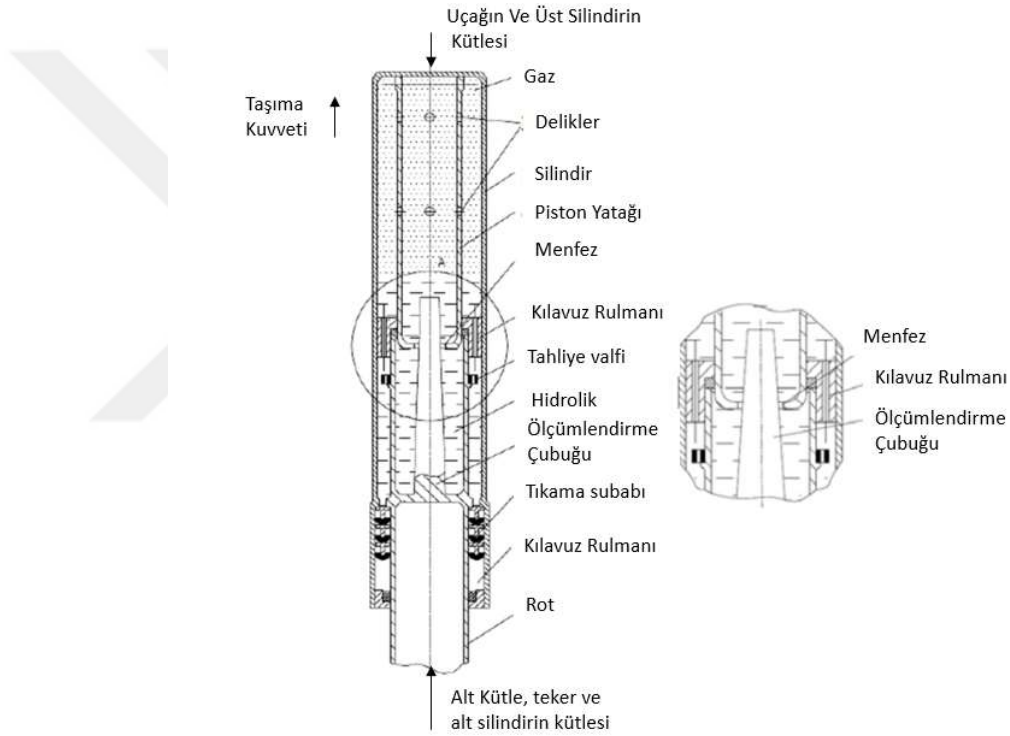
İki eksenli bir amortisörün şeması Şekil 5.2 :’de verilmiştir. Aksel kesitte gösterilen alanda nitrojen gazı ve hidrolik sıvısıyla, sınıflandırılmış 5 ayrı bölümde incelenmiştir. Aynı zamanda bu bölümler içerisinde oluşan sürtünme kuvvetleri de deneysel olarak verilmiş verilerle matematiksel model içerisinde ilave edilmiştir. Burada verilen bölümlerin Aynı zamanda ilerleyen kısımda da, SİMULİNK’de her bir farklı durum için farklı modellenmiş sistemler hakkında yapılan araştırmalar ve takip eden bölümde de sonuçları hakkında bilgi verilecektir. Bu bölgelerde düşük basınçlı olan kısımlarda basınçlar, yüksek mukavemetli çeliğin gerilme modülüne kıyasla nispeten daha küçük olduğundan dolayı tüm bölümler rijittir. Daha önceden de belirtildiği gibi bölmelerin her biri bir veya daha fazla piston alt modeline bağlıdır ve birlikte amortisörün ana parçalarını oluştururlar. Hacim 1 ve içinde olduğu kısım birincil piston grubunu temsil eder. 2 ve 3 bağlı pistonlarla birlikte menfez desteklerini oluşturmaktadır. 4 kısım ikincil piston takımını oluşturur ve 5 bitişik piston yüksek basınç bölgesini oluşturur.

5.1 Matematiksel Model Geliştirme

Önceki kısımda genel olarak anlatılan amortisör şematığı ve amortisörü oluşturan alt sistemlerin ihtiva ettiği sabitler ve kısımlar açıklanmıştır. Tezin bu kısmında sistem modelini oluştururken sistemin sahip olduğu dinamik yapı açıklanmaya çalışılacaktır.

Yapılan hesaplamalar ve oluşturulan sistemin dinamiğinin daha iyi anlaşılması için Şekil 5.3 :’de’deki şema verilmiştir.

Şekil 5.3 :’de genel teleskopik bir iniş takımının şematığı oluşturulmuştur. Bu şemada aerodinamik taşıma kuvveti, uçağın ağırlığı ve silindirlerin ağırlığı tekerin ağırlığı, ölçüm çubuğu, menfez, darbenin sönmülmesinde kullanılan gaz ve soğurulmasında kullanılan hidrolik sıvısı, piston yatağı, silindirler ve silindirlerin yatakları, kılavuz rulmanlar, tıkama subabı görselleştirilmiştir.



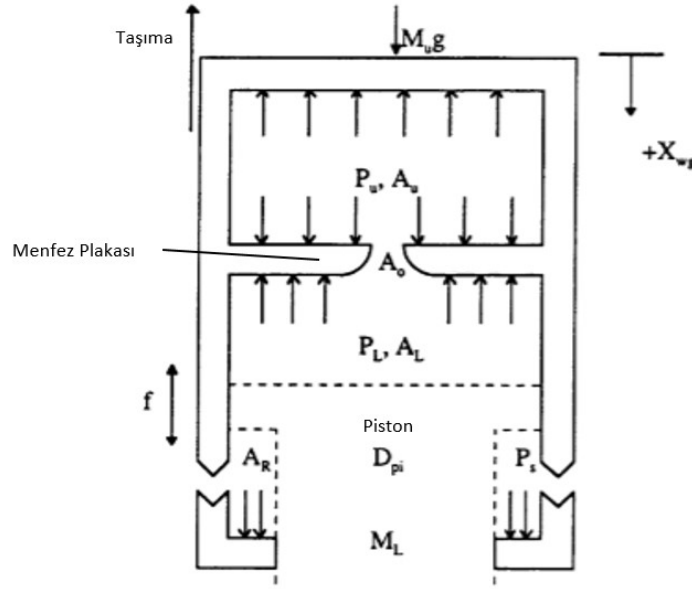
Şekil 5.3 : İniş takımı şematığı ve isimlendirmesi [41].

Şekil 5.4 :’de üst kütle ve ana silindirin üzerlerine etkiyen kuvvetler verilmiştir. Burada verilen kuvvetlerin eşitliği sağlanırsa eğer,

$$M_u \ddot{X}_{wg} = M_u g - L - P_u A_u - P_L (A_L - A_o) + P_s A_R \pm f \quad (5.2)$$

Burada verilen M_u , amortisörün üst kısmında bulunan kütlelerin toplamı, \ddot{X}_{wg} iniş takımının ilk durumdaki yer değiştirme ivmesini ki bu değer sıfır olduğunda iniş takımı tamamen serbest konumdadır, g yer çekimi ivmesini, L taşıma kuvvetini, P_u üst bölümdeki hava basıncını, A_u üst bölmenin yüzey alanını, P_L ve A_L sırasıyla alt

bölmenin basıncını ve yüzey alanını, A_o menfez alanını, P_s tıkama subabına uygulanan basıncı temsil etmektedir. Bu denklemde verilen tüm sıvı basınçları, gaz basınçları ile benzer nitelik taşımakta olduğu varsayılmıştır. Tezin ilerleyen kısmında anlatılacağı üzere, menfezin, ölçme çubuğu ile alanının değiştirilmesi stroke durumuna bağlı olarak değişmektedir.

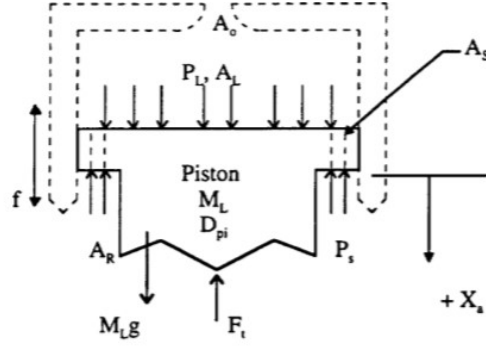


Şekil 5.4 : Üst kütle ve ana silindirin serbest şekil diyagramı [99].

Şekil 5.5 :’de alt kütleye sahip sisteme uygulanan kuvvetler gösterilmiştir. Buradaki kuvvetlerin denklemi yazılırsa,

$$M_L \ddot{X}_a = M_L g + P_L (A_L - A_S) - P_S (A_R - A_S) - F_t \pm f \quad (5.3)$$

Burada M_L alt kısmın kütesini, \ddot{X}_a tekerin dikey pozisyonunu, g yer çekimi ivmesini, P_L ve A_L sırasıyla alt bölümdeki basıncı ve uygulanan alanı, A_S tıkama subabının alanını, P_S tıkama subabunun basıncını, F_t yerin tepki kuvvetini temsil etmektedir.



Şekil 5.5 : Alt kütle için serbest şekil diyagramı [99].

5.1.1 Stroke-Hızının ve Pozisyonunun Basınca Olan Etkisi

Yukarıda verilen denklemlerdeki basınçlar belirsizdir ve bu basınçların diğer değişkenlerden türetilebileceği bilinmektedir. Sıkıştırılmış nitrojenin oluşturduğu basıncın tanımlanması için kapalı sistemlerde politropik gaz kanunları gözönüne alınmalıdır.

$$P_u = P_{si} \left(\frac{X_{si}}{X_{smax} - X_s} \right)^\gamma \quad (5.4)$$

Burada X_s hali hazırdaki stroke değerini temsil etmektedir.

$$X_s = X_{wg} - X_a \quad (5.5)$$

X_{si} ilk durumdaki stroke uzunluğu ve P_{si} ise üzerindeki basıncını, γ politropik gaz sabitini temsil etmektedir. X_{smax} amortisörün maksimum serbest bırakılabileceği uzunluğu temsil etmektedir. Bu formdaki basınç değişikliklerinin dengeye yakın konumdaki gaz denklemleriyle modellenebileceği belirtilmiştir. Politropik gaz sabitinin önemi, sıkıştırma ve serbest bırakma durumundaki oluşan durumun türünü belirtmektir. $\gamma = 0$ ise isobarik bir oluşum söz konusudur ve basınç sabittir. $\gamma = 1$ durumu için ideal gaz durumu oluşur ve izotermal bir süreç başlar. γ şayet bir gazın özgül ısılarının oranına eşitse, bu süreç eş entropili ya da sabit entropili olarak adlandırılabilir. Bu her bir durum belirli bir sürecin idealleştirilmesi olarak adlandırılabilir. Gerçekte ise politropik gaz sabiti tek bir değer değildir, sürekli değişir ve bu değerler basınç-strok değerlerinden oluşturulur. Ancak burada yapacağımız uygulama için ortalama bir değer yeterlidir.

Alt silindirdeki ve tıkama subabındaki sıvının basıncı, sıvının bu bölgelere giren ve çıkan akış hızlarıyla ilgilidir. Menfezlerdeki akış Q_o ve tıkama subabı Q_s içerisindeki hacimsel akış hızları, akışkan için süreklilik denklemi ve Bernoulli denkleminin birleştirilmesiyle belirlenebilir. Akış doğası gereği her zaman yüksek basınçtan alçak basınca doğru oluşmaktadır. Sıkıştırılmayan akışlar için Bernoulli denklemi,

$$P/\rho + (1/2g)V^2 + Z = \text{sabit} \quad (5.6)$$

P herhangi bir noktadaki basıncı, g yer çekimi ivmesini, V akışın hızını, ρ akışkanın öz ağırlığını, Z ise herhangi bir referans noktasına göre yüksekliğini belirtmektedir. Bu denklemde viskoz akışlar ihmal edilmiş, akış ise sıkıştırılmayan sürekli akış olduğu varsayılmış ki bu denklem bir akışyolu üzerinde entegre edilebilir.

Verilen denklem aynı akış yolu üzerinde farklı iki noktada hesaplanacak olursa,

$$P_1/\rho + (1/2g)V_1^2 + Z_1 = P_2/\rho + (1/2g)V_2^2 + Z_2 \quad (5.7)$$

İniş takımı özelinde incelenirse, Z_1, Z_2 arasındaki mesafe diğer değişkenlere göre daha küçük olduğundan ihmal edilebilir. Sıkıştırılmayan akışkanlarda süreklilik eşitliğinin çözümü için $Q = A_1V_1 = A_2V_2$ eşitliğinin çözülmesi gereklidir ve bu çözüm için tek hız değişken değeri yeterlidir. Burada P_1 'in P_2 'den büyük olduğu varsayılırsa akış P_1 'den P_2 'ye doğru olacaktır ve bu denklem V_1 için çözülecek olursa,

$$V_1 = \frac{D_2^2}{D_1^2}V_2 \quad (5.8)$$

Bu eşitlik de denklem 7'de yerine yazılırsa eğer V_2 ;

$$V_2 = \pm \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho(1 - D_2^4/D_1^4)}} \quad (5.9)$$

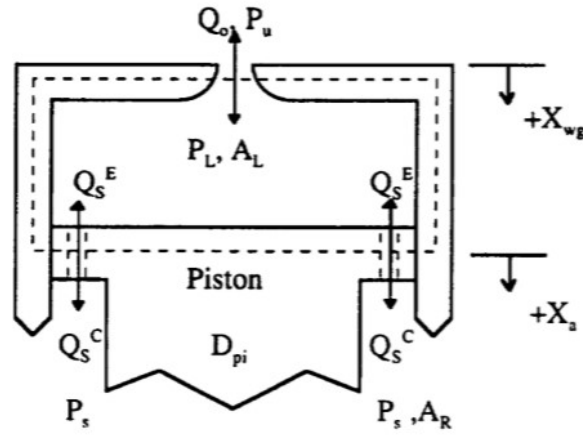
Şayet 2 noktasındaki basınç daha fazla olsaydı yukarıdaki denklemde basınç değerlerinin yerleri değiştirilir ve karekök içerisi negatif olurdu. İdeal hacimsel akış hızı, sıkıştırılmayan akışkanlarda $Q_{ideal} = AV$ şeklinde ifade edilebilir. Gerçekte Vena Contracta etkisinden dolayı kayıplar yaşanmaktadır. Bu kayıplar tahliye katsayısı C_d olarak varsayılabilir ve bu da ideal ile gerçek akışın oranını belirtmektedir. Bu katsayı ise ideal akış ile çarpılırsa, gerçek akış Q_{real} elde edilir.

$$Q_{real} = Q_{ideal} C_d = A C_d V \quad (5.10)$$

Denklem (5.9)'da elde edilen hız denklemini (5.10)'da hız yerine yazılırsa,

$$Q_{real} = A C_d \sqrt{\frac{2}{\rho(1 - (D_1/D_2)^4)}} \sqrt{P_1 - P_2} \rightarrow P_1 > P_2 \quad (5.11)$$

Burada, bu durumdan etkilenen iki akış bulunmaktadır. İlki menfezlerden geçen akış ikincisi ise tıkama subabından içeri giren ve dışarı çıkan akıştır. Sıkıştırma durumunda, tıkama odası içerisindeki akış Q_s^C , bu akışın geçtiği alan ise tıkama alanı A_s^C olarak tanımlanır. Serbest bırakma durumunda ise tıkama menfezindeki akış Q_s^E ve bu akışın geçtiği alan A_s^E olarak tanımlanabilir. İki durumda da ana menfezden geçen akış aynı olup Q_o



Şekil 5.6 : Piston ve menfez plakası arasında kalan kontrol hacmi [99].

Şekil 5.6 : 'da akış yönlerinin kontrol hacmine giriş ve çıkış şematikleri sıkıştırma ve serbest bırakma durumu gösterilmiştir. Buna bağlı olarak stroke hızı aşağıdaki gibi hesaplanabilir,

$$\dot{X}_s = \dot{X}_{wg} - \dot{X}_a \quad (5.12)$$

Burada sıkıştırma durumu $\dot{X}_s > 0.0$ 'dan büyük olduğu durumlar ve $\dot{X}_s < 0.0$ olduğu durumlar olarak belirtilmektedir. Burada akış kontrol hacminde çıkış yaparsa negatif olarak, kontrol hacmine giriş yaparsa pozitif olarak belirtilebilir. Sıkıştırılmayan akışlarda, hacimsel akış hızı sıkıştırma ve serbest kalma durumu için aşağıdaki gibi hesaplanabilir,

$$Q_o = Q_s^C + A_L \dot{X}_s = 0.0 \quad (5.13)$$

Sıkıştırma durumu için

$$Q_o + Q_s^E + A_L \dot{X}_s = 0.0 \quad (5.14)$$

Serbest bırakma durumu için kullanılabilir. Denklem (5.11)'de akış oranı için genel denklem verilmiştir. Eğer uygun olan alan, hız, basınç ve çap değerleri Denklem (5.11)'de yerine yazılırsa menfez plakasından geçen akış hızı sıkıştırma durumunda aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$Q_o = -A_o C_d \sqrt{\frac{2}{\rho \left(1 - \left(\frac{d_o}{D_L}\right)^4\right)}} \sqrt{P_L - P_u} \rightarrow P_L > P_u \quad (5.15)$$

Burada d_o ana menfezin efektif çapı, D_L alt bölmenin çapı ve C_d ise ana menfezin tahliye katsayısı olarak belirtilmiştir. Bu durumda tıkıma subabındaki akış,

$$Q_s^C = -A_s^C C_{ds}^C \sqrt{\frac{2}{\rho \left(1 - \left(\frac{d_s^C}{D_L}\right)^4\right)}} \sqrt{P_L - P_s} \rightarrow P_L > P_s \quad (5.16)$$

Burada d_s^C tıkama menfezinin çapı, D_L yukarıda tanımlandığı gibi, C_{ds}^C tıkama menfezinin tahliye katsayısı ve A_s^C ise tıkama menfezi yüzeyinin efektif alanını belirtmektedir. Buna benzer olarak, serbest bırakma durumunda (akışın kontrol hacmine doğru olduğu durumda) ise ($P_L < P_u$ ve P_s),

$$Q_o = -A_o C_d \sqrt{\frac{2}{\rho \left(1 - \left(\frac{d_o}{D_L}\right)^4\right)}} \sqrt{P_u - P_L} \rightarrow P_u > P_L \quad (5.17)$$

Denklem 15 ile arasındaki fark olarak basınçlar yer değiştirmiştir ve işaretleri değişmiş ve tüm ifadenin işareti değişmiştir. Tıkama menfezi boyunca akış hızı serbest bırakma durumunda aşağıdaki ifade gibi oluşur,

$$Q_s^E = -A_s^E C_{ds}^E \sqrt{\frac{2}{\rho \left(1 - \left(\frac{d_s^E}{D_R}\right)^4\right)}} \sqrt{P_s - P_L} \rightarrow P_s > P_L \quad (5.18)$$

tıkama menfezinin çaplarını ifade etmektedir. Sıkıştırma durumunda , $\dot{X}_s > 0.0$ ve $P_L > P_s$

$$Q_s^c + A_R \dot{X}_s = 0.0 \quad (5.24)$$

Denklem (5.16) , denklem (5.25) içerisine yazılırsa,

$$-A_s^c C_{ds}^c \sqrt{\frac{2}{\rho \left(1 - \left(\frac{d_s^c}{D_L}\right)^4\right)}} \sqrt{P_L - P_s} + A_R \dot{X}_s = 0.0 \quad (5.25)$$

Daha öncesinde yapılan değişken değiştirme yönteminde yazılırsa eğer,

$$-E_2 \sqrt{P_L - P_s} + A_R \dot{X}_s = 0.0 \quad (5.26)$$

Denklem (5.27) tekrardan düzenlenirse,

$$\sqrt{P_L - P_s} = \frac{A_R}{E_2} \dot{X}_s \quad (5.27)$$

Bu eşitlik denklem (5.23)'de yerine yazılırsa,

$$P_L = P_u + \left(\frac{A_L - A_R}{E_1}\right)^2 \dot{X}_s^2 \quad (5.28)$$

Denklem (5.4)'de P_u verilmiştir. Her iki tarafında karekökü alınırsa,

$$P_s = P_L - \left(\frac{A_R}{E_2}\right)^2 \dot{X}_s^2 \quad (5.29)$$

Benzer şekilde serbest bırakma durumunda ($\dot{X}_s^2 < 0.0$) da,

$$\begin{aligned} P_L &= P_u - \left(\frac{A_L - A_R}{E_3}\right)^2 \dot{X}_s^2 \\ P_s &= P_L + \left(\frac{A_R}{E_4}\right)^2 \dot{X}_s^2 \end{aligned} \quad (5.30)$$

Denklem 5, 29,30,31,32, denklem (5.3) ve (5.4) 'de yerine yazılabilir. Bu denklemlerin cebirsel sadeleştirilmesi, aşağıdaki gibi kolayca ölçülebilen miktarlar açısından sıkıştırma ve serbest bırakma durumlarına yol açar:

$$\begin{aligned}
M_u \ddot{X}_{wg} &= M_u g - L + (A_R - A_L) P_{si} \left(\frac{X_{si}}{X_s} \right)^y \\
&+ \left\{ \left[\left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 - \left(\frac{A_R}{E_2} \right)^2 \right] A_R \right. \\
&\left. - \left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 (A_L - A_O) \right\} \dot{X}_s^2 + f
\end{aligned} \tag{5.31}$$

$$\begin{aligned}
M_L \ddot{X}_a &= M_L g + (A_L - A_R) P_{si} \left(\frac{X_{si}}{X_s} \right)^y \\
&+ \left\{ \left[\left(\frac{A_R}{E_2} \right)^2 - \left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 \right] (A_R - A_S^C) \right. \\
&\left. + \left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 (A_L - A_S^C) \right\} \dot{X}_s^2 - F_t - f
\end{aligned} \tag{5.32}$$

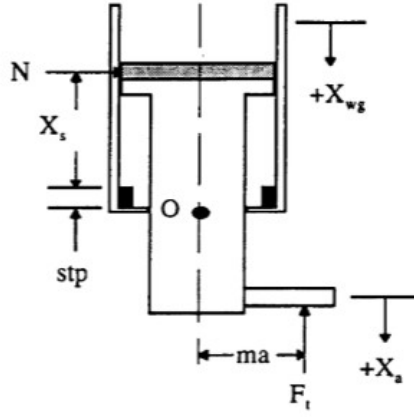
Sıkıştırma durumu için.

$$\begin{aligned}
M_u \ddot{X}_{wg} &= M_u g - L + (A_R - A_L) P_{si} \left(\frac{X_{si}}{X_s} \right)^y \\
&+ \left\{ \left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 (A_L - A_O) \right. \\
&\left. - \left[\left(\frac{A_L - A_R}{E_3} \right)^2 - \left(\frac{A_R}{E_4} \right)^2 \right] A_R \right\} \dot{X}_s^2 - f
\end{aligned} \tag{5.33}$$

$$\begin{aligned}
M_L \ddot{X}_a &= M_L g + (A_L - A_R) P_{si} \left(\frac{X_{si}}{X_s} \right)^y \\
&+ \left\{ \left[\left(\frac{A_L - A_R}{E_1} \right)^2 - \left(\frac{A_R}{E_4} \right)^2 \right] (A_R - A_S^E) \right. \\
&\left. - \left(\frac{A_L - A_R}{E_3} \right)^2 (A_L - A_S^E) \right\} \dot{X}_s^2 - F_t + f
\end{aligned} \tag{5.34}$$

Serbest bırakma durumu için.

Burada bilinmeyen olarak yalnızca sürtünme kuvveti kalmıştır. Buradaki sürtünmenin sebebi iki ana durumdan oluşmaktadır; tekerdeki kaçıklık ve sızdırmazlık fitili. Statik durumda sızdırmazlık fitilinin sürtünme katsayısı maksimumken, dinamik durumda hıza bağlı olan bir fonksiyona bağlıdır. Hız ve sürtünme katsayısı arasındaki ilişki deneysel verilerden elde edilebilmektedir. Tekerdeki eksen kaçıklığından dolayı oluşan sürtünme ise eksenel olmayan silindir hareketi sonucu oluşmaktadır.



Şekil 5.8 : İniş takımı için sürtünme modeli [100].

Şekil 5.8 :’de verildiği gibi piston başı ile silindir arasındaki kuvvet N , buna bağlı oluşan teker kuvveti F_t , piston merkezinden uygulanan moment kolu ma olarak verilmiştir. Kaçıklığa bağlı olarak oluşan sürtünme kuvveti aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$F_{ow} = \mu N \quad (5.35)$$

N piston başından silindir duvarına uygulanan normal kuvvet, μ iki parça arasındaki sürtünme katsayısı olarak verilmiştir. N değerini bulabilmek için Şekil 5.8 :’de O noktasına göre moment alınmalıdır.

$$\sum M_o: F_t ma - N(X_s + stp) = 0 \quad (5.36)$$

stp serbest bırakma durumunda piston başı ile sızdırmazlık fitili arasındaki en kısa mesafe olarak verilmiştir. Denklem (5.36) düzenlenirse,

$$N = \frac{maF_t}{X_{wg} - X_a + stp} \quad (5.37)$$

$$F_{ow} = \mu \left(\frac{maF_t}{X_{wg} - X_a + stp} \right) \quad (5.38)$$

Denklemdaki toplam sürtünme kuvveti;

$$f = F_{seal} + F_{ow} \quad (5.39)$$

Bu gelişme, gövdenin oransal bir kısmının ana üst silindirin merkez hattında ortalanmış bir kütle olarak alındığını varsayar. İniş takımı üzerinde sadece dikey

eksende kuvvet uygulandığı da varsayılmaktadır. Teker modellenir deneysel verilerden yararlanılmıştır. Kullanılan sıvının sıkıştırılmaz olduğu ve tım yapısal parçaların rijit olduğu ve bunların da dikey ekseninde serbestliklerinin olduğu varsayılmıştır. Burada dönüş manevraları ve frenleme durumları modellenmemiştir.

5.2 SİMULİNK MODELLEME

Simulink, dinamik sistemlerin modellenmesinde, simülasyonunda ve analizinde kullanılan bir yazılım paketidir. Linear ve linear olmayan sistemlerin modellenmesini destekleyen ve bunların sürekli ve ayrık veya her ikisinin de karışık olduğu sistemlerin çözüm kümesini oluşturabilen bir programdır. Sistem aynı zamanda farklı hızlarda da çalışabilme özelliğine sahiptir. Örnek olarak farklı bölümlerin örneklenme veya güncellenme hızı farklı olabilmektedir [101].

Modellemede, Simulink yazılımı, grafik kullanıcı arayüzü tarafından blok diyagramların oluşturulmasını bas sürükle modeliyle oluşturulmasına olanak sağlamaktadır. Bu sistemle oluşturulacak model aynı bir kalem ve kağıt kullanırmış gibi oluşturulabilmektedir. Bir program dili bilmeden sadece modeller üzerinde kullanım kolaylığı sağlayan bir sistem olarak ön plana çıkmaktadır [101].

Simulink'te kaynaklar, linear ve linear olmayan bloklar ve bağlantı elemanları da bulunmaktadır. Bunların yanı sıra istenilen herhangi bir blok da yazılım üzerinden oluşturulabilmektedir.

Kullanılan modeller hiyerarşik olduğundan hem yukarıdan aşağıya hem de aşağıdan yukarıya model oluşturma yöntemleri uygulanabilmektedir. Sistem yüksek seviyelerde görüntülenebilir ve sistemin ayrıntılarını incelemek için, ilgili sistem üzerine çift tıklanarak erişim sağlanabilmektedir.

Model oluşturulduktan sonra istenildiği takdirde simülasyonu, istenilirse simulink ortamında oluşturulmuş integral yöntemleri kullanılabilir veya MATLAB Command penceresi üzerinden istenilen integral alma yöntemi kullanılabilir. Scope bloğu kullanarak simülasyon devam ederken simülasyona ait değerlendirmeler incelenebilir ve gözlemlenebilir. “ Eğer şöyle olsaydı “ durumları için de direkt üzerinde müdahale edilerek sonuç gözlemlenebilmektedir. Simulasyon sonuçları MATLAB Workspace içerisine yazdırılarak sonrasındaki işlemler için ve görüntüleme için kullanıma izin verilmektedir [101].

Çizelge 5.1 : Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.

Sembol	Değer	Açıklaması
W_1	1105 <i>kg</i>	İniş takımı ve üstündeki dinamik ağırlık.
W_2	12.25 <i>kg</i>	Teker ve Lastik toplam ağırlığı
W	$W_1 + W_2$	Toplam ağırlık
W_{strut}	28.40 <i>kg</i>	Dikmenin ağırlığı
V_{sink}	3.085 <i>m/s</i>	Varyo hızı
ρ	845 <i>kg/m³</i>	Hidrolik yoğunluk
g	9.81 <i>m/s²</i>	Yerçekimi ivmesi
L/W	2/3	Taşıma kuvvetinin ağırlığa oranı
φ	14 <i>pi</i> /180	Rake açısı
P_{a_0}	600000 <i>pascal</i>	İlk gaz basıncı
A_a	0.0022833 <i>m²</i>	Havanın uygulandığı basınç alanı
n	1.25	Adiabatik gas sabiti
C_d	0.5	Menfez tahliye sabiti
V_0	600860 * 10 ⁻⁹ <i>m³</i>	Serbest bırakılmış gaz hacmi
A_h	0.0022833 <i>m²</i>	Hidrolik basıncın nüfuz ettiği alan
μ	0.55	Lastik pist sürtünme katsayısı
μ_1	0.12	Üst silindir sürtünme katsayısı
μ_2	0.12	Alt silindir sürtünme katsayısı
l_1	0.123 <i>m</i>	Silindirlerin serbest bırakma durumunda aksel uzunlukları
l_2	0.556 <i>m</i>	Serbest bırakma durumunda alt silindir ve aks arasındaki uzaklık

Çizelge 5.2 : (Devam) Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.

l_{ext}	1.055 m	İniş takımının serbest bırakıldığı
A_n	$6.3617 * 10^{-5} m^2$	Net menfez alanı
A_{n1}	$6.3617 * 10^{-5} m^2$	Net menfez alanı
A_{n2}	$4.9 * 10^{-4} m^2$	Net menfez alanı
Geri Toplama Bölümü için Değerler		
Recoil.radius	$0.85 * 10^{-3} m$	Menfez geri toplama yarıçapı
Recoil.area	$Recoil.radius^2 * pi m^2$	Menfez geri toplama alanı
Recoil.total_area	$Recoil.area * 6 m^2$	Menfez geri toplama toplam alanı
Recoil.Cd_recoil	0.7	Geri toplama tahliye katsayısı
Recoil.orifice_area	$Recoil.total_area + A_{n2}$	Menfez geri toplama toplam alanı
Poppet Valf Değerleri		
A_1	$((7.5^2 - 4.5^2) * 10^4 - 6) * pi/4$	
A_2	$((20^2 - 7.5^2) * 10^4 - 6) * pi/4$	
A_3	$((20^2 - 10.3^2) * 10^4 - 6) * pi/4$	
A_4	$((9.7^2 - 4.5^2) * 10^4 - 6) * pi/4$	
A_{nmax}	$(2 * pi * 7 * 10^4 - 3 * 1.5 * 10^4 - 3) + A_{n2}$	
Ölçme Çubuğu Değerleri		
Stroke value	[0 0.0127 0.0762 0.1016 0.4318 0.4572]	
Area	[0.0000258 0.0000226 0.0000226 0.0000516 0.000029]	
Lastik Değerleri		
r_{tire}	0.219 m	Lastik yarıçapı

Çizelge 5.3 : (Devam) Simulink modelinde kullanılan parametreler ve değerleri.

Lastik Değerleri		
F_{Vg}	0 N	İlk durumdaki yer tepki kuvveti
m'	$349.630 * 10^3$	Newton lastik sabiti
r	1.34	Teker sabiti
I_y	0.261 kg/m^2	Y eksenli atalet momenti
I_{strut}	10.543 kg/m^2	Dikmenin atalet momenti
I_{tire}	13.356 kg/m^2	Lastik atalet momenti
I_{Lg}	$I_{strut} + I_{tire}$	
$w_{tire-rpm}$	1930 rpm	

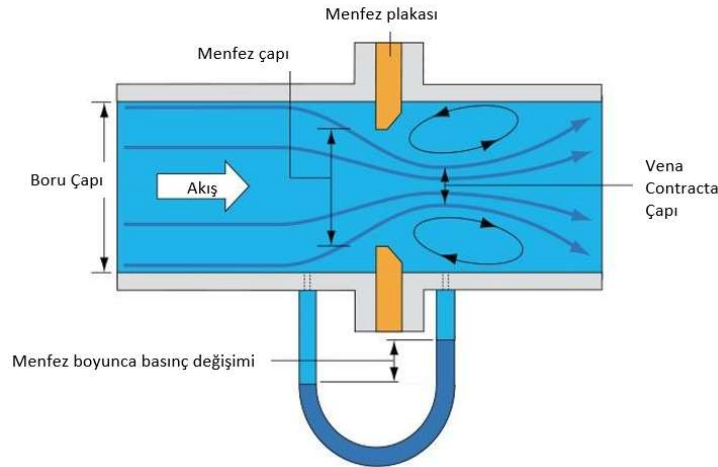
İniş takımlarında kullanılan menfezlerin ilk tasarım sıralarında sabit olarak kullanılması o dönemlerde akış problemlerinin tam anlamıyla çözülememesinden kaynaklanmaktadır. Bu süreç içerisinde tezde sırasıyla hangi aşamalardan geçildiği ve sonuç olarak bu aşamaların birbirleriyle karşılaştırılması ve verim analizleri verilecektir. İlk olarak sabit menfez yapısına sahip amortisörler üzerinde oluşan kuvvetler ve bunların modellenmesine yer verilmiştir. Bu model incelenirken ve sistem analizi yapılırken Çizelge 5.1 :’de verilen parametrelerden yararlanılmıştır. Bu parametreler NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) ekibi tarafından yapılan deneysel sonuçlardan alınmış ve modelleme yapılırken bu deney sonuçları ile çıkan sonuçlar karşılaştırılarak oluşturulan modelin doğruluğu test edilmiştir [92]. Bu süreç içerisinde yapılan doğrulamanın sonucu bir sonraki bölümde diğer modellemelerle karşılaştırmalı olarak sunulacaktır.

5.2.1 Sabit Alanlı Menfez Simulink Modellemesi ve Kullanılan Formüller

Amortisörlerde menfezler akış hızını ölçmek, basıncı azaltmak veya akışı sınırlandırmak için kullanılan bir araçtır. Menfez genellikle bir silindir sistemin içerisine yerleştirilen ve genellikle ince bir plakaya sahip olan bir sistemdir. Sıvı veya gaz halindeki bir akışkan menfezden geçtiğinde, basıncı geçtiği deliğin çıkışında artar, ancak sıvı menfezden geçmeye zorlandıkça hızı artar ve basıncı düşer. Menfez belli bir mesafe sonrasında ise akış maksimum yakınsama noktasına gelir ve hız maksimum seviyeye ulaştığı ve basıncın minimum seviyeye ulaştığı vena contracta durumu oluşur. Bunun

ötesinde ise, akış genişler, hız düşer ve basınç artar. Şekil 5.9 : 'de verilen şemada sistemin çalışma prensibi görselleştirilmiştir.

Bu kısımdan sonra kullanılacak her $u(i)$ $i = 1, 2, \dots, n$ 'ye kadar olabilecek durumlarda verilen her formül için parametre isimlendirmesi yeniden başlatılacaktır. Yani verilen her formül için parametre indisi her defasında sıfırdan başlayacaktır ve gerekli parametre açıklamaları alt kısmında verilecektir. Aynı zamanda modelde ilgili blok da işaretlenecektir. Bu sistemin kullanılmasındaki amaç Simulink model üzerinde görülen inputların ve outputların net bir şekilde belirtilmesini sağlamak ve anlam karışıklığını gidermektir. Bu kısımdan sonraki verilecek olan modellemelerde amortisörün iki kısma ayrıldığı kabul edilmelidir. Birinci kısım ana yükü taşıyan kısım. İkinci kısım ise üzerinde teker lastik ve alt silindirin ağırlıklarının olduğu kısımdır. Amortisörün birinci ve ikinci kısmı diye adlandırma yapılırken bunların dikkate alınması gerekmektedir.



Şekil 5.9 : Bir menfezin örnek olarak çalışma prensibi gösterimi [102].

(1) Amortisörün birinci kısmının ivmelenmesi

$$\frac{W_2 u_1 + W(L/W - 1)g + u_2}{W1} \quad (5.40)$$

W_2 amortisörün ikinci kısmının ağırlığı

L/W taşıma kuvvetinin ağırlığa oranı

g yer çekimi ivmesi

u_2 : Amortisör ikinci kısmının ivmelenmesi

(2) u_1 : İniş takımına etkiyen kuvvet

Stroke hızı

$$\frac{u_1 - u_2}{\cos d(\varphi)} \quad (5.41)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk teker koyma durumundan sonra birinci kısmın hızı

(3) Stroke değeri

$$\frac{u_1 - u_2}{\cos d(\varphi)} \quad (5.42)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk konma durumundan sonra birinci kısmın hızı

(4) Eksene uygulanan dikey kuvvet

$$(sind(\varphi)u_1) - (u_2 \cos d(\varphi)) + ((W_2)u_3 sind(\varphi)) - W_2 g sind(\varphi) \quad (5.43)$$

φ : amortisörün dikeyle yaptığı açı

$sind()$: sinüs değerleri için MATLAB üzerinde kullanılan fonksiyondur. Girilen açı değerinin derece olduğu durumlarda istenilen sonucun verilmesi için kullanılmaktadır.

u_1 : Yer kuvveti

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

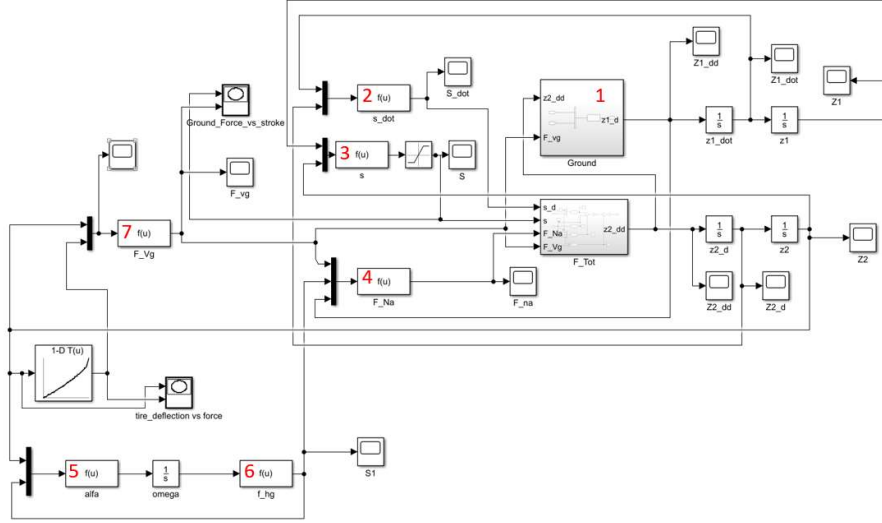
u_3 ilk teker koyma sırasında birinci kısmın yer değiştirmesi

(5) Alfa

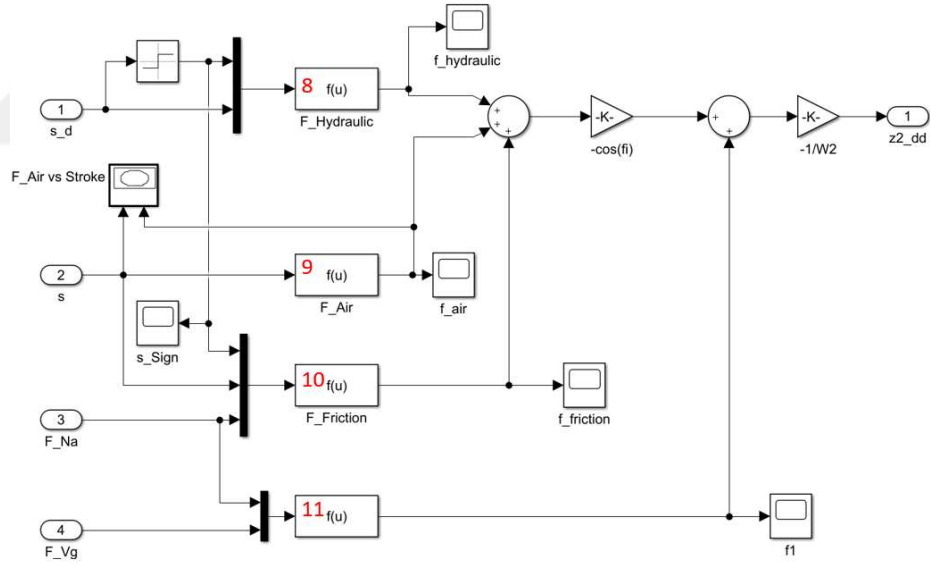
$$\frac{u_2(r_{tire} - u_1)}{I_y} \quad (5.44)$$

$u_1 = z_2$: İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmın dikey yer değiştirmesi

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet



Şekil 5.10 : Sabit menfezli amortisör seviye 1 Simulink modeli.



Şekil 5.11 : Sabit menfezli amortisör seviye 2 Simulink modeli 1 numaralı blok alt seviyesi.

(6) Amortisör yatay kuvveti

$$\left(\frac{W_{tire}}{u_1}\right) C \quad (5.45)$$

u_1 : Omega değeri. Amortisörün dikey eksen ile yaptığı açı.

(7) Yer tepki kuvveti

$$u_2 + \left(m_{prime} \left(\frac{u_1}{d} \right)^r \right) \quad (5.46)$$

u_2 Yer Tepki kuvveti

u_1 Teker deformasyonu

m_{prime} : Newton teker sabiti

d : Teker çapı

r : Lastik sabiti

(8) Hidrolik basıncın oluşturduğu kuvvet

$$\left(\frac{\rho A_h^3 u_2^2}{2 A_n^2 C_d^2} \right) u_1 \quad (5.47)$$

A_h : Hidrolik alan

A_n : Net menfez alanı

C_d : Menfez tahliye sabiti

ρ : Hidrolik yoğunluğu

u_1 : Denklem işareti

u_2 : Strok hızı

(9) Hava basıncının oluşturduğu kuvvet

$$\left(P a_0 A_a \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a u_1} \right)^n \right) \quad (5.48)$$

u_1 : Stroke yer değiştirmesi

$P a_0$: ilk durumdaki birinci bölümdeki hava odasının basıncı

A_a : Hava basınç alanı

V_0 : ilk hız

n : Amortisörlerde hava sıkıştırma işlemi için politropik katsayı

(10) Sürtünme kuvveti

$$\left(abs(u_3) \left((\mu_1 + \mu_2) \frac{l_2 - u_2}{l_1 + u_2} + \mu_2 \right) \right) u_1 \quad (5.49)$$

u_1 : stroke hızı

u_2 : stroke yer değiştirmesi

u_3 : uygulanan dikey kuvvet

μ_1 : birincil rulman için sürtünme katsayısı

μ_2 : ikincil rulman için sürtünme katsayısı

l_1 : tam olarak açılmış iniş takımını için ikincil ve birincil rulman arasındaki mesafe

l_2 : tam olarak açılmış iniş takımını için ikincil rulman ve aks arasındaki mesafe

(11) Sönümlenen kuvvet

$$u_2 - u_1 \sin d(\varphi) - (W_2 g) \quad (5.50)$$

u_2 : Yere etkiyen kuvvet

u_1 : Uygulanan Dikey Kuvvet

W_2 : tekerin ve amortisörün altında kalan kısmın toplam ağırlılığı

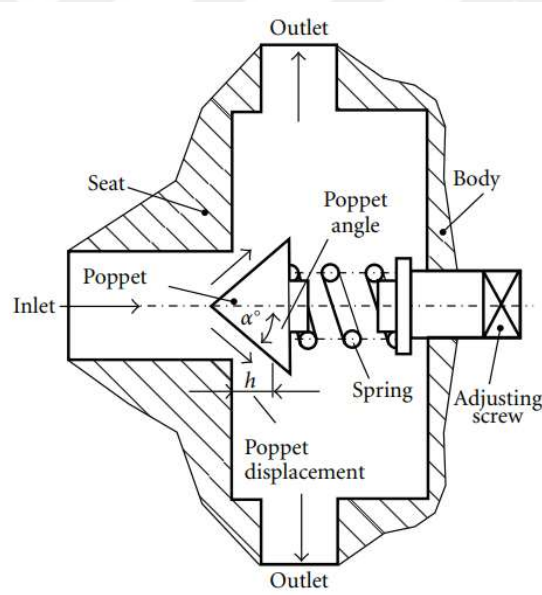
g : yer çekimi ivmesi

5.2.2 Poppet Valfin Simulink Modeline Eklenmesi ve Kullanılan Formüller

Hidrolik valfler, uygulama ve tasarımdaki süreç kontrol valflerdekinden farklıdır. Hidrolik valfler tipik olarak basınçları kontrol etmek için kullanılır ve bu nedenle hızlı açılan tipte özelliklere sahiptir. Çabuk açılan valflerde, tıkaç ve yuva arasında nispeten büyük boşluklara sahip kesik koni şeklinde şekillendirilmiş tapalar kullanılmıştır yada bu valflerde bir poppet diski kullanılmıştır. Durum kontrol valfleri ise doğrusal veya eşit yüzde karakteristikleri nedeniyle sıvı akış hızının hassas kontrolü için kullanılır. Bu tip valflerde genellikle tapa ve yuva arasında küçük boşluklar bulunmaktadır. Bu farklılıklara rağmen, hidrolik valfte jet ayırma ve yeniden bağlama gibi akış olaylarının bir çoğu görülmektedir. Poppet valfi içine geçme tipli bir vanadır. Bu tür valfler için hareketli kısım (poppet), genellikle küresel veya konik bir şekle sahip olabilmektedir. Her zaman, poppet eksene dik bir şekilde hareket etmektedir. Üretim kolaylığı,

minimum sızıntı ve kir partiküllerinin tıkanmasına karşı duyarsızlık gibi poppet valflerle ilişkilerinden dolayı poppetler genel olarak basınç regülatörleri ve tahliye valfleri olarak kullanılmıştır. Bu tip valflerin çalışmaları genelde basit bir şekilde açıklansa da arkasında yatan sistem karmaşıktır. Akışkanın uyguladığı basınç yay kuvvetini dengeler ve sıvının poppet valf ve yatağı arasındaki dairesel geçiş yolundan geçişine izin verir. Şekil 4’de gösterilen poppet valfin genel şemasıdır.

İlk sabit model oluşturulurken kullanılan yöntem burada da geçerlidir. Belirtilen u_i $i = 1, 2, \dots, n$ kadar olan her değer ilgili denklem altında belirtilmiş ve her denklem için yeni bir değişkeni belirtmektedir. Bu sistemin kullanılmasındaki amaç Simulink model üzerinde görülen inputların ve outputların net bir şekilde belirtilmesini sağlamak ve anlam karışıklığını gidermektir.



Şekil 5.12 : Poppet valf şeması [103].

(12) Amortisörün birinci kısmının ivmelenmesi

$$\frac{W_2 u_1 + W(L/W - 1)g + u_2}{W_1} \quad (5.51)$$

W_2 amortisörün ikinci kısmının ağırlığı

L/W taşıma kuvvetinin ağırlığa oranı

g yer çekimi ivmesi

u_2 : Amortisör ikinci kısmının ivmelenmesi

u_1 : İniş takımına etkiyen kuvvet

(13) Sistemi oluşturan toplam kuvvetler

$$F_{tot} = F_{hyd} + F_{pne} + F_f + F_{gnd} \quad (5.52)$$

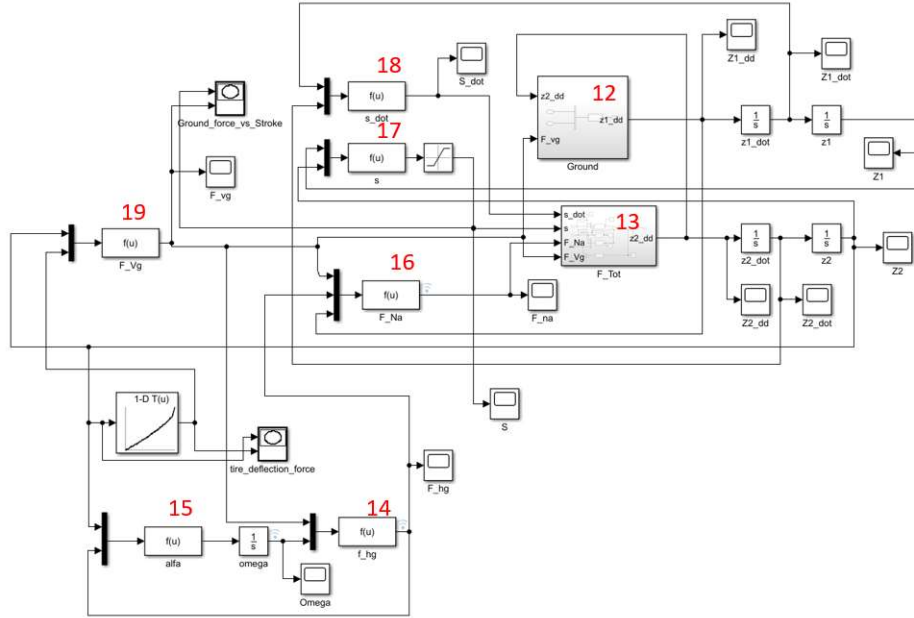
F_{hy} : Hidrolik kuvvet

F_{pne} : Hava basıncı

F_f : Sürtünme kuvveti

F_{gnd} : Sönümlenen kuvvet

Bu alt sistem ikinci ve üçüncü sistem seviyelerini ihtiva etmektedir. Açıklamaları ileriki denklemlerde yapılacaktır.



Şekil 5.13 : Poppet valf seviye 1 Simulink modeli.

(14) Yatay kuvvet

$$\left(\frac{u_2}{w_{tire}} \right) C u_1 \quad (5.53)$$

u_1 : Omega değeri. Amortisörün dikey eksen ile yaptığı açı.

u_2 : Yer tepki kuvveti

w_{tire} : Teker ağırlığı

(15) Alfa

$$\frac{u_2(r_{tire} - u_1)}{I_y} \quad (5.54)$$

$u_1 = z_2$: İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmın dikey yer değiştirmesi

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

(16) Eksene uygulanan dikey kuvvet

$$(sind(\varphi)u_1) - (u_2cosd(\varphi)) + ((W_2)u_3sind(\varphi)) - W_2gsind(\varphi) \quad (5.55)$$

φ : amortisörün dikeyle yaptığı açı

$sind()$: sinüs değerleri için MATLAB üzerinde kullanılan fonksiyondur. Girilen açı değerinin derece olduğu durumlarda istenilen sonucun verilmesi için kullanılmaktadır.

u_1 : Yer kuvveti

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

u_3 ilk teker koyma sırasında birinci kısmın yer değiştirmesi

(17) Stroke değeri

$$\frac{u_1 - u_2}{cosd(\varphi)} \quad (5.56)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk konma durumundan sonra birinci kısmın hızı

(18) Stroke hızı

$$\frac{u_1 - u_2}{cosd(\varphi)} \quad (5.57)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk teker koyma durumundan sonra birinci kısmın hızı

(19) Yer tepki kuvveti

$$u_2 + \left(m_{prime} \left(\frac{u_1}{d} \right)^r \right) \quad (5.58)$$

u_2 Yer Tepki kuvveti

u_1 Teker deformasyonu

m_{prime} : Newton teker sabiti

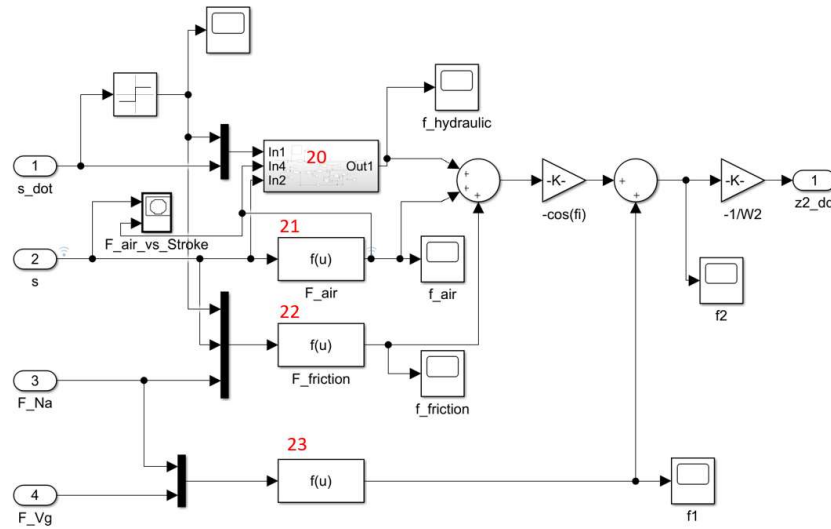
d : Teker çapı

r : Lastik sabiti

(20) Hidrolik kuvvet

$$F_{hyd} \quad (5.59)$$

Hidrolik sistemin uyguladığı kuvvetin poppet valf sistemi ile düzenlendiği ve sisteme uygulanan toplam kuvvetin şiddetinin azaltılıp zamana yayıldığı alt sistem. Sistem içerisinde yapılan hesaplamalar devam eden kısımda verilecektir.



Şekil 5.1 : Seviye 1, 13 numaralı fonksiyon bloğunun seviye 2 alt sistemi.

(21) Havanın oluşturduğu basınç

$$\left(P a_0 A_a \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a u_1} \right)^n \right) \quad (5.60)$$

u_1 : Stroke yer değiştirmesi

$P a_0$: ilk durumdaki birinci bölümdeki hava odasının basıncı

A_a : Hava basınç alanı

V_0 : ilk hız

n : Amortisörlerde hava sıkıştırma işlemi için politropik katsayı

(22) Sürtünme kuvveti

$$\left(\text{abs}(u_3) \left((\mu_1 + \mu_2) \frac{l_2 - u_2}{l_1 + u_2} + \mu_2 \right) \right) u_1 \quad (5.61)$$

u_1 : Stroke hızı

u_2 : Stroke değeri

u_3 : Uygulanan dikey kuvvet

μ_1 : Birincil rulman için sürtünme katsayısı

μ_2 : İkincil rulman için sürtünme katsayısı

l_1 : Tam olarak açılmış iniş takımı için ikincil ve birincil rulman arasındaki mesafe

l_2 : Tam olarak açılmış iniş takımı için ikincil rulman ve aks arasındaki mesafe

(23) Sönümlenen kuvvet

$$u_2 - u_1 \sin d(\varphi) - (W_2 g) \quad (5.62)$$

u_2 : Yere etkiyen kuvvet

u_1 : Uygulanan Dikey Kuvvet

W_2 : tekerin ve amortisörün altında kalan kısmın toplam ağırlığı

g : yer çekimi ivmesi

(24) Hidrolik basıncın oluşturduğu kuvvet

$$\left(\frac{\rho A_h^3 u_2^2}{2 A_n^2 C_d^2} \right) u_1 \quad (5.63)$$

A_h : Hidrolik alan

A_n : Net menfez alanı

C_d : Menfez tahliye sabiti

ρ : Hidrolik yoğunluğu

u_1 : Denklem işareti

u_2 : Strok hızı

(25) Stroke hızına etkiyen poppet valfin ikinci aşamasındaki alan değişimi hesabı

$$An_2 + \frac{(10\pi i)u_1}{10^3} \quad (5.64)$$

(26) Stroke hızına etkiyen poppet valfin birinci aşamasındaki alan değişimi hesabı

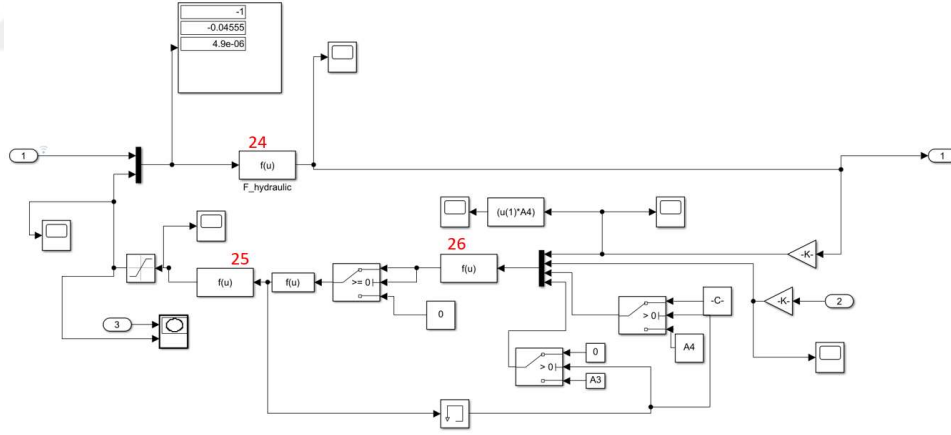
$$((u_1 u_3) - (A_1 + A_2 - u_4)u_2) \quad (5.65)$$

u_1 : Birim yüzey alanına düşen hidrolik basınç değeri

u_2 : Birim yüzey alanına düşen hava basın. değeri

u_3 :Uygulanan kuvvete bağlı olarak poppet valf alanının seçilmesini sağlayan anahtardan gelen değer

u_4 :Sistem üzerinde dolaşan hidrolik basınç değerinin bir önceki zaman diliminde uygulandığı yüzey



Şekil 5.2 : 20 numaralı fonksiyon bloğunun seviye 3 sistem modeli.

5.2.3 Poppet Valfin Rake Açısıyla Modellenmesi

(27) Amortisörün birinci kısmının ivmelenmesi

$$\frac{W_2 u_1 + W(L/W - 1)g + u_2}{W_1} \quad (5.66)$$

W_2 amortisörün ikinci kısmının ağırlığı

L/W taşıma kuvvetinin ağırlığa oranı

g yer çekimi ivmesi

u_2 : Amortisör ikinci kısmının ivmelenmesi

u_1 : İniş takımına etkiyen kuvvet

(28) Sistemi oluşturan toplam kuvvetler

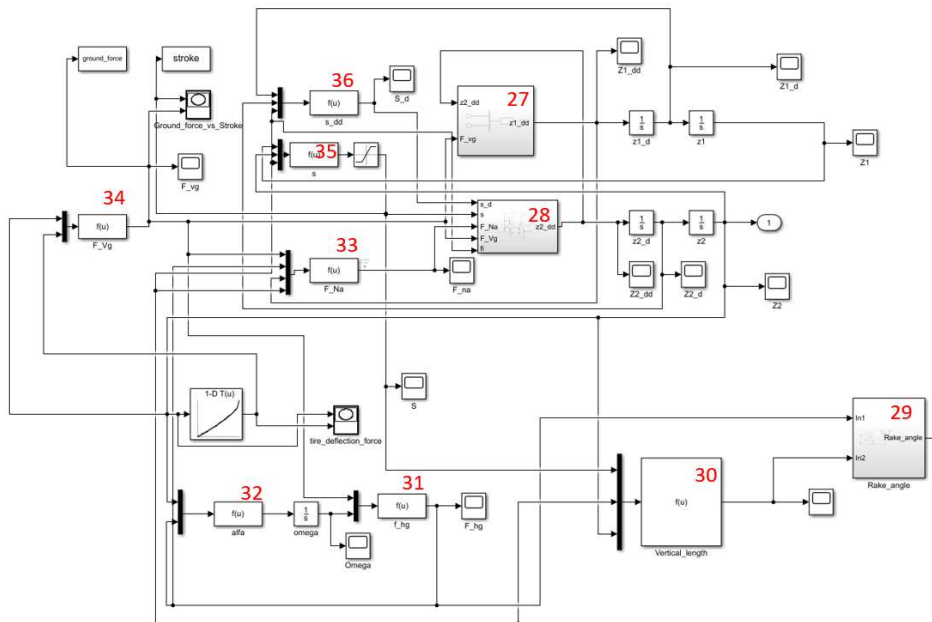
$$F_{tot} = F_{hyd} + F_{pne} + F_f + F_{gnd} \quad (5.67)$$

F_{hyd} : Hidrolik kuvvet

F_{pne} : Hava basıncı

F_f : Sürtünme kuvveti

F_{gnd} : Sönümlenen kuvvet



Şekil 5.3 : Rake açılı poppet valf seviye 1 sistem modeli.

(29) Rake açısı

$$R_{\alpha} \quad (5.68)$$

(30) Dikey uzunluk

$$\left((l_{full_{ext}} - u_1) \right) \cos(u_2) + (r_{tire} - u_3) \quad (5.69)$$

$l_{full_{ext}}$: Amortisörün tam olarak açılmış hali

r_{tire} : Teker yarıçapı

u_1 : Strok değeri

u_2 : Rake açısı

u_3 : İkincil kısmın dikey yer değiştirmesi

(31) Amortisör yatay kuvveti

$$\left(\frac{u_2}{w_{tire}}\right) C u_1 \quad (5.70)$$

u_1 : Omega değeri. Amortisörün dikey eksen ile yaptığı açı.

u_2 : Yer tepki kuvveti

w_{tire} : Teker ağırlığı

(32) Alfa

$$\frac{u_2(r_{tire} - u_1)}{I_y} \quad (5.71)$$

$u_1 = z_2$: İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmın dikey yer değiştirmesi

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

r_{tire} : Teker yarı çapı

(33) Eksene uygulanan kuvvet

$$(sind(\varphi)u_1) - (u_2cosd(\varphi)) + ((W_2)u_3sind(\varphi)) - W_2gsind(\varphi) \quad (5.72)$$

φ : amortisörün dikeyle yaptığı açı

$sind()$: Sinüs değerleri için MATLAB üzerinde kullanılan fonksiyondur. Girilen açı değerinin derece olduğu durumlarda istenilen sonucun verilmesi için kullanılmaktadır.

u_1 : Yer kuvveti

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

u_3 ilk teker koyma sırasında birinci kısmın yer değiştirmesi

(34) Yer tepki kuvveti

$$u_2 + \left(m_{prime} \left(\frac{u_1}{d} \right)^r \right) \quad (5.73)$$

u_1 Teker deformasyonu

u_2 Yer Tepki kuvveti

m_{prime} : Newton teker sabiti

d : Teker çapı

r : Lastik sabiti

(35) Stroke değeri

$$\frac{u_1 - u_2}{\cos d(\varphi)} \quad (5.74)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk konma durumundan sonra birinci kısmın hızı

φ : amortisörün dikeyle yaptğı açı

(36) Stroke hızı

$$\frac{u_1 - u_2}{\cos d(\varphi)} \quad (5.75)$$

u_1 : İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmının dikey hızı

u_2 : İlk teker koyma durumundan sonra birinci kısmın hızı

φ : amortisörün dikeyle yaptğı açı

(37) Hidrolik kuvvet

$$F_{hyd} \quad (5.76)$$

(38) Toplam dikey olarak uygulanan kuvvet

$$-(\cos(fi)u_1) \quad (5.77)$$

u_1 : Toplam Kuvvet

fi : amortisörün dikeyle yaptğı açı

(39) Havanın oluşturduğu basınç

$$\left(P a_0 A_a \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a u_1} \right)^n \right) \quad (5.78)$$

u_1 : Stroke yer değiştirmesi

$P a_0$: ilk durumdaki birinci bölümdeki hava odasının basıncı

A_a : Hava basınç alanı

V_0 : ilk hız

n : Amortisörlerde hava sıkıştırma işlemi için politropik katsayı

(40) Yer ve sistem kuvvetlerinin dikey bileşeni

$$u_2 - u_1 \sin(fi) - (W_2 g) \quad (5.79)$$

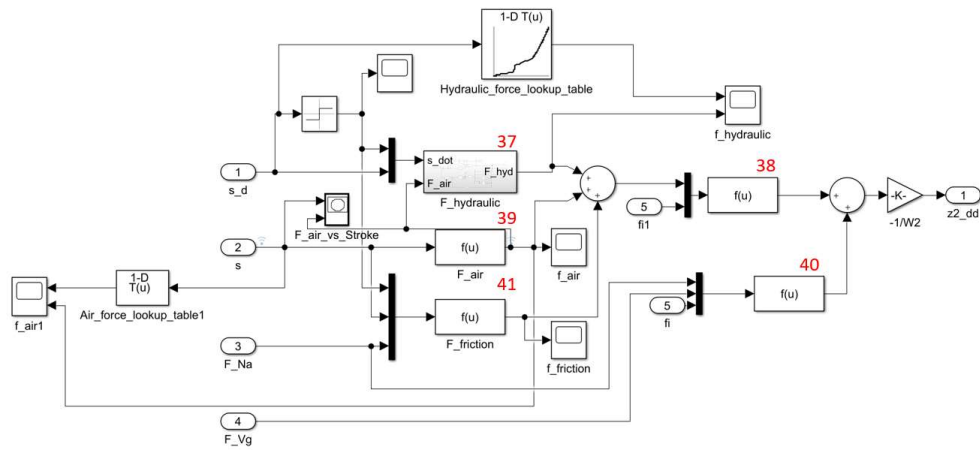
u_1 : F_{Na}

u_2 : F_{Vg}

fi : rake açısı

W_2 : İkincil kısmın ağırlığı

g : Yer çekimi ivmesi



Şekil 5.4 : Rake açılı poppet valf 28. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistemi.

(41) Sürtünme kuvveti

$$\left(abs(u_3) \left((\mu_1 + \mu_2) \frac{l_2 - u_2}{l_1 + u_2} + \mu_2 \right) \right) u_1 \quad (5.80)$$

u_1 : Stroke hızı

u_2 : Stroke değeri

u_3 : Uygulanan dikey kuvvet

μ_1 : Birincil rulman için sürtünme katsayısı

μ_2 : İkincil rulman için sürtünme katsayısı

l_1 : Tam olarak açılmış iniş takımını için ikincil ve birincil rulman arasındaki mesafe

l_2 : Tam olarak açılmış iniş takımını için ikincil rulman ve aks arasındaki mesafe

(42) Hidrolik geri tepme

$$\left(\frac{(\rho A_h^3 u_2^2)}{32xRecoil.Cd_{recoil}^2 * Recoil.orifice_{area}^2} \right) u_1 \quad (5.81)$$

u_1 : Akış hızı

u_2 : Stroke hızı

ρ : Hidrolik sıvı yoğunluğu

A_h^3 : Hidrolik sıvının basınç uyguladığı alan

$Recoil.Cd_{recoil}$: Geri tepme katsayısı

$Recoil.orifice_{area}$: Geri tepme alanı

(43) Hidrolik basıncın oluşturduğu kuvvet

$$\left(\frac{\rho A_h^3 u_2^2}{2A_n^2 C_d^2} \right) u_1 \quad (5.82)$$

A_h : Hidrolik alan

A_n : Net menfez alanı

C_d : Menfez tahliye sabiti

ρ : Hidrolik yoğunluğu

u_1 : Denklem işareti

u_2 : Strok hızı

(44) Poppet kuvveti

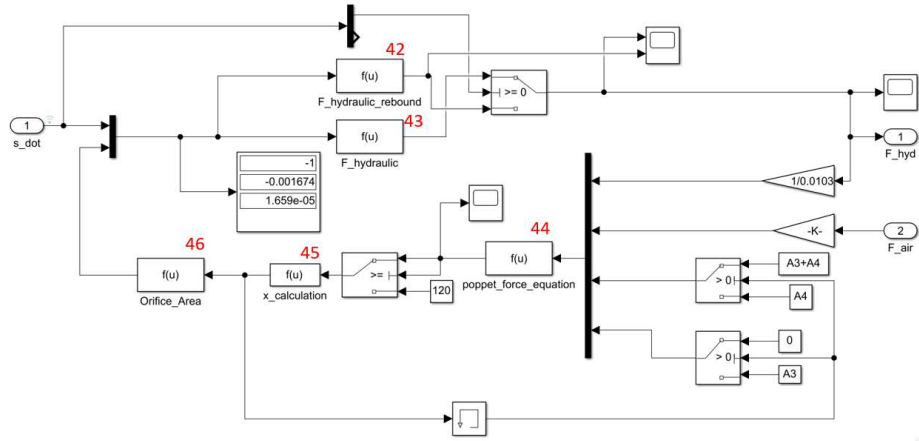
$$((u_1 u_3) - 0.8(A_1 + A_2 - u_4) * u_2) \quad (5.83)$$

u_1 : Hidrolik basınç

u_2 : Hava basıncı

u_3 : Hidrolik Akışın geçtiği yüzey alanı

u_4 : Hava akışının uygulandığı yüzey



Şekil 5.5 : Rake açılı poppet valf 37. Fonksiyon bloğunun 3. Seviye alt sistemi.

(45) Genişliğin hesaplanması

$$\frac{u_1}{322.6 * 10^3} \quad (5.84)$$

u_1 : Poppet kuvveti

(46) Menfez alanı

$$An_2 + \frac{(2\pi(5)) * u_1}{10^3} \quad (5.85)$$

u_1 : Menfez genişliği

(47) Rake alfa

$$\frac{(u_1 u_2) - u_5 - (u_4 u_3)}{I_{Lg}} \quad (5.86)$$

u_1 : Amortisör yatay kuvveti

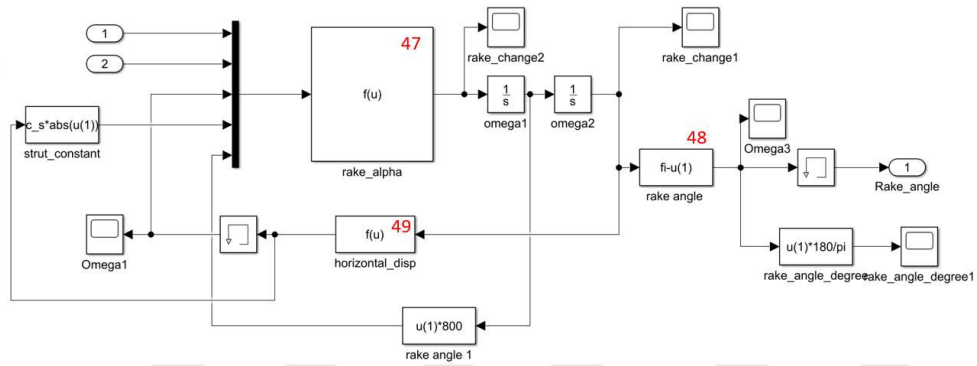
u_2 : Dikey uzunluk

u_3 : Yatay yer değiştirme

u_4 : Dikme sabiti

u_5 : Rake açısı

I_{Lg} : İniş takımının toplam ataleti



Şekil 5.6 : Rake açılı poppet valf 29. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistemi.

(48) Rake açısı

$$f_i - R_\alpha \quad (5.87)$$

f_i : Rake açısı

R_α : Düzeltme açısı

(49) Yatay yer değiştirme

$$\sin(u_1) l_{full_{ext}} \quad (5.88)$$

u_1 : R_α

$l_{full_{ext}}$: Amortisörün tam olarak açılmış hali

5.2.4 Seviye ölçüm pini (metering pin) rake açısıyla modellenmesi ve kullanılan formüller

(50) Amortisörün birinci kısmının ivmelenmesi

$$-\frac{W_2 u_1 + W(L/W - 1)g + u_2}{W_1} \quad (5.89)$$

W_2 amortisörün ikinci kısmının ağırlığı

L/W taşıma kuvvetinin ağırlığa oranı

g yer çekimi ivmesi

u_2 : Amortisör ikinci kısmının ivmelenmesi

u_1 : İniş takımına etkiyen kuvvet

(51) Sistemi oluşturan toplam kuvvetler

$$F_{tot} = F_{hyd} + F_{pne} + F_f + F_{gnd} \quad (5.90)$$

F_{hy} : Hidrolik kuvvet

F_{pne} : Hava basıncı

F_f : Sürtünme kuvveti

F_{gnd} : Sönümlenen kuvvet

(52) Rake açısı

$$R_\alpha \quad (5.91)$$

(53) Dikey uzunluk

$$\left((l_{full_{ext}} - u_1) \right) \cos(u_2) + (r_{tire} - u_3) \quad (5.92)$$

$l_{full_{ext}}$: Amortisörün tam olarak açılmış hali

r_{tire} : Teker yarıçapı

u_1 : Strok değeri

u_2 : Rake açısı

u_3 : İkincil kısmın dikey yer değıştirmesi

(54) Amortisör yatay kuvveti

$$\left(\frac{u_2}{w_{tire}}\right) C u_1 \quad (5.93)$$

u_1 : Omega değeri. Amortisörün dikey eksen ile yaptığı açı.

u_2 : Yer tepki kuvveti

w_{tire} : Teker ağırlığı

(55) Alfa

$$\frac{u_2(r_{tire} - u_1)}{I_y} \quad (5.94)$$

$u_1 = z_2$: İlk teker koyma sonrasında ikinci kısmın dikey yer değıştirmesi

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

r_{tire} : Teker yarı çapı

(56) Eksene uygulanan kuvvet

$$(sind(\varphi)u_1) - (u_2cosd(\varphi)) + ((W_2)u_3sind(\varphi)) - W_2gsind(\varphi) \quad (5.95)$$

φ : amortisörün dikeyle yaptığı açı

$sind()$: Sinüs değeri için MATLAB üzerinde kullanılan fonksiyondur. Girilen açı değeri derece olduğu durumlarda istenilen sonucun verilmesi için kullanılmaktadır.

u_1 : Yer kuvveti

u_2 : Amortisördeki yatay kuvvet

u_3 ilk teker koyma sırasında birinci kısmın yer değıştirmesi

(57) Yer tepki kuvveti

$$u_2 + \left(m_{prime} \left(\frac{u_1}{d}\right)^r\right) \quad (5.96)$$

u_1 Teker deformasyonu

u_2 Yer Tepki kuvveti

m_{prime} : Newton teker sabiti

$$F_{hyd} \quad (5.99)$$

(61) Toplam dikey olarak uygulanan kuvvet

$$-(\cos(fi)u_1) \quad (5.100)$$

u_1 : Toplam Kuvvet

fi : amortisörün dikeyle yaptığı açısı

(62) Havanın oluşturduğu basınç

$$\left(Pa_0 A_a \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a u_1} \right)^n \right) \quad (5.101)$$

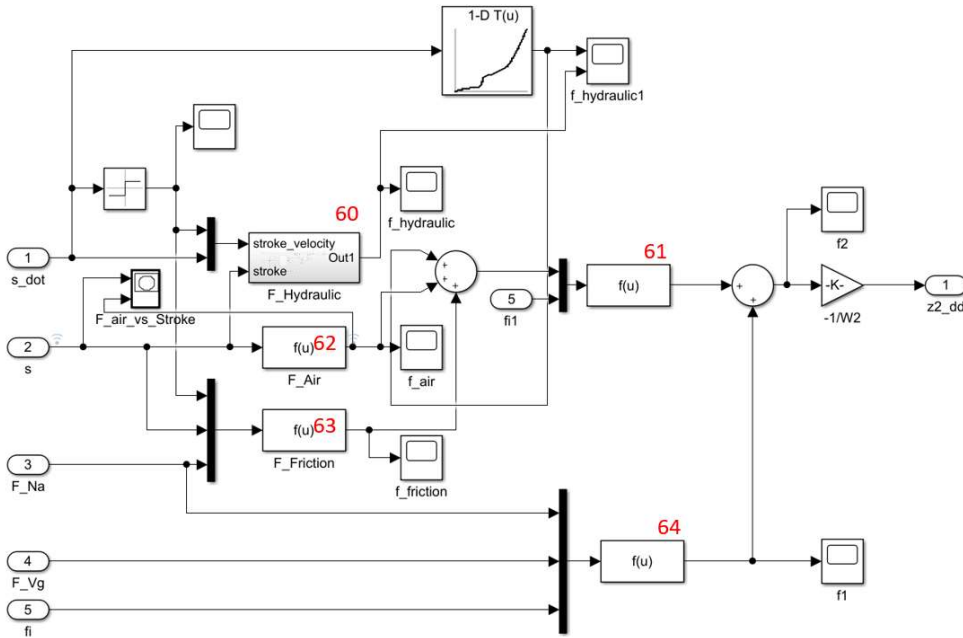
u_1 : Stroke yer değiştirmesi

Pa_0 : ilk durumdaki birinci bölümdeki hava odasının basıncı

A_a : Hava basınç alanı

V_0 : ilk hız

n : Amortisörlerde hava sıkıştırma işlemi için politropik katsayı



Şekil 5.8 : Rake açılı metering pin 50. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistem modeli.

(63) Sürtünme kuvveti

$$\left(abs(u_3) \left((\mu_1 + \mu_2) \frac{l_2 - u_2}{l_1 + u_2} + \mu_2 \right) \right) u_1 \quad (5.102)$$

u_1 : Stroke hızı

u_2 : Stroke değeri

u_3 : Uygulanan dikey kuvvet

μ_1 : Birincil rulman için sürtünme katsayısı

μ_2 : İkincil rulman için sürtünme katsayısı

l_1 : Tam olarak açılmış iniş takımı için ikincil ve birincil rulman arasındaki mesafe

l_2 : Tam olarak açılmış iniş takımı için ikincil rulman ve aks arasındaki mesafe

(64) Yer ve sistem kuvvetlerinin dikey bileşeni

$$u_2 - u_1 \sin(fi) - (W_2 g) \quad (5.103)$$

u_1 : F_{Na}

u_2 : F_{Vg}

fi : rake açısı

W_2 : İkincil kısmın ağırlığı

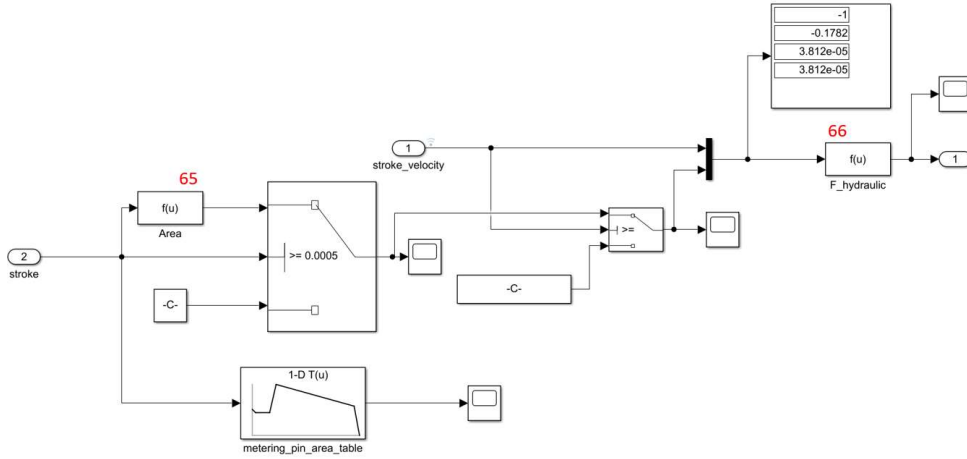
g : Yer çekimi ivmesi

(65) Hidrolik alan

$$\left(-\frac{An_1 - An_2}{0.25} \right) u_1 + 1.2An_1 \quad (5.104)$$

An_1, An_2 : Net menfez alanı

u_1 : Strok değeri



Şekil 5.9 : Rake açılı metering pin 60. Fonksiyon bloğunun 3. Seviye alt sistem modeli.

(66) Hidrolik basıncın oluşturduğu kuvvet

$$\left(\frac{\rho A_h^3 u_2^2}{2 A_n^2 C_d^2} \right) u_1 \quad (5.105)$$

A_h : Hidrolik alan

A_n : Net menfez alanı

C_d : Menfez tahliye sabiti

ρ : Hidrolik yoğunluğu

u_1 : Denklem işareti

u_2 : Strok hızı

(67) Rake alfa

$$\frac{(u_1 u_2) - u_5 - (u_4 u_3)}{I_{Lg}} \quad (5.106)$$

u_1 : Amortisör yatay kuvveti

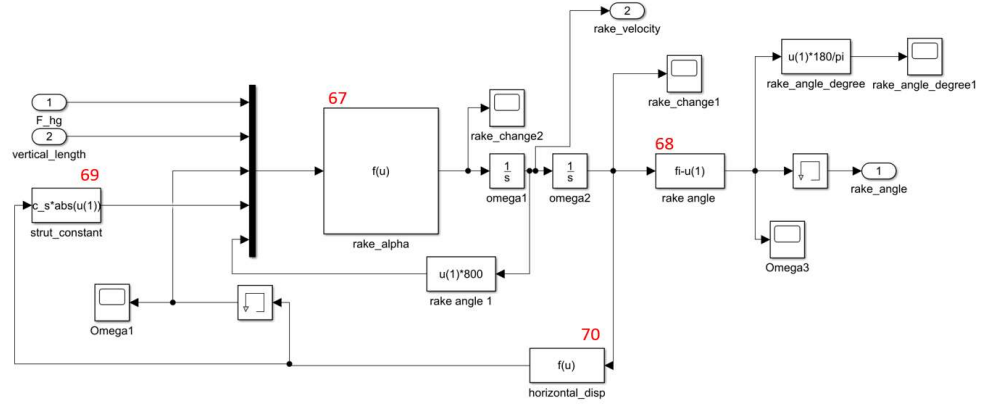
u_2 : Dikey uzunluk

u_3 : Yatay yer değiştirme

u_4 : Dikme sabiti

u_5 : Rake açısı

I_{Lg} : İniş takımının toplam ataleti



Şekil 5.10 : Rake açılı metering pin 52. Fonksiyon bloğunun 2. Seviye alt sistem modeli.

(68) Rake açısı

$$f_i - R_\alpha \quad (5.107)$$

f_i : Rake açısı

R_α : Düzeltme açısı

(69) Dikme sabiti

$$c_s \text{abs}(u_1) \quad (5.108)$$

C_s : Dikme sabiti

u_1 : Yatay yer değiştirme

(70) Yatay yer değiştirme

$$\sin(u_1) l_{full_{ext}} \quad (5.109)$$

u_1 : R_α

$l_{full_{ext}}$: Amortisörün tam olarak açılmış hali



6. SONUÇLAR, KARŞILAŞTIRMA VE GELİŞTİRMELER

6.1 Sonuçlar ve Oluşturulan Modellerin Karşılaştırması

Oluşturulan matematiksel model sonrasında dört adımda bir birikim olarak üzerine ekleme yöntemi ile oluşturulmuş olan simulink modellerinin sonuçları bu bölümde açıklanacaktır. Analiz sonuçları verilirken bir önceki bölümde oluşturulan başlıklarla aynı şekilde devam edilecek bu bölümün son alt başlığında ise dört farklı durumda oluşturulmuş amortisörün karşılaştırmaları yer tepki kuvveti üzerinde yapılacaktır.

Modeller oluşturulurken yapılan varsayımlar şunlardır;

- Lastik deformasyonu lineer kabul edilmiştir ve sonuçlar deneysel verilerden alınmıştır.
- Menfez boşalma değeri sabit kabul edilmiştir.
- Menfez için başlangıç (Birinci Model İçin) doğası ve görülmesini istenildiğinden dolayı sabit kabul edilmiştir.

Bu model oluşturulurken ilk önce deneysel yapılan çalışma ile karşılaştırılmıştır. Burada modelin doğruluğu test edilmiş ve buna bağlı olarak da sistemin güvenilirliği ölçülmüştür. Model uygulanırken simulasyonlar 30 saniyelik zaman dilimi içerisinde yapılmıştır. Bu süreç dört model için de aynı şekilde tanımlanmıştır ve denklem çözme yöntemleri de aynıdır. Başlangıç olarak 0.0 sn bitiş süresi olarak ise 30. Saniye belirlenmiş ve bu aralıktaki süre incelenmiştir. Çözücü türü “variable-step” ve çözücü ise “ODE45” olarak seçilmiş, çözücünün toleransı 10^{-3} olarak ayarlanmıştır.

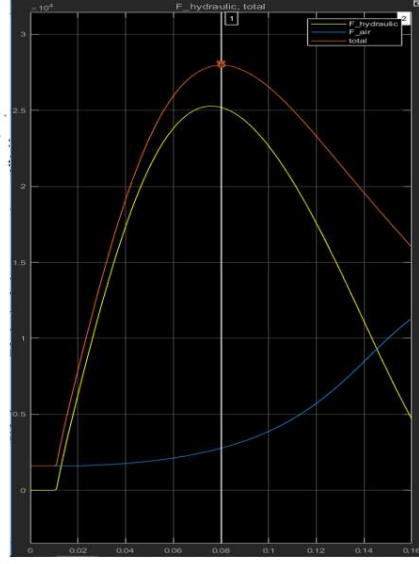
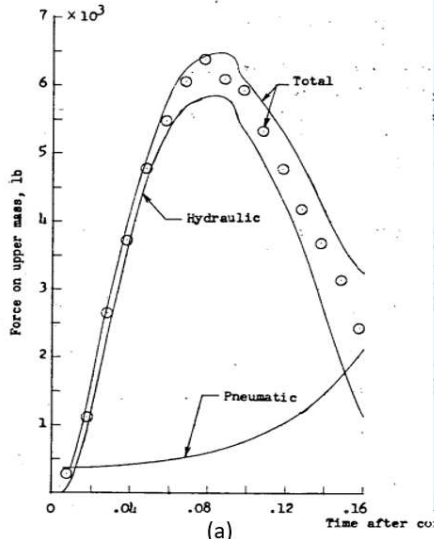
Modelin doğruluğu için yapılan deneyin değerleri şu şekilde verilebilir. Testlerde kullanılan temel ekipman parçası, test örneğinin kontrollü inişini gerçekleştirmek için araçlar sağlayan Langley darbe kitini taşımaktadır. Belirtilen testlerde darbe havzası taşıyıcısı, geleneksel bir sabit iniş takımı test jigiyle aynı şekilde kullanılmıştır. Mekanik olarak simülasyonu için, iniş sırasında bir uçağı tutan kanat taşıma kuvvetleri, sisteme dahil edilen pnömatik silindir ve kam sistemi, darbe sırasında düşen kütle ve iniş takımına sabit bir taşıma kuvveti uygulamak için kullanılmıştır.

Buradaki taşıma kuvveti iniş takımına uygulanan kuvvetle aynı büyüklüğe sahiptir ve 2542 lb.

Yaklaşık ağırlığı 5000 lb olan küçük askeri eğitim uçağında kullanılması için tasarlanan bir iniş takımı kullanılmıştır. Geleneksel bir oleo-pnömatik iniş takımı örneklerindedir. 27 inçlik tekerin ağırlığı 32 poundtur ve iniş takımının toplam ağırlığı 131 pounddur. Burada tezin de ilk modellemesinde gösterilen ve metering pini ve poppet valfi bulunmamaktadır sadece belirli bir oranda menfezi bulunmaktadır. Bu test düzeneğinde ve iniş takımında hidrolik sıvı olarak AN-VV-0366B sıvısı kullanılmıştır. İniş takımını entegre edilen amortisör (şok dikmesi) dik olarak konumlandırılmıştır ancak modeller içerisinde tüm amortisörlerin açılı şekilde konumlandırılabilmesine yönelik çalışma yapılmıştır.

Birinci kısmın dikey ivmelenmesi yağ ile sönmömlenen elektrikli strain-gage akselerometresi kullanılmıştır. Bu sensörün ölçüm aralığı ± 8 g olarak verilmiştir. Sistemde ölçülen veriler, birinci kısmın ivmelenmesi, birinci kısmın kütlesi, ikinci kısmın ivmelenmesi, yer konma noktasının dikey hızı, birinci kısmın darbe esnasında hızı, yer değıştirmesi, ikinci kısmın hızı, yer değıştirmesi, amortisörün strok değeri, amortisörün teleskopik hızı ve yere dokunma sonrası geçen süre kaydedilmektedir.

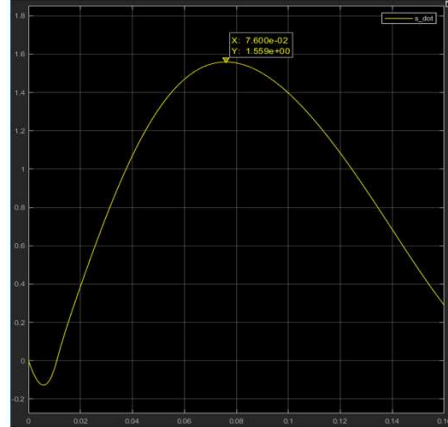
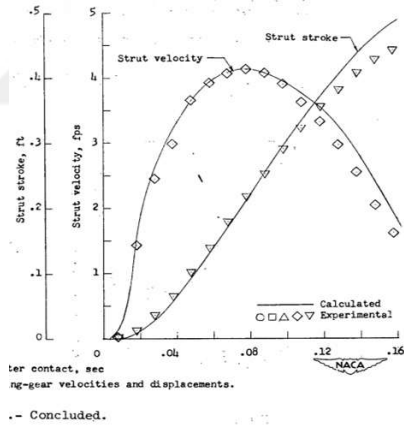
Aşağıda verilecek olan üç çift grafikte soldaki deney sonuçlarını göstermekte sağdaki ise simülasyon sonucunu göstermektedir. Şekil 6.1 :,Şekil 6.2 : ve Şekil 6.3 : sisteme uygulanan kuvvetler, bunların sonuçlarında oluşan dikmedeki ivme ve strok değeri verilmiştir.



(a)

(b)

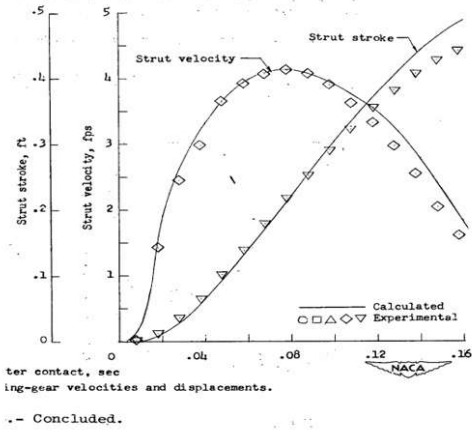
Şekil 6.1 : Birinci kısımdaki hidrolik, pnömatik ve toplam kuvvet (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].



(a)

(b)

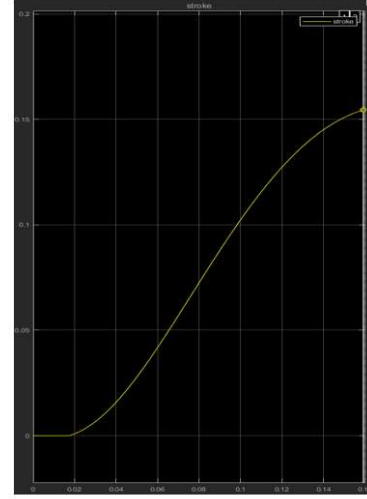
Şekil 6.2 : Amortisör dikme hızı (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].



(a)

02

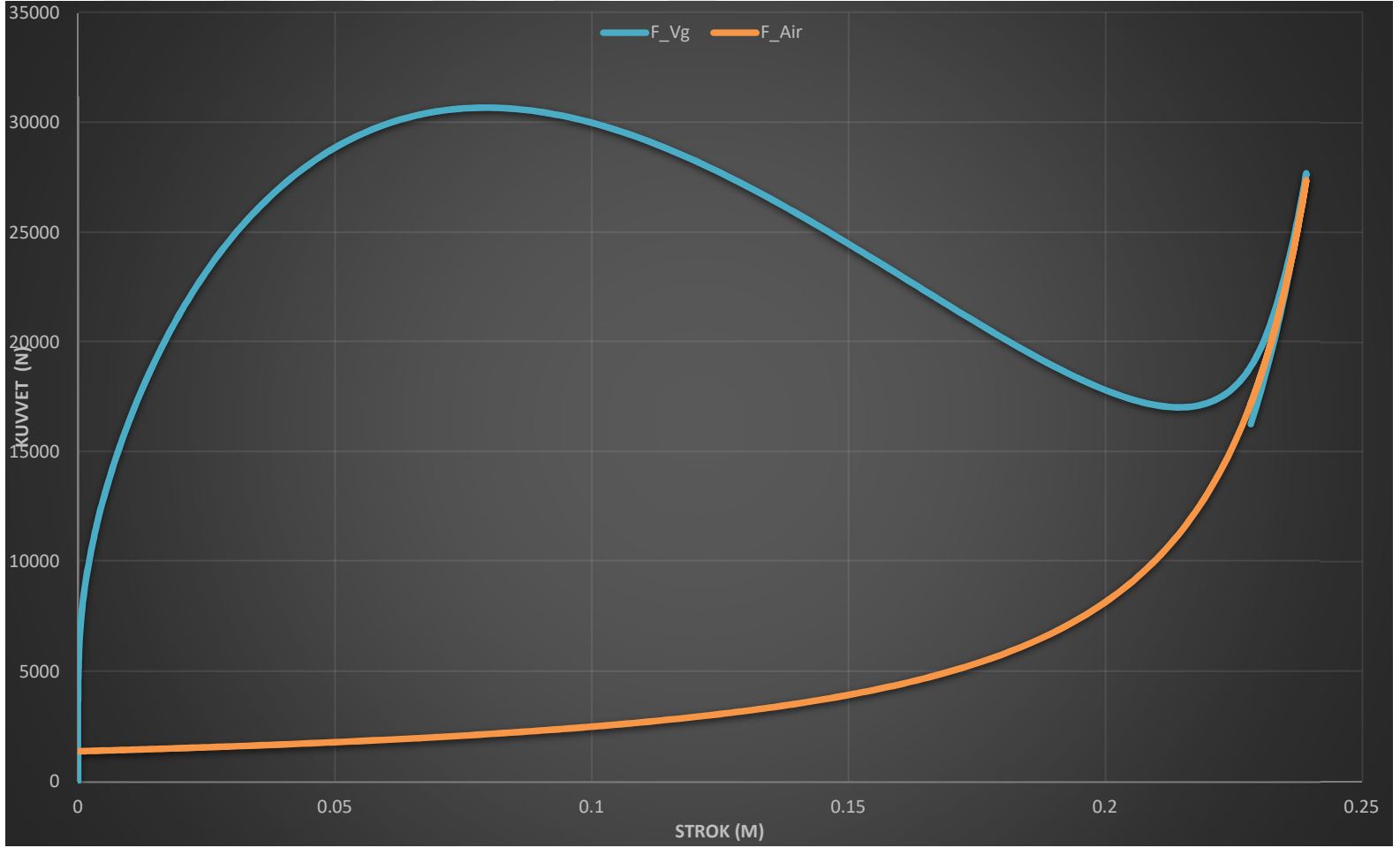
NACA 700



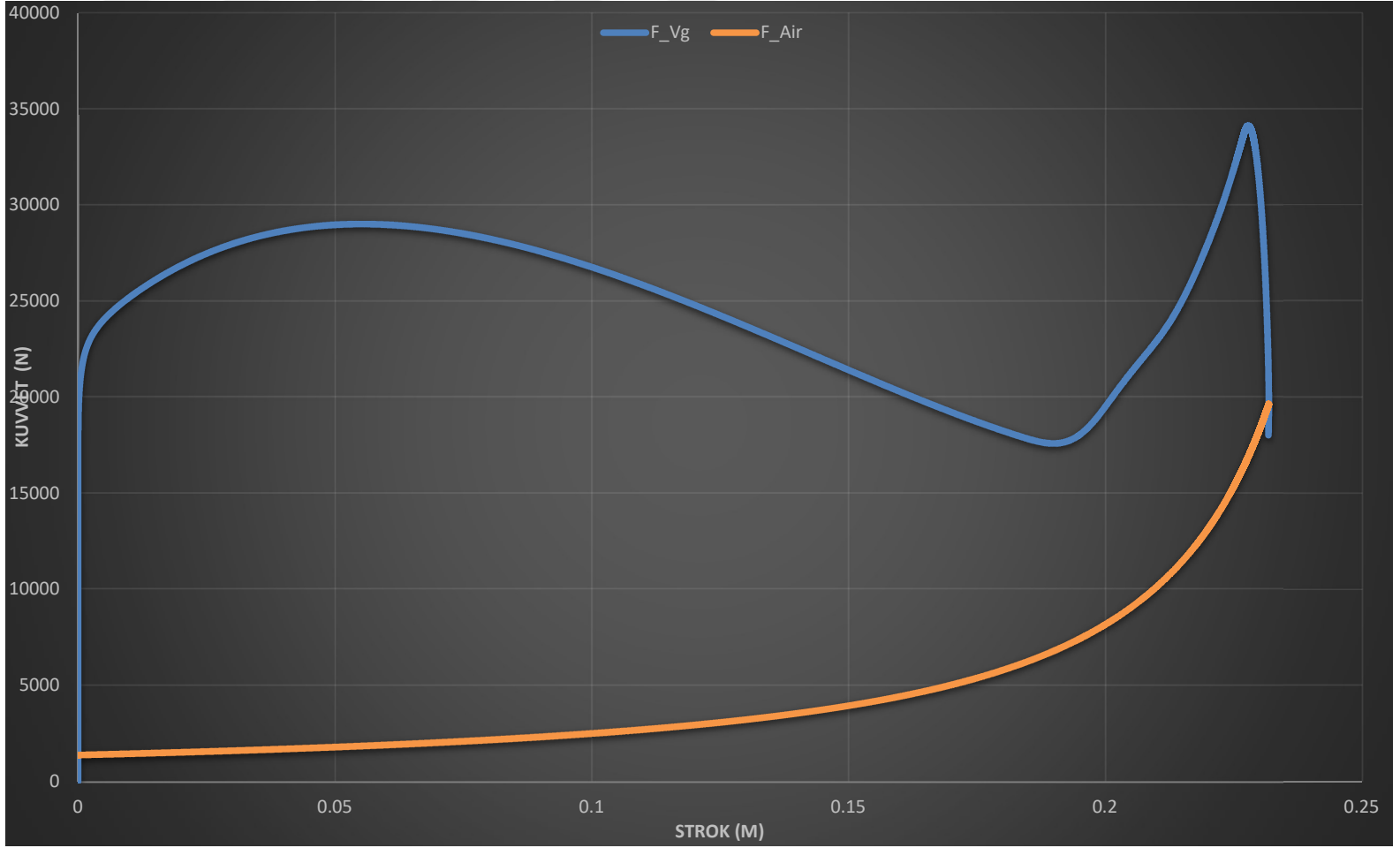
(b)

Şekil 6.3 : Strok değeri (a) deneysel sonuçları (b) simülasyon sonuçları [92].

Yapılan karşılaştırmalara göre sistemin simulink modeli ve test sonuçlarından çıkan değerler birbirlerine yakınlık göstermektedir. Sistemin ilk tasarım aşamasında, bu simulink modelinin güvenilirliği elde edilen sonuçlara göre yeterlilik göstermektedir. Buna bağlı olarak devam eden modellemelerde bu sistem üzerine kurulacaktır. Değişik tasarımlar için ilk aşamada iniş takımlarına uygulanacak toplam kuvvetin tahmininde bu modelleme sistemi kullanılabilir. Ayrıca amortisör sisteminin konumlandırılmasında da büyük doğrulukla sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Bundan sonraki kısımda tezin bir önceki bölümü'nde verilen simulink modelleri için yapılan sıralama kullanılarak analiz sonuçları verilecektir. Oluşturulan simulink modelleri için kullanılan parametreler önceki bölümde verilmiştir.



Şekil 6.4 : Sabit menfez alanlı birinci model için kuvvet strok grafiği.



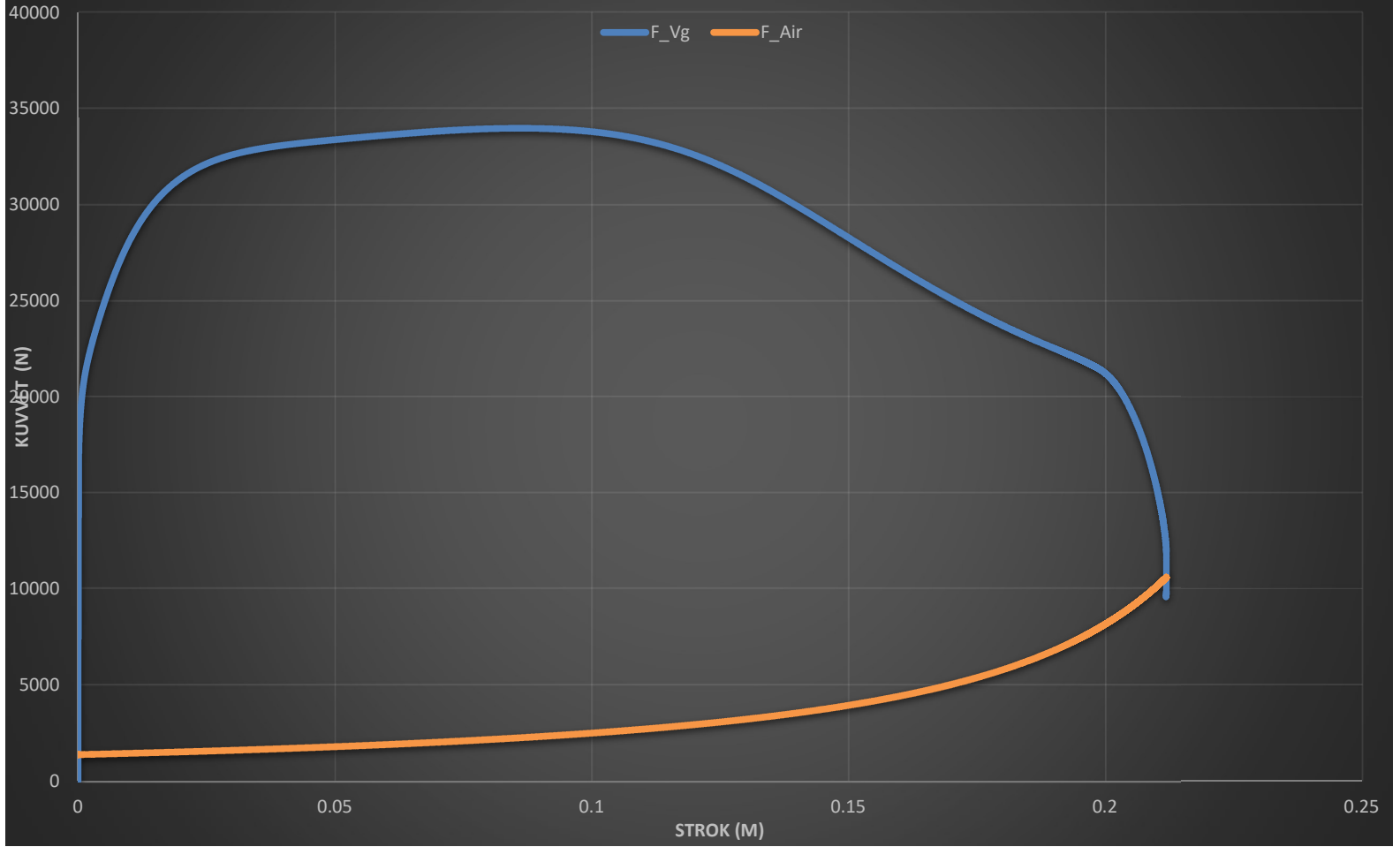
Şekil 6.5 : Poppet valf eklenmiş ikinci model için kuvvet strok grafiği.

Analizler sonucunda elde edilen grafikler yukarıda verilmiştir. Şekil 6.4 :’de verilen grafik sabit menfez alanına sahip bir amortisörün hidroluk sönümlenme ve hava basıncının strok değerine oranını vermektedir. Elde edilen sonuçlarda görülmektedir ki hava basıncı da hidroluk basınç da stroke değeri arttıkça artmaktadır. Ancak bu durumda hava basıncı hidroluk basıncın üzerine çıkmıştır. Bu sistemde yolcu konforu ve sistemin verimliliği değişken yüzey alanına bağlı olarak artacaktır. Sisteme uygulanan basıncın stroke değerine göre yayılım göstermesi yolcu konforu açısından önemlidir.

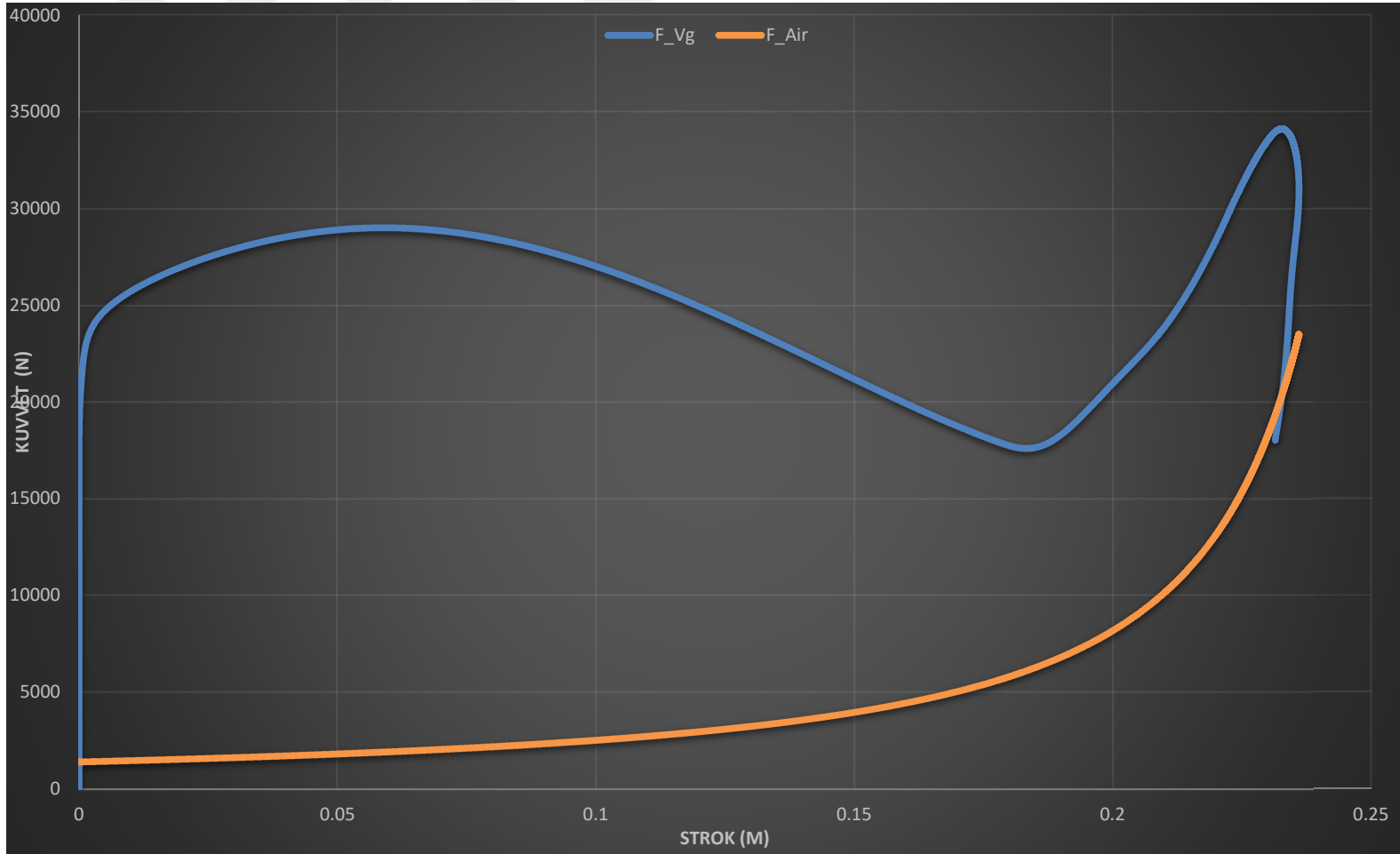
İkinci modelde poppet valfin sistem üzerindeki etkisi görülmüştür ve Şekil 6.5 :’de elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Poppet valf amortisör sistemi için hava basıncını azaltmasına rağmen hidroluk kuvvetin yayılımı için uygun bir sistem olmadığı gözlemlenmiştir. Burada sistemdeki menfezlerin alanları sabit olduğu için akış sabittir. Bu sebepten de sistemde ikincil ve birincil kısımdaki basınç farkları değiştikçe poppet valfin akış geçirgenliğinin yönü değişmektedir. Ancak akış hızı kontrolü sağlanmamaktadır.

Üçüncü modelin analiz sonuçları Şekil 6.6 :’da verilmiştir. Burada sistemdeki poppet valfe Bölüm 2’de verilen valfin menfez kapatma alanının değişken yüzeyi modellenmiştir. Buna bağlı olarak hem azot basıncı azalmış hem de hidroluk basınç strok değeri üzerine yayılmıştır. Burada sabit bir sönümlenme yolcu konforunu artırıcı bir özelliğe sahiptir. Ayrıca uygulanan basıncın büyüklüğüne göre valften geçen akışın hızı artıp azalmaktadır. Burada basıncın artışına göre akış hızı artmakta ve buna bağlı olarak sistemin sönümlenme özelliği artmaktadır. Ters durumda ise akış hızı azalmaktadır ve sönümlenme özelliği azalmaktadır ancak yolcu konforunu etkilememektedir. Bu süreç içerisinde modellenen valfin başında konik formül kullanılabilir. Bu formüle bağlı olarak sistemin sönümlenme katsayısı da hidroluk sıvı yoğunluğunun etkisiyle değişmektedir.

Son modelde ölçüm çubuğunun etkisi analiz edilmiş ve sonuçları verilmiştir. Şekil 6.7 :’de sisteme binen yük ve azot basıncının azaltıldığı model üzerinden gözlemlenmiştir. Ölçüm pininin kullanımında sisteme binen yük azaltılırken sistemin tekrardan damp ettiği gözlemlenmiştir. Ancak sistemdeki sönümlenme seviyesi diğer modellere göre daha düşük olduğundan yolcu konforu ve sistemin bu sönümlenmeyi daha kolay yaptığı gözlemlenmiştir. Bunun sonuc olarak yapısal sistemin hem daha az yük altında çalışması hem de aynı sistemin ömrünün uzamasında etken rol oluşturur.



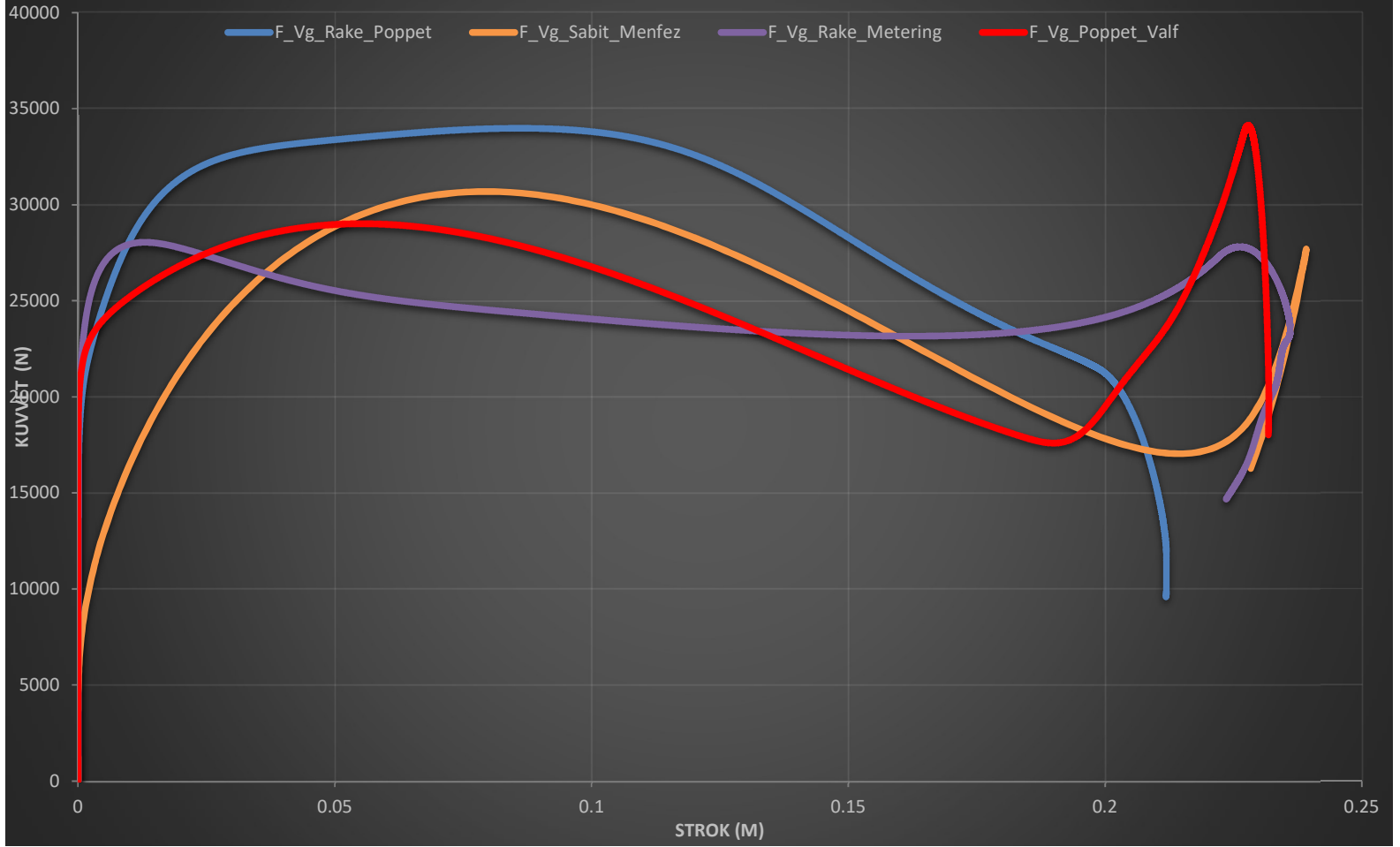
Şekil 6.6 : Rake poppet valf üçüncü model kuvvet strok grafiği.



Şekil 6.7 : Rake metering pin dördüncü model kuvvet strok grafiği.

Şekil 6.8 :’de yük dağılımı görselleştirilmiştir. Burada sistemin üzerine binen yük modellenmiştir. En düşük yük metering pinin olduğu sistemde oluşmuştur. Bunun sebebi ise sisteme uygulanan kuvvetin büyüklüğü arttıkça metering pin açılı olarak menfez alanını daralttığı için strok seviyesi arttıkça menfezden geçen akış hızı artmaktadır. Bu da sistemin sönümlenme etkisini artırmaktadır. Buna bağlı olarak sistem üzerine binen yük strok seviyesine göre dağıtılmaktadır. Burada rake poppet valfin sistemde damp etmeden sönümlenmesi sistemin yolcu konforunu artırırken, yapısal anlamda sistemin daha yüksek kuvvete dayanması gerekmektedir. Bu da sistemin ağırlığının artırılmasına sebep olacaktır.





Şekil 6.8 : Oluşturulan dört model için de kuvvet strok değeri karşılaştırması.

6.2 Geliştirmeler

6.2.1 İniş takımlarının geleceği

Gelecekteki iniş takımı tasarımında ve geliştirilmesinde yüksek mukavemetli malzemeler, aktif sönümlenme sistemleri ve doğru yük tahmin teknikleri kullanılacaktır. Aktif sönümlenme sistemi, materyal yorulmasının çok önemli bir sebebi olduğundan, taksi yüklerini azaltmayı amaçlamaktadır. Taksi hasarlarının, ticari uçaklardaki toplam hasarın yarısına yakın olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca gelecekte birçok bileşen için kompozit malzemelerin kullanımının artması bekleniyor. Tahrik sistemi tasarımında, "daha fazla elektrik" veya "tamamı elektrik" kavramları, sızıntı ve yanıcılık sorunları ile bilinen hidrolik tahrikin yerine ivme kazanmaya başlamıştır. Elektrikli tahrik sistemleri, eski hidrolik çalıştırma sistemlerinin yerini alacak kadar rekabetçi hale geldiği gözlemlenmektedir. Karbon kompozit fren malzemeleri radyal lastikler gibi gelişmiş bir teknoloji haline geldi ve gelecekteki iniş takımlarında yaygın olarak kullanılacağı öngörülmektedir. Ayrıca, teşhis ve analizler için entegre durum yönetim sistemleri, daha dayanıklı ve enerji tasarruflu yeni nesil akıllı sensörler kullanılarak ve sürekli bakım felsefesine yöneleceği düşünülmektedir. Büyük veri teknolojileri, gelişmiş analiz teknikleri ve araçları, daha fazla bilgi sağlayan operasyon ve bakım verilerinin elde edilmesine ve yeniden kullanılmasına yardımcı olacaktır. Bu gelişmeler, bakım ve işletme maliyetlerini önemli ölçüde azaltmaya yardımcı olacağı düşünülmektedir. Helikopterlerde kullanım için çarpmaya dayanıklı iniş takımları, bir çarpışmadan kaynaklanan büyük miktarda enerjiyi sönümlemede de ek zorluklar çıkarmaktadır. Bu, menfez deliklerini ve oleo'daki ek bölmeleri içerir.

Çizelge 6.1 : Geliştirmelerde karşılaşılabilecek sorunlar.

Teknoloji	Ağırlık	Hacim	Performans	Ömür	Fiyat	Geliştirme Süresi
Sevk ve idare etme dümeni için elektronik kontrol sistemi			X	X	X	
Elektrikli aktivasyon sistemi			X	X	X	
Elektrik kontrollü kaydırma önleyici frenleme yönetim sistemi			X	X	X	
Hidromekanik kitleme sistemi			X	X	X	
Radyal lastikler	X		X	X	X	
Ultra güçlü metalik malzemeler	X	X				
Gelişmiş kompozit teknolojisi	X		X	X	X	
Korozyona dayanıklı malzeme ve Epoksi baslı yalıtım				X	X	
Durum gözetimi	X		X	X	X	
Bilgisayar simülasyonu	X	X	X	X	X	X
Bilgisayar destekli ve bilgi tabanlı mühendislik teknolojisi	X	X	X		X	X

İniş takımı tasarımında gelecek tasarım trendleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Malzeme seçimi → Ultra yüksek dayanıma sahip metalik malzemeler, gelişmiş kompozit teknolojisi, radyal lastikler, karbon kompozit fren diskleri
- Tasarım → 3-D modelleme ve tasarım, simülasyon, sanal prototip, bilgi tabanlı mühendislik
- Sistemler → Elektrikli tahrik sistemi, Elektronik kontrol
- Analiz → Sonlu elemanlar analizi, yorulma ve hasar tolerans analizleri
- Test → Veri toplamada ve sensörlerde gelişmiş doğruluk oranı
- Bakım → Ömür durum izlenmesi, kablosuz sensör ağı, RFID teknolojisi
- Güvenilirlik → Sahadan gelen bilgi doğrultusunda doğru arıza oranı

Minimum ağırlık, minimum hacim, yüksek performans, iyileştirilmiş ömür ve düşük yaşam döngüsü maliyeti ile iniş takımı tasarlama gereksinimleri, iniş takımı tasarımcıları ve uygulayıcıları için hep sorun olmuş konulardır. Ayrıca, tüm güvenlik ve düzenleme gerekliliklerini karşılarken iniş takımı tasarım ve geliştirme döngüsü süresinin azaltılması da önemli bir parametredir. İniş takımı tasarımı ve geliştirilmesinin zorluklarını karşılamak için yıllar boyunca birçok teknoloji geliştirilmiştir. Bu teknolojiler yıllar içinde gelişmiş ve mevcut iniş takımı sisteminde yaygın olarak kullanılmıştır ve gelecekte var olan teknolojiler daha da ileri taşınarak ve yeni teknolojiler gelişmeye devam ederek kullanılacaktır. Uçaklar için gelecekteki iniş takımı tasarımı, konfigürasyon tasarımı, malzeme kullanımı, tasarım ve analiz yöntemlerinde birçok yeni zorluk oluşturacağı beklenmektedir. Bu zorluklar; gelişmiş teknolojiler, malzemeler, analiz yöntemleri, süreçler ve üretim yöntemleri kullanılarak güvenliğin tüm düzenleyici gerekliliklerine uyulmasıyla karşılanabilecektir. İşlevsel simülasyon uygulanarak ve tasarım araçları oluşturularak geliştirme süresi ve maliyeti önemli ölçüde azaltılır. Aktif sönümlenme kontrolü, elektrik sistemleri, yüksek mukavemetli malzemeler, kompozitler ve teknolojilerin yanı sıra CAX, KBE ve ömür durum takip teknolojileri kullanımı önümüzdeki günlerde iniş takımı tasarımını yönlendirecektir.

6.2.2 Tezin sonuçlari ve geliştirilmesi

Tez sonucunda ulaşılan veriler basit bir iniş takımı için üretilecek olan amortisör tasarımının ilk aşamasında sistemin darbe sönümlemesi hakkında, stroke değeri hakkında ve sisteme uygulanacak toplam, hidrolik, hava ve sürtünme kuvvetleri hakkında genel bilgi verebilecek seviyededir.Sistem üzerine eklenebilecek farklı matematiksel modellemelerle örneğin teker deformasyon modeli, iniş takımı silindirlerinin yapısal modeli, iniş takımı kinematiği, iniş takımı hidrolik ve pnömatik sistem kontrol mekanizması ve benzeri modellemelerle sistem hakkında üretim ve konsept tasarım öncesi kaba taslak bir fikir sahibi olunabilir.

Ayrıca menfez matematiksel modellemesinde menfez alanının hidrolik basıncı ve menfez boşaltma katsayısını belirlediğinden şekil en iyilemesi yapılarak sistemin en verimli şekilde çalışması sağlanabilir. Seviye ölçüm pini olan metering pin eğri şeklinin formülasyonu ve en iyilemesi çıkarılarak sistem üzerine binen yükün büyüklüğüne göre sistemin sahip olduğu sönümleme süresi ve sönümleme gücü kontrol edilebilir hatta en iyilenebilir.



KAYNAKLAR

- [1] **Sadraey, M. H.** (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.
- [2] **Kundu, A. K.** (2010). *Aircraft design* (Vol. 27). Cambridge University Press.
- [3] **Currey, N. S.** (1988). *Aircraft landing gear design: principles and practices*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [4] **Raymer, D. P.** (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc, Washington, DC.
- [5] **Salvano, D. P.** (2010). *Aircraft Safety Certification*. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.
- [6] **Anderson, J. D.** (1999). *Aircraft performance and design*.
- [7] **Url-7** <https://www.videoblocks.com/video/passenger-plane-on-final-approach-for-landing-in-a-crosswind-video-fullhd-4oz55iqrgimky53y6>
- [8] **Fitzpatrick R.,** (2010) *Newtonian Dynamics*, 3rd edition.
- [9] **Federal Aviation Regulations**, Parts 23 and 25.
- [10] **Url-10** <http://gallica.bnf.fr/ark:/12148/btv1b8433366m/f32.item>>, date retrieved 27.12.2016
- [11] **Url-11** <http://www.modelairplanenews.com/blog/2015/06/01/workshop-build-alongsopwith-camel-part-26-bungees-and-bracing/>>, date retrieved 27.12.2016
- [12] **Url-12** <http://thevintageaviator.co.nz/projects/se-5a-reproduction/se5a-walk-around?page=0%2C1>> , date retrieved 27.12.2016
- [13] **Url-13** <https://www.flickr.com/photos/landoni/2925190288>>, date retrieved 27.12.2016
- [14] **Url-14** Chant C., *A Century of Triumph: The History of Aviation*, Simon & Schuster, p. 109, New York, USA, 201
- [15] **Roskam, J.** (2000). *Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic. Thrust and Power Characteristics*, DARcorporation, Lawrence, Kansas, USA.
- [16] **Heerens, N. C.** (2014). *Landing gear design in an automated design environment*.
- [17] **Url-17** <https://images.app.goo.gl/ZYcsR4Ms1WrVYvCK8>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [18] **Url-18** <https://images.app.goo.gl/65EqmMBGDj5cYE9y5>>, Erişim tarihi 24.03.2020

- [19] **Url-19** < <https://images.app.goo.gl/yWViiRFJxFwL2cb38>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [20] **Url-20** < <https://images.app.goo.gl/TT3PqRjsiVFjkAAfA>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [21] **Url-21** < <https://images.app.goo.gl/hgoX6NUWui1KmsKx6>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [22] **Url-22** < <https://images.app.goo.gl/pLpaGt91tuDDWarh9>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [23] **Url-23** < <https://images.app.goo.gl/ikhP33Dt6s4X3J4t9>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [24] **Url-24** < <https://images.app.goo.gl/fkfG5sKqCuTzPr517>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [25] **Çetinkaya, B.** (2017). Eğitim Uçuşları, İniş takımları Tasarımında Kritik Parametrelerin Belirlenmesi (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [26] **Url-26** < <https://images.app.goo.gl/wY7wyCJaKDtöfun68>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [27] **Url-27** < <https://images.app.goo.gl/TeiiBZiqteedStpN8>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [28] **Url-28** < <https://images.app.goo.gl/rx5JRwU6Unuyorv4A>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [29] **Url-29** < <https://images.app.goo.gl/FPq7TRXsqfS38kpaA>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [30] **Url-30** < <https://images.app.goo.gl/Qdz9XioGzAM4bMWC7>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [31] **Url-31** < <https://images.app.goo.gl/xoCfw9hhX2SAN1Sf8>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [32] **Url-32** < <https://images.app.goo.gl/1GBZJedCZDwgF8fcA>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [33] **Url-33** < <https://images.app.goo.gl/46gvLf12UtsqPqpTA>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [34] **Url-34** < <https://images.app.goo.gl/mrt1ADny6iPMjoY58>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [35] **André, S.** (2013). Optimization of Valve Damping.
- [36] **Heerens, N. C.** (2014). Landing gear design in an automated design environment.
- [37] **Van Ginneken, P.** (2016). Development of an optimization framework for landing gear design.
- [38] **Stépan, G.** (1991). Chaotic motion of wheels. *Vehicle System Dynamics*, 20(6), 341-351.
- [39] **Zhu, S., Tong, M., & Xu, J.** (2008, October). Design of an adaptive shock absorber of landing gear and preliminary analysis on taxiing

performance. In *2008 Asia Simulation Conference-7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing* (pp. 114-118). IEEE.

- [40] **Sinha, Sourav & Gupta, Siddharth Raj & Prasad, Siddharth & Bansal, Ronit & Maurya, Ritesh.** (2017). Designing of an aircraft based on preliminary mission requirement. 10.13140/RG.2.2.20782.82241.
- [41] **Heininen, A. A.** (2015). *Modelling and simulation of an aircraft main landing gear shock absorber* (Master's thesis).
- [42] **Dixon, J. C.** (2008). *The shock absorber handbook*. John Wiley & Sons.
- [43] **Khani, M.** (2010). *Magneto-rheological (MR) damper for landing gear system* (Doctoral dissertation, Concordia University).
- [44] **Evans, P., Perhinschi, M., & Mullins, S.** (2010, August). Modeling and simulation of a tricycle landing gear at normal and abnormal conditions. In *AIAA modeling and simulation technologies conference* (p. 7618).
- [45] **Url-45** <https://0-search-proquest-com.divit.library.itu.edu.tr/?accountid=11638>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [46] **Erdem, M.** (1995). *Burun tekerlekli hafif nakliye uçağı iniş takımı ön tasarımı ve boyutlandırılması: HD 19 için bir uygulama* (Master's thesis, Anadolu Üniversitesi).
- [47] **Taplak, H.** (1996). *F-16 burun iniş takımının pist pürüzlülüğüne karşı davranışının analizi* (Doctoral dissertation, Dissertation). Erciyes Üniversitesi.
- [48] **Gündoğdu, E.** (1996). *İki kişilik hafif askeri eğitim uçağı burun iniş takımı* (Doctoral dissertation).
- [49] **Keskin, Z.** (1996). *İki Kişilik Hafif Askeri Eğitim Uçağı Ana İniş takımı* (Doctoral dissertation, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- [50] **Altun, C.** (2002). *Uçakların iniş takımları tasarımında dikkat edilecek hususlar* (Doctoral dissertation, Dissertation). Eskişehir Osmangazi Üniversitesi.
- [51] **Tatçı, Ö. Y.** (2003). *Design and analysis of landing gear of a transport aircraft* (Doctoral dissertation).
- [52] **Tugay, B. G.** (2009). *Bir insansız hava aracının kompozit iniş takımının tasarımı, üretimi ve testleri* (Doctoral dissertation, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- [53] **Yazgaç, D.** (2011) İniş kızıklarının helikopter yer rezonans etkisi. (Tez) İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [54] **Atabay, E.,** (2012) Dynamics of a landing gear mechanism. (Doctoral dissertation). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [55] **Yıldırım, O.,** (2014) İnsansız model helikopterlerin iniş takımlarının düşme testlerinin deneysel ve sayısal analizleri. (Tez) Gazi Üniversitesi.

- [56] **Yıldız, M.**, (2015) Effects of active landing gear on the attitude dynamics of a quadrotor. (Tez) Atılım Üniversitesi
- [57] **Balta, H.**, (2016) Uçak iniş takımının MR damperle yarı aktif bulanık mantıklı kontrolü. (Tez) Yıldız Teknik Üniversitesi.
- [58] **Küpeli, E.**, (2017) Eğitim uçağının iniş takımlarının esnek çoklu cisim dinamiği ile dayanımının incelenmesi. (Tez) İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [59] **Alkan, M.**, (2018) Bir uçağın kanat ve sabit iniş takımı aerodinamik ilişkisinin iki boyutlu incelenmesi. (Tez) Eskişehir Osmangazi Üniversitesi.
- [60] **Özülkü, E.**, (2018) Giriş gecikmeli politropik belirsizlik içeren uçak iniş takımı sistemi için dayanıklı L2 kazançlı kontrolör tasarımı. (Tez) Yıldız Teknik Üniversitesi.
- [61] **Karabacak, E.**, (2018) Uçakların iniş takımı süspansiyonlarının yarı aktif adaptif kontrolü. (Tez) Yıldız Teknik Üniversitesi.
- [62] **COALE, C. W.** (1954). *Analysis Of Landing Gear Impact Including The Effects Of Wheel Spinup* (Order No. 0007490). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (301977902). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/301977902?accountid=11638>
- [63] **Walton, D.** (1974). *An investigation of the soft ground rolling resistance of aircraft landing gear using model techniques* (Order No. U406265). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1817297804). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1817297804?accountid=11638>
- [64] **Simpson, M. N.** (1988). *The application of semi-active control technology to aircraft landing gear* (Order No. 27704768). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2312322812). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2312322812?accountid=11638>
- [65] **Vu, K. T.** (1989). *Advances in optimal active control techniques for aerospace systems; application to aircraft active landing gear* (Order No. 8926454). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (303682080). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/303682080?accountid=11638>
- [66] **Baumann, J. A.** (1992). *Aircraft landing gear shimmy* (Order No. 9239687). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (304011499). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/304011499?accountid=11638>
- [67] **Lindsley, N. J.** (1999). *A new tire model for aircraft landing gear dynamics* (Order No. 9925146). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (304492221). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/304492221?accountid=11638>
- [68] **Besselink, I. J. M.** (2000). *Shimmy of aircraft main landing gears* (Order No. C804311). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (304670142). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/304670142?accountid=11638>
- [69] **Chen, C.** (. (2006). *Research on hardware-in-loop virtual lab platform of retractable landing gear system* (Order No. H135715). Available from

- ProQuest Dissertations & Theses Global. (1025011985). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1025011985?accountid=11638>
- [70] **Fan, J. (. (2007).** *Application of acoustic emission techniques on flight landing gear fatigue tests* (Order No. H391484). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1026900509). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1026900509?accountid=11638>
- [71] **Baxter, M. (2007).** *Damage assessment by acoustic emission (AE) during landing gear fatigue testing* (Order No. U585200). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1373279794). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1373279794?accountid=11638>
- [72] **Greenland, B. J. (2007).** *Resolution of indeterminate landing gear structure design* (Order No. EC53651). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (304702782). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/304702782?accountid=11638>
- [73] **Long, S. H. (2007).** *Active control of shimmy oscillation in aircraft landing gear* (Order No. MR28942). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (304796606). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/304796606?accountid=11638>
- [74] **Boorsma, K. (2008).** *Aeroacoustic control of landing gear noise using perforated fairings* (Order No. U510877). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (898748968). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/898748968?accountid=11638>
- [75] **Majko, D. J. (2008).** *Modeling, analysis and testing of a semi-active control system for landing gear applications* (Order No. EP32018). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (877727659). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/877727659?accountid=11638>
- [76] **Wang, X. M. (2009).** *Research on landing gear hydraulic loading measurement system based on pxi bus* (Order No. 10399293). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1870008607). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1870008607?accountid=11638>
- [77] **Liu, J. (2011).** *Study of unsteady and massively separated flows past rudimentary landing gear using des-type methods* (Order No. 10515743). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1870397351). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1870397351?accountid=11638>
- [78] **Zhu, W. (2011).** *Research on mechanism reliability for extending-retracting mechanism and steering mechanism of an aircraft landing gear* (Order No. 10553418). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1875044941). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1875044941?accountid=11638>
- [79] **Knowles, J. (2012).** *Continuation analysis of landing gear mechanisms* (Order No. 10065474). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1779551169). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1779551169?accountid=11638>

- [80] **Fasano, V.** (2012). *Evaluating dynamic 'landing gear unsafe' auditory alerts as a defense against habituation* (Order No. 1552154). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1501447726). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1501447726?accountid=11638>
- [81] **Howcroft, C.** (2013). *A bifurcation and numerical continuation study of aircraft main landing gear shimmy* (Order No. 10065020). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1784057570). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1784057570?accountid=11638>
- [82] **Van Mierlo, K.** (2014). *Computational analysis of the flow field and noise radiation of a generic main landing gear configuration* (Order No. 10115028). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1792787646). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1792787646?accountid=11638>
- [83] **Chekiri, R.** (2014). *Experimental aeroacoustic study of a landing gear in the unsteady flow induced by a propeller* (Order No. 1561523). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1562523537). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1562523537?accountid=11638>
- [84] **Chekiri, R.** (2014). *Experimental aeroacoustic study of a landing gear in the unsteady flow induced by a propeller* (Order No. 10158345). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1889178076). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1889178076?accountid=11638>
- [85] **Alroqi, A. A.** (2017). *Investigation of the heat and wear of aircraft landing gear tyres* (Order No. 10670773). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (1947638191). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/1947638191?accountid=11638>
- [86] **Premachandran, S.** (2017). *Advanced computational modelling for aircraft landing gear unsteady aerodynamics* (Order No. 10958501). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2083755068). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2083755068?accountid=11638>
- [87] **Wang, M.** (2017). *High-order numerical investigations into landing gear wheel noise* (Order No. 11010713). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2130070016). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2130070016?accountid=11638>
- [88] **Wu, K. S.** (2019). *An integrated model for thermal analysis of an aircraft landing gear bogie pivot pin* (Order No. 13427618). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2202970504). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2202970504?accountid=11638>
- [89] **Tran, T. H.** (2019). *Landing-gear impact response: A non-linear finite element approach* (Order No. 27680217). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2313355239). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2313355239?accountid=11638>

- [90] **Coskun, O.** (2019). *An experimental study of the nose landing gear noise with emphasis on the steering actuators, torque link and tow hook* (Order No. 27540775). Available from ProQuest Dissertations & Theses Global. (2318149948). Retrieved from <http://160.75.22.2/docview/2318149948?accountid=11638>
- [91] **Hadekel, R.** (1940). Shock Absorber Calculations. *The Aircraft Engineering*, 19(7), 71-73.
- [92] **Milwitzky, B., & Cook, F. E.** (1953). *Analysis of landing-gear behavior* (No. NASA-1154). NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION WASHINGTON DC.
- [93] **Yadav, D., & Ramamoorthy, R. P.** (1991). Nonlinear landing gear behavior at touchdown.
- [94] **Daniels, J. N.** (1996). A method for landing gear modeling and simulation with experimental validation.
- [95] **Horta, L. G., Daugherty, R. H., & Martinson, V. J.** (1999). Modeling and validation of a Navy A6-Intruder actively controlled landing gear system.
- [96] **Newton, I.** (1848). 1687 Philosophiae naturalis principia mathematica. *Reg. Soc. Praeses, London*, 2, 1-4.
- [97] **Rızaoğlu, E., Sünel, N.,** (1999) Klasik Mekanik.
- [98] **Moran, J. M., & Shapiro, N. H.** (1988). *Fundamental of Engineering Thermodynamics*. New York: John Willey & Son.
- [99] **Daniels, J. N.** (1996). A method for landing gear modeling and simulation with experimental validation.
- [100] **McGehee, J. R., & Carden, H. D.** (1976). A mathematical model of an active control landing gear for load control during impact and roll-out.
- [101] **Abell, J.** (2016). MATLAB and SIMULINK. Simulating Dynamic Systems.
- [102] **Url-102** <<https://images.app.goo.gl/LGHbcQdawgMw4fkW8>>, Erişim tarihi 24.03.2020
- [103] **Dixon, J. C.** (2008). *The shock absorber handbook*. John Wiley & Sons.



ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad : Süleyman Murat Köroğlu
Doğum Tarihi ve Yeri : 16.02.1994
E-Mail : smuratkoroglu@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık Uzak Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2017 yılının son 6 ayında Altidynamics Firması'nda Uçak Mühendisi olarak kariyerine başladı
- 2018-2019 yıllarında 18 ay boyunca İstanbul Teknik Üniversitesi'nde Uçak ve Uzak Bilimleri Fakültesi'nde Araştırma Görevlisi olarak araştırmalarına devam etti.
- 2019 - Günümüz TUSAŞ şirketinde Test Mühendisi olarak görev yapmakta.

PATENTLER:

- **Körpe, D.S. ve diğerleri.** 2017. Bir İnsansız Hava Aracı – App. No. 2017/15298 Doc. No. 2017-GE-407326

KONFERANS VE YAYINLAR:

- **Koroglu, S.M., & Ozkol, I.** (2019). optimization of an Airfoil Characteristics to Minimize the Turn Radius of a Small Unmanned Aerial Vehicle. *2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 67-73.