T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER İNİŞ TAKIMLARININ DİNAMİK ANALİZİ

Ahmet ÖVEN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Teorisi ve Kontrol Programı

Danışman

Doç. Dr. Cihan DEMİR

Temmuz, 2024

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER İNİŞ TAKIMLARININ DİNAMİK ANALİZİ

Ahmet ÖVEN tarafından hazırlanan tez çalışması 18.07.2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Makine Teorisi ve Kontrol Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Cihan DEMİR
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Cihan DEMİR, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Semih SEZER, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Yasin KARAGÖZ, Üye
İstanbul Medeniyet Üniversitesi _____

Danışmanım Doç. Dr. Cihan DEMİR sorumluluğunda tarafımca hazırlanan "Helikopter İniş Takımlarının Dinamik Analizi" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Ahmet ÖVEN

İmza

Bu kıymetli çalışmayı;

Osmanlı İmparatorluğu ve Türkiye Cumhuriyeti Hava Şehitlerine,

Irak Cephesi & Kut'ul Amare Savaşı Şehidi Büyük Dedem Mustafa oğlu İbrahim(GÜN)'e ithaf etmekle birlikte

Kıymetli Aileme Sevgilerimi sunuyor

Dedem Ahmet GÜN ve Ananem Hanife GÜN'ü hayırla yad ediyorum.

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım esnasında kıymetli desteğini esirmeyen ve muhtelif konularda ufkumu açıp beni yönlendiren Kıymetli Hocam Sn. Doç. Dr. Cihan DEMİR'e, yaptığımız akademik çalışmalar ve Matlab desteğiyle yardımlarını esirgemeyen Değerli Dostlarım Fatih ŞENEL ve Hüseyin BALTA'ya ve kendi hangarlarındaki Kızaklı ve Lastik tekerlekli tip helikopterlerinin analiz ve ölçümleri için bana kapılarını açan Genel Havacılık Firması Sahibi Nedim SÜLYAK Beyefendi'ye ve Değerli Çalışanları Sn. Hakan AKPINAR, Sn. Orhan YAVAŞ ve Sn. Rebi ÖKE'ye tarafımı onore eden nazik destekleri için teşekkürlerimi arz ediyor ve bu vesileden istifade ile en kalbi hissiyatımla hürmetlerimi sunuyorum.

Ahmet ÖVEN

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii
KISALTMA LİSTESİ ix
ŞEKİL LİSTESİ x
TABLO LİSTESİ xv
ÖZET xvi
ABSTRACT xviii
1 GİRİŞ 1
1.1 Helikopter Tanımı 1
1.2 Literatür Araştırması 4
1.3 Tezin Kapsamı ve Amaçları 6
2 HELİKOPTER TARİHÇESİ 7
2.1 Tarihsel Gelişim 7
3 HELİKOPTER UÇUŞ FİZİĞİ VE MEKANİĞİ 17
3.1 Kanat Yapısı 17
3.2 Bir Helikopter'in Component'leri(Bileşenleri) 20
4 HELİKOPTER TİTREŞİMLERİ 22
4.1 Helikopter Titreşimlerine Genel Bakış 23
5 HELİKOPTER ÖLÇÜLERİ VE TEKNİK ÖZELLİKLERİ 25
5.1 Kızaklı Tip Helikopter …….. 25
5.2 Lastik Tekerlekli Tip …….25
5.3 Kızaklı Tip Helikopter 2 ……...26
5.4 Lastik Tekerlekli Helikopter Ölçüleri……27
5.5 Kızaklı Tip Helikopter Ölçüleri…….…….30
6 MATEMATİKSEL MODELLEME VE TEK VE İKİ SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ 33
6.1 Modelleme Yaklaşımları 33
6.1.1 Konsept Tam Model Senaryosu 33
6.1.2 İki Serbestlik Dereceli Modelleme 35
6.1.3 Tek Serbestlik Dereceli(TSD) Modelleme 36
6.1.4 Kaldırma Kuvveti ve Hız 37
6.2 Nümerik Simülasyonlar 40

6.2.1 Kalkış..... 40
6.2.1.1 Kızaklı Tip Helikopterin Dinamik Analizi 40
6.2.1.2 İki Serbestlik Dereceli Lastik Tekerlekli Tip Helikopterin Dinamik Analizi 44
6.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları 50
7 MATEMATİKSEL MODELLEME VE ÜÇ SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ 53
7.1 Modelleme Yaklaşımları 53
7.1.1 Kızaklı Tip Üç Serbestlik Dereceli Tam Model Tasarımı..... 53
7.2 Nümerik Simülasyonlar 55
7.2.1 Kalkış..... 55
7.2.1.1 Kızaklı Tip Helikopterin Gecikme Zamanına göre Dinamik Analizi 55
7.2.1.2 Kızaklı Tip Helikopterin Genliğe göre Dinamik Analizi..... 61
7.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları……71
8 MATEMATİKSEL MODELLEME VE ALTI SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ 74
8.1 Modelleme Yaklaşımları 74
8.1.1 Lastik Tekerlekli Helikopter Altı Serbestlik Dereceli Tam Model Tasarım..... 74
8.2 Nümerik Simülasyonlar 77
8.2.1 Lastik Tekerlekli Helikopter Taksi Senaryosu ve Dinamik Analizi..... 77
8.2.2 Lastik Tekerlekli Helikopter İniş ve Taksi Senaryosu ve Dinamik Analizi..... 81
8.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları…..……...…...……95
9 SONUÇ 99
KAYNAKÇA 102
EK A 105
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 106

SİMGE LİSTESİ

k_3	Ana lastik yay katsayısı(N/m)
c_3	Ana lastik sönüm katsayısı(Ns/m)
k_{s2}	Arka sol iniş takımı süspansiyon yay katsayısı(N/m)
k_{s3}	Arka sağ iniş takımı süspansiyon yay katsayısı(N/m)
c_{s2}	Arka sol iniş takımı süspansiyon sönüm katsayısı(Ns/m)
c_{s3}	Arka sağ iniş takımı süspansiyon sönüm katsayısı(Ns/m)
u_{g2}	Arka sol iniş takımı için yol girişi
u_{g3}	Arka sağ iniş takımı için yol girişi
c_{t2}	Arka sol tekerlek sönüm katsayısı(Ns/m)
c_{t3}	Arka sağ tekerlek sönüm katsayısı(Ns/m)
k_{t2}	Arka sol tekerlek yay katsayısı(N/m)
k_{t3}	Arka sağ tekerlek yay katsayısı(N/m)
b	Arka iniş takımlarının ağırlık merkezinden mesafesi(m)
y_1	Düşey yer değiştirme(m)
y_2	Düşey yer değiştirme(m)
y_3	Düşey yer değiştirme(m)
u_1	Düşey yer değiştirmeler(m)
u_2	Düşey yer değiştirmeler(m)
u_3	Düşey yer değiştirmeler(m)
ρ	Hava yoğunluğu(kg/m3)
m_1	Helikopter gövde kütlesi(kg)
m_2	Helikopter iniş takımları(kg)
V	Hız(m/s)
α	Hücum açısı
a	İvme(m/s2)
CL	Kaldırma katsayısı
L_f	Kaldırma kuvveti(N)
Q	Kafa vurma açısal yer değişimi
Q	MR Damper Kuvveti(N)
F_{MR}	MR Kuvveti(N)
u_{g1}	Ön iniş takımı için yol girişi

k_{s1}	Ön iniş takımı süspansiyon yay katsayısı(N/m)
c_{s1}	Ön iniş takımı süspansiyon sönüm katsayısı(Ns/m)
k_{t1}	Ön tekerlek yay katsayısı(N/m)
c_{t1}	Ön tekerlek sönüm katsayısı(Ns/m)
c_2	Sağ lastik sönüm katsayısı(Ns/m)
k_2	Sağ lastik yay katsayısı(N/m)
e	Sağ iniş takımının ağırlık merkezine mesafesi(m)
d	Sol iniş takımının ağırlık merkezine mesafesi(m)
k_1	Sol lastik yay katsayısı(N/m)
c_1	Sol lastik sönüm katsayısı(Ns/m)
S	Toplam kanat alanı(m2)
u	Uçak düşey yer değiştirme hareketi(m)
q	Uçak kafa vurma hareketi
p	Uçak yalpalama hareketi
I_{xx}	X eksenindeki atalet momenti(kgm2)
I_{yy}	Y eksenindeki atalet momenti(kgm2)
β	Yalpa açısal yer
g	Yer çekimi ivmesi(m/s2)
t	Zaman(s)
I_{zz}	Z eksenindeki atalet momenti(kgm2)

KISALTMA LİSTESİ

ASD	Altı Serbestlik Dereceli
CG	Ağırlık Merkezi
İSD	İki Serbestlik Dereceli
TSD	Tek Serbestik Dereceli
ÜSD	Üç Serbestlik Dereceli

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Helikopter'e etki eden ağırlık ve kuvvetler……1
Şekil 1.2 Kaldırma katsayısı ve hücum açısı grafiği……..……...2
Şekil 1.3 Eksenlerdeki hareketler……..…….....3
Şekil 2.1 Helikopterin tarihi……..…… 8
Şekil 2.2 Da Vinci Tasarımı……..……..… 8
Şekil 2.3 George Cayley Tasarımı……..……..….. 9
Şekil 2.4 Wright kardeşlerin tasarımları…….……...…..……9
Şekil 2.5 Paul Cornu tasarımı……...…….. 10
Şekil 2.6 Paul Cornu tasarımı……...…….10
Şekil 2.7 Elhammer tasarımı……...…….. 11
Şekil 2.8 Elhammer tasarımı……..…..…… 11
Şekil 2.9 P-K-Z tasarımı……..……. 12
Şekil 2.10 La Cierva C1 tasarımı……...……... 13
Şekil 2.11 La Cierva C6 tasarımı……...……... 13
Şekil 2.12 Foche Achgelis tasarımı……..…… 14
Şekil 2.13 Foche Achgelis Fa. 284 tasarımı…..……... 14
Şekil 2.14 Igor Skorsky……. 15
Şekil 2.15 Igor Skorsky tasarımı……... 15
Şekil 2.16 İlk uçuş motoru…… 16
Şekil 3.1 Helikoptere etki eden kuvvetler……..……..... 18
Şekil 3.2 Kanat profili……..……...……..…… 19
Şekil 3.3 Kanat basınç farkı……..……...……...…….. 19
Şekil 3.4 Kanat basınç noktası……..……...……...…….. 20
Şekil 3.5 Helikopterin bileşenleri……. 20
Şekil 3.6 Şematik diyagram……..…… 21
Şekil 3.7 Ana ve kuyruk rotorunun dişli sistemi……... 21
Şekil 4.1 Kauçuk ve metal arasındaki titreşim farkı……..…….. 22
Şekil 4.2 Dinamik bir sistemdeki frekans yanıtı & absorber farkı……... 23
Şekil 4.3 Titreşim ve hızlanma……..……..……. 23
Şekil 4.4 Yıllara göre gövde titreşim seviyesi……..…. 24
Şekil 5.1 Kızaklı tip helikopter……...……..…… 25

Şekil 5.2 Lastik tekerlekli tip helikopter…… 26
Şekil 5.3 Kızaklı tip helikopter 2…… 26
Şekil 5.4 Gövde ölçüleri…….. 27
Şekil 5.5 Helikopter…… 27
Şekil 5.6 Tekerlekler arası ölçüm…… 28
Şekil 5.7 Tekerlek süspansiyon sistemi…… 28
Şekil 5.8 Gövde ölçüleri…… 30
Şekil 5.9 Helikopter…… 30
Şekil 5.10 Helikopter altı ve zemin mesafesi…… 31
Şekil 5.11 Kızaklar arası mesafe…… 31
Şekil 5.12 Kızaklar arası mesafe …… 31
Şekil 6.1 Helikopter konsept tam model…… 33
Şekil 6.2 Konsept tam model bileşenleri ve tanımlamaları…… 34
Şekil 6.3 Lastik tekerlekli tip helikopter modeli…… 34
Şekil 6.4 Lastik tekerlekli tip iki serbestlik dereceli matematiksel modelleme… 35
Şekil 6.5 Kızaklı tip helikopter modeli…… 35
Şekil 6.6 Kızaklı tip tek serbestlik dereceli matematiksel modelleme…… 36
Şekil 6.7 Kaldırma katsayısı ve hücum açısı grafiği…… 39
Şekil 6.8 Helikopter kaldırma kuvveti…… 39
Şekil 6.9 Kızaklı tip sistem simulink modeli…… 40
Şekil 6.10 Kaldırma katsayısı ve konum…… 40
Şekil 6.11 Kaldırma katsayısı ve konum…… 41
Şekil 6.12 Kütle hızı ve zaman…… 42
Şekil 6.13 Kütle hızı ve zaman…… 42
Şekil 6.14 Kütle hızı ve zaman…… 43
Şekil 6.15 Lastik tekerlekli sistem simulink modeli(Denklem 6.4'e göre[2])….. 44
Şekil 6.16 Kaldırma katsayısı ve konum…… 44
Şekil 6.17 Lastik tekerlekli sistem simulink modeli(m=0)…… 45
Şekil 6.18 Kaldırma kuvveti ve zaman…… 45
Şekil 6.19 Damper kuvveti ve konum…… 46
Şekil 6.20 Damper kuvveti ve konum…… 46
Şekil 6.21 Hız ve kaldırma kuvveti…… 47
Şekil 6.22 Lastik tekrlekli sistem simulink modeli(v=85)…… 47
Şekil 6.23 Kaldırma katsayısı ve konum…… 48
Şekil 6.24 Kaldırma katsayısı ve konum…… 48

Şekil 6.25 Hız ve kaldırma kuvveti…….…….. 49
Şekil 6.26 Kanat üzerindeki kararlılık bölgeleri…..…….. 50
Şekil 7.1 Kızaklı tip helikopter modeli……..……...……..….. 53
Şekil 7.2 İniş takımları…….……. 54
Şekil 7.3 Kızaklı tip sistem simulink modeli……..……..…… 55
Şekil 7.4 Kızaklı tip iniş takımları modeli(kızak ile arka ve ön ayaklar)……..… 56
Şekil 7.5 Ayakların 0.sn'deki gecikme zamanı(dengeli hali)……... 57
Şekil 7.6 Ayakların 0.sn'deki ve notmal kütledeki titreşimi(dengeli hali)…….... 57
Şekil 7.7 Kütle 2200-3000 kg durumundaki titreşim……..... 58
Şekil 7.8 Helikopter gövde yer değiştirme hareketi…….. 58
Şekil 7.9 Yalpa hareketindeki konum……...…… 59
Şekil 7.10 Kafa vurma hareketindeki konum……...……..... 59
Şekil 7.11 Eksenler ve hareketler……..…… 60
Şekil 7.12 Yarım sinüs…….…… 61
Şekil 7.13 Yarım sinus blok diyagramı……..… 61
Şekil 7.14 Sistem blok diyagramı…….…… 62
Şekil 7.15 Yalpa hareketindeki hız……..…..….. 62
Şekil 7.16 Kafa vurma hareketindeki hız…….…… 63
Şekil 7.17 Gövde konum……...…… 63
Şekil 7.18 Gövde hız……...…….. 64
Şekil 7.19 Gövde konum……..……...….. 64
Şekil 7.20 Gövde hız…… 65
Şekil 7.21 Kafa vurma hareketindeki hız……...…….….. 65
Şekil 7.22 Yalpa hareketindeki hız…….……...… 66
Şekil 7.23 Blok diyagramı……..…….. 66
Şekil 7.24 Genlik değeri(0.04m)……..... 67
Şekil 7.25 Genlik değeri(0.02m)……...…… 67
Şekil 7.26 Gövde konum……..……...…….…….. 68
Şekil 7.27 Gövde konum……...……..… 68
Şekil 7.28 Gövde ivme ……..…….…… 69
Şekil 7.29 1.Senaryo optimizasyon…….….. 69
Şekil 7.30 2.Senaryo optimizasyon…….…….. 70
Şekil 7.31 3. Senaryo optimizasyon…….…. 70
Şekil 8.1 Lastik tekerlekli tam helikopter modeli……..……..……..... 74
Şekil 8.2 Eksen bazında hareketler…….…….. 75

Şekil 8.3 Yol girişi…….….. 77
Şekil 8.4 Gövde konum……..……...…… 77
Şekil 8.5 Gövde zaman değerleri……..…… 78
Şekil 8.6 Gövde hız ……...……... 78
Şekil 8.7 Gövde ivme……...……. 78
Şekil 8.8 Ön tekerlek konum…….……...…. 79
Şekil 8.9 Ön tekerlek zaman değerleri…….……. 79
Şekil 8.10 Arka sağ tekerlek konum……..……...… 79
Şekil 8.11 Arka sağ tekerlek zaman değerleri…….…….….80
Şekil 8.12 Arka sol tekerlek konum.……...……...…… 80
Şekil 8.13 Arka sol tekerlek zaman değerleri……..….. 80
Şekil 8.14 Matlab simulink genel modeli……. 81
Şekil 8.15 Yol girişi blok diyagramı……...…….…. 82
Şekil 8.16 Ana tekerlek & yarım sinus girişi…… 82
Şekil 8.17 Kaldırma kuvveti blok diyagramı……..….. 82
Şekil 8.18 Kütle blok diyagramı…….….. 83
Şekil 8.19 Kaldırma kuvveti……...……...… 83
Şekil 8.20 Fonksiyon blokları……...…… 84
Şekil 8.21 Sol tekerlek yol girişi……...…… 84
Şekil 8.22 Sağ tekerlek yol girişi…….. 85
Şekil 8.23 Normal k,c değerlerine göre gövde konum(Tablo 5.1)……... 85
Şekil 8.24 Normal k,c değerlerine göre hız(Tablo 5.1)…….……... 86
Şekil 8.25 Normal k,c değerlerine göre ivme(Tablo 5.1)…….…… 86
Şekil 8.26 Normal k,c değerlerine göre ön tekerlek konum(Tablo 5.1)……... 87
Şekil 8.27 Ön tekerlek zaman değerleri……..…. 87
Şekil 8.28 Normal k,c değerlerine göre ön tekerlek ivme(Tablo 5.1)…….…. 87
Şekil 8.29 Normal k,c değerlerine göre arka sağ tekerlek konum(Tablo 5.1)….. 88
Şekil 8.30 Sağ arka tekerlek zaman değerleri……... 88
Şekil 8.31 Normal k,c değerlerine göre arka sol tekerlek konum(Tablo 5.1)…... 88
Şekil 8.32 Arka sol tekerlek zaman değerleri……...89
Şekil 8.33 Gövde konum mukayese…….……..90
Şekil 8.34 Gövde hız mukayese…….90
Şekil 8.35 Gövde ivme mukayese…….....…91
Şekil 8.36 Gövde konum……..……..….... 91
Şekil 8.37 Gövde hız…….…… 92

Şekil 8.38 Gövde ivme……..…… 92
Şekil 8.39 Gövde konum……...… 94
Şekil 8.40 Gövde hız ……..….. 93
Şekil 8.41 Gövde ivme ……...….. 94

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1 Helikopter Uçuş Şartları…… 2
Tablo 4.1 Titreşime maruz kalan parçalar…… 24
Tablo 5.1 Teknik özellikler…… 29
Tablo 5.2 Teknik özellikler…… 32
Tablo 6.1 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri…… 37
Tablo 6.2 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri …… 37
Tablo 6.3 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri …… 38
Tablo 6.4 Kızaklı helikopter parametreleri…… 38
Tablo 6.5 Kızaklı helikopter parametreleri…… 38
Tablo 6.6 Kızaklı helikopter 1. senaryo…… 51
Tablo 6.7 Lastik tekerlekli helikopter 2. senaryo…… 51
Tablo 6.8 Lastik tekerlekli helikopter 3. senaryo…… 52
Tablo 7.1 1. Senaryo…… 71
Tablo 7.2 2. Senaryo…… 71
Tablo 7.3 3. Senaryo…… 71
Tablo 7.4 4. Senaryo…… 72
Tablo 7.5 5. Senaryo…… 72
Tablo 7.6 6. Senaryo…… 73
Tablo 8.1 Hesaplanan değerler…… 89
Tablo 8.2 1. Senaryo…… 95
Tablo 8.3 2. Senaryo…… 96
Tablo 8.4 3. Senaryo…… 96
Tablo 8.5 4. Senaryo…… 97
Tablo 8.6 1.Darbe…… 98
Tablo 8.7 2.Darbe…… 98
Tablo 8.8 3.Darbe…… 98

ÖZET

Helikopter İniş Takımlarının Dinamik Analizi

Ahmet ÖVEN

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Teorisi ve Kontrol Programı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Cihan DEMİR

Lastik tekerlekli ve Kızaklı tipteki Helikopterlerin dinamik analizleri sırası ile tek,iki,üç ve altı serbestlik dereceli olarak ele alınmış, yay sönüm kütle kaldırma kuvveti kaldırma katsayısı hız kanat alanı yol girişi gibi muhtelif parametrelerin sistemde girdi olarak kullanılmasıyla kapsamlı olarak incelenmiştir. Pasif iniş takımlarının kalkış iniş ve taksi hareketi sırasında maruz kaldıkları zorlayıcı kuvvetler altında dinamik cevapları incelenmiştir. Konsept fiziksel tam model senaryoları üzerinden alt modeller oluşturulmak suretiyle gerçek değerler ile tek ve iki serbestlik dereceli modeller oluşturulmuştur akabinde bu modellller daha da geliştirilerek kızaklı tip için üç serbestlik dereceli tam model ve lastik tekerlekli tip için ise altı serbestlik dereceli tam model oluşturularak Lagrange yöntemi ile hareketini yöneten diferansiyel denklemler çıkarılarak matematiksel modeller Matlab Simulink'e entegre edilmiştir. Literatürde kabul gören titreşim modeline gövde kütle, kaldırma katsayısı, kaldırma kuvveti, itki kuvveti ayrıca roll(yalpa) ,pitch(kafa vurma), bounce(sıçrama) ve yaw(dönme) serbestlik dereceleri de tanımlanarak analizler gerçekleştirilmiştir. Modelleme yaklaşımlarında, lastik tekerlekli ve kızaklı tip helikopterlerin fiziksel özellikleri nümerik analizlerde kullanılmıştır. Belirli kütle, hız, kaldırma kuvveti, kanat alanı değerleri ile

analizlerde kaldırma katsayıları, damper kuvvetleri, yay ve sönüm değerlerinin sisteme olan etkisi incelenmiştir. Amerikan Federal Aviation Administration (FAA) standartlarına göre değerlendirmeler yapılarak pratik yönden katkısı olacak sonuçlar elde edilmiştir. Analizler sonucunda kaldırma ve itki kuvvetinin uçuş dinamiği üzerinde etkili olduğu görülmüş, kütlenin azalması ve artması , yol girişinin sisteme etkisi, farklı ve yay ve sönüm değerlerinin sistemin kararlı ve kararsız hale gelmesindeki etkisi, gecikme zamanının sisteme etkisi, kızaklı ve lastik tekerlekli iniş takımlarının yere inişi esnasındaki dengesi , iniş ve taksi senaryosunun sisteme beraber etkisi gibi 13 farklı senaryo ele alınarak birçok grafik elde edilmiş ve tablolar halinde analizler açıklanarak literatür'e katkıda bulunulmuştur. Daha önceki yapılan tüm helikopter modellemelerinde özellikle Sivakumar'ın çalışmalarına ek olarak Kaldırma Kuvveti ve Ağırlık etkisi diferansiyel denklemlere eklenerek sistem kapsamlı olarak incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Helikopter, titreşim, kaldırma kuvveti, matematiksel model, iniş takımları

ABSTRACT

The Dynamic Analysis of Helicopter Landing Gears

Ahmet ÖVEN

Department of Mechanical Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Associate Professor Cihan DEMİR

Dynamic analyses of wheeled(gears) and skid type helicopters with one, two, three and six degrees of freedom, respectively, are investigated comprehensively by using various parameters such as spring damping mass lift force lift coefficient lift coefficient speed wing area path input as inputs to the system. The dynamic response of the passive landing gear during take-off, landing and taxiing under forcing forces is investigated. Single and two degree of freedom models were created with real values by creating sub-models over the conceptual physical full model scenarios. Subsequently, these models were further developed and a full model with three degrees of freedom for the skid type and a full model with six degrees of freedom for the tire wheel type were created and the mathematical models were integrated into Matlab Simulink by extracting the differential equations governing the motion with the Lagrange method. Body mass, lift coefficient, lift force, propulsion force, as well as roll, pitch, bounce and yaw degrees of freedom were defined to the vibration model accepted in the literature. In the modeling approaches, the physical characteristics of wheeled and skid type helicopters were used in the numerical analysis. The effects of lift coefficients, damper forces, spring and damping values on the system were analyzed with certain values of mass, speed, lift force and blade area. According to the American Federal Aviation Administration (FAA) standards, evaluations were made and practical

results were obtained. As a result of the analysis, it was seen that lift and thrust are effective on flight dynamics, 13 different scenarios such as the decrease and increase of mass, the effect of road entry on the system, the effect of different spring and damping values on the system becoming stable and unstable, the effect of delay time on the system, the balance of skid and rubber tire landing gear during landing, the effect of landing and taxi scenario together on the system, many graphs were obtained by considering 13 different scenarios and the analysis was explained in tables and contributed to the literature. In addition to all previous helicopter modeling studies, especially Sivakumar's work, the system has been studied comprehensively by adding Lifting Force and Mass to the differential equations.

Keywords: Helicopter, vibration, lift force, mathematical model, landing gear

1
GİRİŞ

1.1 Helikopter Tanımı

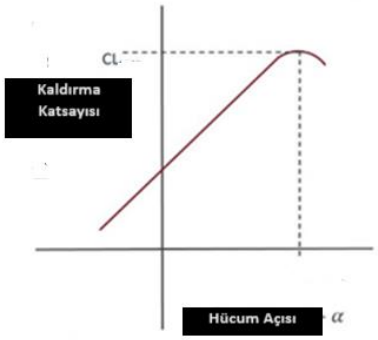
Helikopter dikine havalanabilen, döner kanatları olan, havada sabit bir noktada hareketsiz kalabilen, uçağın basit halidir. Şekil 1.1' de gösterildiği gibi havada durmasını sağlayan kaldırma kuvveti aracın üzerinde düşey bir eksen etrafında yatay olarak dönen bir rotora bağlı pervaneler aracılığıyla sağlanır. Pervane kollarına pal denir, paller açılı olarak konumlandırılmıştır.



Şekil 1.1 Helikopter'e etki eden ağırlık ve kuvvetler

Bir helikopter, itme ve kaldırma etmenlerini denetleyen ve aynı zamanda rotorların yardımıyla uçan bir makinadır. Bir helikopterde, boyut ve hız gibi gereksinimlere bağlı olarak birkaç rotor ana ve kuyruk) vardır. Rotorlar hareket ettikçe, helikopteri yukarı doğru kaldırmak için havayı kullanır. Hava, gökyüzünde bir yüzdürme (pervanenin süpürme alanı) oluşturmak için kanatlar yardımıyla aşağı doğru hareket ettirilir. Bu durum, helikopteri havada tutar. Kaldırma kuvveti, helikopterin

ağırlığından daha büyük olmalıdır. Bu özellik, Şekil 1.2' deki daha fazla itme gücü üreten bıçakların/pal hücum açısı (attack angle) ile kontrol edilir.[1]



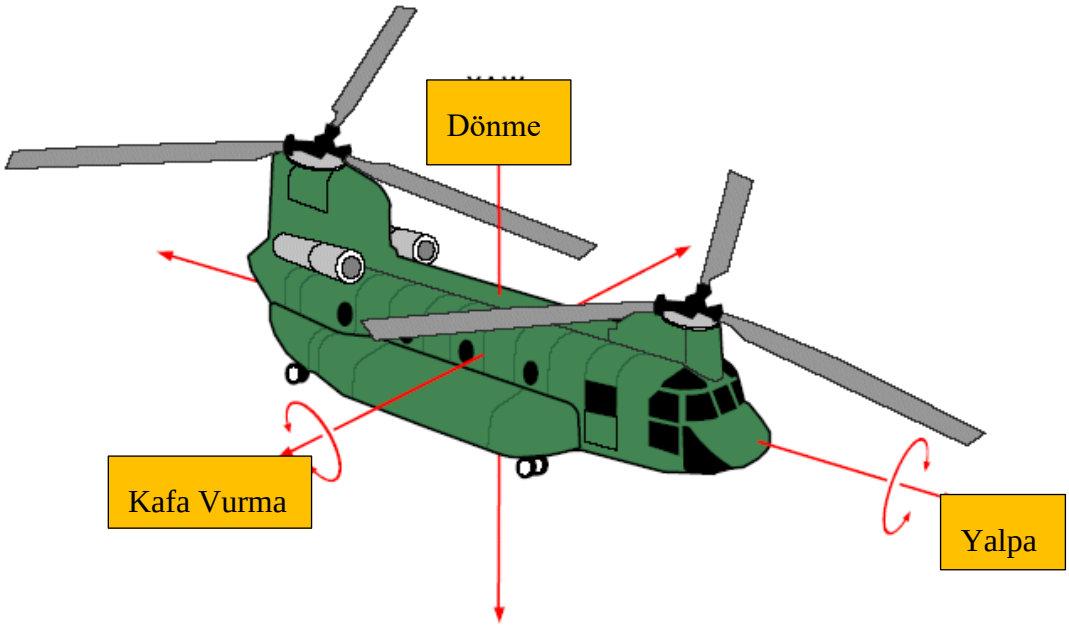
Şekil 1.2 Kaldırma katsayısı ve hücum açısı grafiği [6]

Bir helikopter yatay ve dikey yönlerde kolayca uçabilir. Bu şekilde hareket ettirmek için pilot, havayı helikopterin etrafında belirli bir yönde hareket ettiren ve böylece istenen konuma hareket eden perde açısını kullanır. Bu yöntemler nedeniyle askeri kuvvetler tarafından yani uçakların hızlı bir şekilde ulaşamadığı yerlerde tercih edilmektedir. Bir helikopter, dağın tepesi veya insanların mahsur kaldığı bir yer gibi karmaşık alanlara ulaşabilir. Bu nedenle, görev tanımına karşılık gelen çeşitli şekillerde kullanılabilir. Helikopterin uçuşuna ilişkin Tablo 1.1'de ağırlık, kaldırma kuvveti, itme ve sürükleme bazlı bilgiler verilmiştir.

Tablo 1.1 Helikopter uçuş şartları

Helikopter Uçuş Şartları	
Kaldırma>Ağırlık	İrtifa kazanır(yükselir)
Kaldırma<Ağırlık	İrtifa kaybeder(düşer)
İtme>Sürükleme	Hızlanır
İtme<Sürükleme	Hız kaybeder(yavaşlar)

Şekil 1.3'te helikopter'in ağırlık merkezi ve eksenlerine bağlı olarak yalpa, dönme, kafa vurma hareketleri bulunmaktadır, bu eksen hareketleri baz alınarak bir modelleme bu tezde gerçekleştirilecektir.



Şekil 1.3 Eksenlerdeki hareketler

1.2 Literatür Araştırması

Yapılan akademik araştırmalara istinaden helikopterin tam matematiksel modellemelerinde kaldırma kuvveti ve kütle, Sivakumar'ın çalışmaları baz alındığında ilgili diferansiyel denklemlere eklenmemiştir.

Sistemin Matlab-Simulink'te iniş kalkış ve yol girişine bağlı olarak taksi hareketi için dinamik dinamik analizleri çeşitli parametrelerin desteğiyle yapılmıştır. Tek ve iki serbestelik dereceli bir sistem için Sivakumar[1]'ın titreşim modelinde sadece sönüm ve yay değerleri kullanılmış, gövde kütlesi kaldırma katsayısı ve kaldırma kuvveti değerleri ayrıca roll(yalpa) ,pitch(kafa vurma), bounce(sıçrama) ve yaw(dönme) değerleri de sisteme eklenmemiştir. X.M.Dong[2]' a göre ise sisteme kaldırma kuvveti ve helikopterin kendi kütlesi eklenerek sistem üzerinden çalışılmıştır ayrıca X.M. Dong[2]'ta kanat alanının hesaplandığı normal kaldırma kuvveti formülü yerine sadece kaldırma katsayısı yerçekimi ivmesi ve kütlenin olduğu kaldırma kuvveti hesabı da yapılmıştır. Lojewski R.[3]'nin çalışmalarında Kessler[4]'in almanca bir doktora tezinden istifade edilmiş Alman kızaklı tip helikopterin fiziksel özellikleri baz alınarak modellenmesinde kaldırma kuvveti ve gövdenin kütlesi sisteme eklenerek ve sadece pitch hareketi baz alınarak yer titreşim modeli oluşturulmuştur.

Üç serbestlik dereceli ve altı serbestlik dereceli için olan tam matematiksel modellerimiz kendine özgü olup tasarlanmıştır. Üç serbestlik dereceli olan kızaklı tip helikopter modelinde her bir kızakta iki ayak toplamda dört ayağın olduğu Kessler'[4]in doktora tezinden esinlenilmiş ve ona göre denklemler ve hareketleri oluşturulmuştur. Altı serbestlik dereceli modelimiz ise Sivakumar'ın bir diğer çalışmasındaki[5] lagrange metodu ile çözdüğü kafa vurma, yalpa ve yuvarlanma hareketlerinin dinamik analizinin olduğu modelinden esinlenilmiştir lakin bu modelde sisteme kaldırma kuvveti ve kütle etki etmemiş sadece ivme değerleri incelenmiştir. Sivakumar ve Haran[6]'ın yaptığı tam modelde ise x,y,z eksenlerindeki hareketler incelenmiş, ön ve arka tekerleklerin ağırlık merkezine göre fiziksel özellikleri sisteme eklenmiş ve yarım sinusoidal bir yol girişi verilmiş lakin yine sisteme taksi hareketinden dolayı kaldırma kuvveti ve helicopter gövde kütlesi eklenmemiştir.

Sivakumar[1]'den, Sivakumar Haran'dan[6] farklı olarak itki kuvveti ve gövde ağırlık etkisi göz önüne alınarak modelleme yaklaşımı açısından literatüre katkıda bulunulmuştur.

Son olarak diğer çalışmalar incelendiğinde; Ş. Yıldırım[24] hava aracının iniş takımlarındaki titreşim yorgunluğa ve mekanik elemanların da gerilime sebebiyet verdiği ve bunun yüksek aşınmaya ve iniş takımı bileşenlerine hasar verdiğini belirterek dört serbestlik dereceli bir matematiksel modelleme oluşturulmuş iniş takımı mekanizması baz alınarak açısal yer değiştirmeler asphalt ve beton zemin yüzeyleri incelenmiştir. A.P. Haran[25] altı serbestlik dereceli tam bir model oluşturmuş, aktif ve pasfi control sistemi altında gövde, bounce, roll ve pitch için yer değiştirme ve ivme grafikleri incelenmiştir. Z. Wang[6]'da kaymayı önleyici frenler tarafından uyarılan iniş takımı yürüyüşü incelenmiş ve iniş takımı yürüyüş titreşim mekanizması ortaya çıkarılmıştır. İniş takımı yapısal parametrelerinin titreşim mekanizmasını etkilediği sonucuna varılaral sistem doğal frekanslar üzerinden analiz edilmiştir. M. Alzayed[27]'in belirttiğine göre hava aracının iniş takımları tarafından sağlanan süspansiyon sistemi çok önemli bir parçadır. İniş, kalkış ve taksi sırasında bu süspansiyon sistemi uçağın gövdesini desteklerken aynı zamanda yolcular için konforlu ve sorunsuz bir sürüş sağlar. Bununla birlikte, iniş takımları genellikle iniş titreşimleri gibi sorunlarla karşılaşır. Yolcu konforu ve uçak gövdesinde hasara neden olur. Bu titreşimleri azaltmak için, altı serbestlik dereceli uçak inişini kontrol etmek için bir PID ile mukayese edilmiş ve Doğrusal Kuadratik Gauss (LQG) kontrolörünün kullanılması önerilmiştir. T. Selvakumaran [29]'a göre İniş yapan bir hava aracının dinamik tepkisi, pist pürüzlülüğü baz alınarak dokuz serbestlik dereceli matematiksel model kullanılarak incelenmiştir. Her bir iniş takımı için hareket denklemleri oluşturulmuş aktif ve pasif kontrol altında ivme değerleri analiz edilmiştir.

1.3 Tezin Kapsamı ve Amaçları

Literatürde genel olarak tek ve iki serbestlik dereceli modellemeler yapılmıştır, tam matematik modellemelerinde ise serbestlik derecesi artmasına ragmen kaldırma kuvveti ve Ağırlık etkisi diferansiyel denklemlere eklenmemiştir. Bir helikopterin tam modeli için yapılan literatür taramalarında kaldırma kuvveti, gövde, tekerlek ve kızak ağırlıkları sisteme eklenmemiştir. Ayrıca onüç farklı senaryo üzerinden iniş,kalkış ve taksi hareketleri için deplasman hız ivme grafikleri kapsamlı olarak incelenmiştir. Bu tezin özellikle son senaryosunda literatürde yer almayan ‘’İniş ve Taksi’’ hareketi için birlikte denklemler oluşturulmuştur.

Helikopter, havada olduğu kadar yerde titreşimlere mağruz kalmakta ve mekanik bileşenlerin ömrü azalmakta ve yorulmaktadır. Buna bağlı olarak kızaklı tip helikopterlerde gövde ve zemin arasında muhtelif süspansiyon sistemleri bulunmaktadır, lastik tekerlekli helikopterlerde ise kütlesinin daha fazla olması ve aerodinamik birçok etkiye de mağruz kalması neticesinde lastiğin yanı sıra titreşimi absorbe eden birçok süspansiyon sistemi bulunmaktadır.

Kızaklı tip bir helikopterin tam matematiksel modellenmesi ve denklemlere kaldırma kuvveti ve kütlenin eklenmesi literatür taramasında bulunamamış ve Matlab Simulink blok diyagramlarında da gösterilmemiştir. Hücum açısıına bağlı olarak kaldırma katsayısı hesaplanmış, hızın tespiti ve kanat alanının da hesabıyla kaldırma kuvveti değeri belirlenerek sisteme girdi olarak verilmiş akabinde yay ve sönüm değerleri, kütle değerlerinin de arttırılması ve azaltılmasıyla yapılan Analizler sonucunda uçuş dinamiği üzerinde etkileri göz önünde bulundurulması gerektiği görülmüştür.

Özgün modeller oluşturularak ve mevcut çalışmalardaki denklemlere eklemeler yapılarak literature katkıda bulunulmuş ve geniş perspektifte 13 farklı senaryo altında dinamik analizler ve tablolar oluşturulmuştur.

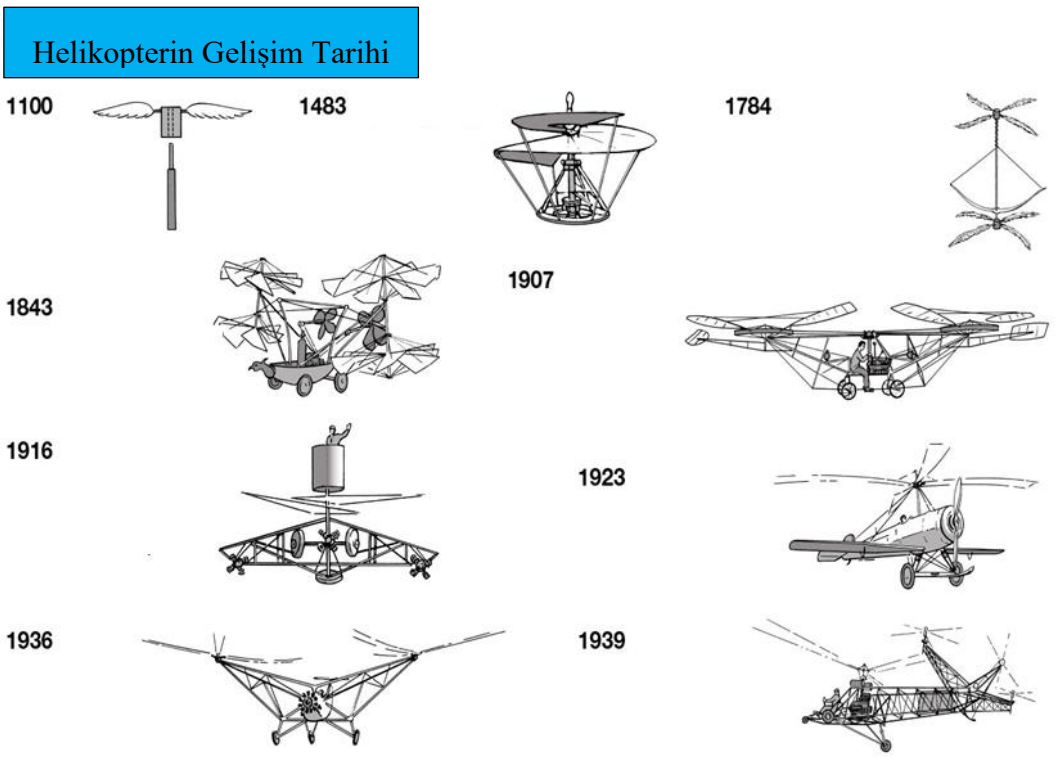
2
HELİKOPTER TARİHÇESİ

2.1 Tarihsel Gelişim

Dikey uçuş için ilk hava aracı fikirleri, bir oyuncak olarak Çin'de MÖ 400 civarında kullanılmıştır. Kaldırma oluşturmak için eller arasında hızla döndürülen kanatları olan bir çubuğun serbest uçuşa bırakılması ile helikopterin uçuş fiziği mantığı gerçekleştirildi. Bu oyuncaklar muhtemelen doğadaki olayların gözlemlenmesinden esinlenerek yapılmıştır.

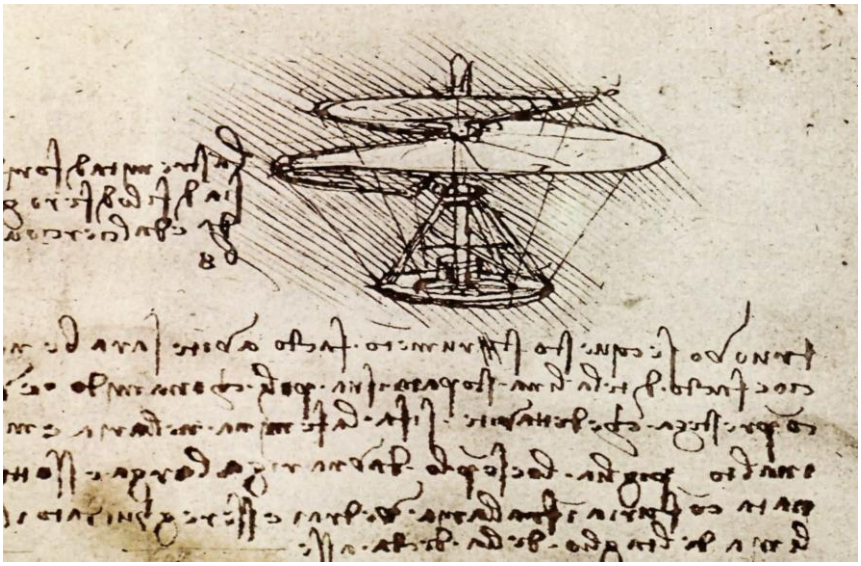
Belki de orijinaline en yakın olanı, Launoy ve Bienvenu tarafından 1784'te Fransız Bilimler Akademisi önünde inşa edilen ve sergilenendir.

Bu uçuş fiziğine en yakın olan pratik proje, Launoy & Bienvenu'nun helikopter projesidir. Üstleri iki rotor, ip ve tahtadan yapılmıştır. Rotorların her birinin dört tüyü vardı ve her rotorun çapı yaklaşık bir ayaktı. Rotorlar, bir yay gibi oluşturulmuş başka bir tahta parçasındaki bir delikten kaydırılan döner bir şaftın zıt uçlarına bağlanmıştı. Tüm birim bir tür T şeklinde bir ilişkiydi. Rotorlar, önce pruvanın uçlarına bağlanan ve ardından şaftın etrafında bükülen kordonla döndürülüyordu. Kordon şaftın etrafına dolandıkça yayın uçlarını yukarı doğru çekti ve kendisi çok gergin hale geldi. Üst fırlatıldığında, yay düzleştirme baskısı ipi çekti. Bu hareket, şaftı ve rotorları çok hızlı döndürerek cihazın havaya uçmasına neden oldu.



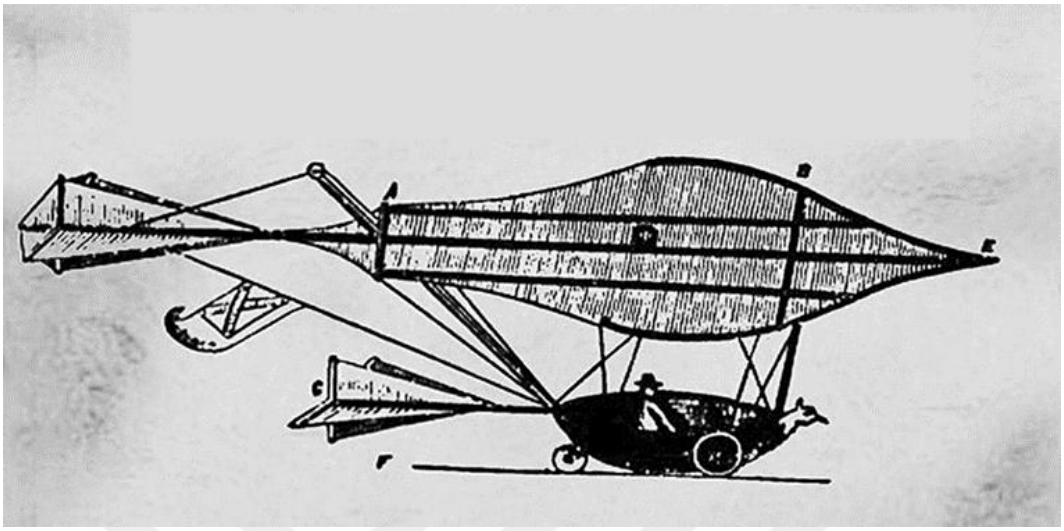
Şekil 2.1 Helikopterin tarihi[10]

Laonarda Vinci'nin de 1483'te taslak olarak çizdiği Şekil 2.2'deki bu çalışma, dönemine göre müthiş makine tasarımlarından biri olup günümüzde ise Çinlilerden sonra helikopter tarihindeki yerini ikinci sırada almıştır.



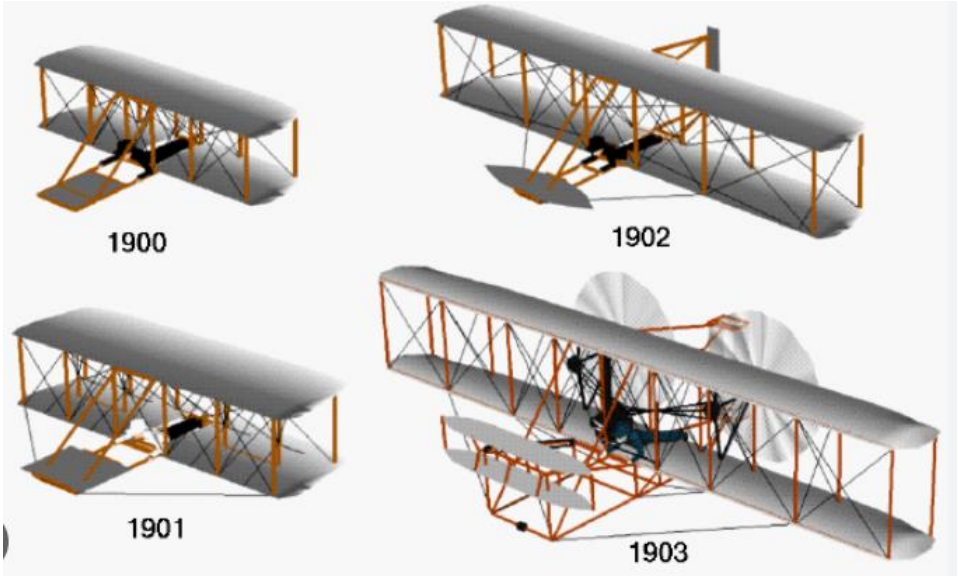
Şekil 2.2 Da Vinci tasarımı[11]

1843’te Sir George Cayley tarafından saat yayları vasıtasıyla tahrik edilen teneke levhalar ile Şekil 2.3’teki gibi bir tasarım yapmış ve hava araçlarının ilk modern aerodinamiğini bilimsel açıdan inceleyerek temelini atmıştır.



Şekil 2.3 George Cayley tasarımı

Wright Kardeşler ilk kontrol edilebilen motorlu uçağı Şekil 2.4’teki gibi tasarlamıştı ve kardeşler 1903 Aralık ayında ilk uçuş denemelerini yapmışlardı. İlk uçuşu yapan Orville 12 saniye havada kalmayı başararak 37 metre yol kat etmiştir. Günün son denemesinde ise Wilbur, 59 saniye uçuş yapmayı başararak 250 metre yol kat etmiştir.

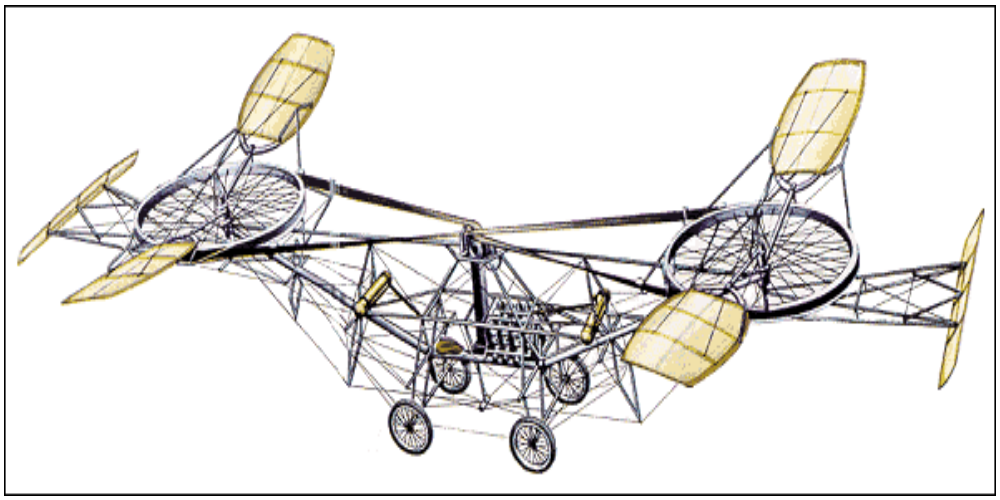


Şekil 2.4 Wright kardeşlerin tasarımları[12]

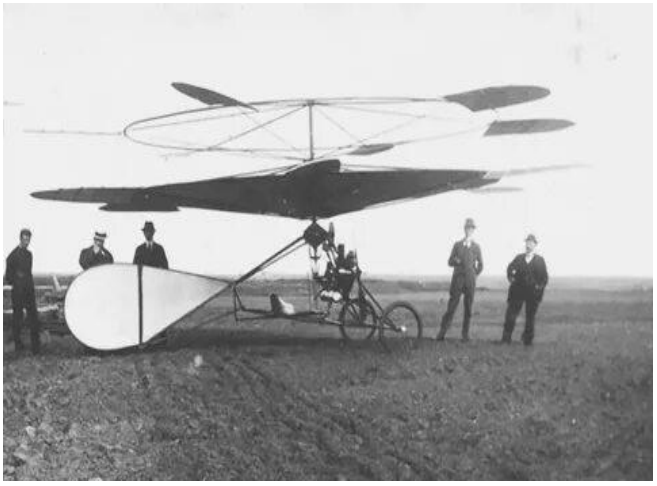
Herhangi bir bağlama halatı olmadan ilk gerçekleşen uçuş, Fransız mucit ve mühendis Paul Cornu tarafından yapılmıştır. Helikopterinin birbiri ardına tandem olarak monte edilmiş Şekil 2.6'daki gibi iki rotoru vardır. Pilot, 24 beygir gücündeki küçük Antoinette motorunun çok yakınında, ikisinin arasında oturuyordu. Helikopter 2 metreden fazla yükselmedi ve en uzun uçuş bir dakikanın sadece üçte biri kadar sürdü. Yine de, yere herhangi bir bağlantısı olmadan uçmuştur.



Şekil 2.5 Paul Cornu tasarımı[30]

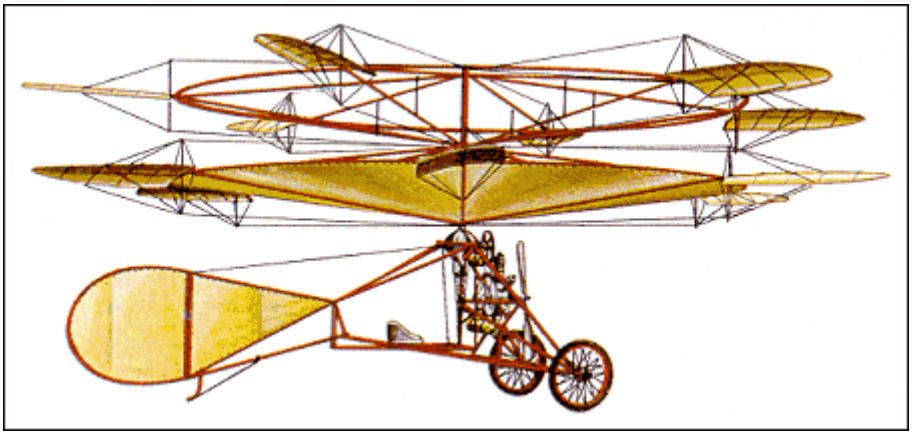


Şekil 2.6 Paul Cornu tasarımı[30]



Şekil 2.7 Elhammer tasarımı[31]

Jacob Christian Ellehammer kesinlikle havacılığın ilk öncüleri arasında en çok yönlü olanlardan biridir. Önce saatçi olarak çıraklık yaptı, sonra elektrik mühendisi olmuştur. Danimarka'da üretilen en eski motosikletlerden birini yaptı ve ayrıca kendi içten yanmalı motorlarını tasarladı. 1903'teki 3 silindirli pistonlu motoru belki de dünyanın ilk radyal motoruydu ve iki yıl sonra başlayan havacılık deneyleri tek kanatlı uçakları, çift kanatlı uçakları, üç kanatlı uçakları, uçan tekneleri ve helikopterleri kapsamıştır.



Şekil 2.8 Elhammer tasarımı[31]

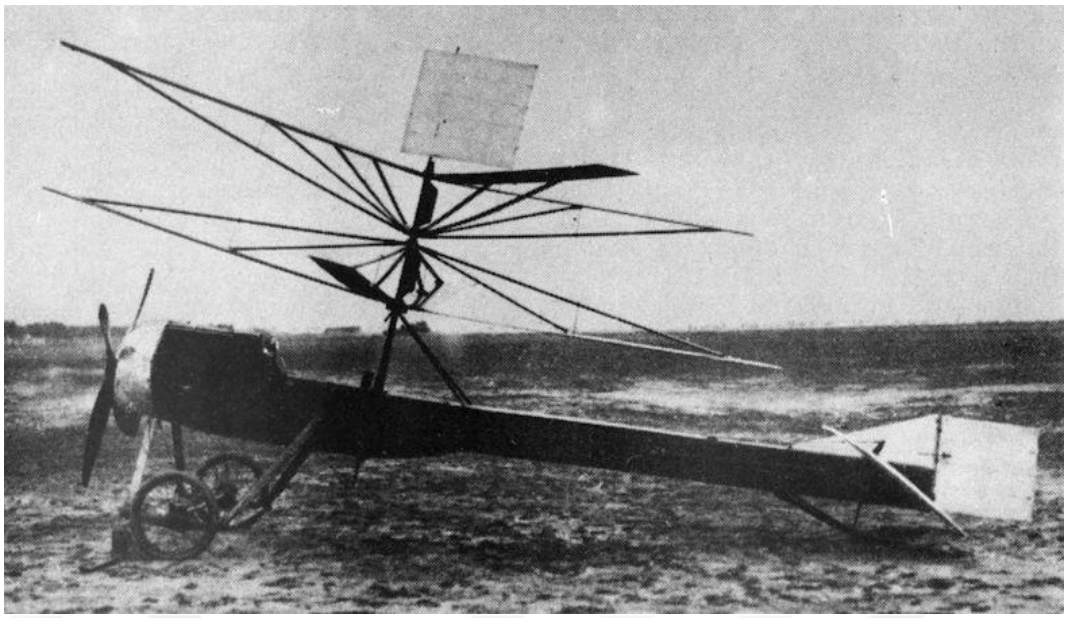
Ellehammer'ın döner kanatlı uçuşla ilgili ilk çalışmaları 1910'da başlamış ve 1911'de ölçekli model bir helikopterle çeşitli deneyler yapılmıştır. Ertesi yıl inşa ettiği tam boyutlu makine, hem rotor sistemini hem de geleneksel bir pervaneyi çalıştıran 6hp motoru (yine Ellehammer tarafından tasarlandı) için bugün bir bileşik helikopter olarak tanımlanacaktır. Kaldırma rotorları, her biri 5,97 m çapında ters

yönde dönen iki halkadan oluşan ustaca bir modele sahipti ve alt kısım kaldırma kuvvetini artırmak için kumaşla kaplandı. Kanatların çevresinde düzenli aralıklarla, her biri yaklaşık 1.50 m uzunluğunda ve 0.66 m genişliğinde ve yatay ekseni etrafında dönen altı kanat vardı. Rotor sistemi, Şekil 2.8'de görüldüğü üzere tümü Ellehammer tarafından tasarlanan bir hidrolik kavrama ve dişli kutusu aracılığıyla çalıştırılıyordu ve rotor kanatlarının açısı, uçuş sırasında pilot tarafından değiştirilebilirdi.



Şekil 2.9 P-K-Z tasarımı

Şekil 2.9'daki Petroczy-Karman-Zurovec PKZ 2 helikopteri, adına rağmen ''Wilhelm Zurovec'' tarafından icat edildi ve bunun için 12 Şubat 1918 tarihli 347,578 numaralı Alman patentini tek başına almıştır. Devlet tarafından finanse edilen PKZ 1'in aksine, PKZ 2 özel olarak yapılmıştır. Macar Bankası ve Budapeşte yakınlarında bulunan ve 1917'nin sonlarında Zurovec'in yönetiminde deneysel bir bölüm kuran büyük bir demir dökümhanesi ve çelik imalatçısı olan Dr. Liptak & Co AG firması tarafından finanse edilmiştir.



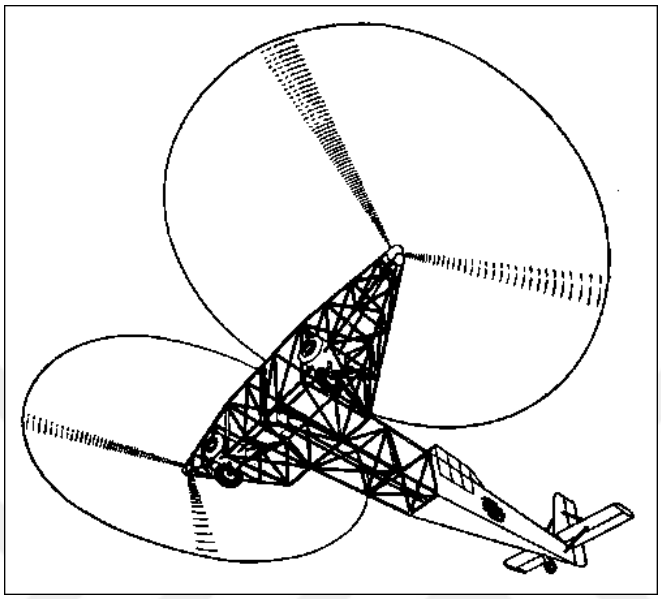
Şekil 2.10 La Cierva & C1 tasarımı[32]



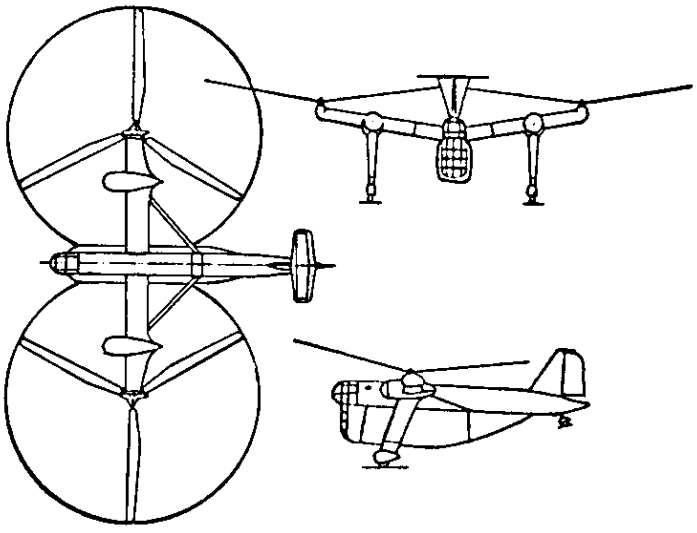
Şekil 2.11 La Cierva & C6 tasarımı[32]

La Cierva, Madrid'de inşa ettiği bu prototip için, Şekil 2.10'da gösterildiği üzere üzerine iki ters yönde dönen dört kanatlı rotor monte etti ve I. Dünya Savaşı öncesinden kalma bir Fransız tek kanatlı uçağı olan Deperdussin'in gövdesini

kullanmıştır. Model C.1, yanal kontrol sağlamak için rotorun üzerinde dikey bir yüzeye sahipti. Bu model asla uçmadı, çünkü kontrol edilmesi imkansızdı. İki rotordan gelen kaldırma kuvveti karşılıklı etkileşim nedeniyle maalesef dengesizdi.



Şekil 2.12 Foche Achgelis tasarımı[33]



Şekil 2.13 Foche Achgelis & Fa. 284 tasarımı[33]

II. Dünya Savaşı sırasında tasarlanan en büyük helikopter, zırhlı araçlar ve kamyonlar gibi yükleri taşımayı amaçlayan Şekil 2.12'de gösterildiği gibi devasa bir vinç olan bu çift rotorlu Focke-Achgelis Fa.284'tü. Fa.284 üzerindeki bazı

çalışmalar, Alman işgali sırasında Fransa'daki öncü helikopter şirketi Breguet tarafından gerçekleştirilmiştir.

Bir hava aracı sınıfı olarak helikopterin tek bir mucidi yoktu, tıpkı sabit kanatlı uçak gibi. Modern helikopterin itibarının çoğu haklı olarak, Igor Sikorsky'ye gidiyor; ancak Sikorsky'nin İngiltere, Fransa, İtalya, Almanya ve SSCB'deki çağdaşlarının hepsi, tarihi VS-300 yerden ayrılmadan çok önceki tarihlerde helikopter teknolojisinin gelişimi için önemli tasarımlar üretti.

Helikopter öncülerinin kısa listesinin başında, Fa 61(Fw 61 olarakta bilinir)'in 28 saniye süren ilk serbest uçuşunu 26 Haziran 1936'da yapan Doktor Heinrich Karl Johann Focke'nin adı gelmelidir. Fw 61, bir kez uçmaya başladığında yalnızca performans açısından değil, aynı zamanda çok daha fazla geliştirilebilecek pratik bir temel tasarım olarak da üstün bir hava aracı olduğunu kanıtlamıştır.



Şekil 2.14 Igor Skorsky



Şekil 2.15 Igor Skorsky tasarımı[34]

Rusya doğumlu Igor Sikorsky, 25hp’lik Anzani motoruyla çalışan ilk helikopterini 1909'da yaptı, kısa bir mesafe yükseldi, ancak bir pilotu kaldıramadı ve Sikorsky dikkatini sabit kanatlı uçaklara çevirdi. 1917 Devrimi'nden sonra ülkeyi terk etti, yaklaşık iki yıl sonra Amerika Birleşik Devletleri'ne yerleşti ve kısa süre sonra yeni ülkesinin uçak endüstrisine girdi. 1938'de, United Aircraft Corporation'ın Vought-Sikorsky Bölümü'nün Mühendislik Müdürü iken, U.A.C. pratik bir helikopter yapmak için bir kez daha denemesine izin vermeyi kabul etti. Projeye verilen adla VS-300, 1939'un ilk yarısında tasarlanıp inşa edildi ve 14 Eylül'de Şekil 2.5’te gösterildiği üzere uçak ilk dikey kalkışını yaptığında Sikorsky kontrol altındaydı. Bu aşamada, uçak hala yere bağlıydı ve sabit kalmasına yardımcı olmak için altında ağırlıklar asılıydı. 75hp'lik 4 silindirli bir Lycoming motorla çalıştırılıyordu, ana rotor için tam döngüsel hatve kontrolüne ve aynı zamanda büyük bir alt yüzgeci de destekleyen dar, kapalı bir kuyruk bomunun ucunda tek bir anti-tork kuyruk rotoruna sahipti.



Şekil 2.16 İlk uçuş motoru[13]

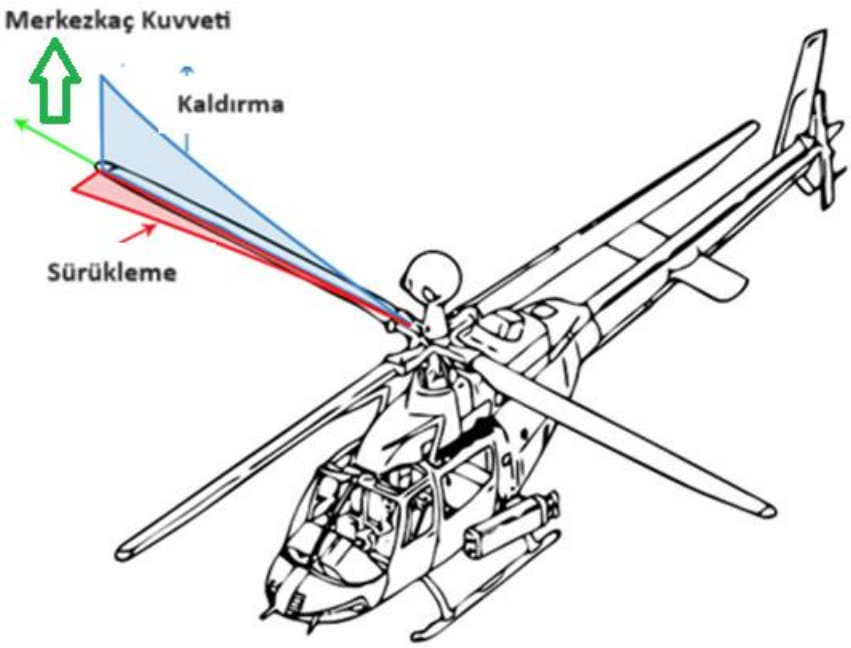
Dünyada ilk uçuşa elverişli motor İtalyan Alessandro Anzani tarafından üretilmiştir.

3
HELİKOPTER UÇUŞ FİZİĞİ VE MEKANİĞİ

3.1 Kanat Yapısı

Bir hava aracı olarak helikopterin başlıca avantajları şunlardır; havada dönen rotor kanatları sayesinde uçağın ilerlemesini gerektirmeden kaldırılmasıdır. Bu kaldırma kuvveti helikopterin bir alanda gezinmesine ve kalkmasına izin verir ve pistlere ihtiyaç duymadan dikey olarak iniş yapar, bu özelliği sayaesinde sabit kanatlı uçaklara göre sıkışık bir alanda ve inme güçlüğü yaşanılan arazilerde kullanılmasına sebebiyet verir. Dikey Kalkış ve İniş; ingilizce VTOL(Vertical Take Off and Landing) olarak Almanca ise Senkrechtstart und Landung olarak adlandırılır.

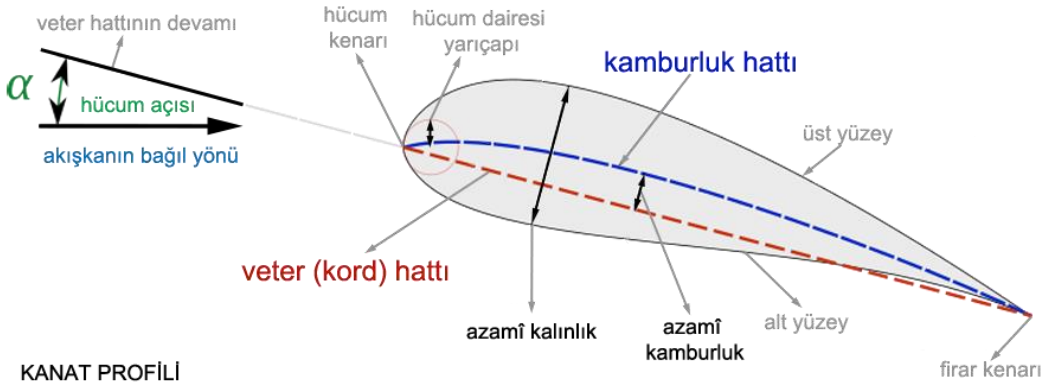
Helikopter palleri taşıma kuvveti oluşturmak için ‘‘airfoil’’ denilen damla şeklindeki kanat prensibini kullanır. Hava, kanatla temas edince kanadın üst ve alt kısmından geçmek üzere ikiye ayrılır. Kanadın tasarımı gereği havanın, kanadın üst kısmında gideceği mesafe uzun olduğu için burada hızı artar çünkü alt kısımda bulunan hava ile aynı anda kanadın sonuna varması lazımdır. Üst kısımdaki havanın hızı artığından dolayı burada basınç düşer. Havanın her zaman yüksek basınçtan düşük basınca akması kriteri dolayısıyla Şekil 3.1’deki gibi kanatlarda bir taşıma (kaldırma) kuvveti oluşur. Bu sistem uçaklarda da aynı şekilde meydana gelir. Tüm bu konular matematik ve fizik temelli olup Akışkanlar Mekaniği ve AeoroDinamik’in uzmanlık alanı kapsamındadır.



Şekil 3.1 Helikoptere etki eden kuvvetler[35]

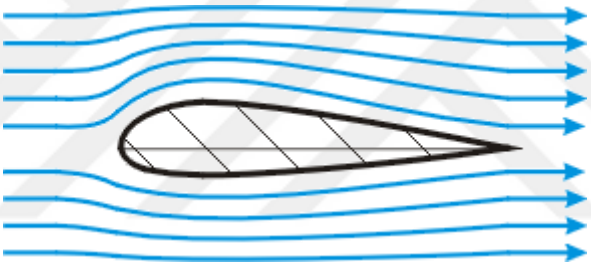
Helikopter üzerinde oluşan kuvvetlere yönelik havada asılı kalma ve ağırlık ile ileri yöndeki hareketin aksiyonları birbirleri ile ilişkilidir. Bir helikopteri havada tutabilmek için ağırlığın kaldırma kuvvetine eşit olması gerekmektedir. Uçaklar yeterli yüksek hıza ulaştığında yer ile teması kesilir ama helikopterdeki mantık bu şekildedir.

Kanat profili veya aerofoil, kanat, pervane kanadı, rotor veya türbin gibi bir akışkan içindeki hareketi kaldırma kuvveti oluşturabilen nesnenin kesit şeklidir. Akışkan içerisinden hareket eden katı parçacıklar aerodinamik bir kuvvet oluşturur. Aeordinamaik bir etki ile sürtünmeden çok kaldırma kuvveti oluşturan kanat profillerinde kaldırmayı da tetikleyen Şekil 3.2'de görüldüğü gibi hücum açısıdır.



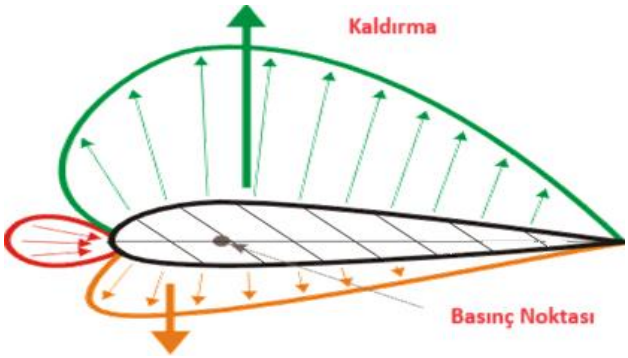
Şekil 3.2 Kanat profili[36]

Bernoulli ilkesi ile hareket eden kanatın Şekil 3.3'de gösterildiği gibi alt ve üst yüzeylerinde alçak ve yüksek basınç farkına dayalı hız farkı da oluşur ve bu yüzden bir kaldırma kuvveti oluşur.



Şekil 3.3 Kanat basınç farkı

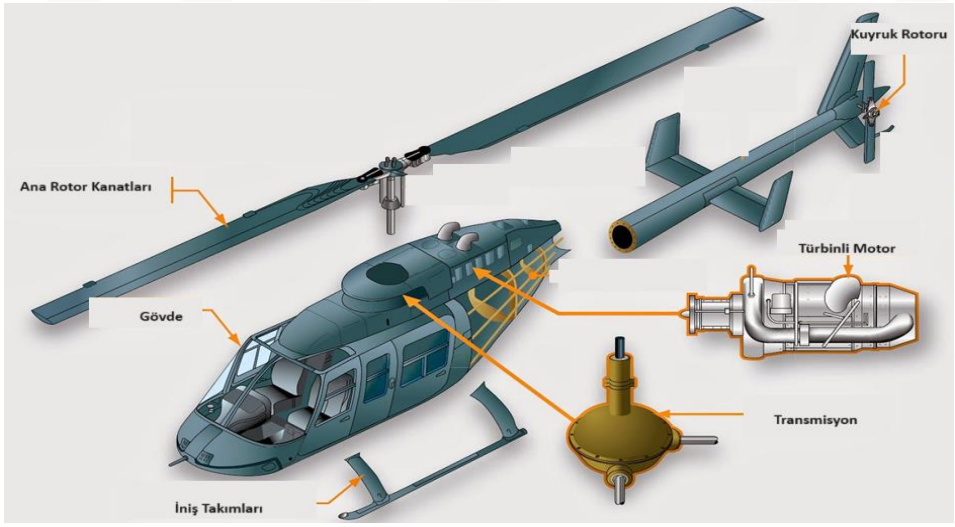
Kanatların enine kesitleri belirli bir şekle, profile sahiptir. Uçağın istenen uçuş özelliklerine bağlı olarak bir dizi farklı profil tipi vardır. Bir kanat ileri doğru hareket ettiğinde, profil hava akımını bir üst ve bir alt kısma böler. Hava, profilin eğriliği ile yer değiştirdiğinden, akış hızını artıran "daha uzun bir mesafeyi" kapsaması gerekir. Akışkanlar dinamiği yasaları (Bernoulli denklemleri), akış hızındaki artışın basıncın azalmasına yol açtığını belirtir. Kanadın üst yüzeyinde bir "çekme" oluşturulur (Şekil 3.4). Profilin üst ve alt tarafı farklı bir eğriliğe sahip olduğundan, farklı bir "çekme" yaratılır.



Şekil 3.4 Kanat basınç noktası

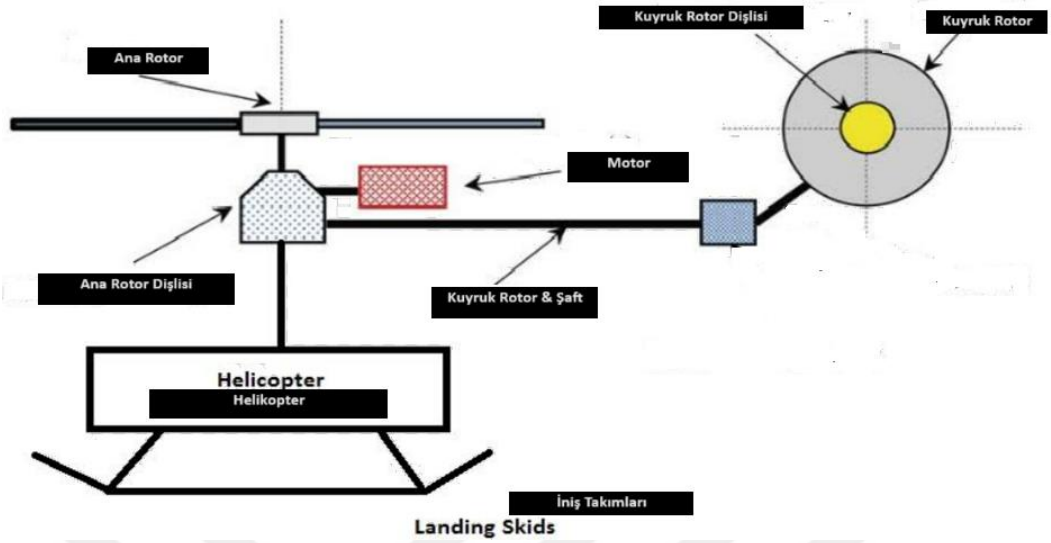
3.2 Bir Helikopter'in Component'leri(Bileşenleri)

Bir helikopter iniş takımlarından başlamak suretiyle kabin gövde motor ana rotor ve kuyruk rotoru olmak üzere Şekil 3.5'teki gibi başlıca bileşenlere ayrılmaktadır. Motor, Kuyruk ve Ana Rotorlar arasında dişli sistemleri ile şaftlara aktarılan güç ilgili kısımlara iletilerek mekanik enerji, kinetik enerjiye çevrilmektedir. Bu çalışmamızda helikopter gövdesi altında yer alan Landing Skid(kızaklı), Landing Gears(lastik tekerlekli) olarak adlandırılan iniş takımları incelenecektir.



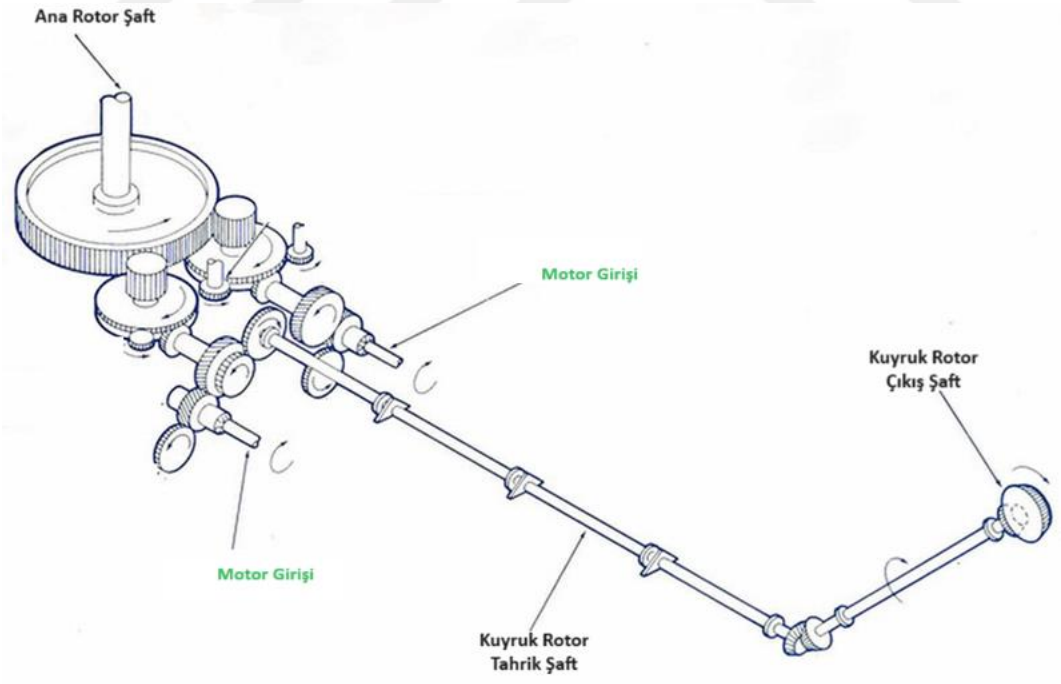
Şekil 3.5 Helikopter bileşenleri[37]

Şekil 3.6'da daha basite indirgenerek bir helikoptere ilişkin şematik diyagram yer almaktadır.



Şekil 3.6 Şematik diyagram

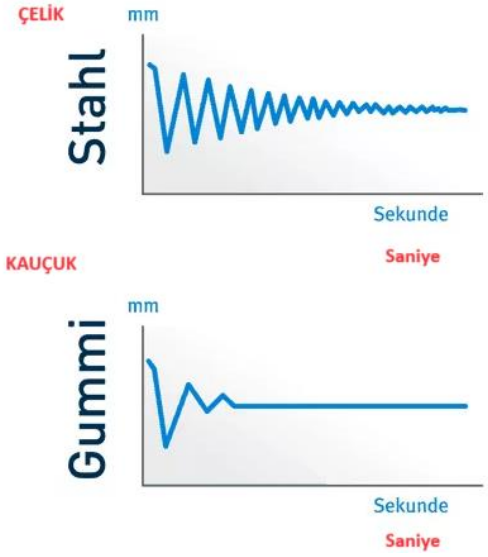
Makine elemanlarında Güç Aktarma Organı olarak kullandılan şaft dişli sistemlerinin bir helikopterdeki motor-ana rotor ve kuyruk rotoru arasındaki bağlantıları aşağıda Şekil 3.7'de detaylıca yer almaktadır.



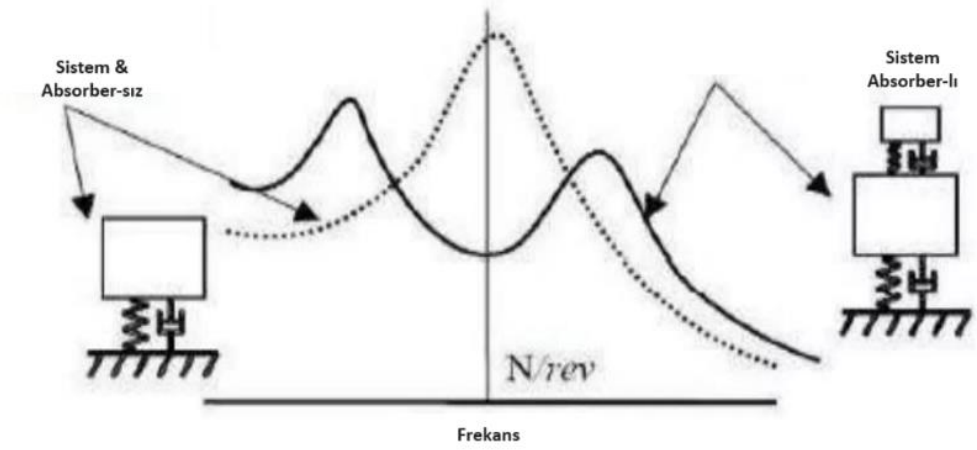
Şekil 3.7 Ana ve kuyruk rotorlarının dişli sistemi[38]

4
HELİKOPTER TİTREŞİMLERİ

Titreşim bir mekanik sistemdeki salınım olmakla birlikte süresi ve genliği absorbe edici bir malzeme (kauçuk vb.) olması halinde Şekil 4.1'de belirtildiği gibi değişmektedir. Titreşim istenmeyen bir durum olup mekanik ekipmanların ömrünü azaltan ve bakım maliyetini arttıran olumsuz özelliklere de ayrıca haizdir. Sönümlü ve sönümsüz sistem farkı ise ayrıca Şekil 4.2'de ifade edilmiştir.



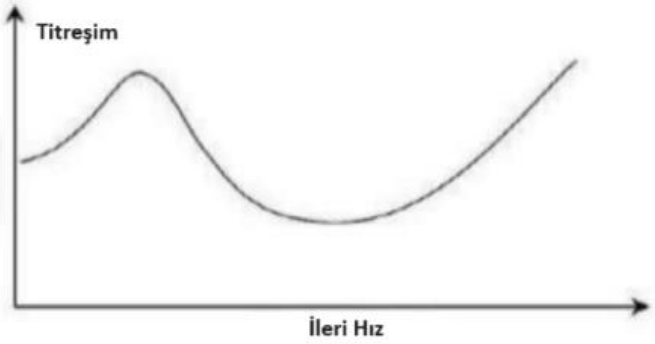
Şekil 4.1 Kauçuk ve metal arasındaki titreşim farkı[15]



Şekil 4.2 Dinamik bir sistemdeki frekans yanıtı & absorber farkı

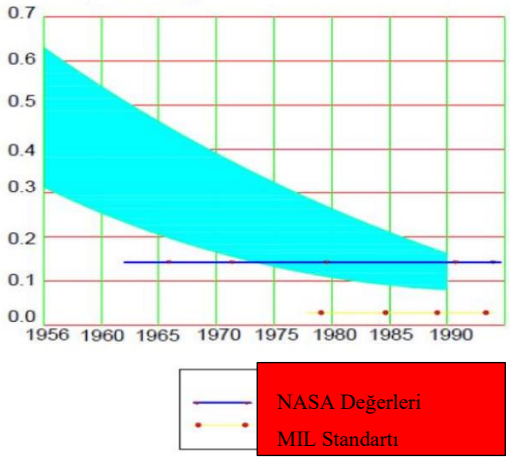
4.1 Helikopter Titreşimlerine Genel Bakış

Helikopter Titreşimlerine neden olan ana kaynaklar örneklendirilecek olursa transmisyon, motor, ana rotor ve kuyruk rötarıdır. Bu mekanik akşamlarda oluşacak titreşimin azaltılması sitem ömrünü de arttıran bir etkendir. Helikopterin uçuş şartlarına bağlı olarak hızının artması aynı zamanda titreşiminin de artmasına Şekil 4.3'teki gibi sebebiyet vermektedir.



Şekil 4.3 Titreşim ve Hızlanma

Titreşimin önlenmesi sadece helikopterdeki yolcuların konforunu sağlamanın yanında aynı zamanda mekanik ekipmanların ömrünü uzatmakta ve gövdenin yapısal bileşenlerinin yorulmasını da önlemektedir. Yıllara göre titreşim seviyeleri ve standart değerleri Şekil 4.4'te belirtilmiştir.



Şekil 4.4 Yıllara göre gövde titreşim seviyesi[16]

Uluslararası Sivil Havacılık Otoritesinin (Civil Aviation Authority) titreşime mağruz kalan ve izlenilen helikopter bileşenlerine ilişkin Tablo 4.1'deki aşağıdaki tablosunu baz alarak helikopter'in titreşimine ilişkin matematiksel modellenmesinde istifade edebilmek mümkündür.

Tablo 4.1 Titreşime maruz kalan parçalar

Ana Sistem	Bileşenler
Motor	Türbin Gaz Jenerator
Dişli kutusu tahrik milleri	Şaftlar
Dişli Kutuları	Şaftlar Dişliler Yataklar
Kuyruk Rotor Şaftı	Şaftlar Askı-Yataklar
Yağ Soğutucu	Yağ Soğutucu Fanı ve Tahrik Şaftı
Ana ve Kuyruk Rotoru	Rotorlar

5
HELİKOPTER ÖLÇÜLERİ ve TEKNİK ÖZELLİKLERİ

5.1 Kızaklı Tip Helikopter

Kızaklı tip, ABD'li Amerikalı üretici Bell Helicopter Textron tarafından Mirabel, Quebec'te (Kanada) üretilen tek motorlu yedi koltuklu hafif genel maksat helikopteridir. Bell 407, dört bıçaklı ana rotorlu Bell 206L-4 Long Ranger'ın geliştirilmiş halidir.



Şekil 5.1 Kızaklı tip helikopter [18]

5.2 Lastik Tekerlekli Tip Helikopter

Lastik tekerlekli tip, Amerikalı üretici Skorsky Aircraft tarafından üretilen orta boy 14 koltuklu çift motorlu çok amaçlı bir helikopterdir. Bu helikopter tipi, çoğunlukla üst sınıf yolcu taşımacılığı (VIP), acil tıbbi hizmet (EMS), arama ve kurtarma operasyonları (SAR) ve açık deniz yolcu ve malzeme taşımacılığı için sivil operatörlerle birlikte çalışır.

Sikorsky S-76C, Sikorsky S-76B'nin yeni turboşaft motorları Turbomeca Arriel 1S1 (S-76A++ gibi) ile geliştirilmiş halidir. S-76C+, iki Turbomeca Arriel 2S1 motorla, S-76C++ ise iki Arriel 2S2 motorla donatılmıştır. Bir sonraki model, geliştirilmiş S-76D'dir.



Şekil 5.2 Lastik tekerlekli tip helikopter[19]

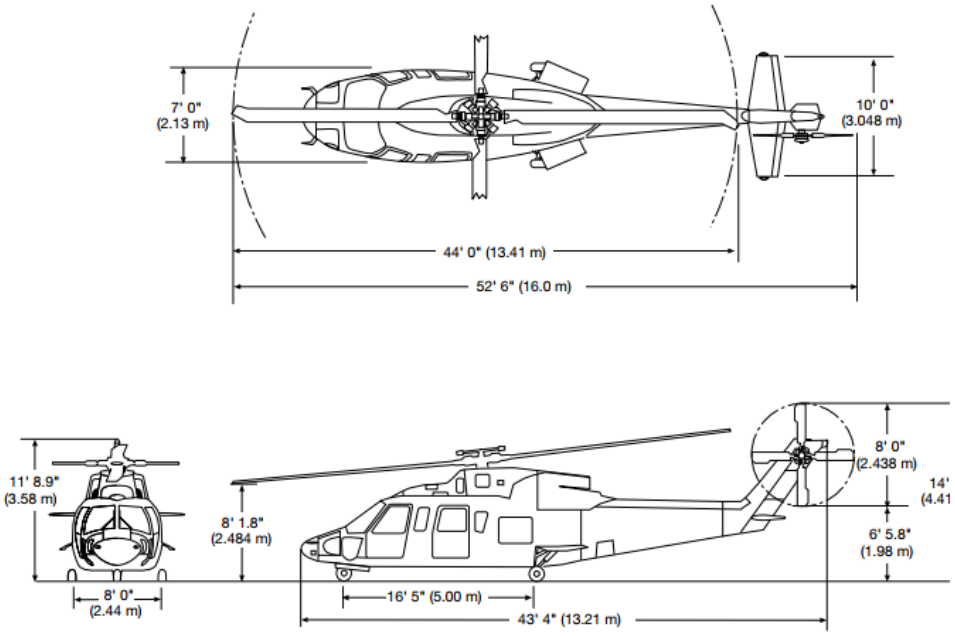
5.3 Kızaklı Tip Helikopter 2

Kızaklı tip 2, Alman üretici Messerschmitt-Bölkow-Blohm (bugün Eurocopter) tarafından üretilen hafif çift motorlu BO 105 genel maksat helikopteridir.



Şekil 5.3 Kızaklı tip helikopter[20]

5.4 Lastik Tekerlekli Helikopter Ölçüleri



Şekil 5.4 Gövde ölçüleri[21]



Şekil 5.5 Helikopter[22]



Şekil 5.6 Tekerlekler arası ölçüm



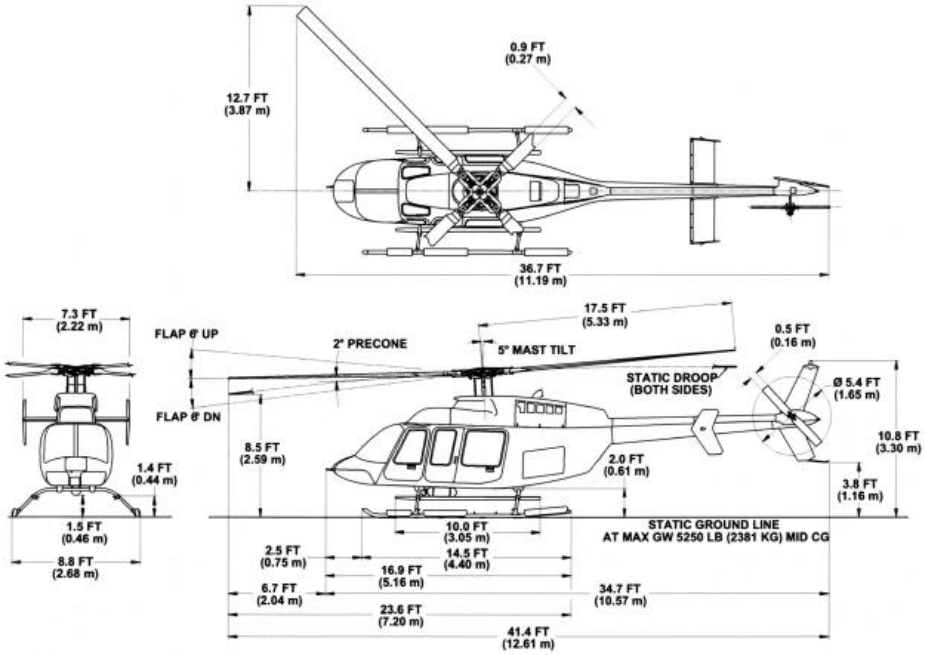
Şekil 5.7 Tekerlek süspansiyon sistemi

Analizde kullanılacak modellemelerdeki sayısal değerler Tablo 5.1'den alınmıştır.

Tablo 5.1 Teknik özellikler[21],[8]

Parametreler	**Lastik Tekerlekli Helikopter**
Ana Tekerlek Lastik Kütlesi	4 Kg
Sağ Tekerlek Lastik Kütlesi	5.5 Kg
Sol Tekerlek Lastik Kütlesi	5.5 Kg
Ana Tekerlek Lastik+Süspansiyon Kütlesi	40-45 Kg
Sağ Tekerlek Lastik+Süspansiyon Kütlesi	65-70 Kg
Sol Tekerlek Lastik+Süspansiyon Kütlesi	65-70 Kg
Sağ ve Sol Tekerlek arası mesafe	2450 mm
Ana tekerlek ve arka tekerlekler arası mesafe	5000 mm
Datum ve Ağırlık Merkezi arasındaki mesafe	5280mm
Helikopter Boş Ağırlık	3691 Kg
The Length between CG and Tail(Main) Gear	820+4180 mm
Atalet Momenti (x,x)	9.0 x 10^3 kgm2
Atalaet Momenti(y,y)	6.3 x 10^4 kgm2
Atalet Momenti(z,z)	6.0 x 10^4 kgm2
Sol Tekerlek Süspansiyon Yay Katsayısı (k1)	3.6 x 10^5 N/m
Sağ Tekerlek Süspansiyon Yay Katsayısı (k2)	5.0 x 10^6 N/m
Ana Tekerlek Süspansiyon Yay Katsayısı(k3)	2.0 x 10^6 N/m
Sol Tekerlek Süspansiyon Sönüm Katsayısı(c1)	2.2 x 10^4 Ns/m
Sağ Tekerlek Süspansiyon Sönüm Katsayısı(c2)	4.0 x 10^4 Ns/m
Ana Tekerlek Süspansiyon Sönüm Katsayısı(c3)	3.0 x 10^4 Ns/m
Sol Lastik Yay Katsayısı(k1)	1.2 x 10^6 N/m
Sağ Lastik Yay Katsayısı(k2)	1.2 x 10^6 N/m
Ana Lastik Yay Katsayısı(k3)	1.0 x 10^6 N/m
Sol Lastik Sönüm Katsayısı(c1)	1.0 x 10^4 Ns/m
Sağ Lastik Sönüm Katsayısı(c2)	1.0 x 10^4 Ns/m
Ana Lastik Sönüm Katsayısı(c3)	1.0 x 10^4 Ns/m

5.5 Kızaklı Tip Helikopter Ölçüleri



Şekil 5.8 Gövde ölçüleri[23]



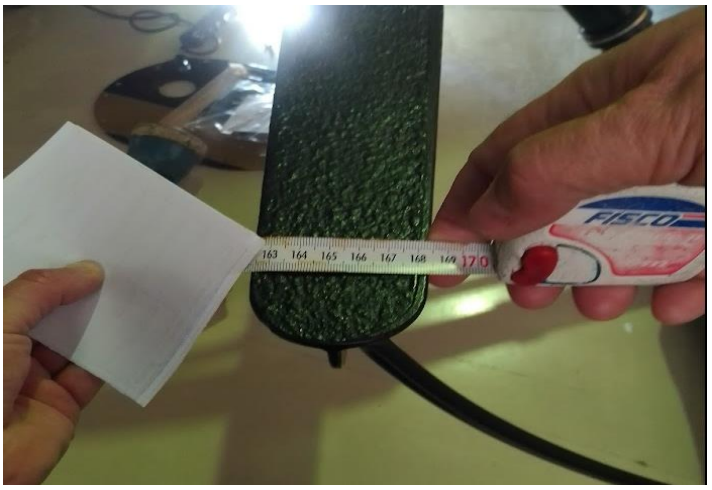
Şekil 5.9 Helikopter[22]



Şekil 5.10 Helikopter altı ve zemin mesafesi



Şekil 5.11 Kızaklar arası mesafe



Şekil 5.12 Kızaklar arası mesafe

Analizde kullanılacak modellemelerdeki sayısal değerler Tablo 5.2'den alınmıştır.

Tablo 5.2 Teknik Özellikler[23],[4]

Parametreler	**Kızaklı Helikopter**
İniş Takımları(c=d)	2450 mm
İniş Takımları (c=d)	1650 mm
Helikopter Boş Ağırlık	1609,35 Kg
İniş Takımları Kütlesi	94,52 Kg
Datum ve Ağırlık Merkezi arasındaki mesafe	3300 mm
Ağırlık Merkezi ve İniş Takımları arasındaki mesafeler	a=1 m, b=2 m
Atalet(x,x)	1515 kgm2
Atalet(y,y)	4863 kgm2
Atalet (z,z)	3869 kgm2
Yay Katsayısı(x)	320000 N/m
Yay Katsayısı(y)	425000 N/m
Yay Katsayısı(z)	370000 N/m
Sönüm Katsayısı(x)	400000 Ns/m
Sönüm Katsayısı(y)	1000000 Ns/m
Sönüm Katsayısı(z)	1100000 Ns/m

6
MATEMATİKSEL MODELLEME VE TEK VE İKİ SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ

6.1 Modelleme Yaklaşımları

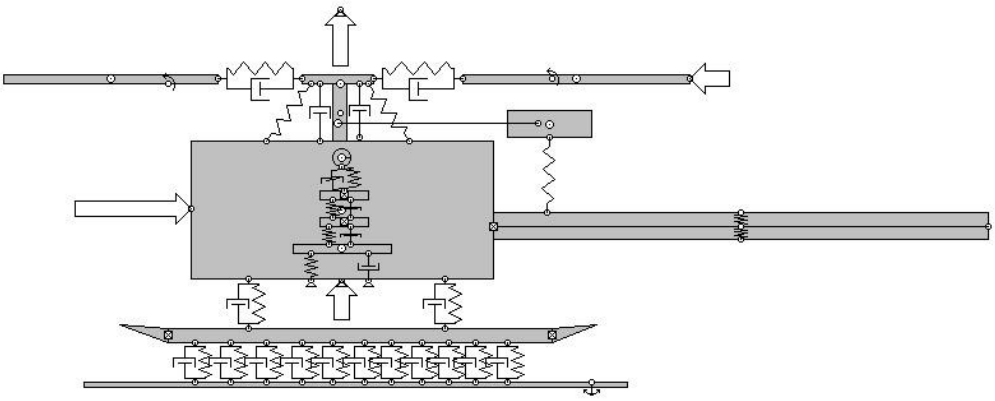
Bu bölümde konsept tam model üzerinden tek ve iki serbestlik dereceli modeller tasarlanmış akabinde üç ve altı serbestlik dereceli tam matematiksel modellemeler tasarlanarak analizler ortaya konmuştur.

Toplamda bir tam model ve iki alt model tasarlanarak Matlab-Simulink için denklemler oluşturulmuştur.

6.1.1 Konsept Tam Model Senaryosu

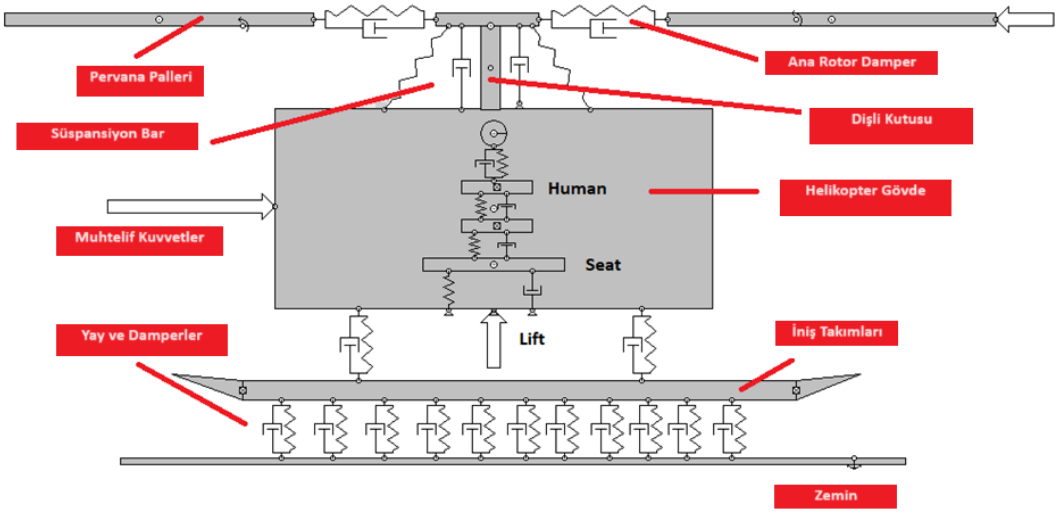
Landing Skids(kızaklı tip) ve Landing Gears(lastik tekerlekli) olarak iki tipe ayrılan helikopter iniş takımlarının Şekil 3.6'daki şematik diyagramını baz alarak kızaklı ve tekerlekli olmak üzere konsept model üzerinden modellemeler oluşturulmuştur.

Şekil 6.1'de bir helikopterin, yay ve sönüm elamanlarından oluşan konsept tam model çalışması bulunmaktadır ve bu model baz alınarak kızaklı tip ve lastik tekerlekli tip helikopter iniş takımlarının matematiksel modellerinin oluşturulması için model senaryosu aşağıda ortaya konulmuştur.



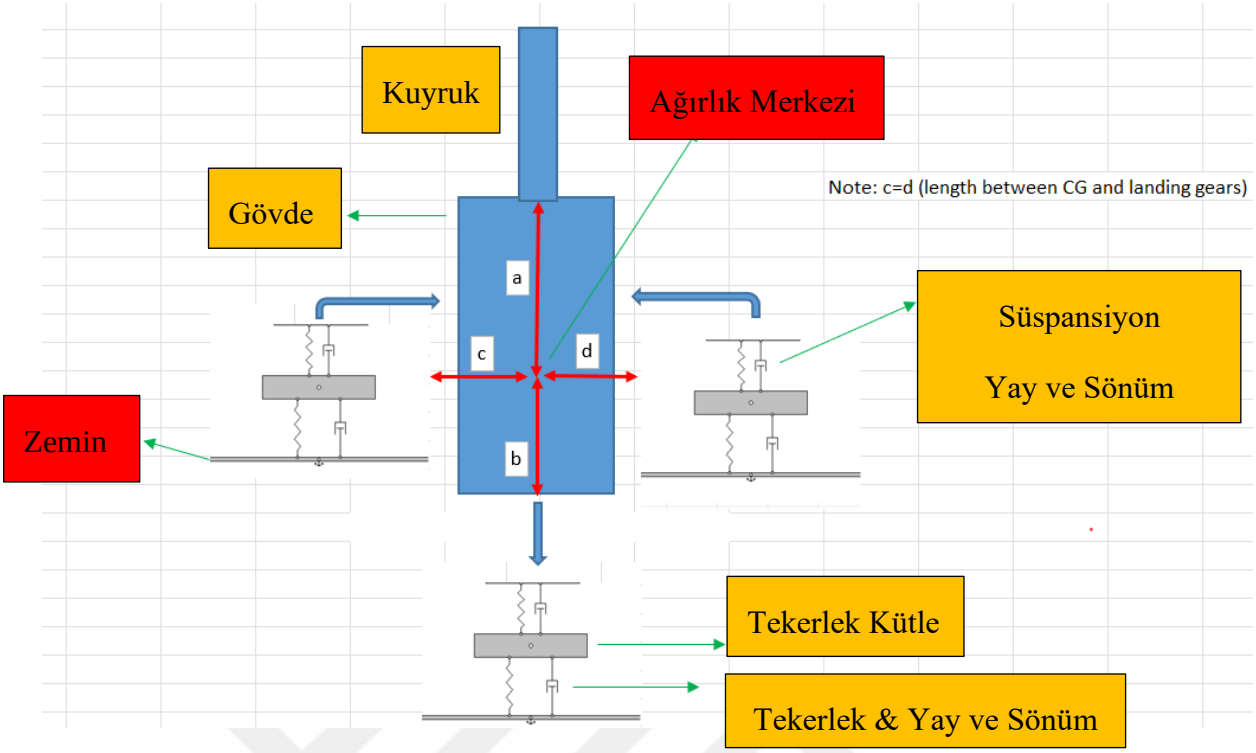
Şekil 6.1 Helikopter konsept tam model

Helikopterlerin özellikle rotor kısmında çok fazla süspansiyon sistemi bulunmakta MR Damper, shock absorber gibi titreşimi absorbe eden farklı elemanlar ile de Şekil 6.2'de gösterildiği gibi süspansiyon ekipmanlarını arttırabilmek mümkündür.



Şekil 6.2 Konsept tam model bileşenleri ve tanımlamaları

6.1.2 İki Serbestlik Dereceli Modelleme

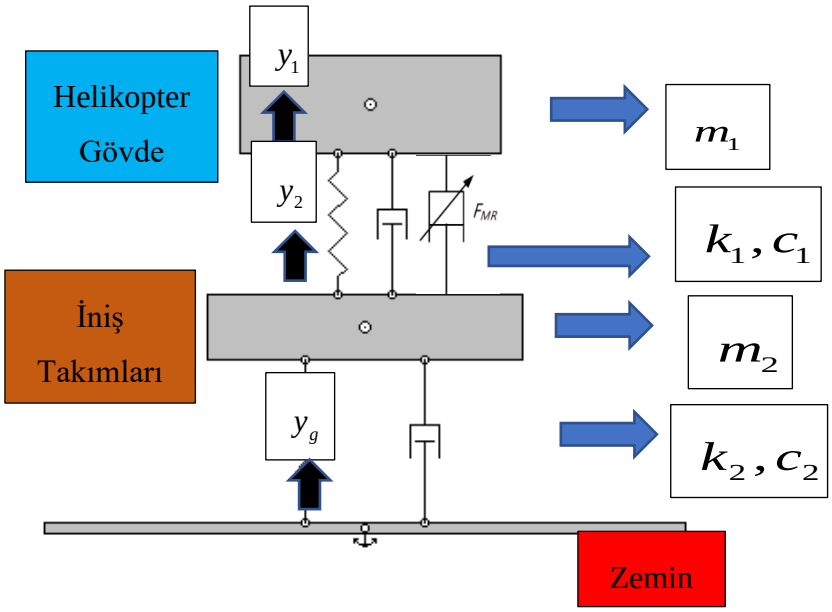


Şekil 6.3 Lastik tekerlekli tip helikopter modeli

İki serbestlik dereceli Şekil 6.3'teki modelimiz için;

y_1, y_2 : Helikopter Gövdesi Deplasmanı ve İniş Takımları Deplasmanı'dır.

F_{MR} : MR (magnetorheological)Damper, Simulink'te Q olarak tanımlanmıştır.



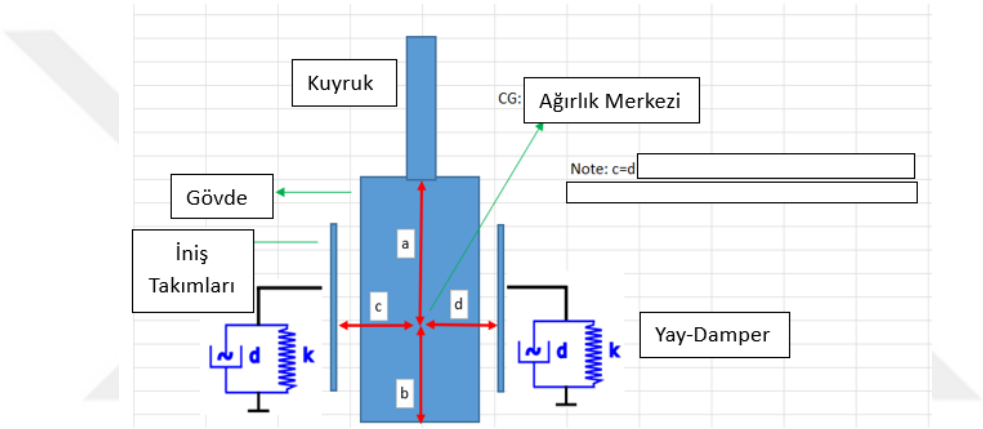
Şekil 6.4 Lastik tekerlekli tip & iki serbestlik dereceli matematiksel modelleme

Lastik tekerlekli Şekil 6.4'teki sistemin diferansiyel denklemlerini oluşturduğumuzda;

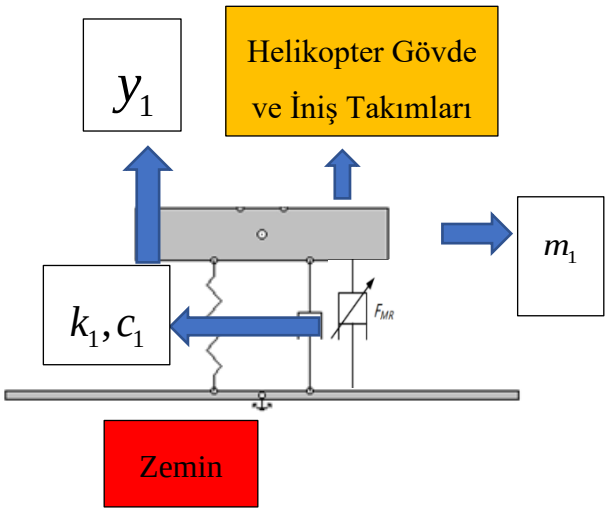
$$m_1 \ddot{y}_1 = -k_1(y_1 - y_2) - c_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) - F_{MR} + m_1 g - L_f \tag{6.1}$$

$$m_2 \ddot{y}_2 = k_1(y_1 - y_2) + c_1(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) - k_2(y_2 + y_g) - c_2(\dot{y}_2 + \dot{y}_g) + F_{MR} + m_2 g \tag{6.2}$$

6.1.3 Tek Serbestlik Dereceli (TSD) Modelleme



Şekil 6.5 Kızaklı tip helikopter modeli



Şekil 6.6 Kızaklı tip tek serbestlik dereceli matematiksel modelleme

Sistemin tek serbestlik dereceli Şekil 6.5 ve Şekil 6.6'daki diferansiyel denklemini oluşturduğumuzda;

$$m_1 \ddot{y}_1 = -k_1(y_1) - c_1(\dot{y}_1) - F_{MR} + m_1 g - L_f \tag{6.3}$$

6.1.4 Kaldırma Kuvveti ve Hız

Helikopter kalkış ve irtifa halinde kızaklı tip için Tablo 6.4 ve Tablo 6.5'te belirtilen 1-72 m/s, lastik tekerlekli tip için ise Tablo 6.1, Tablo 6.2 ve Tablo 6.3'te belirtilen 10-85 m/sn arasında hız değişimi uygulanarak denklem parametreleri elde edilmiştir. Kaldırma Kuvveti Denklemleri [2],[7] ;

$$L = l\,g(m_1 + m_2) \tag{6.4}$$

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \tag{6.5}$$

Tablo 6.1 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri

Parametreler (Lastik tekerlekli) &Denklem 6.5		
Kaldırma Katsayısı (CL)	1,35	Şekil 6.7'den
Hava Yoğunluğu (ρ)kg/m3	1,225	101.3 kPa 15 C°
Hız(v) m/s	85	
Toplam Kanat Alanı (S) m2	6,44	0,35*4,50*4=6,44 m2
Kaldırma Kuvveti	38473.67	N(Newton)

Tablo 6.2 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri

Parametreler (Lastik tekerlekli) & Denklem 6.4		
Kaldırma Katsayısı(CL)	1,35	Şekil 6.7'den
Yer Çekimi(g)	9,81	m/s2
Gövde (m1)	3691	Kg
Tekerlek ve Strut (m2)	70	Kg
Kaldırma Kuvveti	49808,8	N(Newton)

Tablo 6.3 Lastik tekerlekli helikopter parametreleri

Parametreler (Lastik tekerlekli) Denklem 6.5		
Kaldırma Katsayısı (CL)	1.35	Şekil 6.7'den
Hava Yoğunluğu(ρ)kg/m3	1.225	101.3 kPa 15 C°
Hız(v) m/s	10	10 knot= 5,14 m/s
Toplam Kanat Alanı (S) m2	6.44	0,35*4,50*4=6,44 m2
Kaldırma Kuvveti	532.5075	N(Newton)

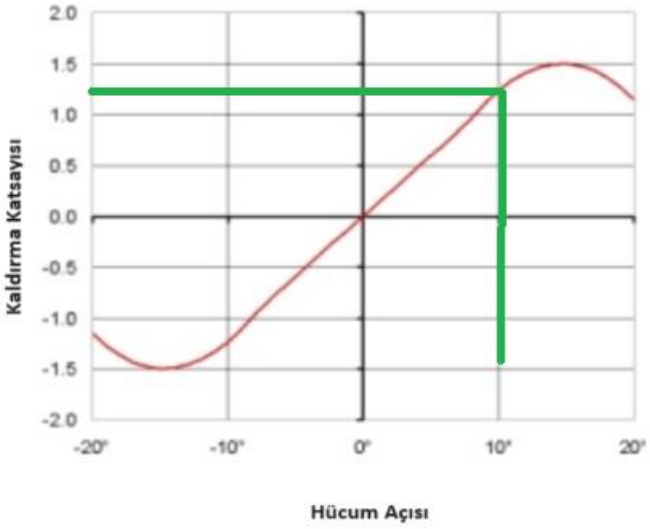
Tablo 6.4 Kızaklı helikopter parametreleri

Parametreler (Kızaklı tip) & Denklem 6.5		
Kaldırma Katsayısı(CL)	1,35	Şekil 6.7'den
Hava Yoğunluğu (ρ) kg/m3	1,225	101.3 kPa 15 C°
Hız(v) m/s	72	
Toplam Kanat Alanı (S) m2	5,76	0,27*5,33*4=5,76 m2
Kaldırma Kuvveti	24690,36	N(Newton)

Tablo 6.5 Kızaklı helikopter parametreleri

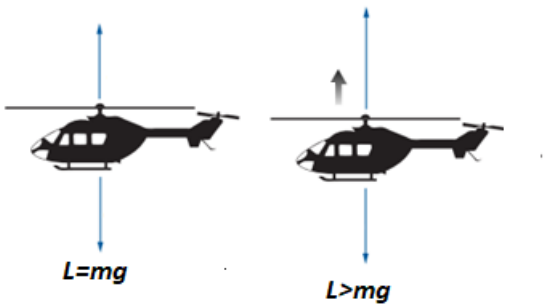
Parametreler (Kızaklı tip) & Denklem 6.4		
Kaldırma Katsayısı (CL)	1,35	Şekil 6.7'den
Yerçekimi(g)	9,81	m/s2
Gövde(m1)	1609	Kg
Tekerlek ve Strut(m2)	95	Kg
Kaldırma Kuvveti	22566,92	N(Newton)

Kaldırma Kuvvetini hesaplarken kaldırma katsayısı ve pervane kanatlarının hücum açısını Şekil 6.7'yi baz alarak 10°lik hücum açısına karşılık 1,35 katsayı değeri bulunmuştur.



Şekil 6.7 Kaldırma katsayısı ve hücum açısı grafiği

Kaldırma Kuvvetini belirleyen her iki denklem çözümünde (7.4 ve 7.5) lastik tekerlekli ve kızaklı tip helikopterlerin uçmasını sağlayan L>mg ve L=mg olana kadarki L<mg şartı da Şekil 6.8'deki gibi sağlanmış olup hız faktörünün(v) ve kaldırma katsayısının(CL), kaldırma kuvvetini(Lift Force) etkileyen en etkili parametreler olduğu da görülmüştür.



Şekil 6.8 Helikopter kaldırma kuvveti

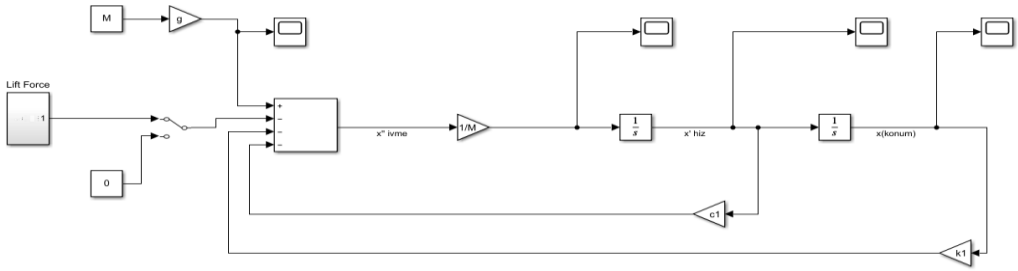
6.2 Nümerik Simülasyonlar

6.2.1 Kalkış

Tek Serbestlik Dereceli ve İki Serbestlik Dereceli, itki kuvveti ve ağırlık etkisi altında gövde ve iniş takımı titreşim değerleri ve Simulink modellerinde itki kuvvetinin yanı sıra kütlenin sıfır olduğu ve olmadığı opsiyonlarda ayrıca incelenmiştir.

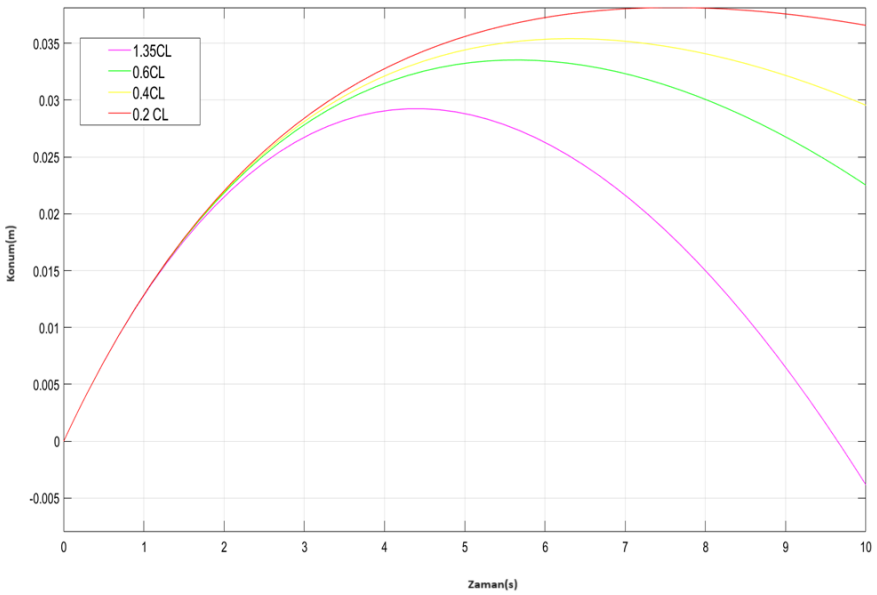
6.2.1.1 Kızaklı Tip Helikopterin Dinamik Analizi

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde Şekil 6.9'daki blok diyagramı;



Şekil 6.9 Kızaklı tip sistem simulink modeli

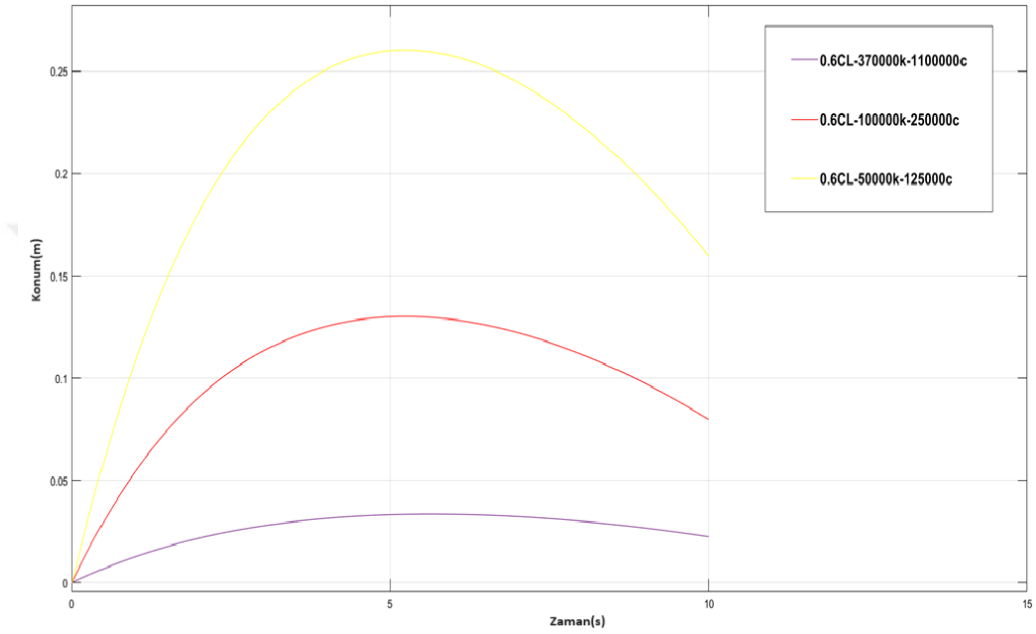
Alman kızaklı tip 2 helikopterinin ait iniş takımlarının k=370.000 N/m ve c=1100000 Ns/m değerlerinin baz alınarak farklı kaldırma katsayılarına (CL) göre Şekil 6.10'daki konum-zaman grafiği;



Şekil 6.10 Kaldırma katsayısı ve konum

Şekil 6.10'da sistem 0.6 CL değerinde sıfıra yakın konuma gelip oturmuş, 4. ve 6. Saniye arasında yükselen bir seyir izlerken 6. saniyeden itibaren azalmaya başlayıp sıfıra doğru yaklaşmıştır.

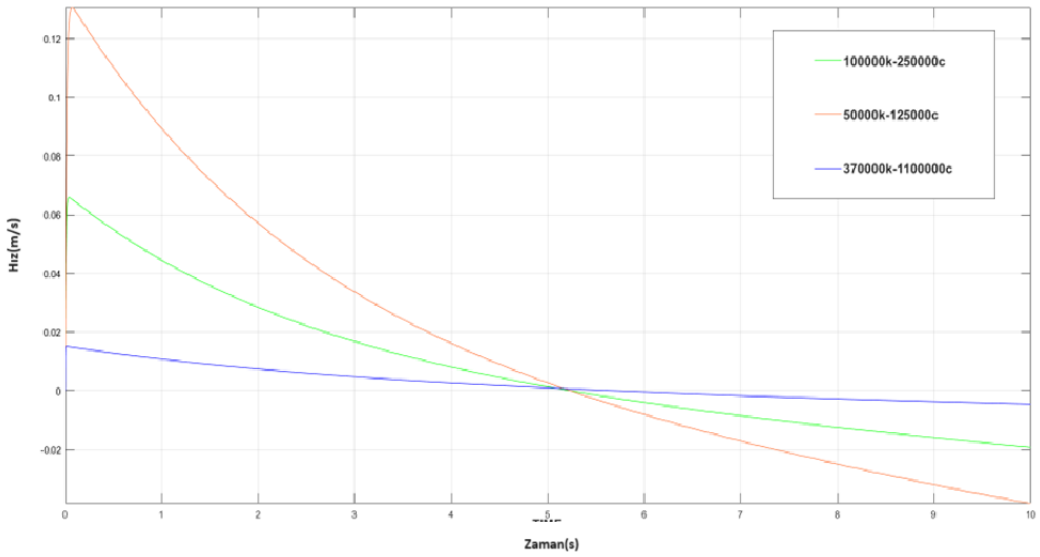
Sistemin kararlılık gösterip sıfıra yakın noktada oturmaya başladığı 0.6 CL(Kaldırma Katsayısı) değeri baz alınarak farklı k ve c değerlerine göre sistemin sönüm kabiliyeti ve yer değiştirmesine ilişkin Şekil 6.11'deki grafik;



Şekil 6.11 Kaldırma katsayısı ve konum

Sistemde sönüm ve yay değerlerinin azaltılması neticesinde 5. saniye'ye kadar deplasman artmış, 5.saniyeden sonra ise sıfıra doğru yaklaşmaya başlamıştır.

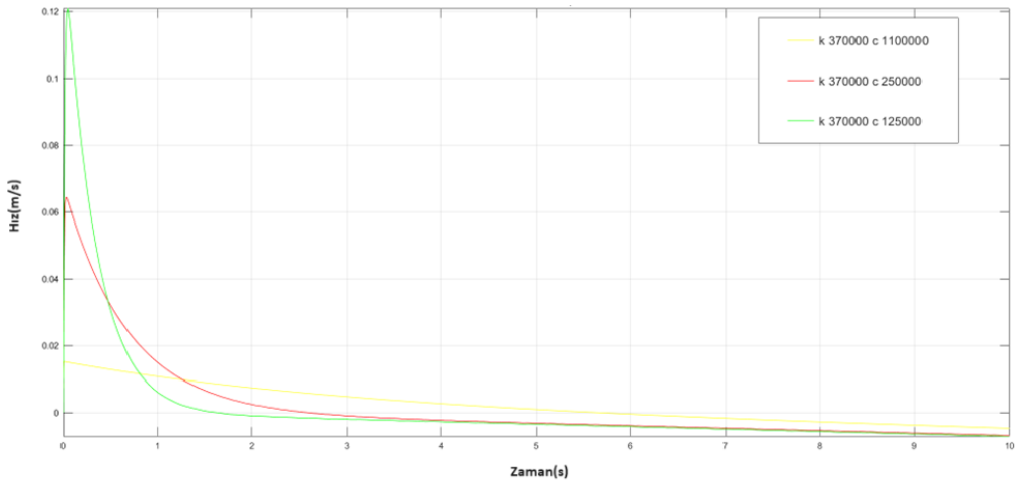
Helikopter gövde ve iniş takımı toplam kütlesinin aynı k,c değerlerine göre Şekil 6.12'deki hız grafiği;



Şekil 6.12 Kütle hızı ve zaman

Sistemde yay ve sönüm değerleri azaldıkça sistemdeki deplasman artmış ve aynı zamanda deplasmana bağlı olarak kütlenin hızlanması artmıştır. 0.12, 0.06 ve 0.02 değerlerindeki hızlanmalar 0-1. sn arasında aniden azalan bir seyir almıştır.

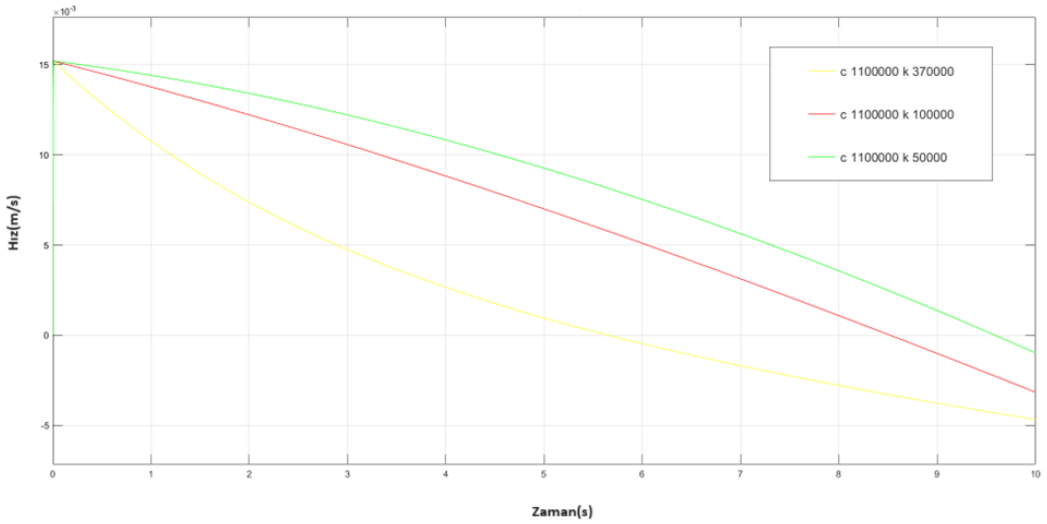
Şekil 6.13'te gösterilen k sabit c değişken olması halinde;



Şekil 6.13 Kütle hızı ve zaman

Sistemde k(yay) sabit ve c(sönüm) değerinin azalması halinde her üç eğri de Şekil 6.12'ye göre daha keskin ve ani olarak bir düşüş yaşamış ve kütlelerin hızı sıfıra doğru oturmuştur.

Şekil 6.14’te gösterilen c sabit k değişken olması halinde;

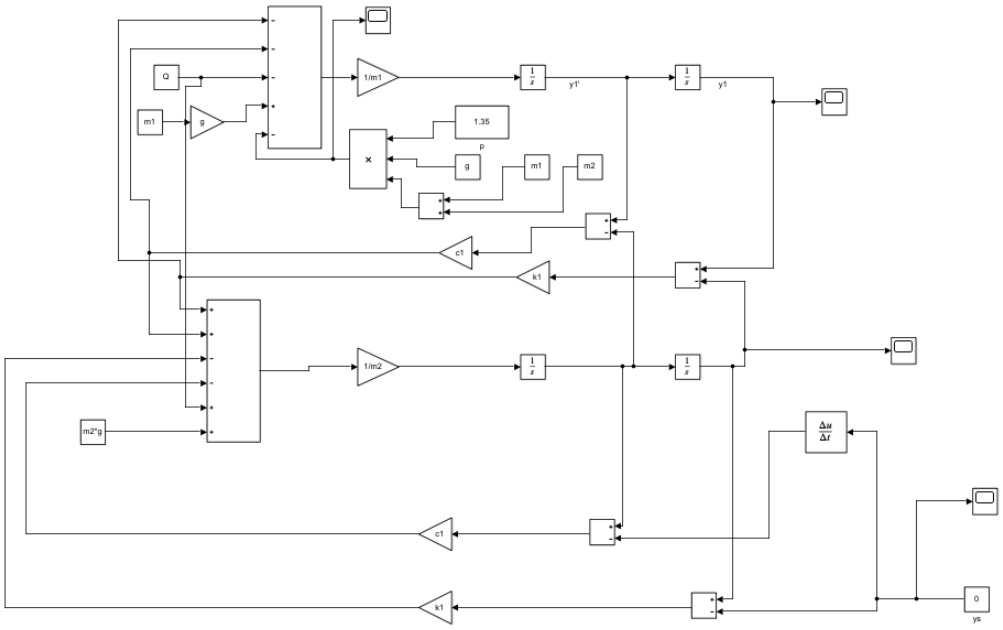


Şekil 6.14 Kütle hızı ve zaman

Sistemde k(yay) değerinin azalması ve c(sönüm) değerinin sabit olması halinde her üç eğri de Şekil 6.12’ye göre daha kararlı bir düşüş yaşamış ve Şekil 6.13’e göre ise daha keskin ve ani olarak bir düşüş yaşamamıştır.

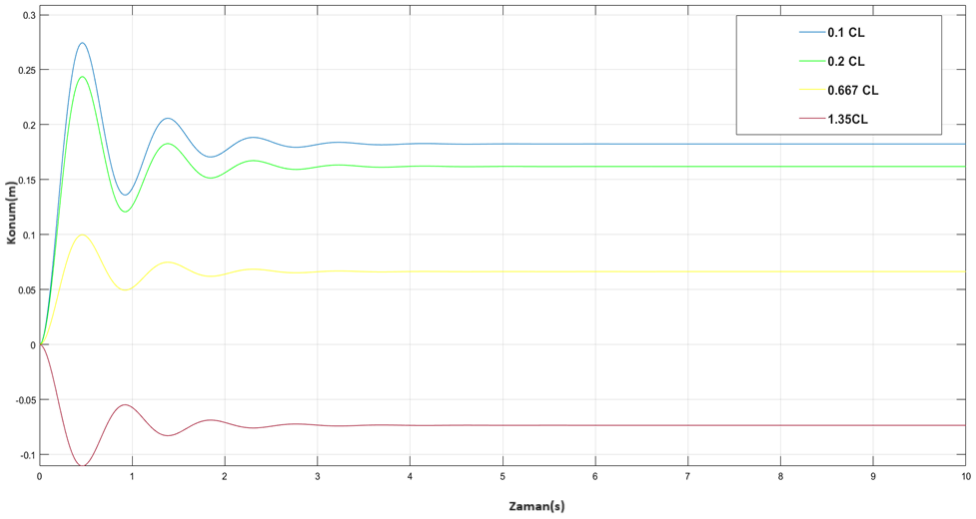
6.2.1.2 İki Serbestlik Dereceli Lastik Tekerlekli Tip Dinamik Analizi

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde Şekil 6.15'teki blok diyagramı(Denklem 6.4'e göre[2])



Şekil 6.15 Lastik tekerlekli sistem simulink modeli(Denklem 6.4'e göre[2])

Denklem 6.4'e göre[2] $L = l\,g(m_1+m_2)$ için Kaldırma Katsayısına göre olan Şekil 6.16'daki grafik;

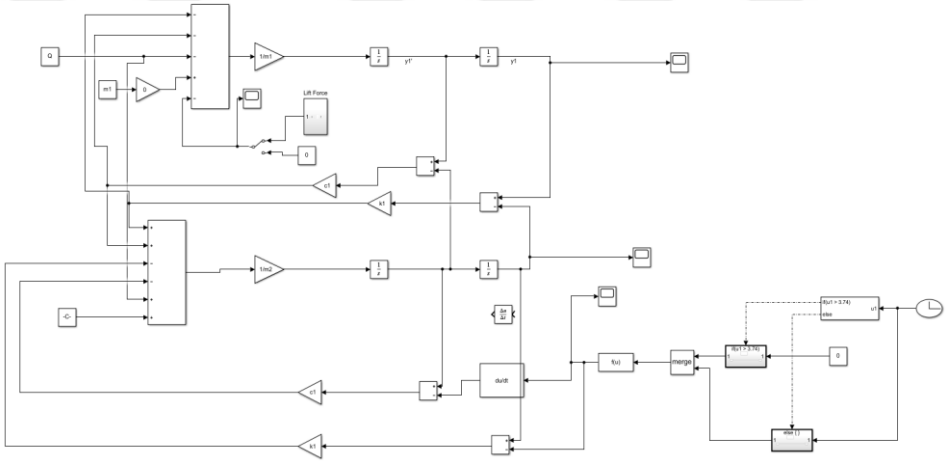


Şekil 6.16 Kaldırma katsayısı ve konum

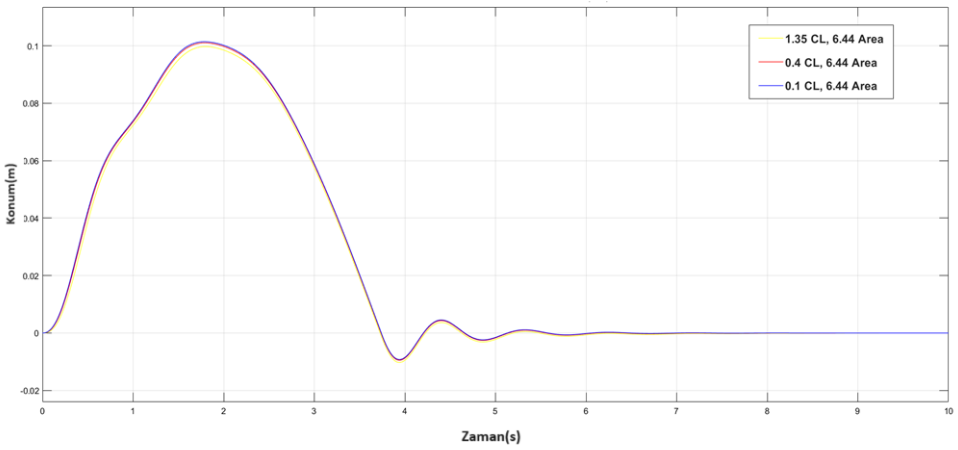
CL(Kaldırma Katsayısı) değeri arttıkça sıfıra yaklaşmakta sistem oturmaktadır. 0.1,0.2 ve 0.6 CL değerlerinde 0.5 sn'de sistem pick atmış sırası ile 0.25, 0.24 ve 0.1 mm deplasman değerlerine ulaşılmıştır daha sonrasında sistem tüm eğriler için 3.sn'den itibaren oturmaya başlamıştır.

Denklem 6.5'e göre [7];

Sivakumar'ın çalışmasındaki gibi $m_1 g$ ve $m_2 g$ değerleri Şekil 6.17'deki modelde sıfır alınmış ve akabinde wing area(toplam kanat alanı) ve CL(Kaldırma Katsayısı) değerleri defalarca değiştirilmesine rağmen deplasman eğrisi fazla değişmemiştir. Sistemde CL ve kanat alanının fazla bir etkisi olmadığı görülmüştür. (v=0-10 m/s) Sivakumar'da aktif ve pasif kontrolü farkı incelenirken burada ise CL değerleri farkı incelenmiştir.



Şekil 6.17 Lastik tekerlekli sistem simulink modeli (m=0)

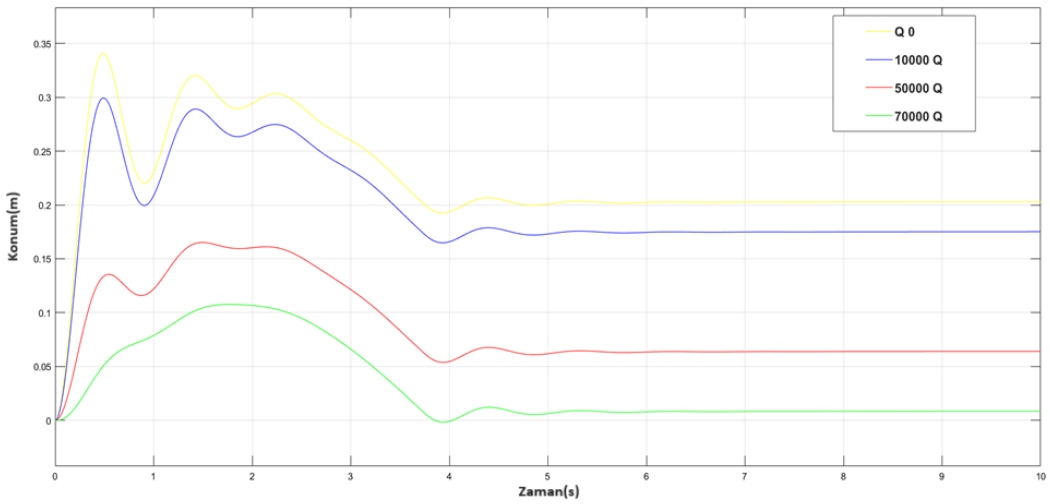


Şekil 6.18 Kaldırma kuvveti ve zaman

Lastik tekerlekli tip için mg ağırlıklarını diferansiyel denklemlerde sıfır aldığımızda 10° Hücum Açısı ve 1.35 CL de sistemin daha küçük CL değerleri ile mukayese edildiğinde Şekil 6.18'deki gibi sıfıra daha yakın olduğu ve dengelendiği görülmektedir.

$m_1 g \neq 0$ ve $m_2 g \neq 0$ olması halinde;

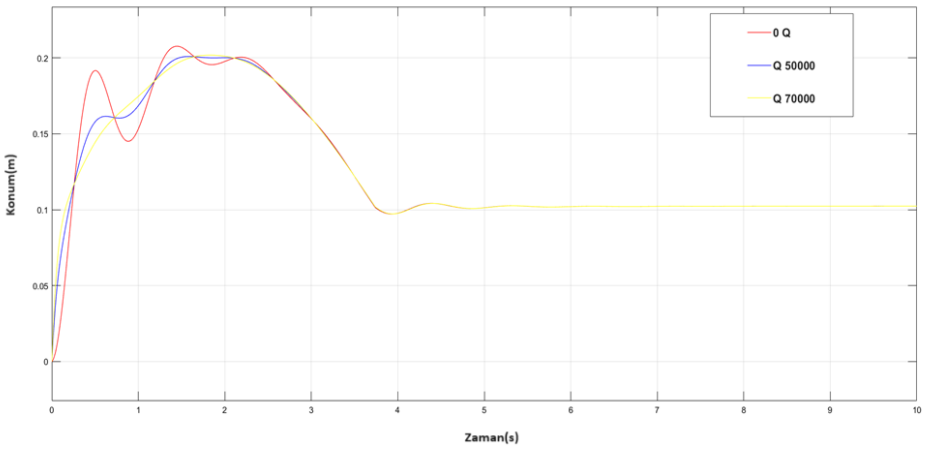
M1 Kütlesi (Helikopter Gövde)



Şekil 6.19 Damper kuvveti ve konum

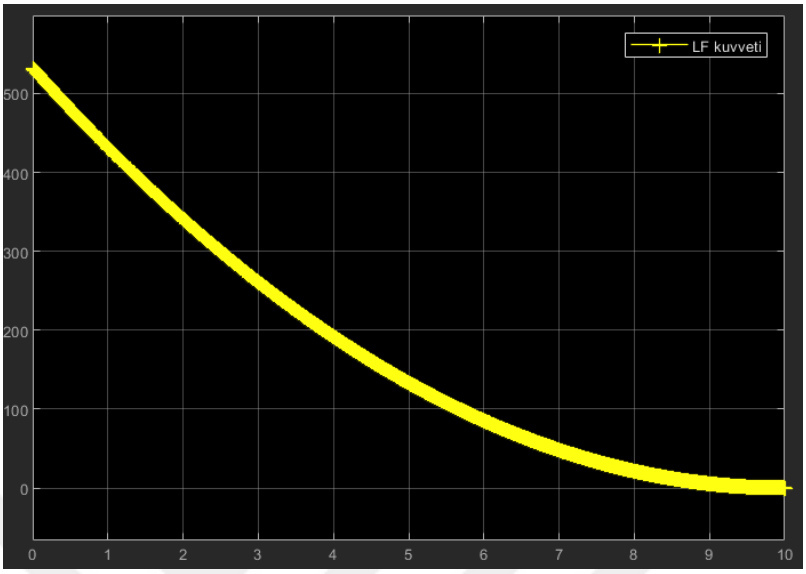
Q (MR Damper) kuvveti arttıkça sistem helikopter gövde kütlesi sıfıra yaklaşmakta ve dengelenmektedir. Tüm eğriler Şekil 6.19'da gösterildiği gibi 5. Sn'den itibaren oturmaktadır. Kuvvet arttıkça sistem dalgalı bir formdan oval kararlı bir forma doğru seyir izlemiştir.

M2 kütlesi (Helikopter İniş Takımları)



Şekil 6.20 Damper kuvveti ve konum

Q kuvveti arttıkça (shock absorber, genellikle gövde ve iniş takımları arasında kullanılır.), m2 kütlesi yani iniş takımları dalgalı bir formdan daha oval bir forma doğru Şekil 6.20'deki gibi kararlılık göstermektedir.

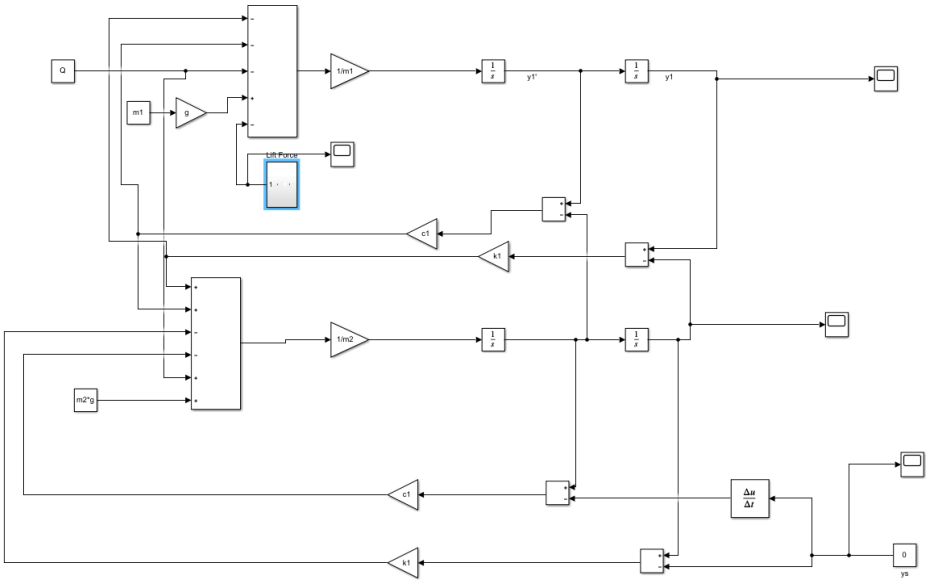


Şekil 6.21 Hız ve kaldırma kuvveti

Helikopter'in Denklem 6.5'e göre v=0-10 m/s ve 1.35 CL'deki Kaldırma Kuvveti değeri Şekil 6.21'de yer almaktadır.

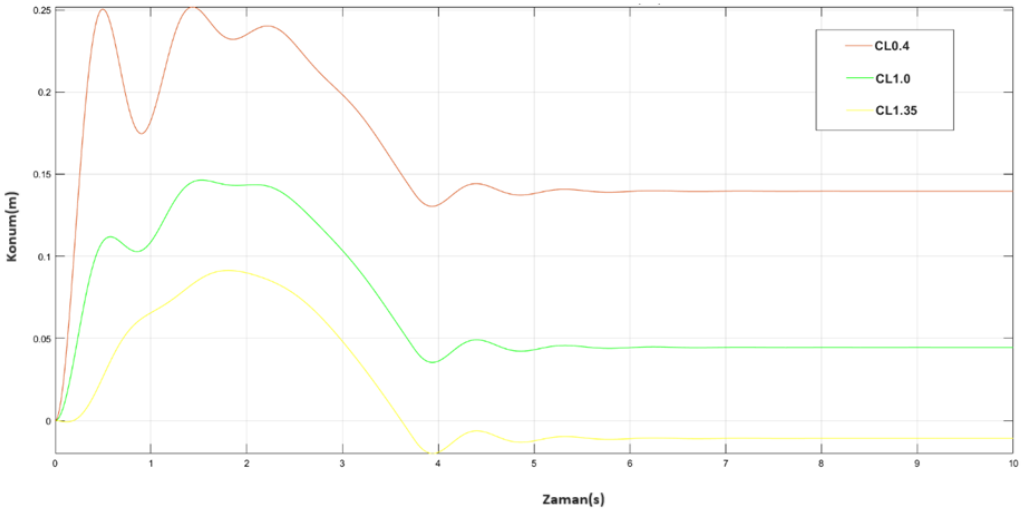
85 m/sn için

Helikopter gövde ve iniş takımları kütlesi, kaldırma kuvveti, ekstra MR kuvveti sisteme eklendiğinde blok diyagramı(Denklem 6.5'e göre[7]);



Şekil 6.22 Lastik tekerlekli sistem simulink modeli

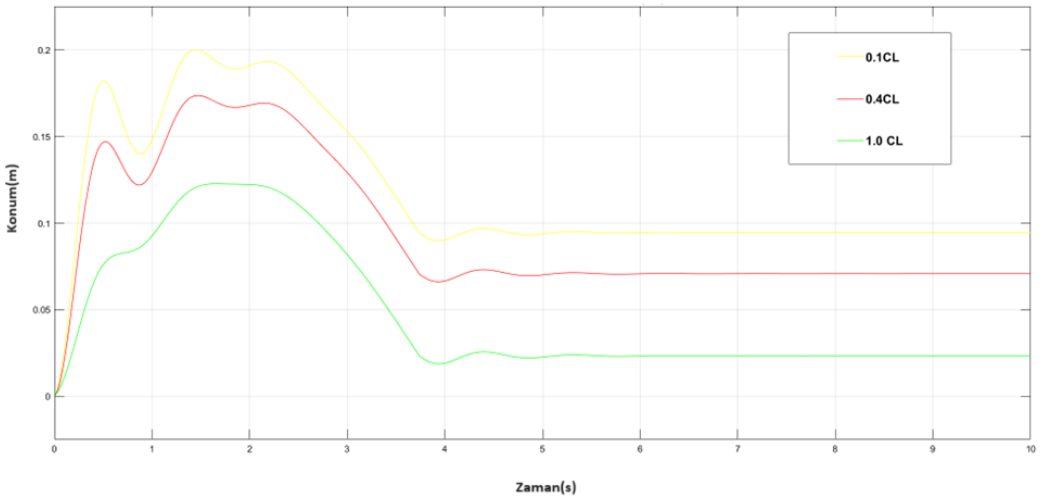
M1 kütlesi(Helikopter Gövde)



Şekil 6.23 Kaldırma katsayısı ve konum

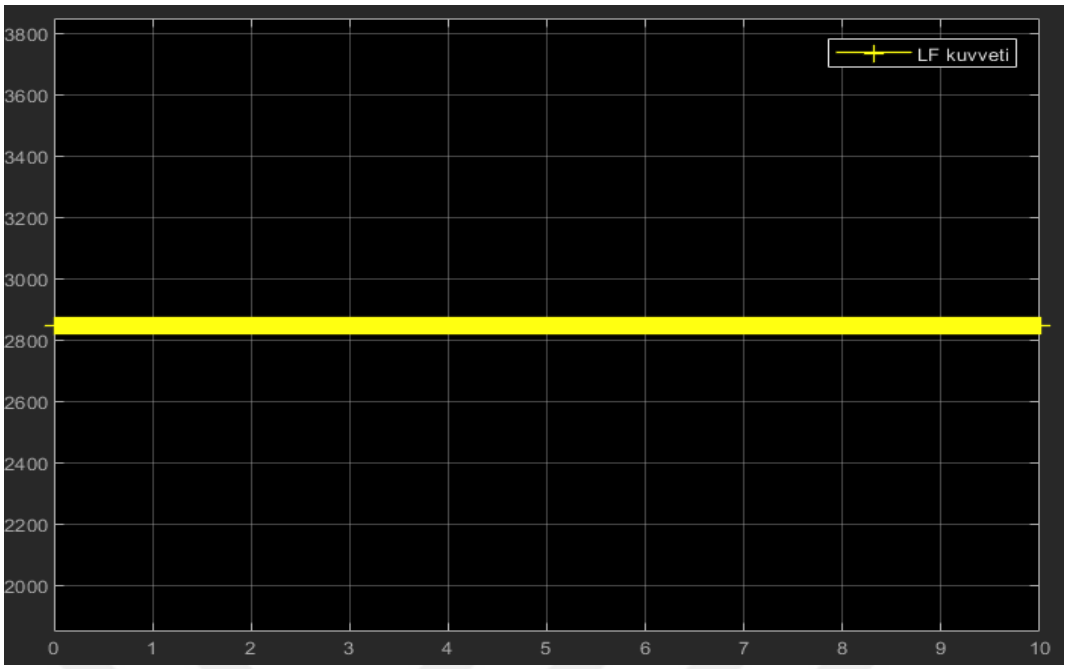
CL değeri arttıkça gövde dengelenene kadar sistem sıfıra yaklaşmaktadır. CL'nin az olması halinde sistemde deplasman fazladır. Şekil 6.23'te 5. sn'den itibaren sistem dengelenmiştir. 0.4,1.0 ve 1.35 CL değerlerinin eğrileri sırası ile dalgalı formdan oval kararlı bir forma doğru seyir izlemiştir.

M2 Kütlesi(Helikopter İniş Takımları)



Şekil 6.24 Kaldırma katsayısı ve konum

İniş takımları için de aynı hususlar geçerlidir. CL'nin fazla olduğu değerde Şekil 6.24'te gösterildiği gibi sistem sıfıra yakındır.

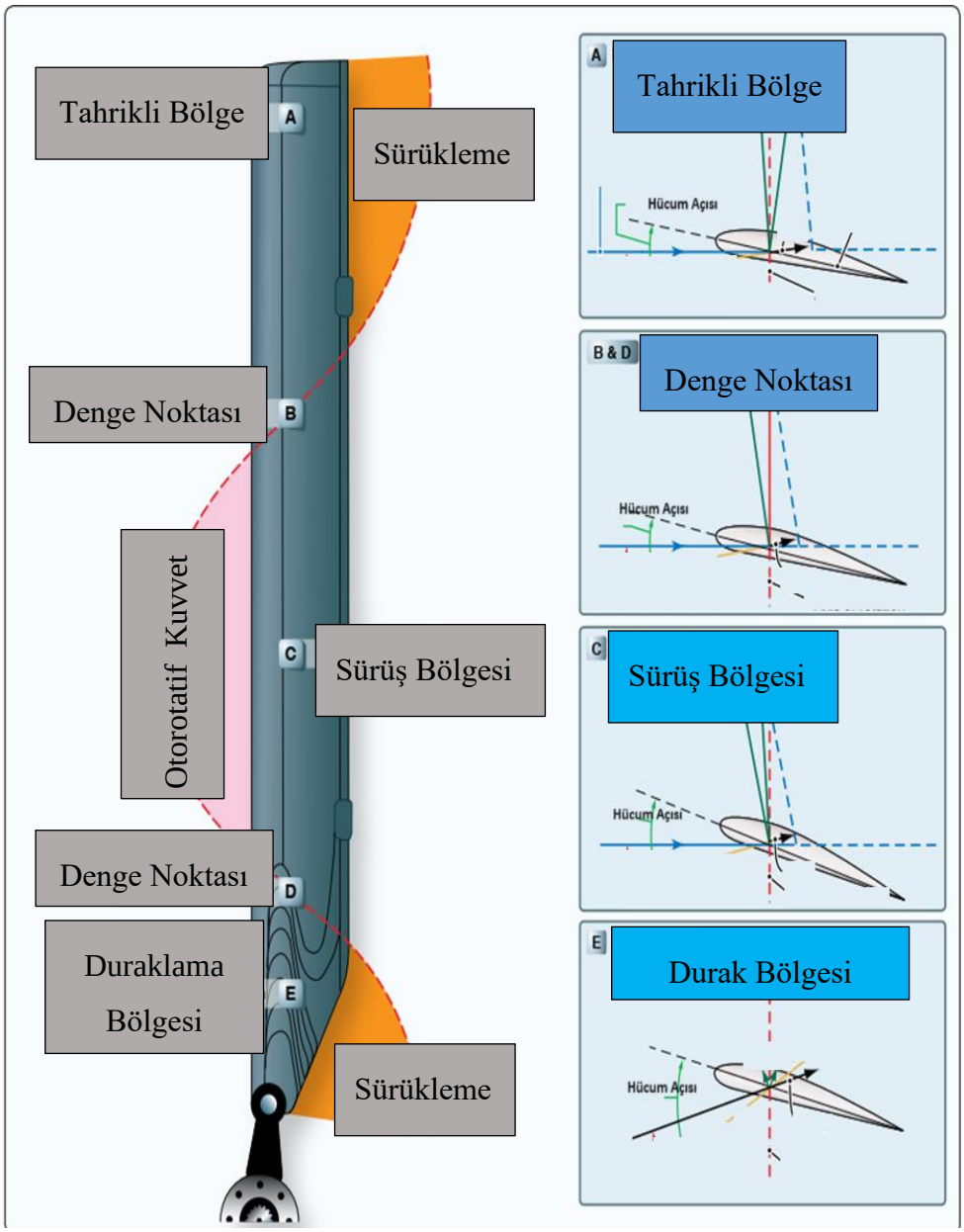


Şekil 6.25 Hız ve kaldırma kuvveti

Helikopter'in Denklem 6.5'e göre v=85 m/s ve 1.0 CL değerindeki Kaldırma Kuvveti değeri Şekil 6.25'te yer almaktadır.

6.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları

Federal Aviation Administration(FAA) tarafından ‘’Aerodynamics of Flight’’ dokümanından alınan Şekil 6.26’daki görselde bir helikopterin ilk kalkış ve duraklama bölgesi arasındaki kaldırma kuvveti, hücum açısı ve kaldırma katsayısı arasındaki ilişki detaylı olarak açıklanmıştır.



Şekil 6.26 Kanat üzerindeki kararlılık bölgeleri[7]

Hücüm Açısı ile Kaldırma Katsayısı birbirleri ile doğru orantılı değerlerdir. Kaldırma Katsayısı değeri Helikopter'in belli bir dengeye ulaşana kadar artmakta ve denge noktasına ulaşana kadar ise titreşim eğrileri sıfıra yaklaşmaktadır. İrtifa kaybı sonrası ise hava akımı kararsız (düzgün değil) hale gelmekte ve türbülans oluşarak hız ve irtifa kaybı yaşanmakta bu durum kaldırma kuvvetinin azalmasına

neden olmaktadır elbetteki türbülans esnasında da helikopter titreşimleri artmaktadır. Sisteme MR Damper olarak ekstra bir kuvvet uygulanması helikopter parçalarının ömrünü uzatmakta, yorulma ve titreşimi azaltmaktadır. Bu bölümde kaldırma kuvveti ve helikopter kütleleri modellemeye eklenerek bir senaryo ortaya konmuştur. Kızaklı iniş takımları tek serbestlik dereceli; Lastik tekerlekli iniş takımları ise iki serbestlik dereceli olarak modellenmiş her iki tip içinde farklı senaryolar ortaya konmuştur.

Tablo 6.6 Kızaklı helikopter & 1.senaryo

Kızaklı Helikopter Model/Senaryo	Kaldırma Katsayısı(CL)	Deplasman (Tepe Noktası) m	Sönümlenme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
Kalkış	1.35	0.035	10. sn den itibaren	370000	1100000
Kalkış	0.6	0.026	4. sn den itibaren	370000	1100000
Kalkış	0.6	0.14	5. sn den itibaren	100000	250000
Kalkış	0.6	0.25	7. sn. den itibaren	50000	125000

Tablo 6.7 Lastik tekerlekli helikopter & 2. Senaryo

Lastik Tekerlekli Helikopter Model/Senaryo	Kaldırma Katsayısı(CL)	Deplasman Tepe Noktası (m)	Sönümlenme Zamanı(sn)	MR Damper &Kuvvet(N)	Kütle Şartı(kg)
Kalkış	1.35	0.08	6.7	0	0 (v=0-10 m/s)
Kalkış	0.4	0.10	6.8	0	0 (v=0-10 m/s)
Kalkış	0.1	0.11	7.0	0	0 (v=0-10 m/s)
Kalkış	1.35	0.30		10000	Var(v=0-10m/s)
Kalkış	1.35	0.15		50000	Var(v=0-10m/s)
Kalkış	1.35	0.1		70000	Var(v=0-10 m/s)

Tablo 6.8 Lastik tekerlekli helikopter & 3. Senaryo

Lastik Tekerlekli Helikopter Model/Senaryo	Kaldırma Katsayısı(CL)	Deplasman Tepe Noktası (m)	Sönümlenme Zamanı(sn)	Hız(m/sn)	Kütle ve LF(Kaldırma Kuvveti) Şartı(kg)
L>mg Uçuş*	1.35	0.09	5.0	85	Var
L>mg Uçuş*	0.4	0.25	5.4	85	Var
L>mg Uçuş*	1.0	0.15	5.2	85	Var
L>mg Uçuş **	1.0	0.125	4,5	85	Var
L>mg Uçuş **	0.4	0.17	4,7	85	Var
L>mg Uçuş **	0.1	0.20	4,8	85	Var

‘’ * ‘’ helikopter gövde kütlesini; ‘’ ** ‘’ helikopter iniş takımlarını belirtmektedir. Kaldırma katsayısı(CL) değeri arttıkça gövde dengelenene kadar sistem sıfıra yaklaşmaktadır.

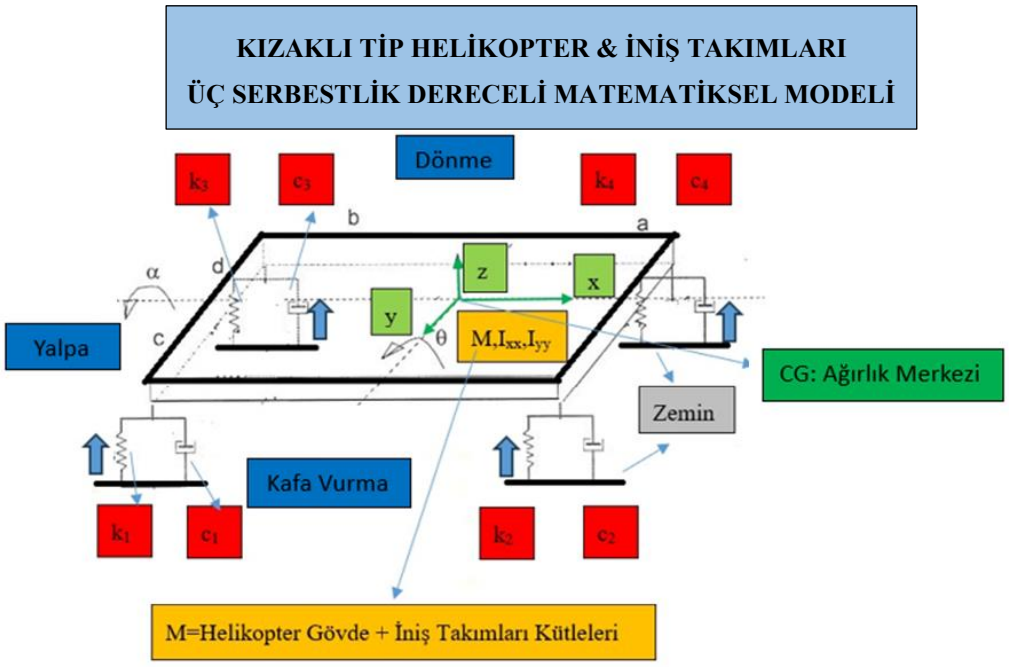
Yukarıda yeşil alanlarda gösterilen 1.Senaryo’daki Tablo 6.6’da 4.sn’den itibaren sönümlenmeye başlanmış ve deplasman tepe noktası 0.026 m değerleri; 2. Senaryo’daki Tablo 6.7’de 6.7 sn’den sonra sönümlenmeye başlamış ve deplasman tepe noktası 0.08 m değerleri ; 3. Senaryo’daki Tablo 6.8’deki gövde sönümlenme zamanı 5 sn ve deplasman tepe noktası 0.09 m, iniş takımlarında ise sönümlenme zamanı 4,5 sn ve deplasman tepe noktası 0.125 m değerleri en uygun değerlerdir.

7
MATEMATİKSEL MODELLEME VE ÜÇ SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ

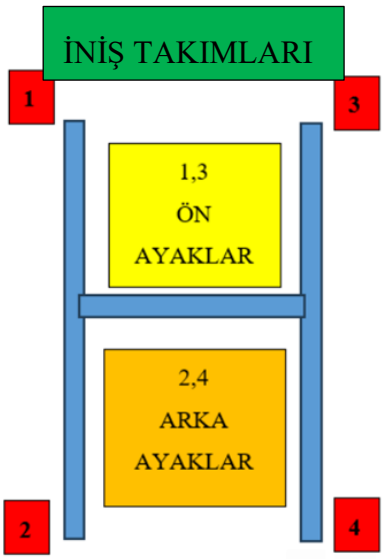
7.1 Modelleme Yaklaşımları

Bir önceki bölümde oluşturulan konsept tam model üzerinden tek serbestlik dereceli bir alt model tasarlanmıştır. Aşağıda ise helikopter kütlesi, x ve y eksenindeki hareketler olmak üzere üç serbestlik dereceli bir sistem Şekil 7.1'de oluşturulmuştur.

7.1.1 Kızaklı Tip Üç Serbestlik Dereceli Tam Model Tasarımı



Şekil 7.1 Kızaklı tip helikopter modeli



Şekil 7.2 İniş takımları

Şekil 7.2'de gösterilen modellemede, iniş kızakları 1,3 ön ayaklar; 2,4 ise arka ayaklar olarak tanımlanmıştır.

Alt denklem takımları, Ek A'daki yardımcı koordinatlar ile oluşturulmuş ve ilgili denklemlerde lineerleştirme için Sin $\theta = \theta$, $Sin\ \alpha = \alpha$; $Cos\ \theta = 1$, $Cos\ \alpha = 1$ kullanılmıştır.

Enerji denklemleri 7.1, 7.2 ve 7.3'te verilmiştir.

$$E_k = \frac{1}{2}M\dot{y}^2 + \frac{1}{2}I_z\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}I_x\dot{\alpha}^2 \tag{7.1}$$

$$E_p = \frac{1}{2}k_{s1}(x_1 - y_1)^2 + \frac{1}{2}k_{s2}(x_2 - y_2)^2 + \frac{1}{2}k_{s3}(x_3 - y_3)^2 + \frac{1}{2}k_{s4}(x_4 - y_4)^2 \tag{7.2}$$

$$E_D = \frac{1}{2}c_1(\dot{x}_1 - \dot{y}_1)^2 + \frac{1}{2}c_2(\dot{x}_2 - \dot{y}_2)^2 + \frac{1}{2}c_3(\dot{x}_3 - \dot{y}_3)^2 + \frac{1}{2}c_4(\dot{x}_4 - \dot{y}_4)^2 \tag{7.3}$$

Kütle ve eksenlere ilişkin denklemler 7.4, 7.5 ve 7.6'da verilmiştir.

$$\begin{gathered} M\ddot{y} + (c_1 + c_2 + c_3 + c_4)\dot{y} + (k_{s1} + k_{s2} + k_{s3} + k_{s4})y + \\ (a(c_1 + c_2) - b(c_3 + c_4))\dot{\theta} + (a(k_{s1} + k_{s2}) - b(k_{s3} + k_{s4}))\theta + \\ (d(c_2 + c_4) - c(c_1 + c_3))\dot{\alpha} + (d(k_{s2} + k_{s4}) - c(k_{s1} + k_{s3}))\alpha - \\ c_1\dot{y}_1 - k_{s1}y_1 - c_2\dot{y}_2 - k_{s2}y_2 - c_3\dot{y}_3 - k_{s3}y_3 - c_4\dot{y}_4 - k_{s4}y_4 = m_1g - L_f \end{gathered} \tag{7.4}$$

$$\begin{gathered} I_z\ddot{\theta} + (a^2(c_1 + c_2) + b^2(c_3 + c_4))\dot{\theta} + \\ (a^2(k_{s1} + k_{s2}) + b^2(k_{s3} + k_{s4}))\theta + \\ (a(c_1 + c_2) - b(c_3 + c_4))\dot{y} + (a(k_{s1} + k_{s2}) - b(k_{s3} + k_{s4}))y + \\ (d(ac_2 - bc_4) - c(ac_1 - bc_3))\dot{\alpha} + \\ (d(ak_{s2} - bk_{s4}) - c(ak_{s1} - bk_{s3}))\alpha - \\ ac_1\dot{y}_1 - ak_{s1}y_1 - ac_2\dot{y}_2 - ak_{s2}y_2 + \\ bc_3\dot{y}_3 + bk_{s3}y_3 + bc_4\dot{y}_4 + bk_{s4}y_4 = 0 \end{gathered} \tag{7.5}$$

$$I_x\ddot{\alpha} + \left(c^2(c_2 + c_4) + d^2(c_1 + c_3)\right)\dot{\alpha} \quad (7.6)$$
$$+(c^2(k_{s2} + k_{s4}) + d^2(k_{s1} + k_{s3}))\alpha +$$
$$(d(c_2 + c_4) - c(c_1 + c_4))\dot{y} + (d(k_{s2} + k_{s4}) - c(k_{s1} + k_{s3}))y +$$
$$(d(ac_2 - bc_4) - c(ac_1 - bc_3))\dot{\theta} +$$
$$(d(ak_{s2} - bk_{s4}) - c(ak_{s1} - bk_{s3}))\theta +$$
$$cc_1\dot{y}_1 + ck_{s1}y_1 - dc_2\dot{y}_2 - dk_{s2}y_2 +$$
$$cc_3\dot{y}_3 + ck_{s3}y_3 - dbc_4\dot{y}_4 - dk_{s4}y_4 = 0$$

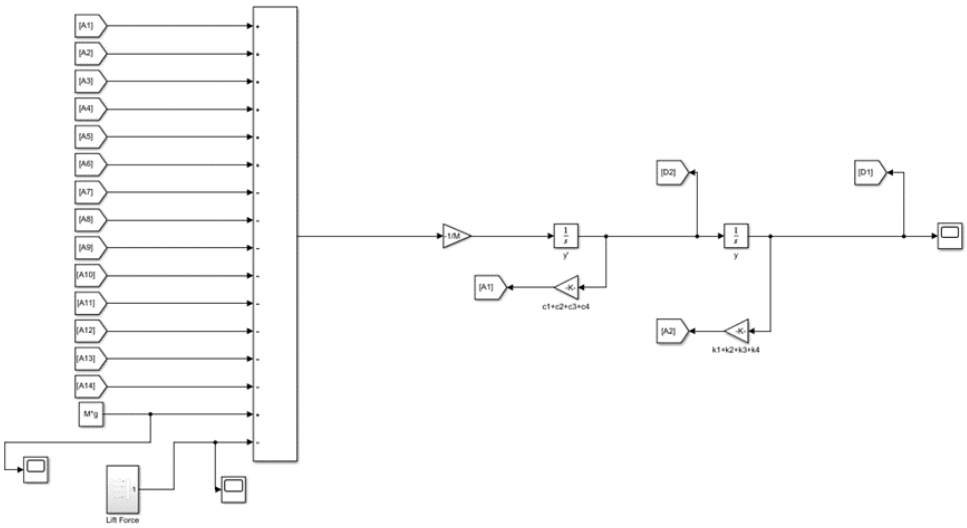
7.2 Nümerik Simülasyonlar

7.2.1 Kalkış

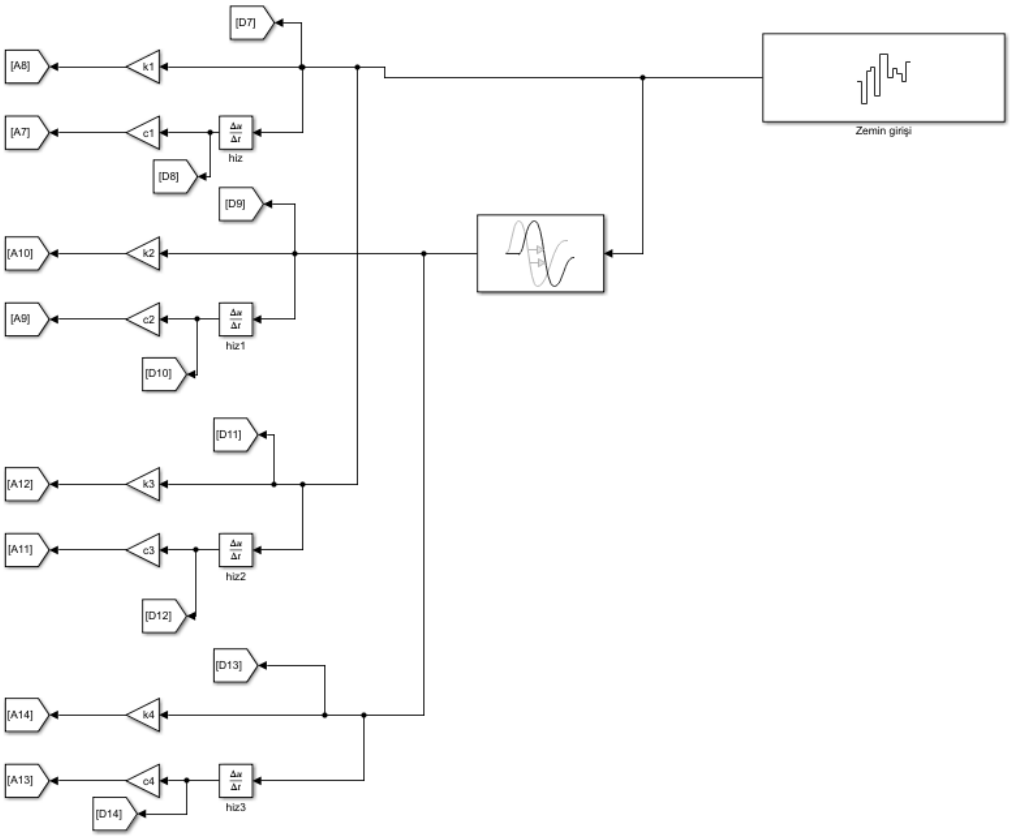
Üç Serbestlik Dereceli oluşturulan modelde, itki kuvveti ve ağırlık etkisi altında "gövde+iniş takımı" titreşim değerleri ve simulink modellerinde itki kuvvetinin yanı sıra, kütlenin normal ve arttırılmış hali farklı k, c değerleri ve ayakların gecikme zamanı esas alınarak incelenmiştir.

7.2.1.1 Kızaklı Tip Helikopterin Gecikme Zamanına Göre Dinamik Analizi

Tablo 5.2 ve Tablo 6.4 baz alınarak ilgili parametrelere göre simulink modeli Şekil 7.3 ve Şekil 7.4'te oluşturulmuş ve analiz edilmiştir.

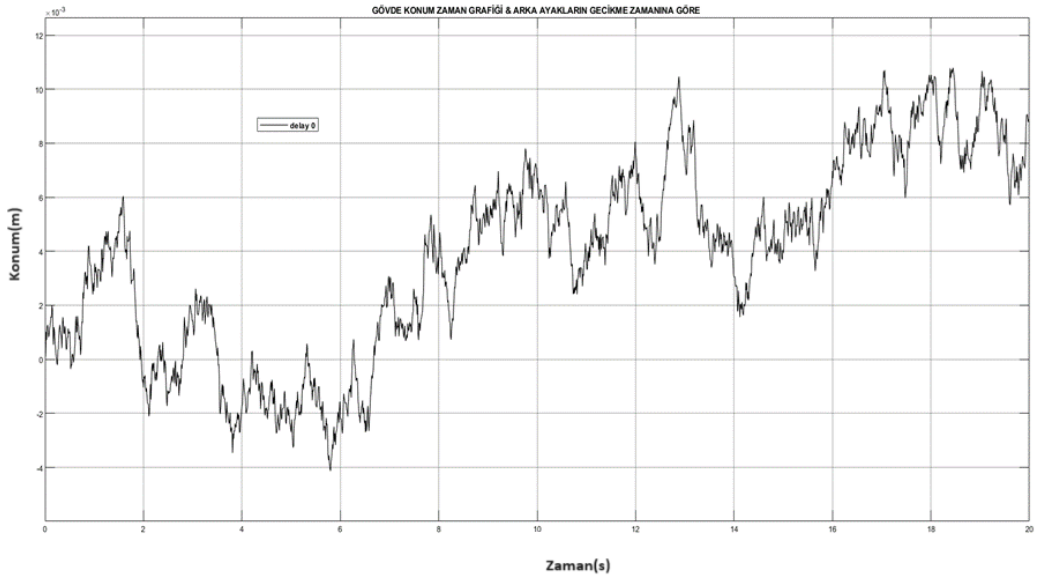


Şekil 7.3 Kızaklı tip sistem simulink modeli

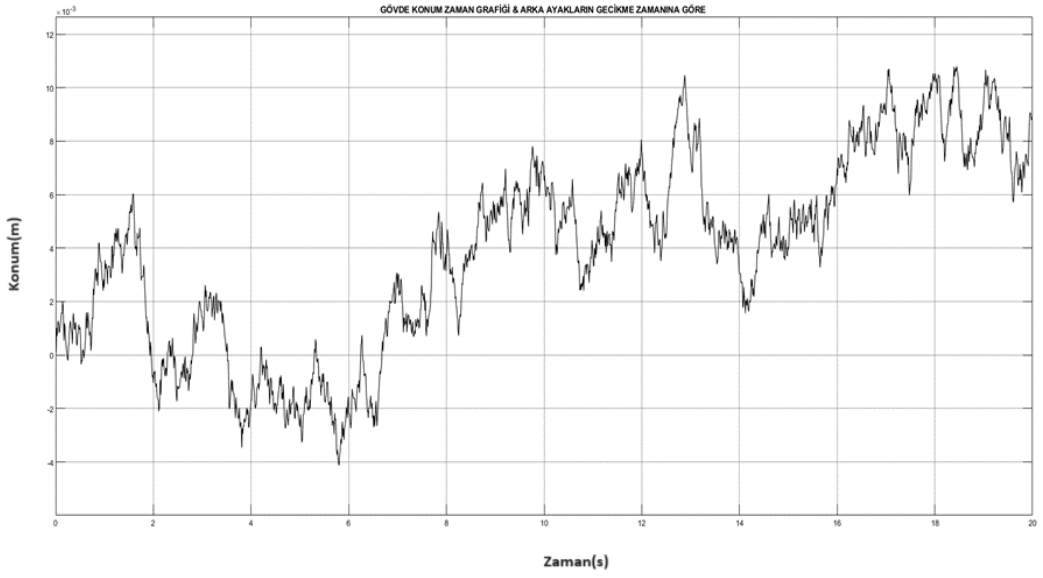


Şekil 7.4 Kızaklı tip iniş takımları modeli (kızak ile arka ve ön ayaklar)

Gecikme zamanı ; 0 saniyedeki titreşim ve ayakların dengeli olma hali Şekil 7.5'te gösterilmiştir.

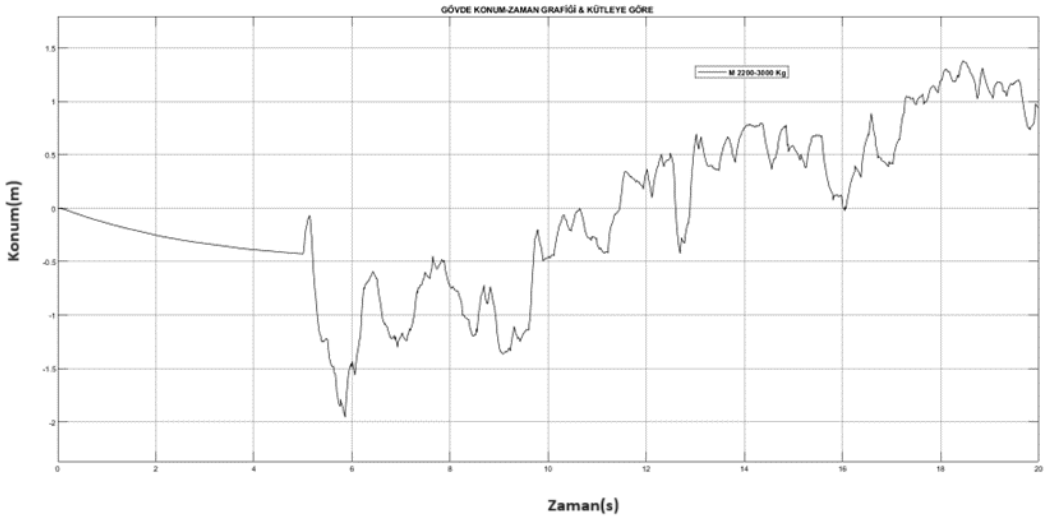


Şekil 7.5 Ayakların 0.sn'deki gecikme zamanı (dengeli hal)



Şekil 7.6 Ayakların 0. Sn ve normal kütledeki titreşimi(dengeli hal)

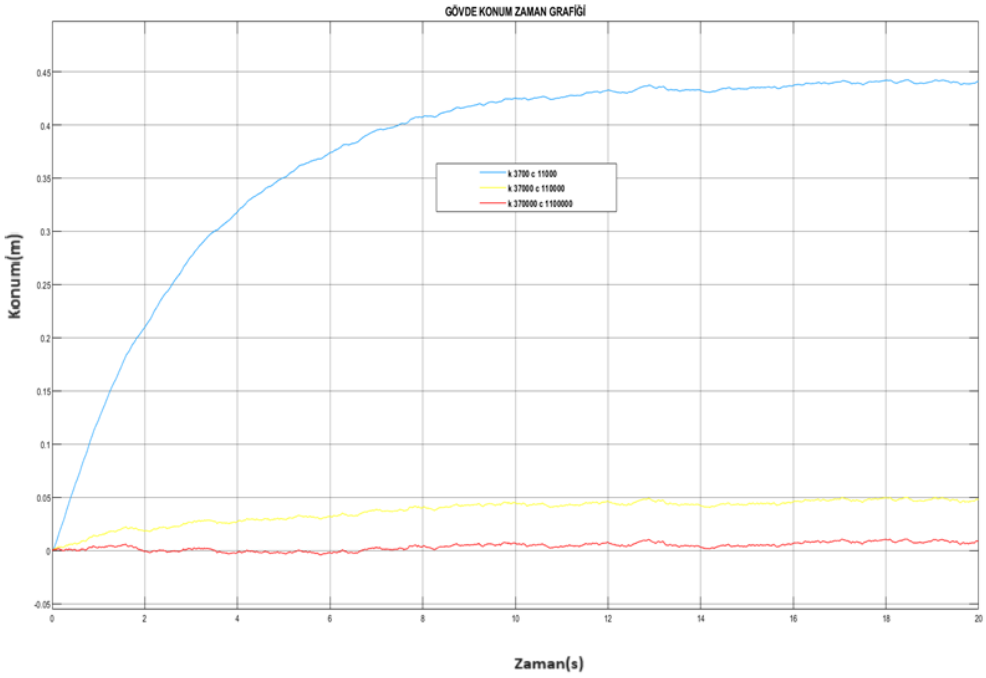
Sistem ''0'' dolaylarında geziniyorsa ve en fazla 0,01 m. bir yer değiştirme söz konusu ise, helikopter kütlesi artırıldıktan sonra aynı anda gecikme zamanı da 5 sn ise, arka ayakların kalkması halinde titreşimdeki değişim Şekil 7.6'da verilmiştir.



Şekil 7.7 Kütle 2.200-3.000 kg durumundaki titreşim

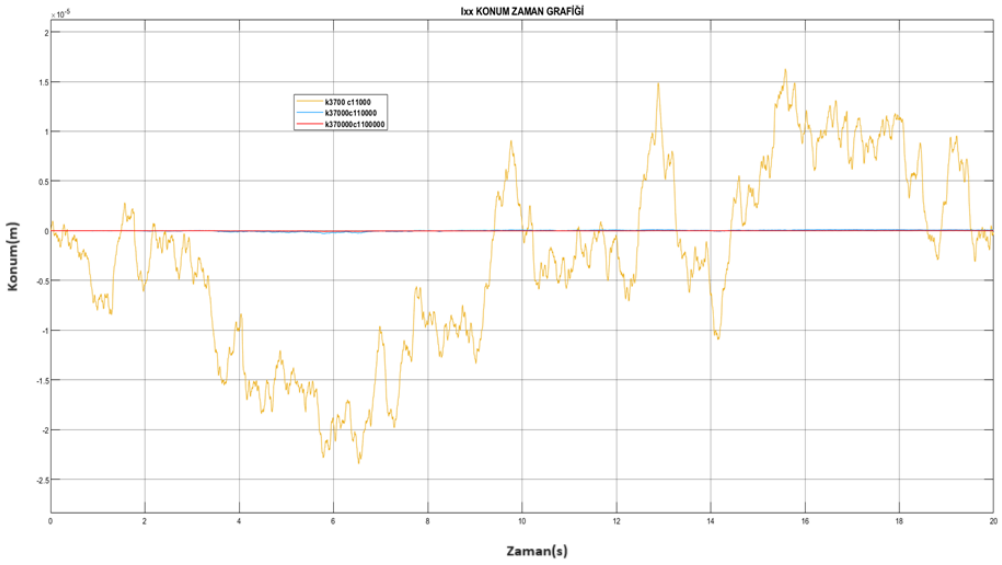
Şekil 7.7'de gösterildiği üzere normal helikopter ağırlığı 1.704 Kg olmasına karşın kütle arttıkça dengesizlik de artmaktadır.

Sistemde k (yay sabiti) ve c (sönüm) azaltılması halindeki durumlar;



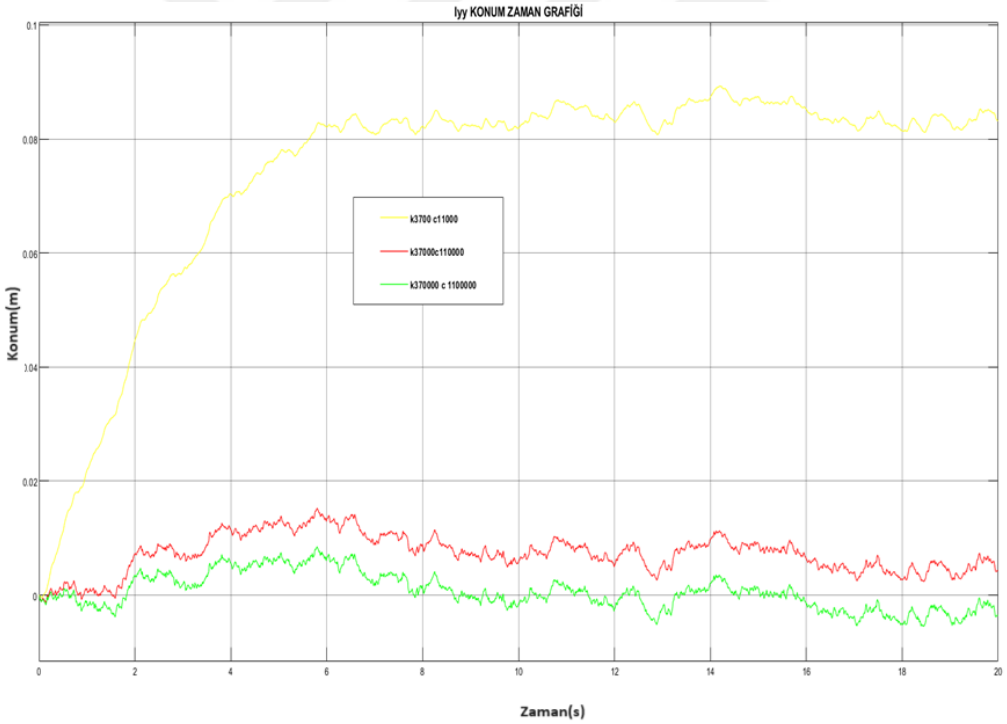
Şekil 7.8 Helikopter gövde konum

k, c değerleri azaltıldıkça gövdedeki titreşimin artmakta olduğu Şekil 7.8'de gözlemlenmiştir.



Şekil 7.9 Yalpa hareketindeki konum

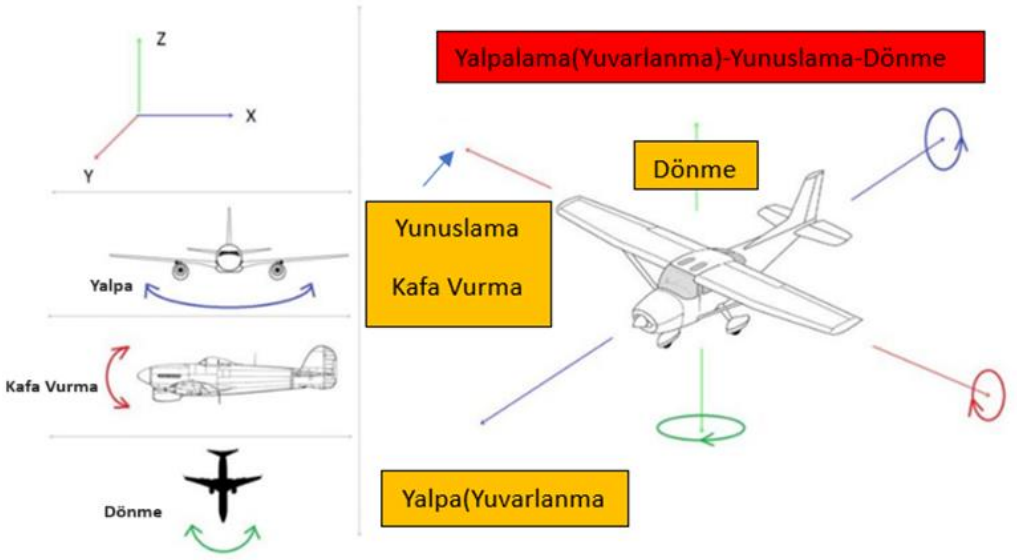
Şekil 7.9'da gösterildiği üzere k, c değerleri azaltıldıkça "x" eksenindeki yalpa hareketi de artmaktadır.



Şekil 7.10 Kafa vurma hareketindeki konum

Şekil 7.10'da k, c değerleri azaldıkça sistemde y eksenindeki kafa vurma hareketi de artmaktadır.

Şekil 7.11'de x, y, z eksenlerinde Yalpa, Kafa Vurma ve Dönme hareketleri yer almaktadır. Bu bölümde helikopter kızağının arka ayaklarının ön ayaklarından geç kalkması üzerine bir senaryo ortaya konmuş, ayaklardaki dengesizliğin gövde titreşimine de etkisi olduğu görülmüştür. Helikopter kütlesinin artırılması sonucunda da bu titreşim artmıştır. k (yay) ve c (sönüm) değerleri, gerçek değerlerine göre azaltıldıkça x ve y eksenlerindeki deplasman (yer değiştirme) artmıştır. Tüm bu çalışmalarda üç serbestlik dereceli Kızaklı Tip Helikopter için yapılan nümerik analizler kıyaslanarak doğruluğu kanıtlanmıştır.



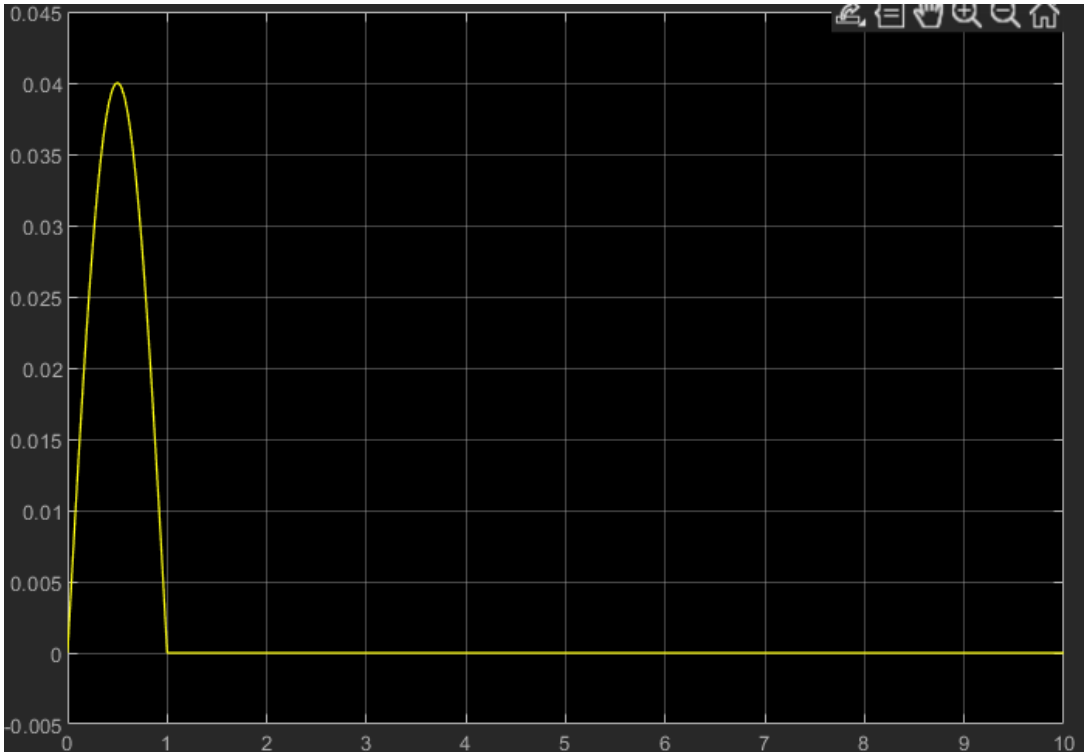
Şekil 7.11 Eksenler ve hareketler

Bir helikopterin iniş takımlarındaki ve gövdesindeki titreşimleri azaltmak ve iniş takımları ömrünü artırabilmek için gecikme zamanı olmaması gerekmektedir. Böylece helikopterin dengeli olarak iniş ve kalkışı sağlamalıdır. Yay ve sönüm değerleri baz alınarak helikopter gövde ya da iniş takımlarına ek şok emiciler konulabilir. Helikopter kütlesinin ve taşıma kapasitesinin dengesiz bir şekilde sınır değerinin üstünde artırılması durumunda ağırlık merkezi olumsuz etkilenecek ve titreşim bazlı dengesizlikler oluşacaktır. Dolayısı ile standartlara uygun ve sınır değerin altında bir ağırlık daha uygundur.

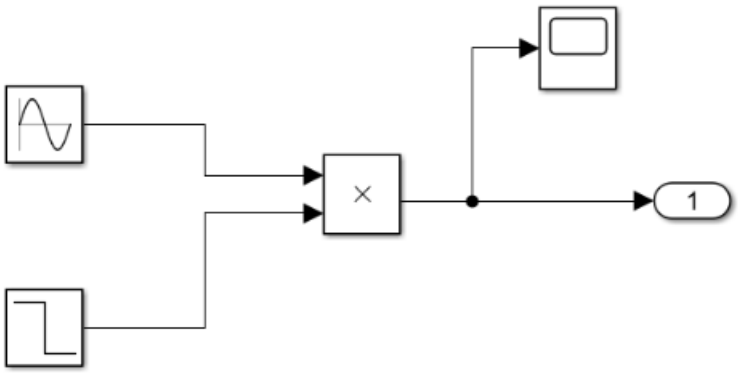
7.2.1.2 Kızaklı Tip Helikopterin Genliğe Göre Dinamik Analizi

1.Senaryo:Tüm Kızaklar ve Ayakları 0.04 m genlikte ve 0.sn de hareket etmektedir.

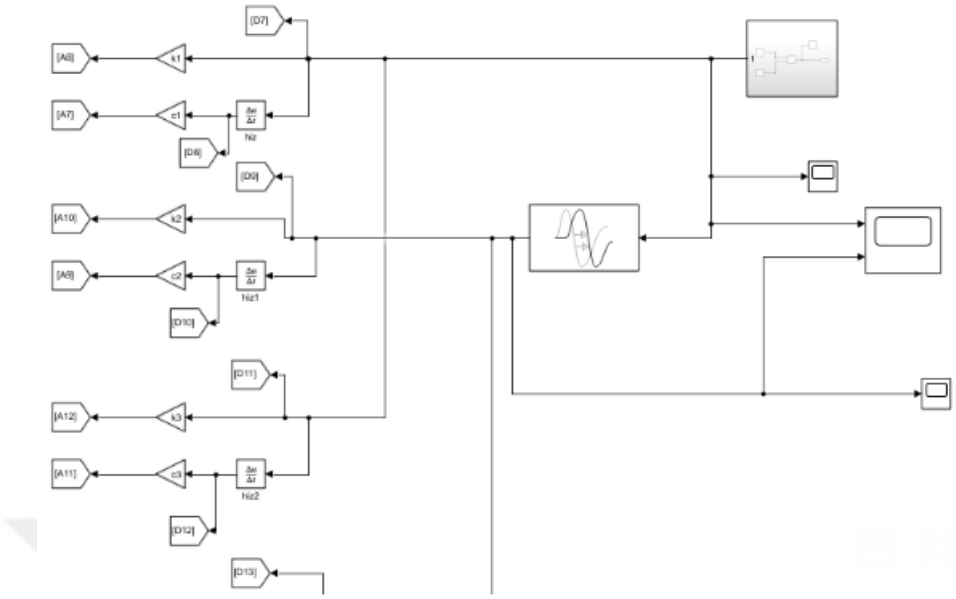
Yarım Sinüs Dalgasına göre olan sistem girdileri Şekil 7.13, Şekil 7.14 ve Şekil 7.15'te verilmiştir.



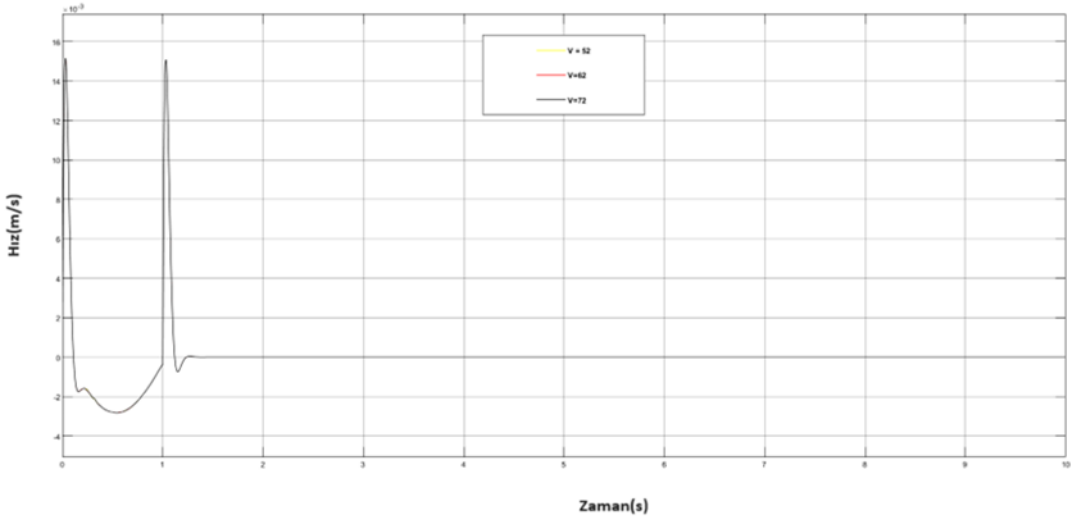
Şekil 7.12 Yarım sinüs



Şekil 7.13 Yarım sinüs blok diyagramı

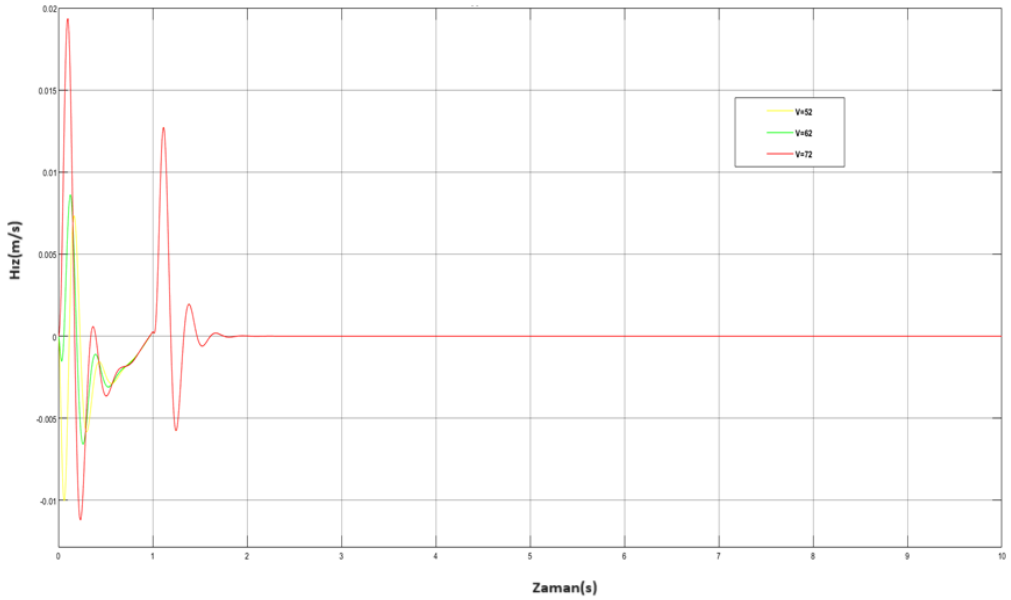


Şekil 7.14 Sistem blok diyagramı



Şekil 7.15 Yalpa hareketindeki hız

Şekil 7.15'te gösterildiği gibi yalpa hareketi sırasındaki oluşan hız değerleri, düşük olduğu gerekçesiyle sistem açısından gayet uygun görünmektedir

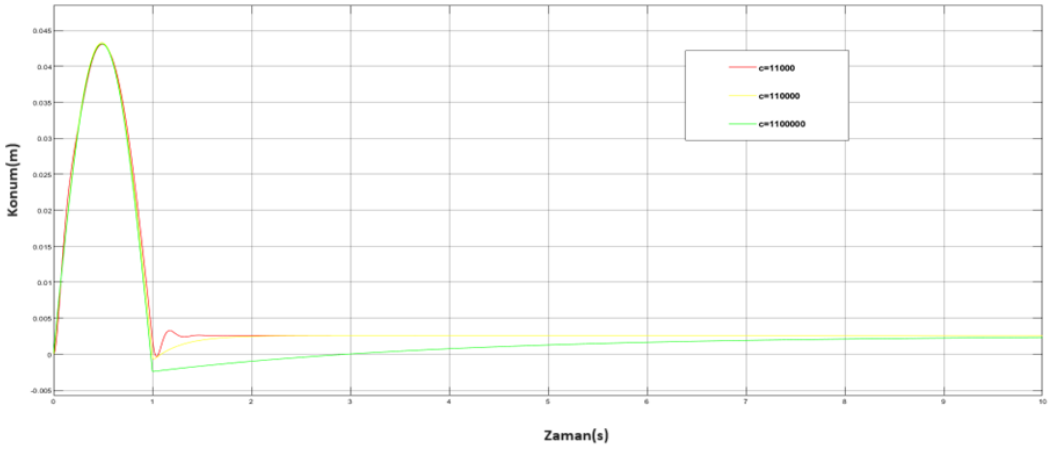


Şekil 7.16 Kafa vurma hareketindeki hız

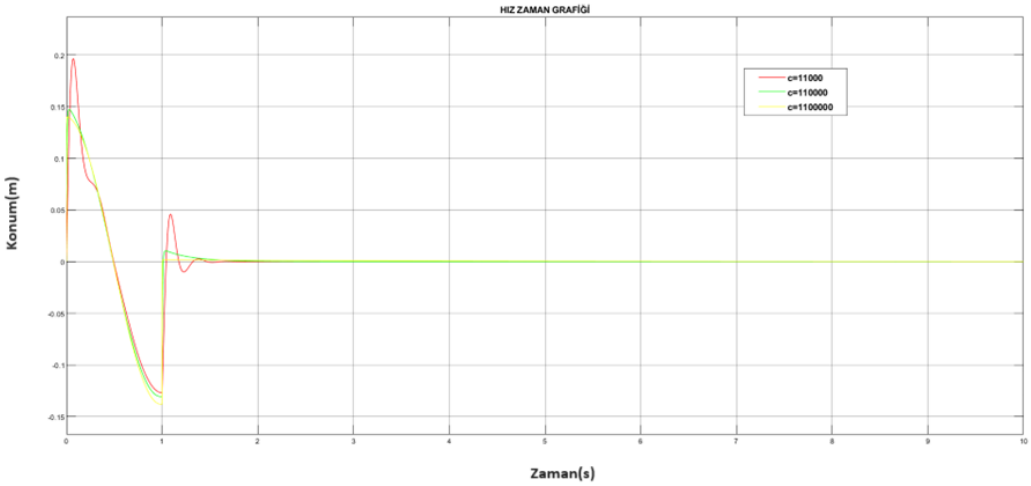
Şekil 7.16'daki hız değerleri, yine ilgili limit değerin altında çıkmaktadır. Helikopterin hızı arttıkça deplasman ve ilgili grafikteki hız değerleri de artmaktadır.

Gövde için;

K'yı sabit tutup C değerlerini azalttığımızdaki sonuç; Şekil 7.17 ve Şekil 7.18'de gösterildiği üzere c sönüm değeri ne kadar artarsa o kadar deplasman ve hız azalmakta ve titreşim kararlı hale gelmektedir.

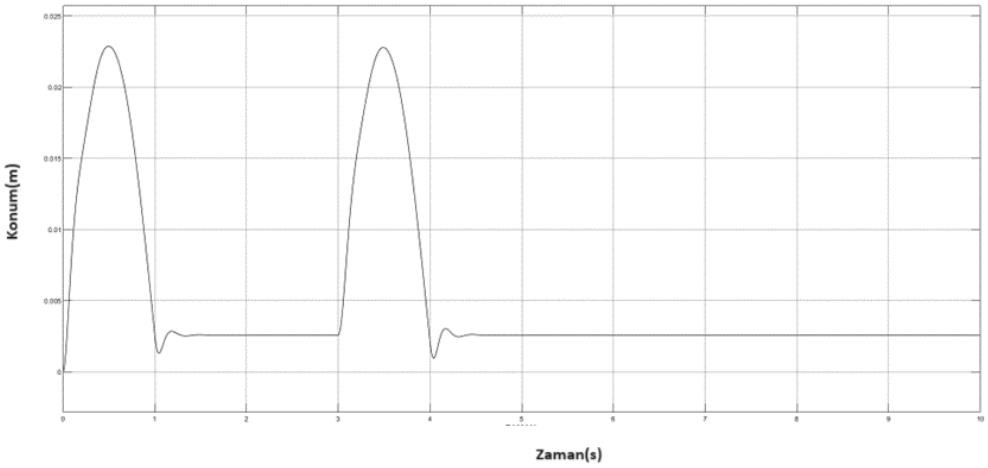


Şekil 7.17 Gövde konum

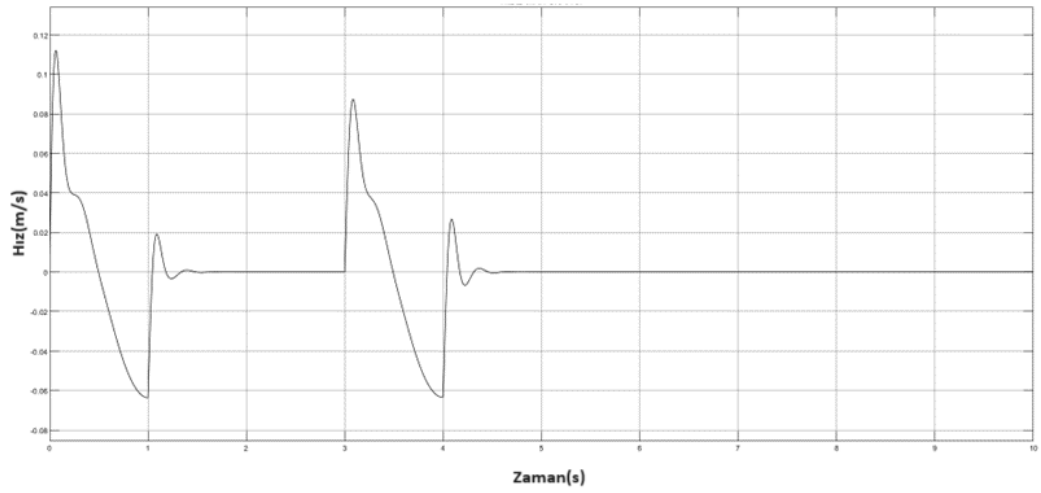


Şekil 7.18 Gövde hız

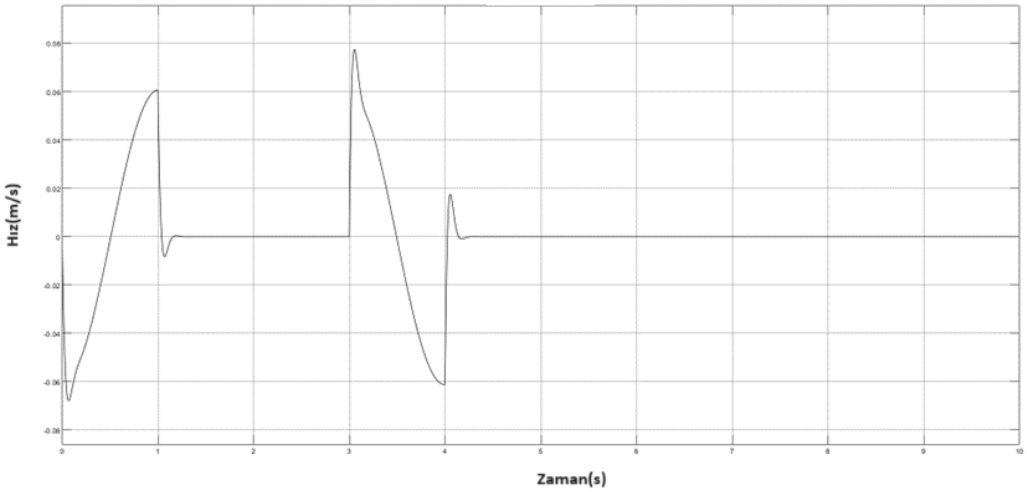
2. Senaryo: 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik te & 3 saniye sonra ise 2 ve 4 ayaklar 0.04 m genlikte olmasına göre aşağıdaki Şekil 7.19, Şekil 7.20, Şekil 7.21 ve Şekil 7.22'deki deplasman ve hız değerleri uygun çıkmıştır.



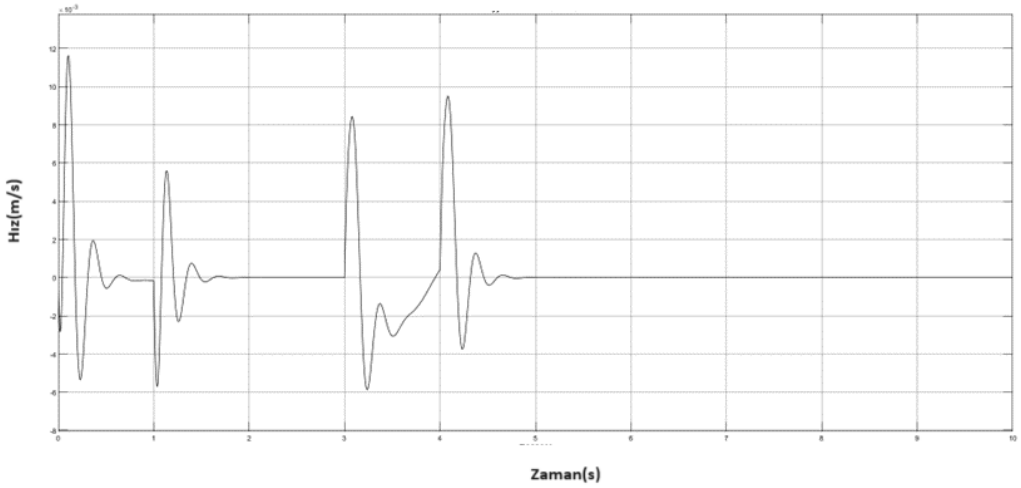
Şekil 7.19 Gövde konum



Şekil 7.20 Gövde hız

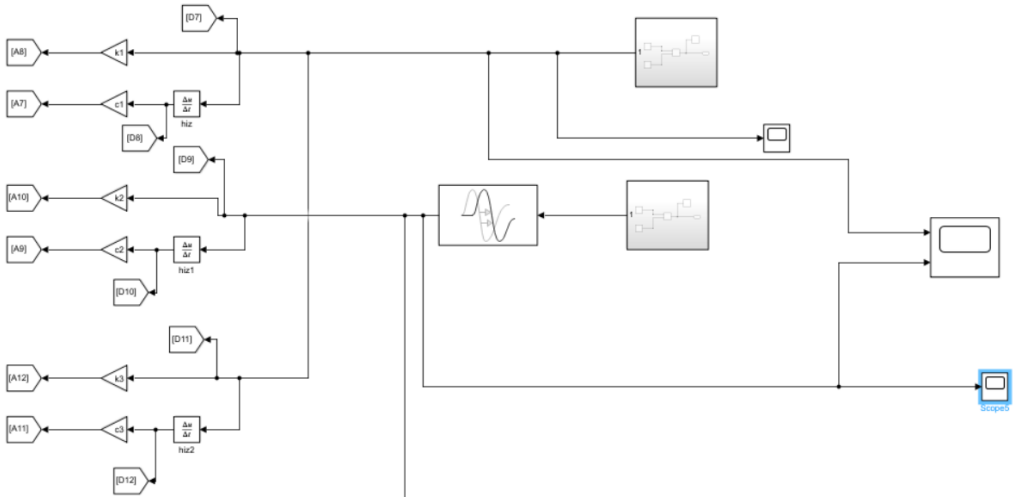


Şekil 7.21 Kafa vurma hareketindeki hız

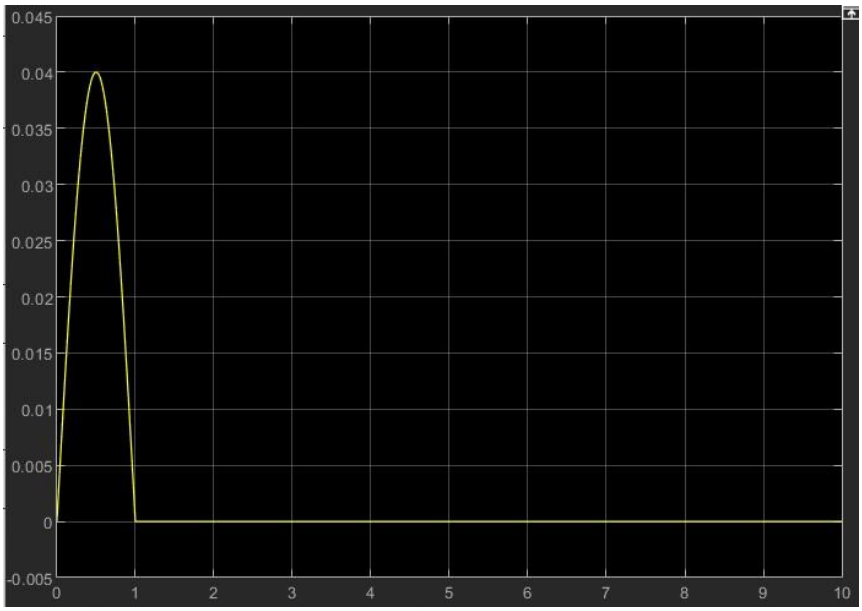


Şekil 7.22 Yalpa hareketindeki hız

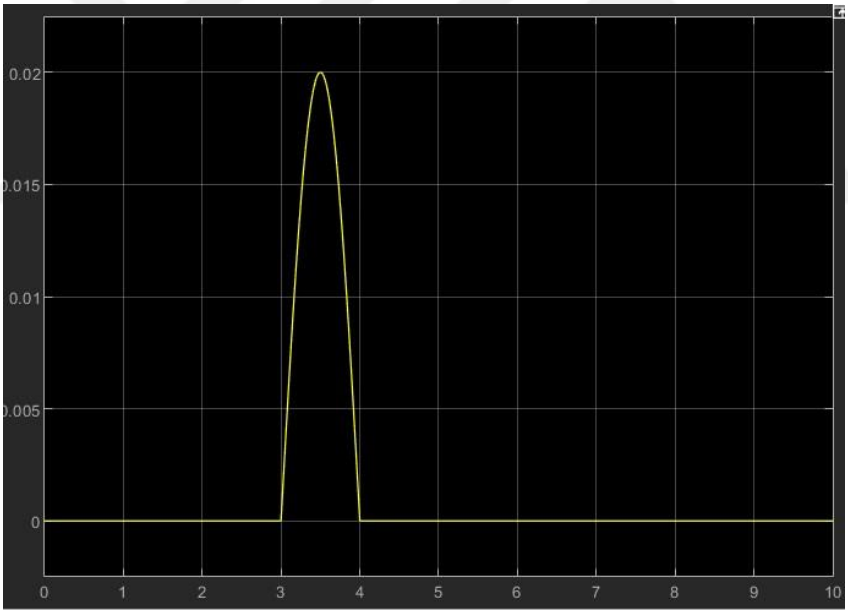
3. Senaryo: 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik ; 3 sn sonra ise 2 ve 4 ayaklar 0.02 m genlikte olmasına ilişkin Şekil 7.23, Şekil 7.24 ve Şekil 7.25'te gösterilmiştir.



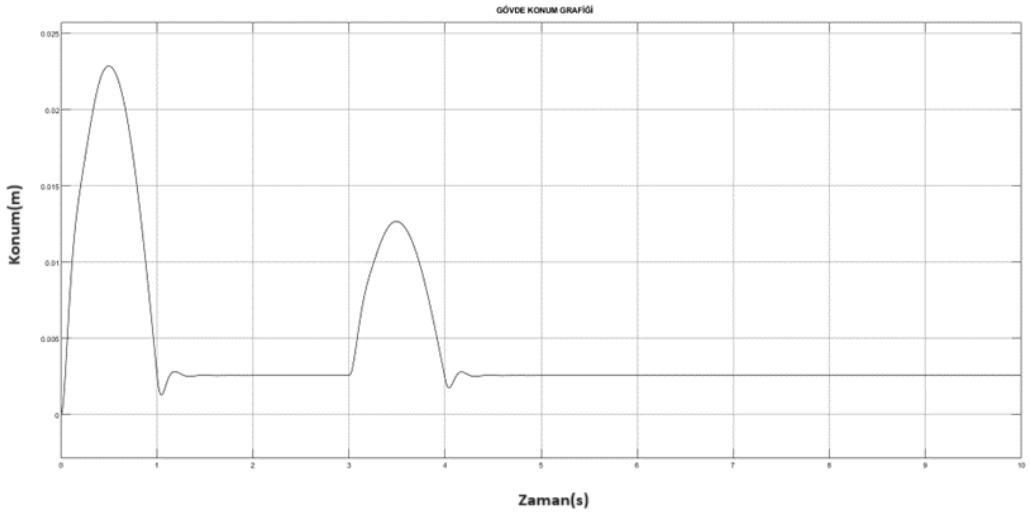
Şekil 7.23 Blok diyagramı



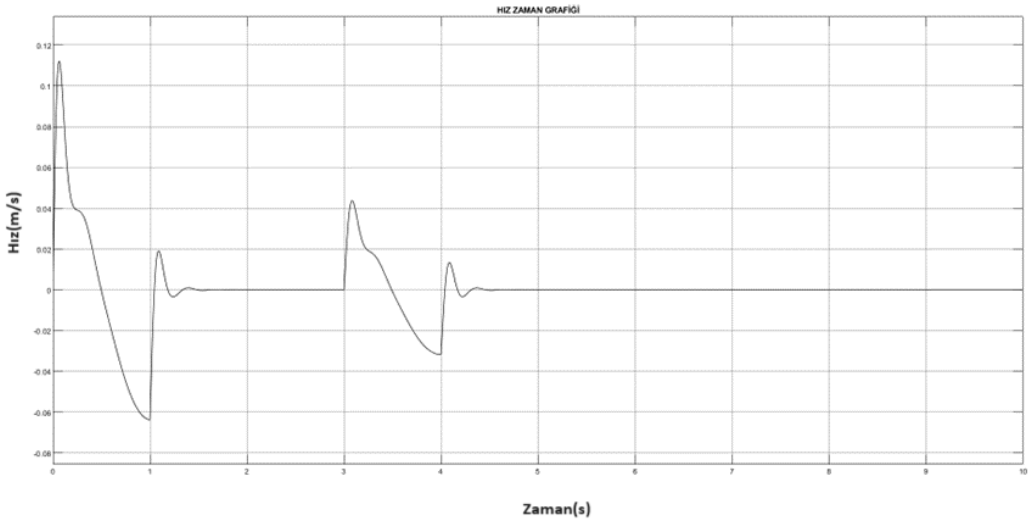
Şekil 7.24 Genlik değeri



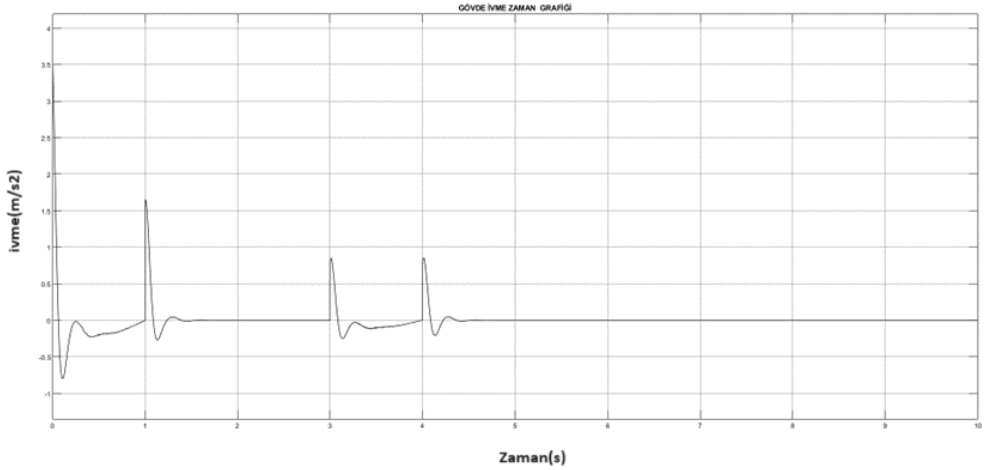
Şekil 7.25 Genlik değeri



Şekil 7.26 Gövde konum



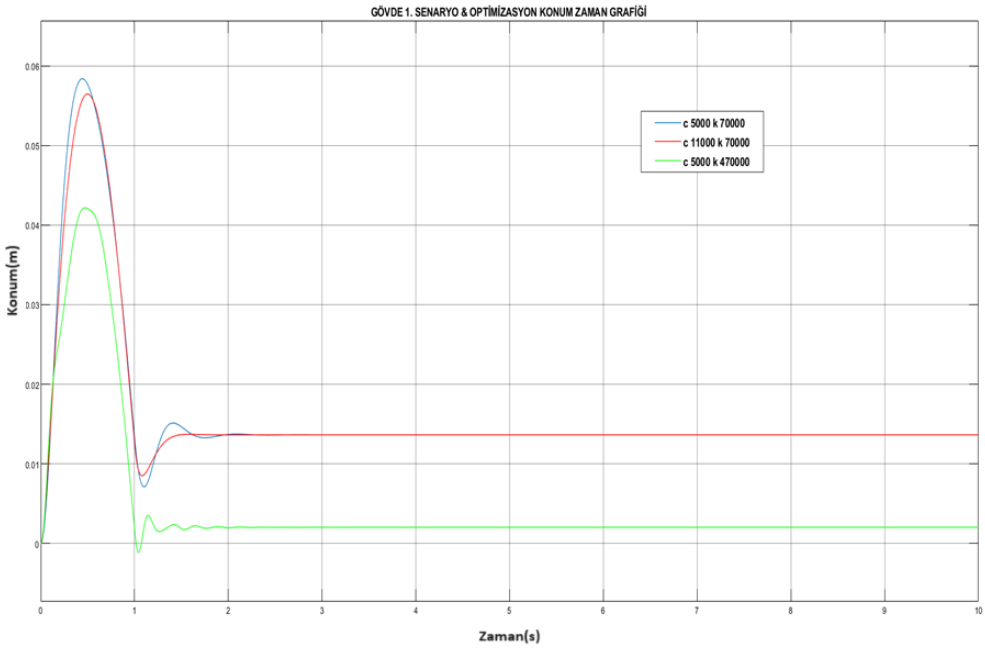
Şekil 7.27 Gövde hız



Şekil 7.28 Gövde ivme

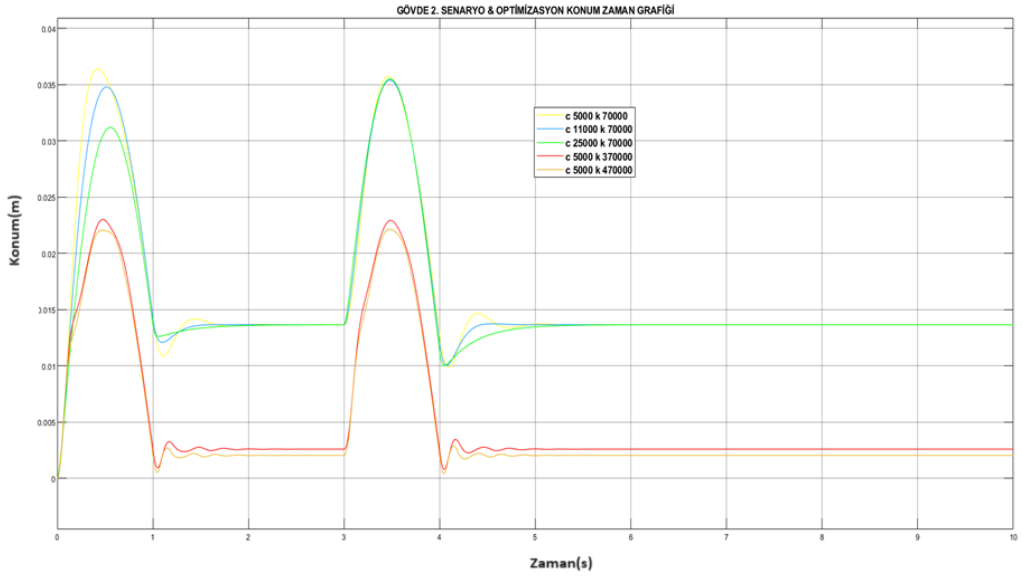
Kızaklı Tip Helikopterin Şekil 7.26, Şekil 7.27 ve Şekil 7.28'te gösterildiği üzere 4. sn'den itibaren sönümlendiği ve 3.5 m/s2 olan ivme değerinin de normal 4g-5g olan ivme sınırlarının altında kaldığı görülmüştür.

Aşağıda helikopter gövdesi için oluşturan senaryolar da optimizasyonlar halinde gösterilmiştir.



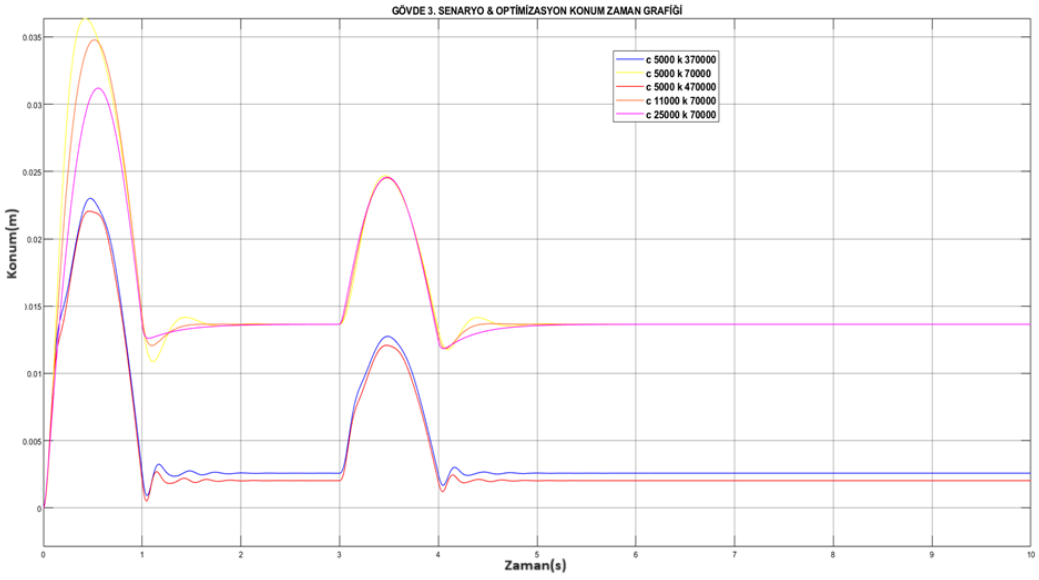
Şekil 7.29 1.senaryo optimizasyon

Şekil 7.29'da c 5000 k 70000'de gövdedeki deplasman 0.057 m; c 11000 k 70000'de 0.055 m; c 5000 k 470000 de ise 0.042 m dir. Dolayısı ile burada tam bir sönümleme zamanının olduğu ve deplasmanın en az olduğu değerler ‘'c 5000 k 470000'' en uygundur.



Şekil 7.30 2. senaryo optimizasyon

Şekil 7.30'daki c 5000 k 70000'de gövdedeki deplasman 0.036 m; c 11000 k 70000'de 0.035 m; c 5000 k 470000 de ise 0.023 m dir. Dolayısı ile burada tam bir sönümleme zamanının görüldüğü ve deplasmanın en az olduğu değerler ''c 5000 k 470000'' en uygundur.



Şekil 7.31 3. senaryo optimizasyon

Şekil 7.31'deki c 5000 k 70000'de gövdedeki deplasman 0.037 m; c 11000 k 70000'de 0.035 m; c 5000 k 470000 de ise 0.022 m dir. Dolayısı ile burada tam bir sönümleme zamanının görüldüğü ve deplasmanın en az olduğu değerler ''c 5000 k 470000'' en uygundur.

7.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları

Bu helikopter modeli kızaklı tip olduğu için zeminde taxing hareketi yapamayacağı gerekçesiyle uçuş esnasında havada askıda kalarak bir askeri operasyon safhasında kayalarla çevrili bir zemine dokunması ve ağırlık merkezine göre askerleri kayalık zemine indirmesi senaryonu işlenmiştir.

Tablo 7.1 1. Senaryo

Kızaklı Tip 1. Senaryo	İvme (m/s2)	Deplasman (Tepe Noktası) m	Sönümlenme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
İniş	4.8	0.058	2.2	70000	5000
İniş	5.2	0.055	2.0	70000	11000
İniş	3.8	0.042	1.8	470000	5000

Tablo 7.1'de belirtildiği üzere sistem incelenmiş, en uygun değer deplasmanın 0.042 m değeri olduğu görülmüştür.

Tablo 7.2 2. Senaryo

Kızaklı Tip 2. Senaryo	İvme (m/s2)	Deplasman (Tepe Noktası) m	Sönümlenme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
İniş	3.0	0.023	2.2-5.3	370000	5000
İniş	3.5	0.035	2.2-5.2	70000	11000
İniş	3.0	0.024	2.0-5.0	470000	5000

Tablo 7.2'deki 2. senaryo 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik te & 3 saniye sonra 2 ve 4 ayaklar 0.04 m genliktedir En uygun değer ivme ve deplasman açısından 0.024 m değeri olduğu görülmüştür.

Tablo 7.3 3. Senaryo

Kızaklı Tip 3. Senaryo	İvme (m/s2)	Deplasman (Tepe Noktası) m	Sönümlenme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
İniş	3.0	0.023-0.013	2.0-5.2	370000	5000
İniş	3.5	0.034-0.024	2.2-5.2	70000	11000
İniş	2.8	0.022-0.012	1.8-4.8	470000	5000

Tablo 7.3'teki 3. senaryo 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik ; 3 sn sonra 2 ve 4 ayaklar 0.02 m genliktedir. En uygun değer ivme ve deplasman açısından genlik farklılıklarına dayalı olarak 0.022-0.012 değeri olduğu görülmüştür.

Tablo 7.4 4. Senaryo

Kızaklı Tip / 4. Senaryo	Deplasman(m)	Gecikme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
Ön ve Arka Ayaklar Dengede	0.5	0	3700	11000
Ön ve Arka Ayaklar Dengede	0.1	0	37000	110000
Ön ve Arka Ayaklar Dengede	0.05	0	370000	1100000

Tablo 7.4'teki 4. senaryoda 1,2,3, 4 ayakları arasındaki gecikme zamanı farklı k ve c değerlerine göre baz alınarak incelenmiş ve 0.05 m'lik deplasmanın olduğu değerler uygun bulunmuştur.

Tablo 7.5 5. Senaryo

Kızaklı Tip / 5. Senaryo	Deplasman(m)	Gecikme Zamanı (sn)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
Arka Ayaklar Gecikme	0.05	0	370000	1100000
Arka Ayaklar Gecikme	0.30	5	370000	1100000
Arka Ayaklar Gecikme	0.35	10	370000	1100000

Tablo 7.5'teki 5.senaryoda arka ayakların ön ayaklardan 0,5,10 sn gecikmesine bağlı olarak sistem incelenmiş ve gecikme zamanı arttıkça sistemin kararsızlaştığı tespit edilmiştir.

Tablo 7.6 6. Senaryo

Kızaklı Tip/ 6. Senaryo	Deplasman(m)	Gecikme Zamanı (sn)	Kütle (kg)	k(yay) N/m	C(sönüm) Ns/m
Arka Ayaklar Gecikme	0.01	0	1609,35	370000	1100000
Arka Ayaklar Gecikme	0-1.2	5	2200	370000	1100000
Arka Ayaklar Gecikme	0-1.2	5	3000	370000	1100000

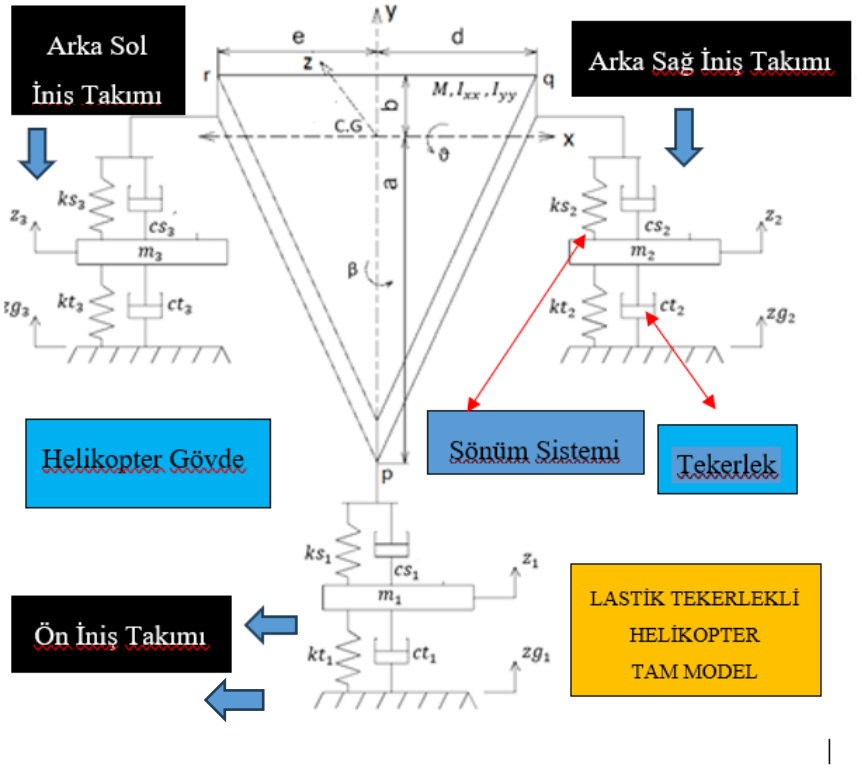
Tablo 7.6'daki 6.senaryoda gecikme zamanına bağlı olarak kütle artışı yapılmış ve sistem incelenmiştir. Kütle arttıkça ağırlık merkezi kaynaklı kararsızlıklar meydana gelmiştir.

8
MATEMATİKSEL MODELLEME VE ALTI SERBESTLİK DERECELİ DİNAMİK ANALİZ

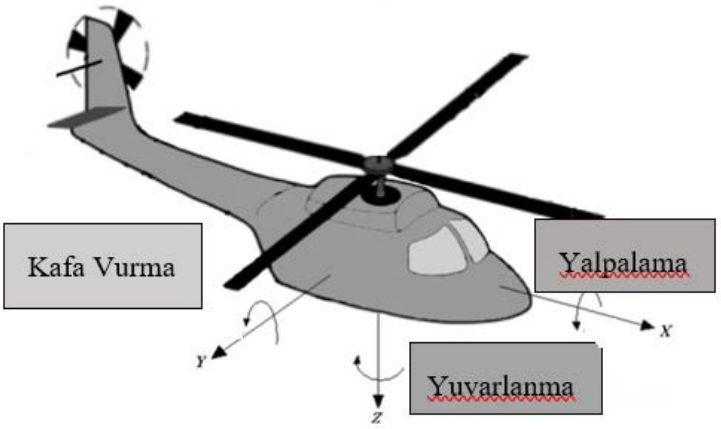
8.1 Modelleme Yaklaşımları

Tam helikopter modeli Şekil 8.1'de gösterildiği üzere helikopter gövdesi, kafa vurma ve yalpalama hareketlerinden oluşmakta ve üç serbestlik derecelidir, bununla beraber ön-arka sol-arka sağ olmak üzere iniş takımları ile birlikte 6 serbestlik derecelidir

8.1.1 Lastik Tekerlekli Helikopter Altı Serbestlik Dereceli Tam Model Tasarımı



Şekil 8.1 Lastik tekerlekli tam helikopter modeli



Şekil 8.2 Eksen bazında hareketler

Tam helikopter modeli Şekil 8.2'deki gibi uçak gövdesi, kafa vurma ve yalpalama hareketlerinden oluşmaktadır. Gövde ön, arka sol ve sağ lastik tekerlekli iniş takımlarına bağlıdır. Bu yay kütleleri düşey yer değiştirme hareketinde serbest tutum göstermektedir. Tam helikopter modeli kendi kütlesi, x ve y eksenindeki hareketler ve ön, sol ve sağ iniş takımının kütlesinden olmak üzere toplamda 6 serbestlik derecelidir.

Altı serbestlik dereceli helikopter gövde ve iniş takımı modeli, Şekil 8.1'de gösterilmektedir. Burada z, θ ve β sırasıyla helikopterin düşey yer değiştirme, kafa vurma ve yalpalama hareketlerini gösterirken; u_1 ,u_2, ve u_3 ise ön, arka sol ve sağ iniş takımlarının yer değişimini ifade etmektedir. Modelde a ön iniş takımının ağırlık merkezine mesafesi, b arka iniş takımlarının ağırlık merkezinden mesafesi, d ve e ise sol ve sağ iniş takımlarının ağırlık merkezinden mesafesini ifade etmektedir.[6]

Newton'un ikinci kanunu kullanarak uçak iniş takımı süspansiyon sisteminin bağıl sıkışma miktarı (p, q, r) aşağıda belirtilmiştir[6]. Bu kabule göre sistemin hareketlerinin diferansiyel denklemleri aşağıdaki gibi verilebilir:

$$p = z - a\theta - h\beta - z_1 \tag{8.1}$$

$$q = z + b\theta - d\beta - z_2 \tag{8.2}$$

$$r = z + b\theta + e\beta - z_3 \tag{8.3}$$

Gövde düşey yer değiştirme hareketi için;

$$M\ddot{z} + k_{s1}p + k_{s2}q + k_{s3}r + c_{s1}\dot{p} + c_{s2}\dot{q} + c_{s3}\dot{r} = 0 \tag{8.4}$$

$$Lf - mg + M\ddot{z} + k_{s1}(z - a\theta - h\beta - z_1) + k_{s2}(z + b\theta - d\beta - z_2) + k_{s3}(z + b\theta + e\beta - z_3) + c_{s1}(\dot{z} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{z}_1) + c_{s2}(\dot{z} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{z}_2) + c_{s3}(\dot{z} - b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{z}_3) = 0$$

Gövde kafa vurma hareketi için;

$$I_{yy}\ddot{\theta} - k_{s1}pa + k_{s2}qb + k_{s3}rb - c_{s1}\dot{p}a + c_{s2}\dot{q}b + c_{s3}\dot{r}b = 0 \tag{8.5}$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} - k_{s1}(z - a\theta - h\beta - z_1)a + k_{s2}(z + b\theta - d\beta - z_2)b + k_{s3}(z + b\theta + e\beta - z_3)b - c_{s1}(\dot{z} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{z}_1)a + c_{s2}(\dot{z} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{z}_2)b + c_{s3}(\dot{z} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{z}_3)b = 0$$

Gövde yalpalama hareketi için;

$$I_{xx}\ddot{\beta} - k_{s1}ph + k_{s2}qd + k_{s3}re - c_{s1}\dot{p}h + c_{s2}\dot{q}d + c_{s3}\dot{r}e = 0 \tag{8.6}$$

$$I_{xx}\ddot{\beta} - k_{s1}(z - a\theta - h\beta - z_1)h + k_{s2}(z + b\theta - d\beta - z_2)d + k_{s3}(z + b\theta + e\beta - z_3)e - c_{s1}(\dot{z} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{z}_1)h - c_{s2}(\dot{z} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{z}_2)d + c_{s3}(\dot{z} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{z}_3)e = 0$$

Ön iniş takımı kütlesi için;

$$m_1\ddot{z}_1 - k_{s1}p - c_{s1}\dot{p} + k_{t1}(z_1 - z_{g1}) + c_{t1}(\dot{z} - \dot{z}g_1) = 0 \tag{8.7}$$

$$m_1\ddot{z}_1 - k_{s1}(z - a\theta - h\beta - z_1) - c_{s1}(\dot{z} - a\dot{\theta} - h\dot{\beta} - \dot{z}_{1)} + k_{t1}(z_1 - z_{g1}) + c_{t1}(\dot{z} - \dot{z}g_1) = 0$$

Sağ arka iniş takımı kütlesi için;

$$m_2\ddot{z}_2 - k_{s2}q - c_{s2}\dot{q} + k_{t2}(z_2 - z_{g2}) + c_{t2}(\dot{z}_2 - \dot{z}g_1) = 0 \tag{8.8}$$

$$m_2\ddot{z}_2 - k_{s2}(z + b\theta - d\beta - z_2) - c_{s2}(\dot{z} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{z}_2) + k_{t2}(z_2 - z_{g2}) + c_{t2}(\dot{z}_2 - \dot{z}g_1) = 0$$

Sol arka iniş takımının kütlesi için;

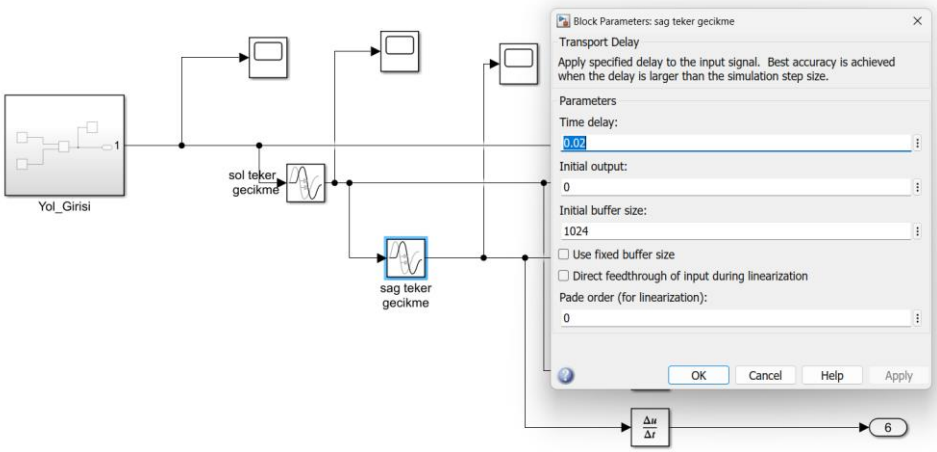
$$\mathrm{m}_3\,\ddot{z}_3 - k_{s3}r - c_{s3}\dot{r} + k_{t3}\left(z_3 - z_{g3}\right) + c_{t2}(\dot{z}_3 - \dot{z}g_3) - \theta_3 = 0 \qquad (8.9)$$

$$\mathrm{m}_3\,\ddot{z}_3 - k_{s3}(z + b\theta + e\beta - z_3) - c_{s3}\left(\dot{z} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{z}_3\right) + k_{t3}\left(z_3 - z_{g3}\right) + c_{t2}(\dot{z}_3 - \dot{z}g_3) - \theta_3 = 0$$

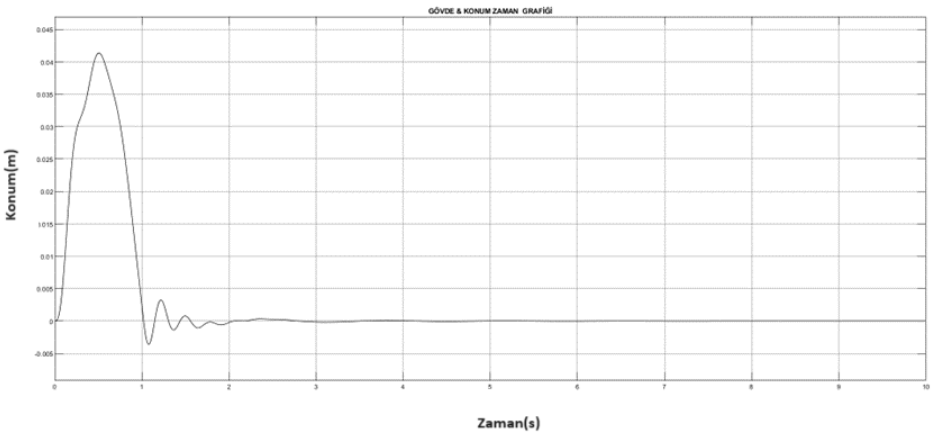
8.2 Nümerik Simülasyonlar

8.2.1 Lastik Tekerlekli Helikopter Taksi Senaryosu ve Dinamik Analizi

Sisteme 0.04 m genlikte yarım sinüsoidal bir yol girişi Şekil 8.3'teki gibi verilip sağ ve sol tekerlekler için zaman gecikmesi 0.02 sn ve ilerleme hızı 20 m/sn verildiğinde lastik tekerlekli bir helikopterin taksi(taxi) hareketi gövdenin ve tekerleklerin deplasman hız ve ivme grafikleri elde edilmekte ve Tablo 5.1 baz alınarak ilgili parametrelere göre simulink modeli oluşturulmuş ve analiz edilmiştir.



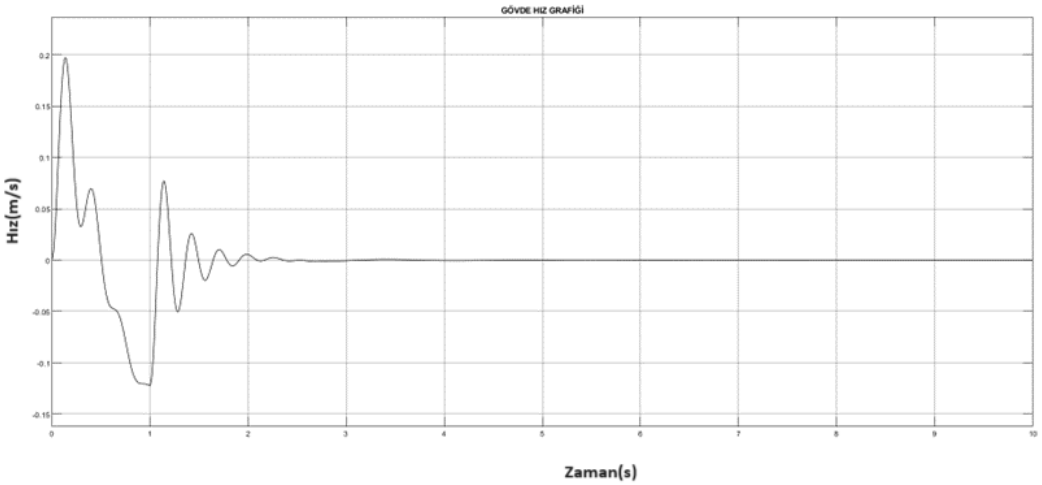
Şekil 8.3 Yol girişi



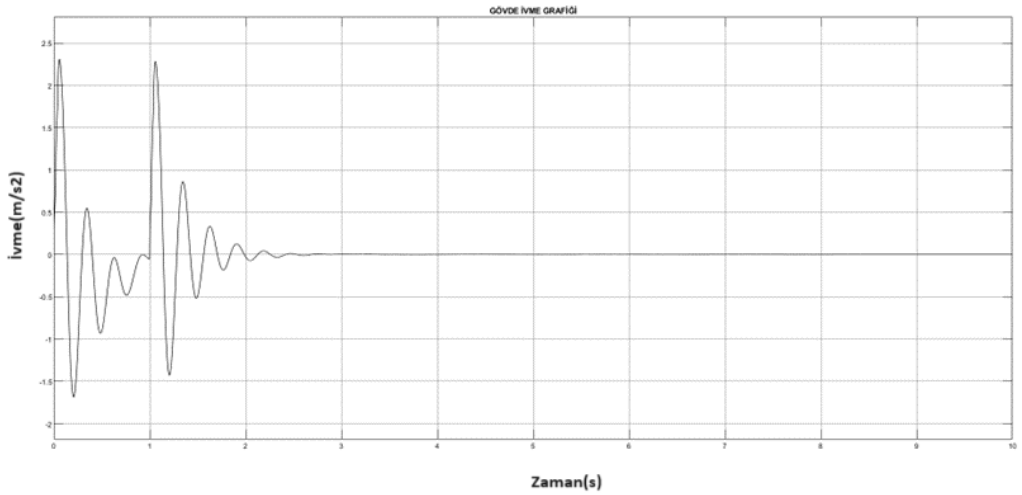
Şekil 8.4 Gövde konum

Konum(m)	Zaman(s)
4.137e-02	0.507
3.237e-03	1.218
7.885e-04	1.496

Şekil 8.5 Gövde zaman değerleri

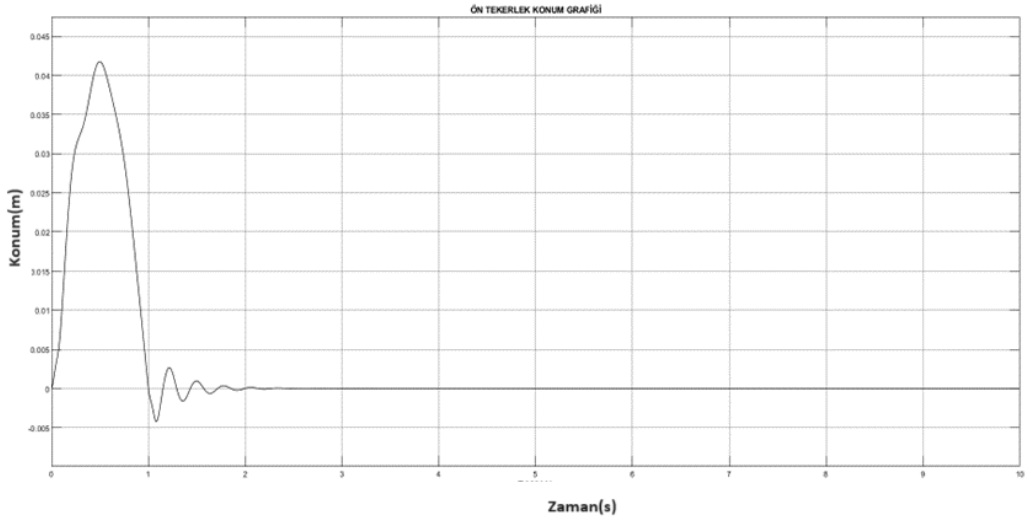


Şekil 8.6 Gövde hız



Şekil 8.7 Gövde ivme

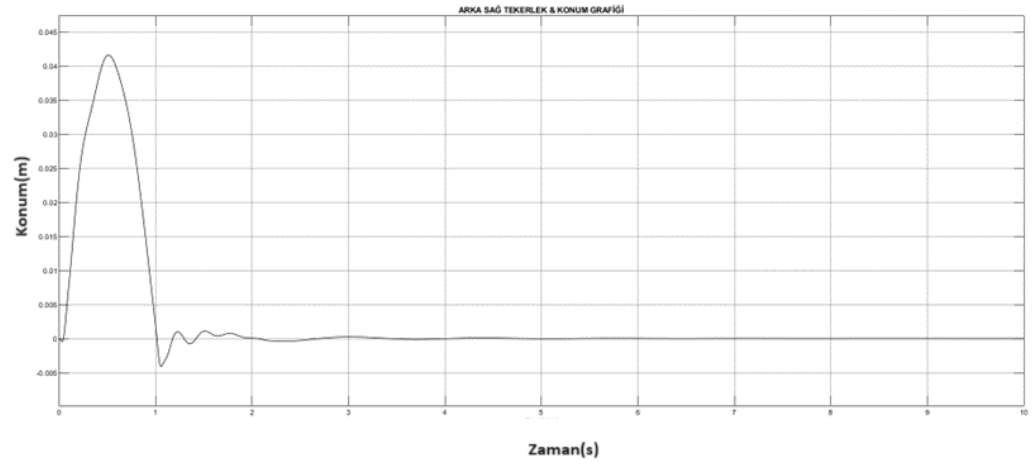
Helikopter gövde deplasmanı için Şekil 8.4 ve Şekil 8.5 baz alınarak en fazla 0.04137 m değeri görülmüş, ivme için ise Şekil 8.7 incelendiğinde 2.3 m/s2'nin standart değerlerin(4g-5g m/s2) altında kaldığı görülerek uygun bulunmuştur.



Şekil 8.8 Ön tekerlek konum

Konum(m)	Zaman(s)
4.173e-02	0.498
2.668e-03	1.216
9.711e-04	1.496

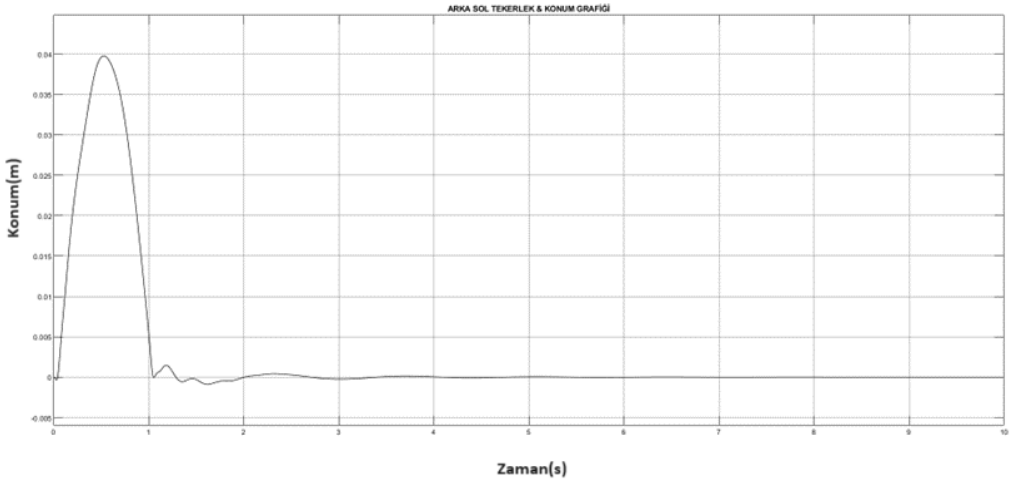
Şekil 8.9 Ön tekerlek zaman değerleri



Şekil 8.10 Arka sağ tekerlek konum

Konum(m)	Zaman(s)
4.156e-02	0.512
1.089e-03	1.512
9.886e-04	1.230

Şekil 8.11 Arka sağ tekerlek zaman değerleri



Şekil 8.12 Arka sol tekerlek konum

Konum(m)	Zaman(s)
3.977e-02	0.529
1.478e-03	1.185
4.258e-04	2.324

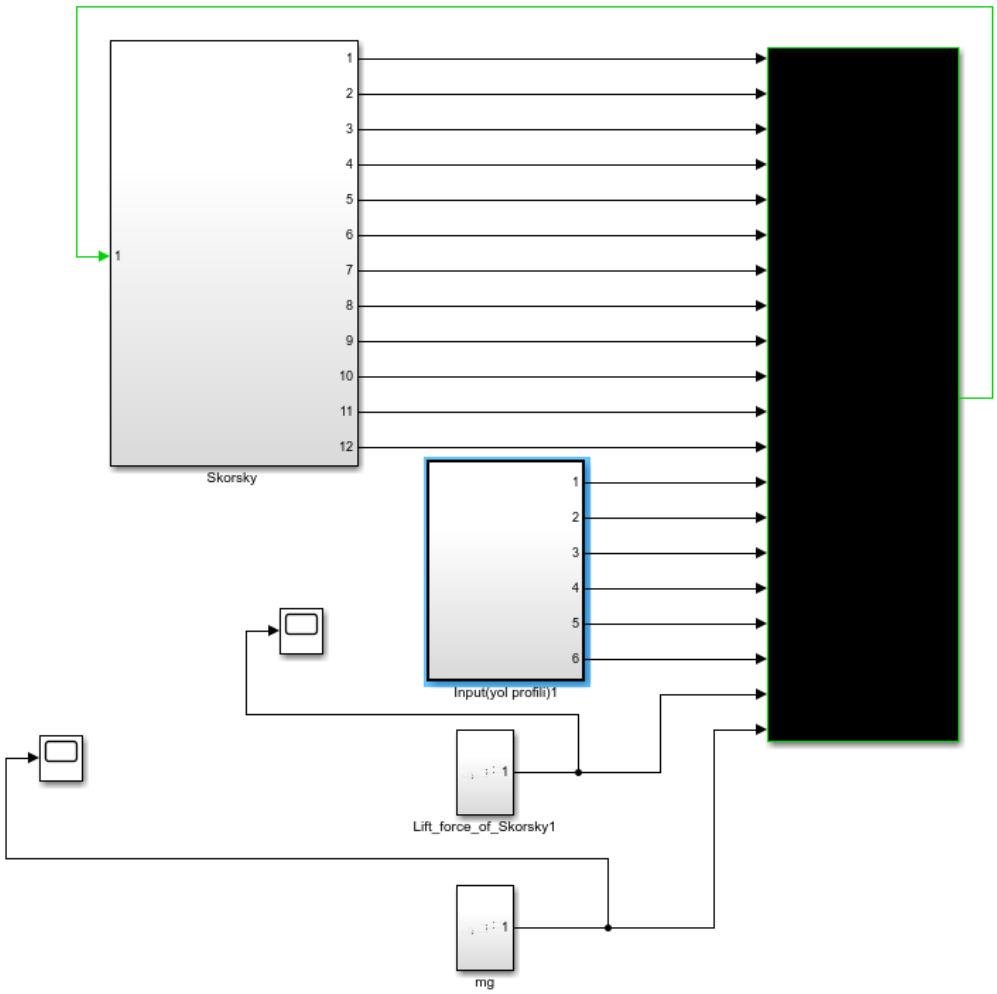
Şekil 8.13 Arka sol tekerlek zaman değerleri

Ön ve arka tekerleklerin deplasmanı için Şekil 8.8, Şekil 8.10 ve Şekil 8.10'daki sönümlenme zamanı dahil tüm değerlerin uygun olduğu görülmüştür.

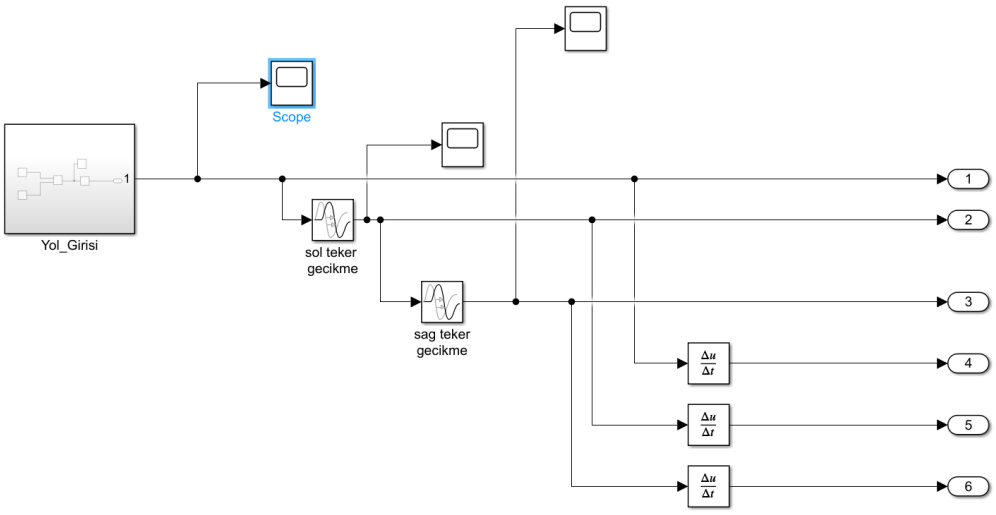
8.2.2 Lastik Tekerlekli Helikopter İniş ve Taksi Senaryosu ve Dinamik Analizi

Helikopter'in kalkışı, havada asılı kalması ve uçuş halinde olması sırasında sisteme Kaldırma Kuvveti ve kendi kütlesinden dolayı mg etki etmektedir. İnişi esnasında ise zemin ile teması olması halinde kaldırma kuvveti sıfırlanmakta ve kütlenin sisteme etkisi de sıfırlanmaktadır. Lastik tekerlekli olan helikopterler ise kızaklı tiplere göre zeminin durumuna göre taksi hareketi yapmaktadır.

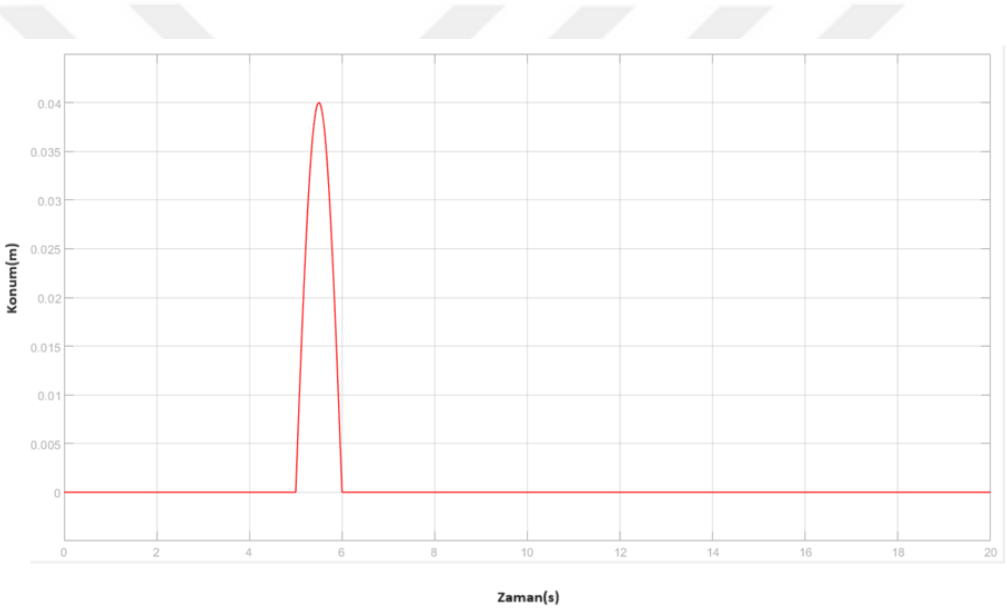
Şekil 8.14'teki modellememizde senaryo olarak; 1 sn boyunca helikopterin havadan zemine inişi gerçekleştirilmiş (Tablo 5.1'deki değerler baz alınmıştır.) ve akabinde 5-7 sn arasında taksi hareketi gerçekleştirilerek sistemdeki deplasman, hız, ivme değerleri analiz edilmiştir.



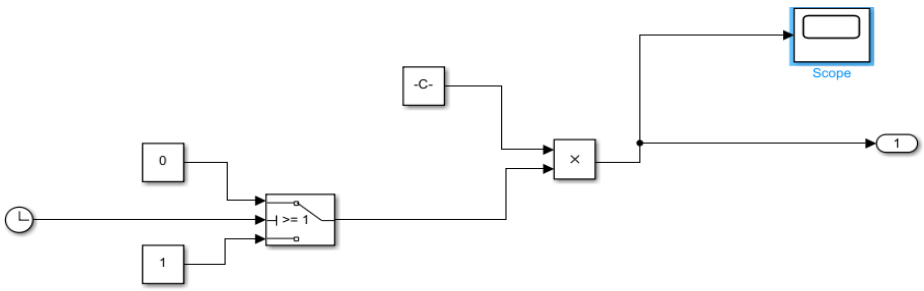
Şekil 8.14 Matlab simulink genel modeli



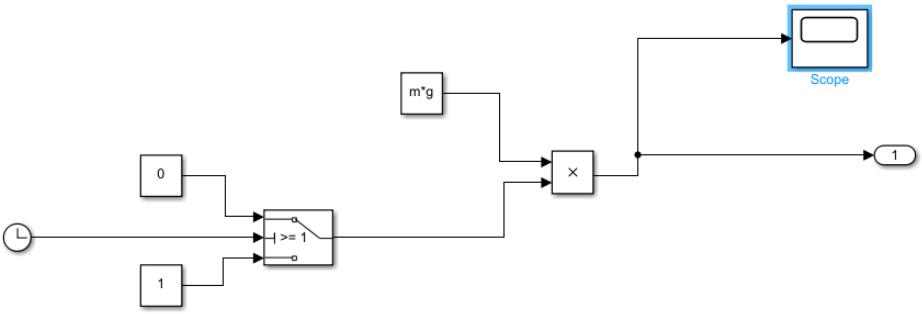
Şekil 8.15 Yol girişi blok diyagramı



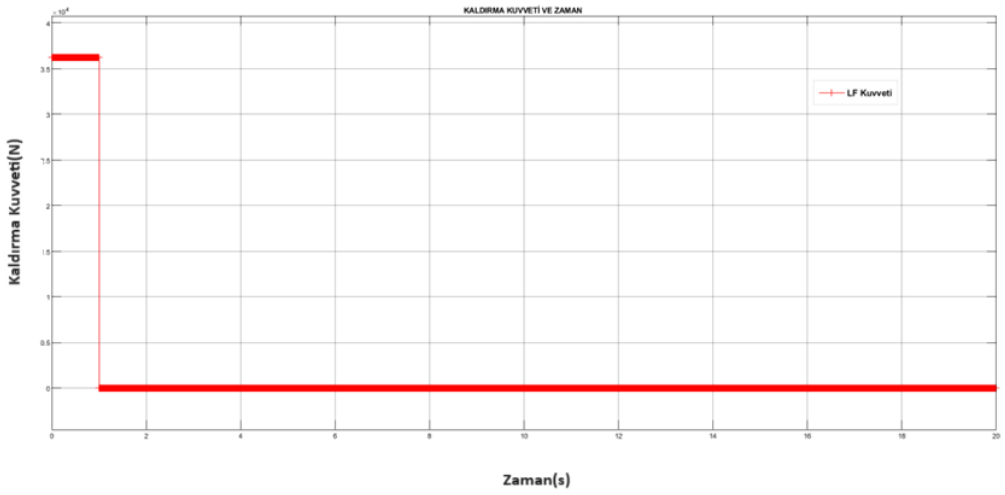
Şekil 8.16 Ana tekerlek yarım sinüs-oidal girişi



Şekil 8.17 Kaldırma kuvveti blok diyagramı

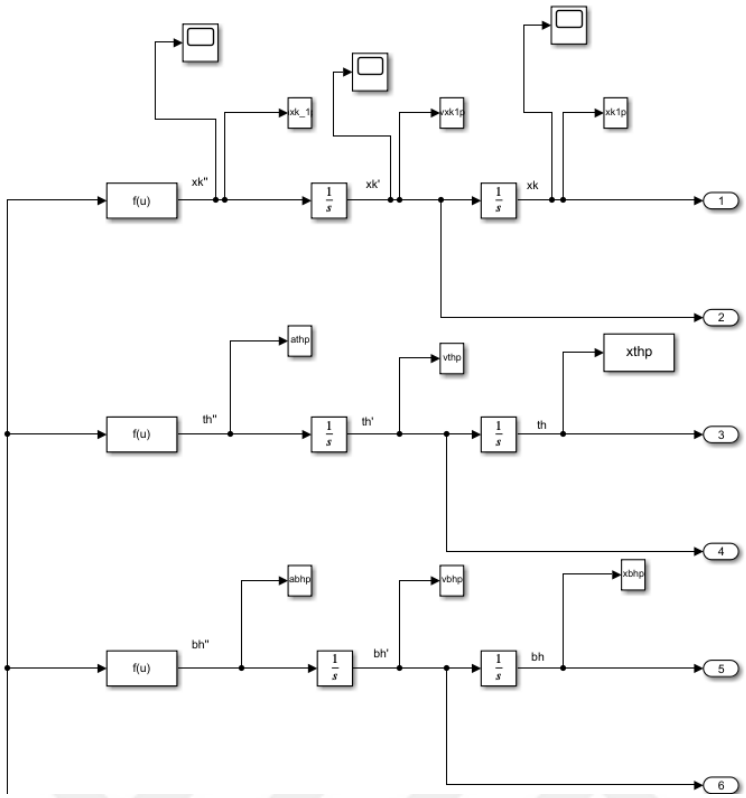


Şekil 8.18 Kütle blok diyagramı

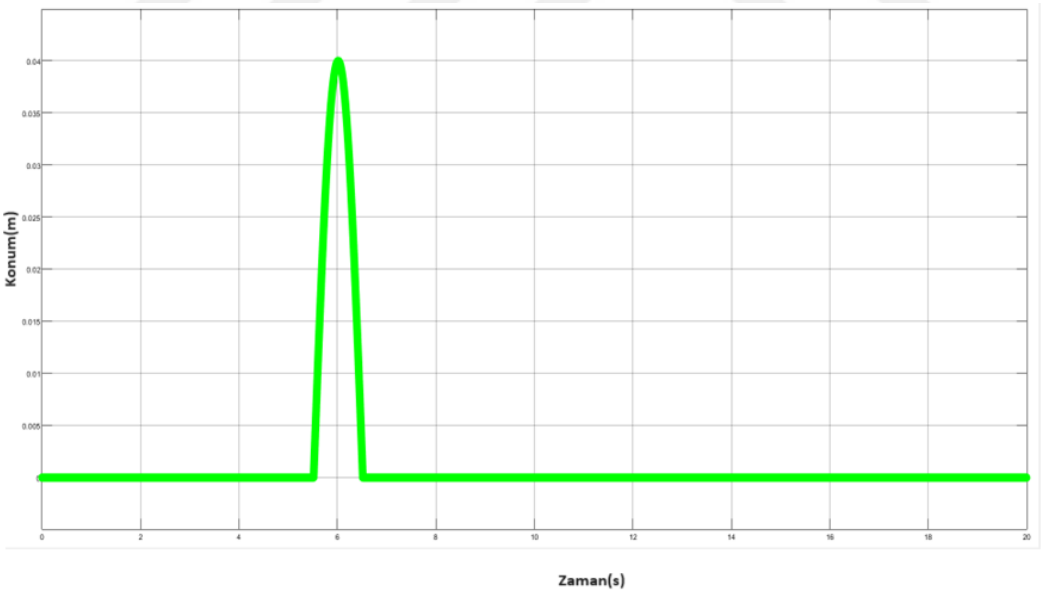


Şekil 8.19 Kaldırma kuvveti grafiği

Yol girişi blok diyagramı Şekil 8.15'te gösterildiği gibi oluşturularak ana tekerlek için yarım sinüs yol girişi Şekil 8.16'daki gibi verilmiş akabinde Şekil 8.18 ve Şekil 8.19'da görüldüğü üzere kaldırma kuvveti ve kütle girişi sisteme eklenmiştir.

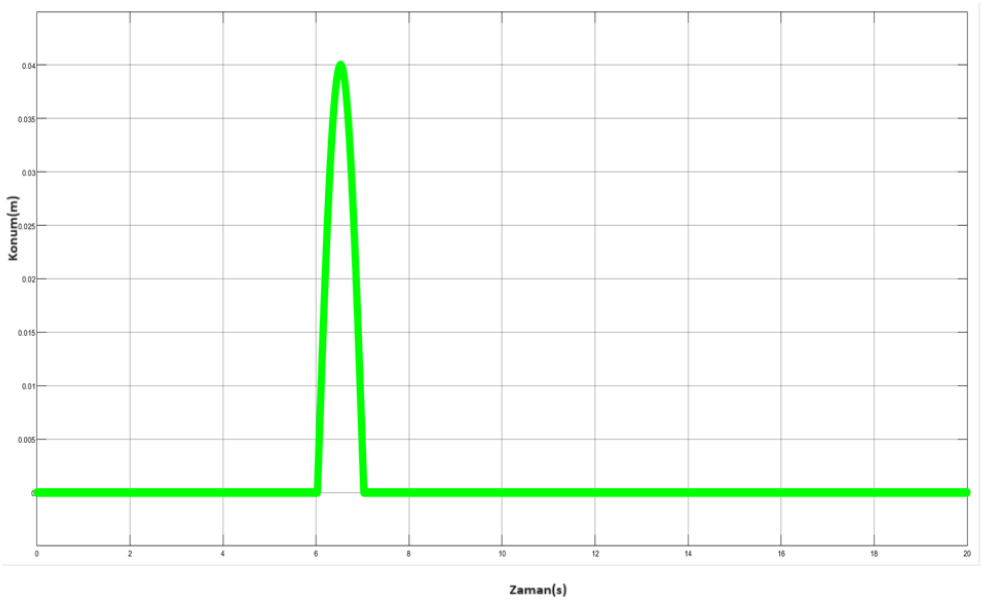


Şekil 8.20 Fonksiyon blokları

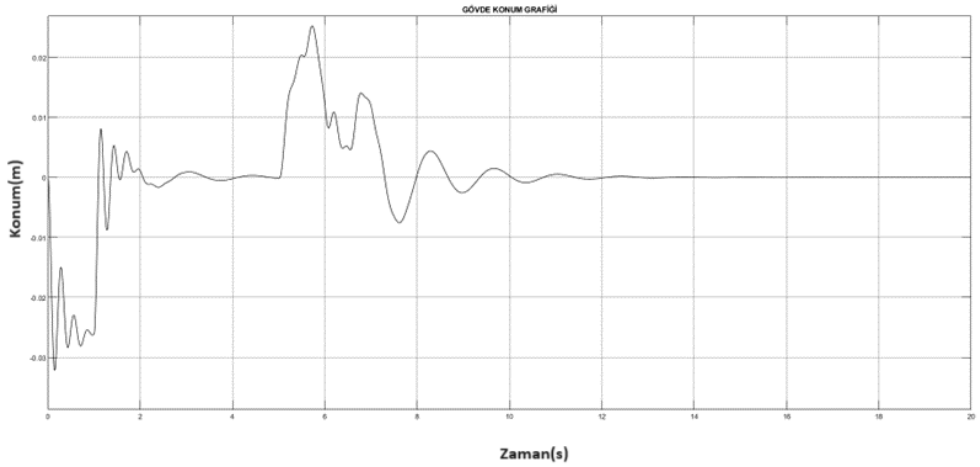


Şekil 8.21 Sol tekerlek yol girişi

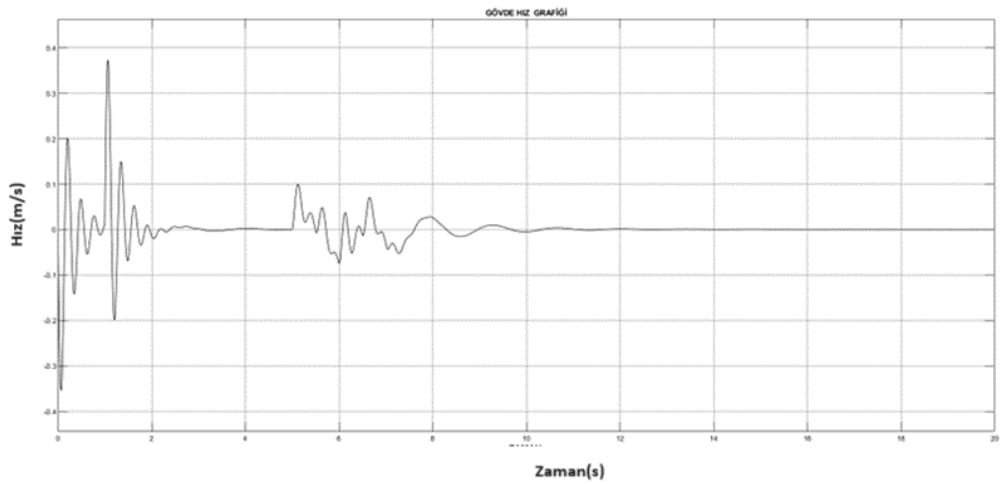
Lastik tekerlekli tip helikopterin arka sağ ve sol tekerlekleri için de ilgili yol girişleri Şekil 8.20 ve Şekil 8.22'de görüldüğü gibidir.



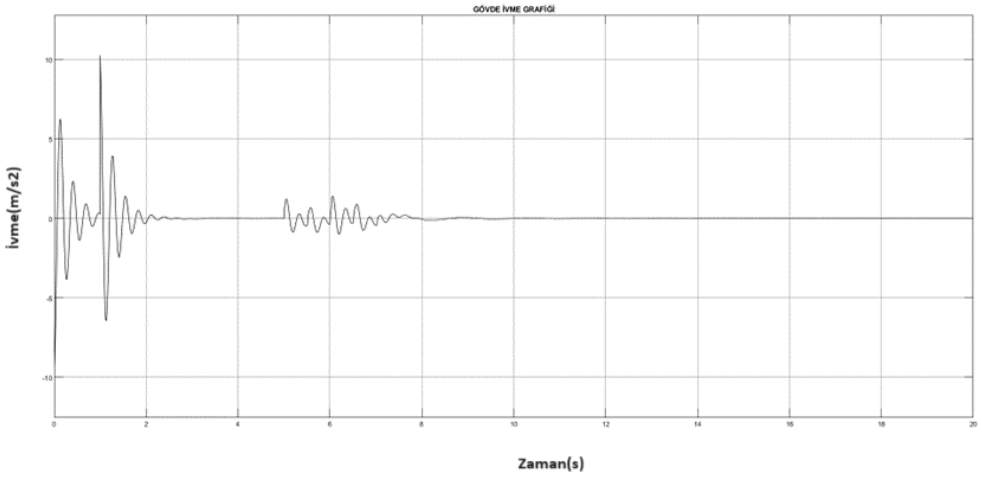
Şekil 8.22 Sağ tekerlek yol girişi



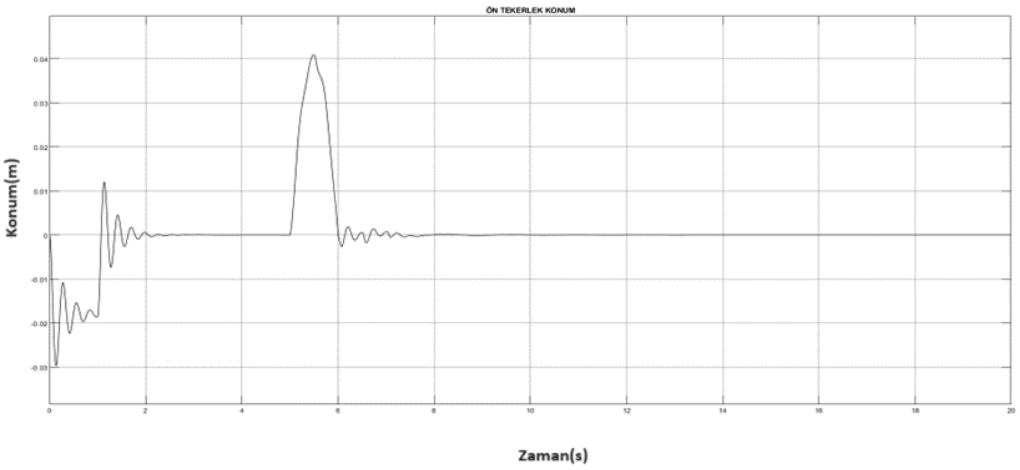
Şekil 8.23 Normal k,c değerlerine göre konum (Tablo 5.1)



Şekil 8.24 Normal k,c değerlerine göre hız(Tablo 5.1)



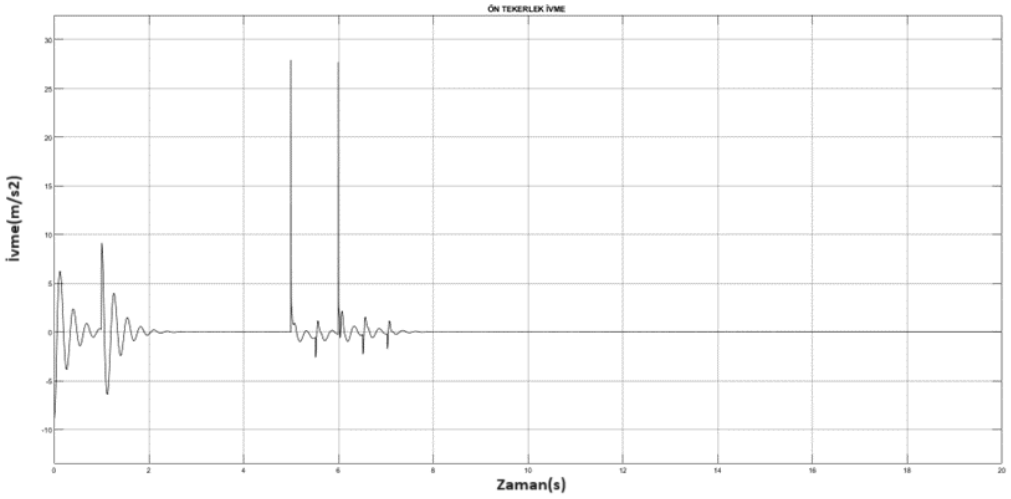
Şekil 8.25 Normal k,c değerlerine göre ivme (Tablo 5.1)



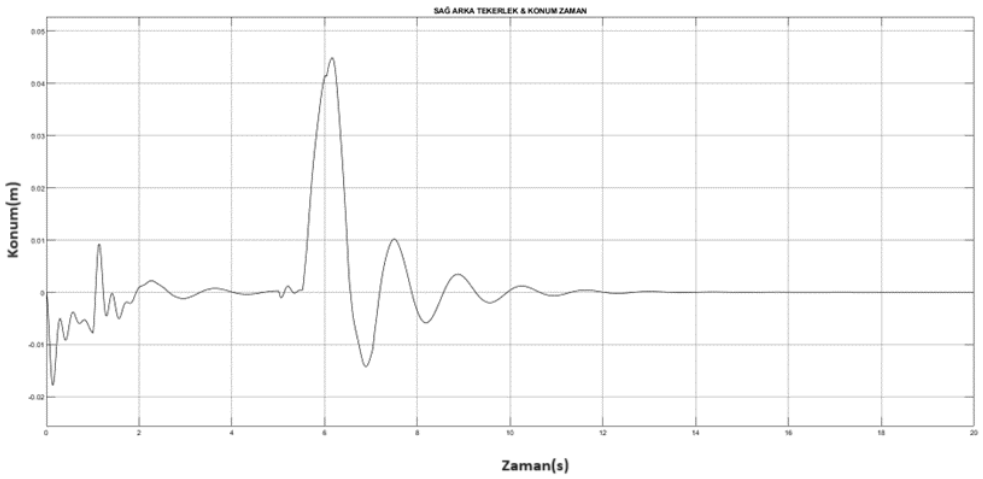
Şekil 8.26 Normal k,c değerlerine göre ön tekerlek konum(Tablo 5.1)

Konum(m)	Zaman(s)
4.090e-02	5.493
1.204e-02	1.137
4.557e-03	1.418

Şekil 8.27 Ön tekerlek zaman değerleri



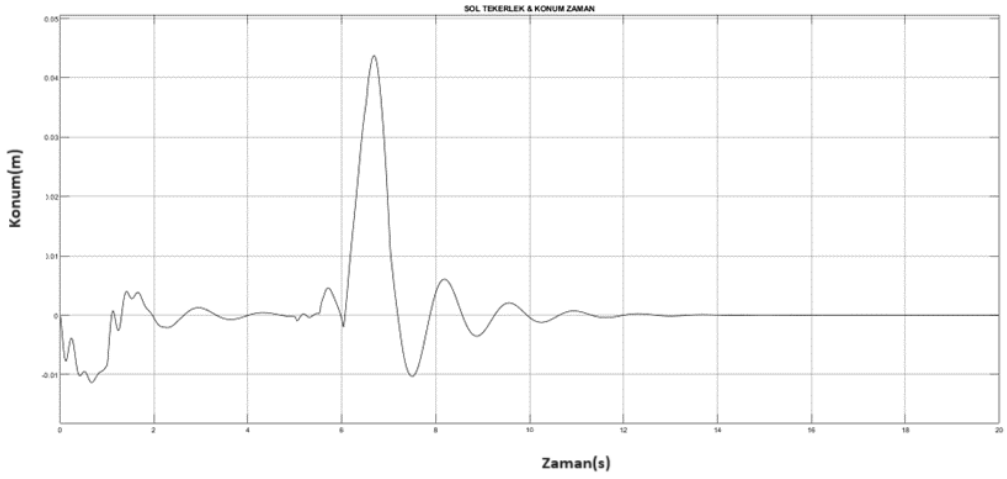
Şekil 8.28 Normal k,c değerlerine göre ön tekerlek ivme(Tablo 5.1)



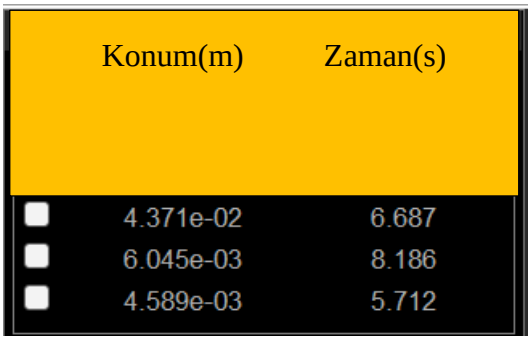
Şekil 8.29 Normal k,c değerlerine göre arka sağ tekerlek konum (Tablo 5.1)

Konum(m)	Zaman(s)
4.489e-02	6.164
4.148e-02	6.016
1.015e-02	7.501

Şekil 8.30 Sağ arka tekerlek zaman değerleri



Şekil 8.31 Normal k,c değerlerine göre arka sol tekerlek konum(Tablo 5.1)



Şekil 8.32 Arka sol tekerlek zaman değerleri

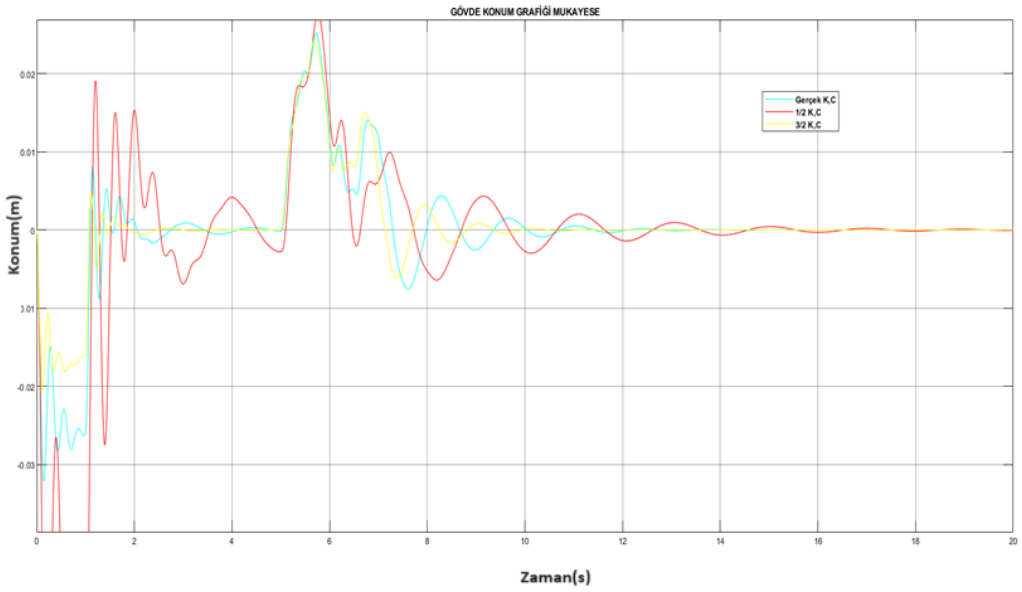
Helikopter gövde ve tekerlek ivmelerinin gösterildiği Şekil 8.25 ve Şekil 8.28'deki değerler, standart değerler olan 4g-5g(yer çekimi ivmesi) değerlerinden düşük çıktığı gerekçesiyle uygun bulunmuştur.

Tablo 5.1'i baz alınarak aşağıdaki değerler hesaplanıp Tablo 8.1'e göre helikopteri modellediğimizde;

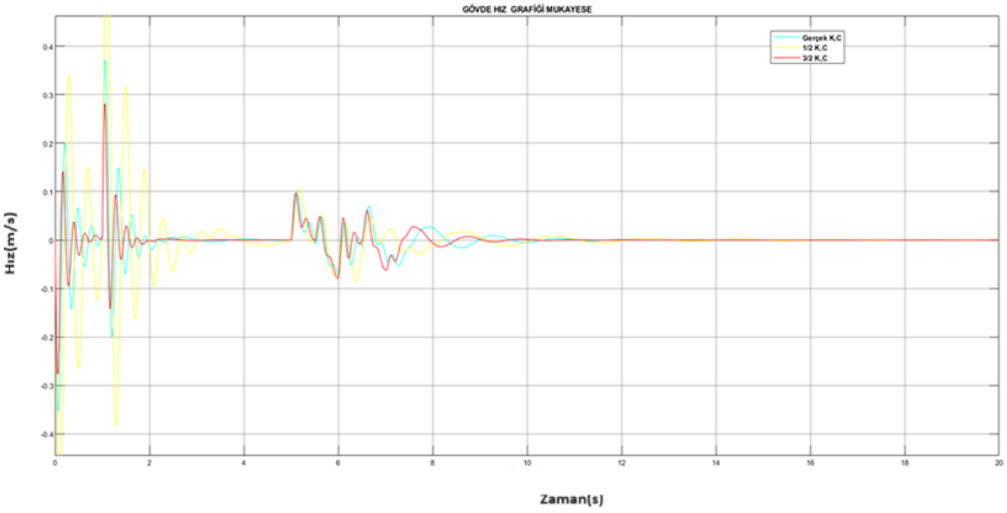
Tablo 8.1 Hesaplanan değerler

Parametre	Değer	(1/2)Değer	(3/2) Değer
ks3)	3.6 x 10^5 N/m	1.8 x 10^5 N/m	5.4 x 10^5 N/m
(ks2)	5.0 x 10^6 N/m	2.5 x 10^6 N/m	7.5 x 10^6 N/m
(ks1)	2.0 x 10^6 N/m	1.0 x 10^6 N/m	3.0 x 10^6 N/m
cs3	2.2 x 10^4 Ns/m	1.1 x 10^4 Ns/m	3.3 x 10^4 Ns/m
cs2	4.0 x 10^4 Ns/m	2.0 x 10^4 Ns/m	6.0 x 10^4 Ns/m
cs1	3.0 x 10^4 Ns/m	1.5x 10^4 Ns/m	4.5 x 10^4 Ns/m
(kt3)	1.2 x 10^6 N/m	0.6 x 10^6 N/m	1.8 x 10^6 N/m
(kt2)	1.2 x 10^6 N/m	0.6 x 10^6 N/m	1.8 x 10^6 N/m
(kt1	1.0 x 10^6 N/m	0.5 x 10^6 N/m	1.5 x 10^6 N/m
(ct3	1.0 x 10^4 Ns/m	0.5 x 10^4 Ns/m	1.5 x 10^4 Ns/m
(ct2	1.0 x 10^4 Ns/m	0.5 x 10^4 Ns/m	1.5 x 10^4 Ns/m
(ct1	1.0 x 10^4 Ns/m	0.5 x 10^4 Ns/m	1.5 x 10^4 Ns/m

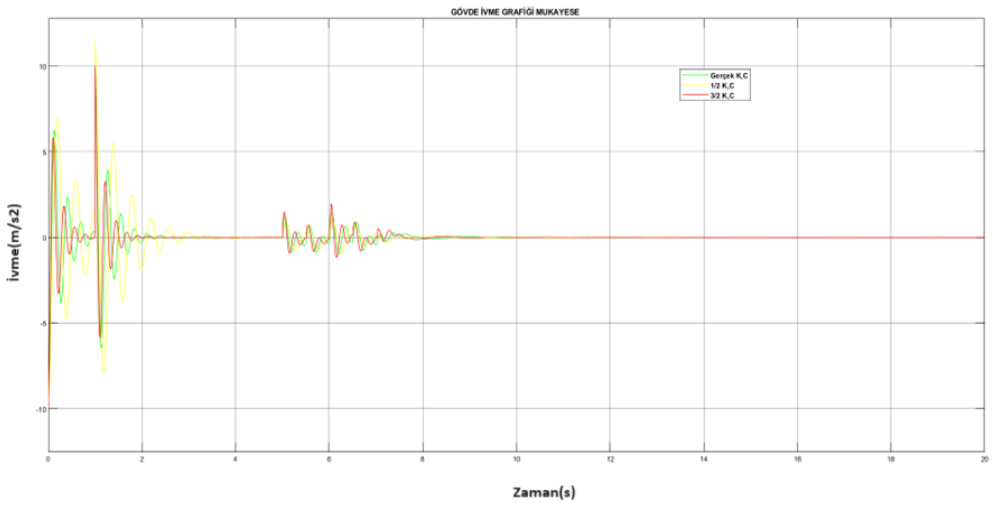
Normal(Gerçek) k(yay),c(sönüm) değerlerine göre 3/2 kat arttırdığımızda sistem daha kararlı hale gelmekte, gövde'de daha iyi bir sönümlenme hem deplasman hem de zaman açısından sağlanmaktadır.



Şekil 8.33 Gövde konum mukayese



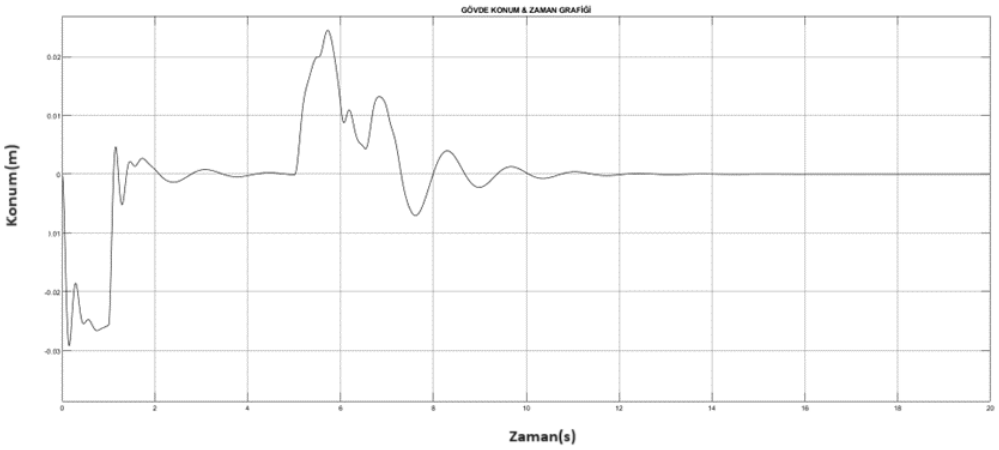
Şekil 8.34 Gövde hız mukayese



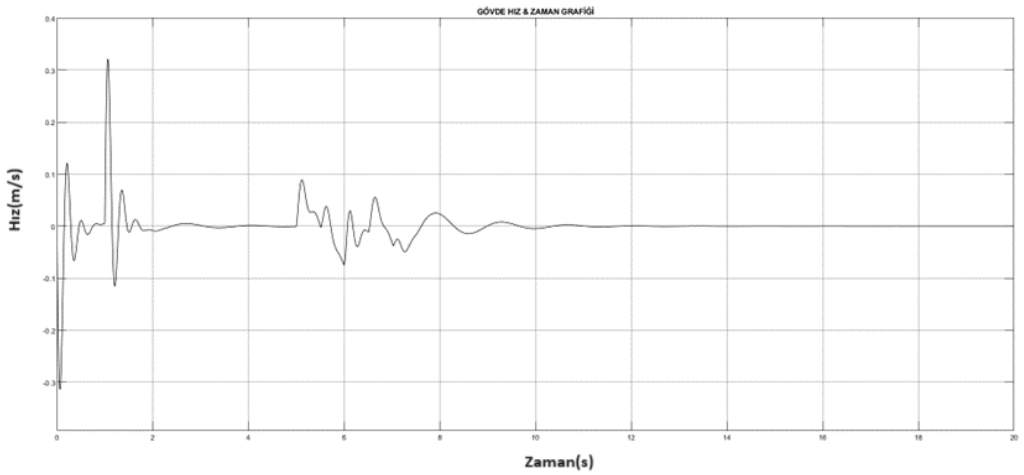
Şekil 8.35 Gövde ivme mukayese

Şekil 8.35'te gösterildiği üzere ivme sınırları 4g ve 5g'nin altında kalınmaktadır, 1/2 oranında k, c değerleri olması halinde ivme artıyor , 3/2 oranında arttığında ise daha uygun. Şekil 8.33 ve 8.34 baz alındığında uçuş sırasında mg(gövde ağırlık) ve kaldırma kuvveti dengededir. İniş ve taksi simülasyonu sırasında ilk önce lift force etkisi kaldırılmış daha sonra dinamik denge durumunu kaldırmak için mg ağırlık etkisi de sıfıra götürülmüştür. 5. ve 6.sn deki yol girişleri için simülasyon kaldırma kuvveti =0 ve mg=0 dinamik denge durumu için gerçekleştirilmiştir. Sıfırıncı saniyede kaldırma kuvveti; Birinci saniyede mg etkisi kalkmıştır.

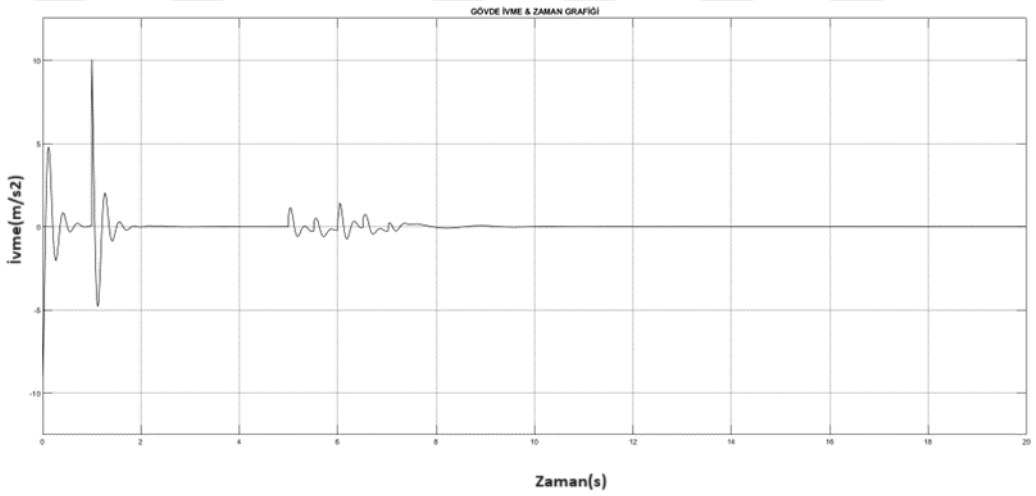
K(yay değeri) sabit C(sönüm değeri) değişken olması halinde;



Şekil 8.36 Gövde konum

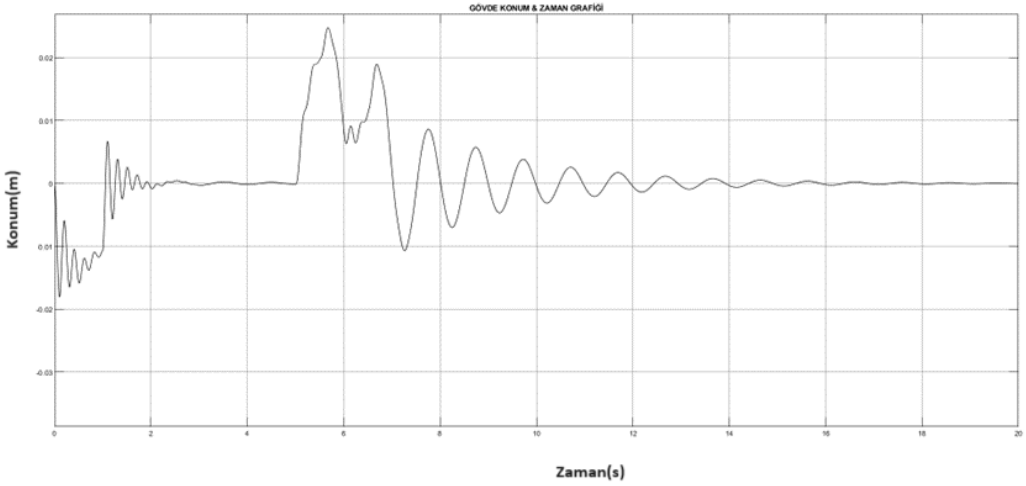


Şekil 8.37 Gövde hız

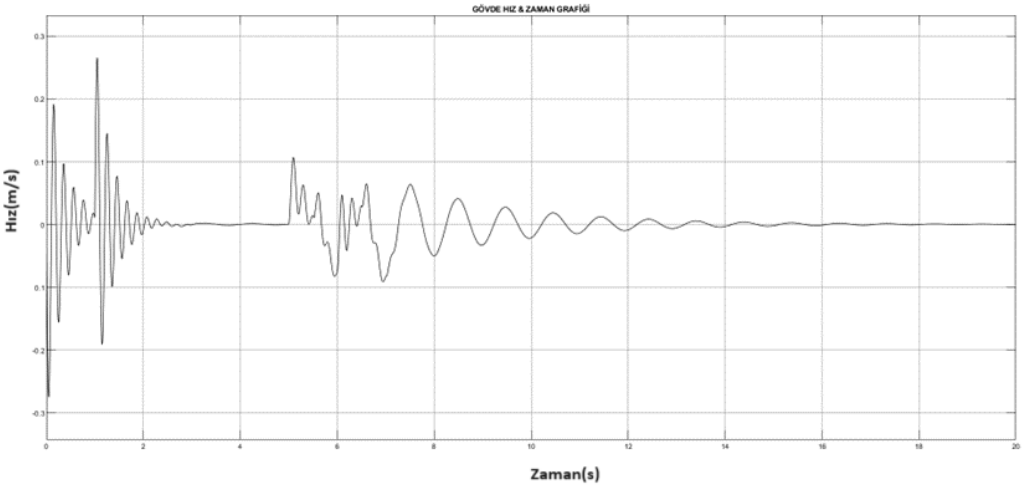


Şekil 8.38 Gövde ivme

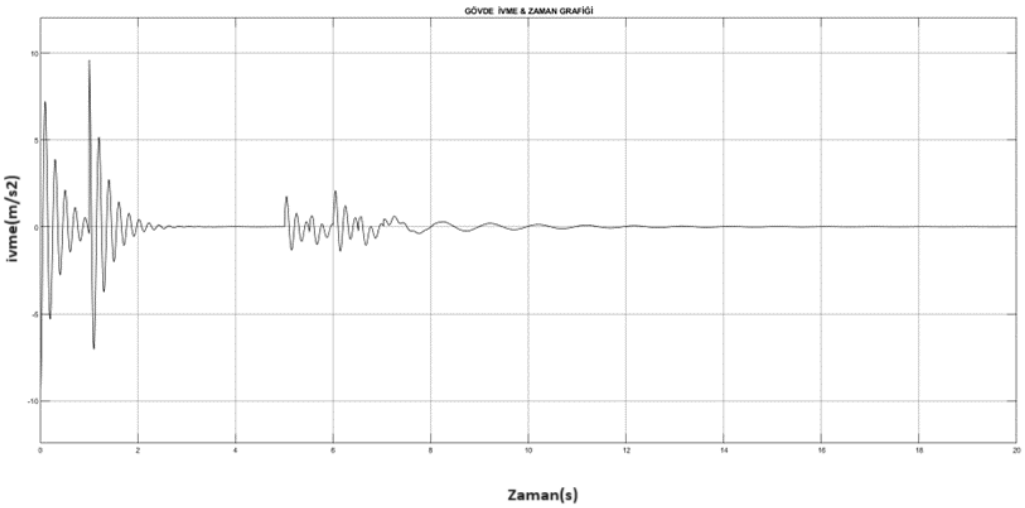
C(sönüm değeri) Sabit K(yay değeri) Değişken olması halinde;



Şekil 8.39 Gövde konum



Şekil 8.40 Gövde hız



Şekil 8.41 Gövde ivme

Şekil 8.36, Şekil 8.37 ve Şekil 8.38'de görüldüğü üzere ''k'' değerinin sabit ''c'' değerinin artması halinde gövde de ivme stabil konumda tekerleklerde ise ivme çok fazla artmaktadır. Şekil 8.39, Şekil 8.40 ve Şekil 8.41'de ise ''c''nin sabit ''k''nın artması halinde ise gövde ve tüm tekerleklerde ivme gayet uygundur.

8.3 Değerlendirme ve Mukayese Tabloları

Tablo 8.2 1. Senaryo

Lastik tekerlekli Model/ Taksi Senaryo 1	Peak Değeri	Arka ve Ön Tekerlek Gecikme Zamanı (sn)	Zaman (sn)	Kaldırma Kuvveti (N)	m*g (kgm/s^2)
Gövde Konum	0.041m	0.02	0.507	0	0
Gövde Hız	0.197m/s	0.02	0.139	0	0
Gövde İvme	2.308m/s2	0.02	0.06	0	0
Ön Tekerlek Konum	0.0417m	0.02	0.498	0	0
Ön Tekerlek İvme	27.93m/s2	0.02	0.00	0	0
Arka Sağ Tekerlek Konum	0.0416m	0.02	0.512	0	0
Arka Sağ Tekerlek İvme	17.07m/s2	0.02	0.02	0	0
Arka Sol Tekerlek Konum	0.039m	0.02	0.529	0	0
Arka Sol Tekerlek İvme	20.32m/s2	0.02	0.04	0	0

Tablo 8.2'de belirtilen sisteme 0.04 m genlikte yarım sinü-soidal bir yol girişi verilip sağ ve sol tekerlekler için zaman gecikmesi 0.02 sn ve ilerleme hızı 20 m/sn verildiğinde lastik tekerlekli bir helikopterin taksi hareketi gövdenin ve tekerleklerin konum hız ve ivme grafikleri elde edilmektedir. İvme değerleri, helikopter standartlarına göre gayet uygundur.[22]

Tablo 8.3 2. Senaryo

Lastik tekerlekli Model/ İniş+ Taksi Senaryo 2	Peak Değeri	K(sertlik),c(Sönüm) Değerleri	Zaman (sn)	Kaldırma Kuvveti(N)	Kütle(kg)
Gövde Konum	0.026	Gerçek	5.8	Var	3691
Gövde Hız	0.37m/s	Gerçek	1	Var	3691
Gövde İvme	10.5m/s2	Gerçek	1	Var	3691
Ön Tekerlek Konum	0.041m	Gerçek	5.493	Var	3691
Ön Tekerlek İvme	27	Gerçek	5.0	Var	3691
Arka Sağ Tekerlek Konum	0.045	Gerçek	6.2	Var	3691
Arka Sol Tekerlek Konum	0.044m	Gerçek	6.7	Var	3691

Tablo 8.3'te belirtilen sistemde senaryo olarak; 1 sn boyunca helikopterin havadan zemine inişi gerçekleştirilmiş ve akabinde 5-7 sn arasında taksi hareketi gerçekleştirilerek sistemdeki konum, hız, ivme değerleri analiz edilmiştir. Gövde ivme değeri, helikopter standartlarına göre uygundur.[22]

Tablo 8.4 3. Senaryo

Lastik tekerlekli Model/ İniş+Taksi Senaryo 3	Gövde Konum Peak Değeri(m)	Hız(m/s)	İvme (m/s2)	Zaman (sn)	Kaldırma Kuvveti(N)	Kütle(kg)
Gerçek K,C	0.026	0.37	10.5	5.8	Var	3691
Gerçek 3/2 Kat K,C	0.024	0.28	10.0	5.7	Var	3691
Gerçek 1/2 Kat K,C	0.032	0.55	12	5.9	Var	3691

Tablo 8.4'te belirtildiği üzere ivme sınırları 4g ve 5g'nin altında kalmakta ve standartlara göre uygundur.[22] 1/2 oranında k, c'nin azaltılması halinde ivme artmakta , 3/2 oranında değerler arttığında ise daha uygun görünmektedir.

Tablo 8.5 4. Senaryo

Lastik tekerlekli Model/ İniş+ Taksi Senaryo 4	Gövde Konum Peak Değeri(m)	Hız(m/s)	İvme (m/s2)	Zaman (sn)	Kaldırma Kuvveti (N)	Kütle(kg)
Gerçek K Sabit; C Değişken (1)	0.025	0.32	10	5.8	Var	3691
Gerçek C Sabit; K Değişken	0.025	0.26	9.0	5.7	Var	3691

Tablo 8.5'te görüldüğü üzere ''k'' nın sabit ''c'' nin artması halinde Gövde de ivme stabil konumda tekerleklerde ise ivme çok fazla artmaktadır. ''c'' nin sabit ''k'' nın artması halinde ise gövde ve tüm tekerleklerde ivme gayet uygundur. İniş ve taksi hareketinin diğer senaryoları ile kıyaslandığında ivme değeri kararlıdır Tablo 8.22'de yer alan taksi senaryosu ile kıyaslandığında ise yüksektir. Tüm senaryolar içerisinde ise en uygun ivme 1.senaryo'da yer alan 2.308 m/s2 değeridir. Tüm değerler ise helikopter standartlarına uygundur.[22]

Şekil 8.35'deki İniş ve Taksi Hareketi Senaryosu için ilgili analizler aşağıdaki tablolarda verilmiştir. Normal k(yay) ve c(sönüm) değerleri, 3/2 oranında arttırıldığında Tablo 8.6, Tablo 8.7 ve Tablo 8.8'de helikopter standartlarına uygun ivme değerlerine ulaşılmıştır.[22]

Tablo 8.6 1.Darbe

Tablo 8.1'den	İvme(m/s2)	Maksimum(sn)	Minimum(sn)	Sönüm(sn)
3/2 K,C	6	0,1	1	0,9
1/2 K,C	7	0,14	1	0,86
Normal K,C	6,5	0,12	1	0,88

Tablo 8.7 2.Darbe

Tablo 8.1'den	İvme(m/s2)	Maksimum(sn)	Minimum(sn)	Sönüm(sn)
3/2 K,C	10	1	2,2	1,2
1/2 K,C	12	1,2	4,0	2,8
Normal K,C	10,5	1,3	2,6	1,3

Tablo 8.8 3.Darbe

Tablo 8.1'den	İvme(m/s2)	Maksimum(sn)	Minimum(sn)	Sönüm(sn)
3/2 K,C	2,3	6,1	8,0	1,9
1/2 K,C	2,0	6,0	8,5	2,5
Normal K,C	2,1	5,9	8,6	2,7

9
SONUÇ

Bu çalışmamızda kızaklı tip ve lastik tekerlekli tip helikopterlerin öncelikle tek ve iki serbestlik dereceli modelleri oluşturulmuş akabinde üç ve altı serbestlik dereceli olmak üzere tam modelleri oluşturularak ve sisteme kaldırma kuvveti ve helikopter gövde ağırlıkları eklenerek sistem detaylı olarak analiz edilmiştir.

Kızaklı helikopterin yay(k) ve sönüm (c) değerleri ayrıca atalet değerleri Alman Kızaklı Tip 2 Helikopterinden alınmış; Lastik tekerlekli tipin değerleri ise Seahawk(deniz tipi) Skorsky Helikopterinden alınmıştır, geriye kalan; kütle, kanat alanı, ağırlık merkezi, kaldırma katsayısı, hava yoğunluğu, hız, kaldırma kuvveti, hücum açısı, devir ve muhtelif teknik ve fiziksel özellikleri Genel Havacılık firmasının hangarlarında bizzat helikopterler üzerinde ölçülmüş/belirlenmiş ve tarafımızdan hesaplanmıştır. Özellikle ivme ve hız değerlerine ilişkin bilgiler firmadan alınmıştır.[22]

Tek Serbestlik Dereceli (TSD) kızaklı iniş takımları modelinin analizinde yay ve sönüm değerlerinin azaltılması halinde gövdedeki deplasman artmış ve sistem kararsız hale gelmiştir ve deplasmana bağlı olarak kütlenin hızlanması da artmıştır. Sistemin sıfıra yaklaştığı kaldırma katsayısı değeri baz alınmıştır.

İki Serbestlik Dereceli (İSD) lastik tekerlekli modelinde kanat alanı ve hız'ın olduğu kaldırma kuvveti denklemi (Denklem 6.5) ile kanat alanı ve hız'ın olmadığı başka bir denklem(Denklem 6.4) kullanılarak iki farklı denklem üzerinden analizler yapılmıştır. Sisteme ekstradan sönümleyici bir kuvvet eklenmesi ve kuvvetin artmasının sağlanması neticesinde sistem daha da kararlı hale gelmiştir. Kaldırma Katsayısı değeri arttıkça gövde ve lastik tekerlekli iniş takımları dengelenene kadar sistem sıfır'a yaklaşmakta ve kararlı hale gelmektedir. Kütle arttıkça, yay ve sönüm değerleri azaldıkça da sistem kararsız hale gelmektedir.

Üç Serbestlik Dereceli (ÜSD) kızaklı tipin modelinde sistemin x ve y eksenindeki hareketleri de incelenmiş ve kızaklı iniş takımları 1,2,3,4 ön ve arka ayaklar olmak üzere modellenmiştir. Gecikme zamanına göre sistem incelenmiş, kalkış esnasında arka ayaklar ne kadar uzun süre sonra kalkarsa sistemdeki dengesizlikte o kadar arttığı gözlemlenmiştir. Yine bu modellemede tüm kızakların 1,2,3,4 ayaklarına 0.04 m genlikte yarım-sinüsoidal yol girişi verildiğinde x ve y eksenindeki yalpa ve ve kafa vurma hareketleri limit değerlerin altında çıkmakta helikopterin hızı arttıkça bu eksendeki deplasman hareketleri de artmaktadır. Sönüm değerlerinin artması halinde gövdedeki deplasman ve hızın da azaldığı gözlemlenmiştir. 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik; 3 sn. sonra ise 2 ve 4 ayaklar 0.04 m yarım sinüs-oidal bir yol girişi verildiğinde deplasman ve hız incelenmiş son olarak 1 ve 3 ayaklar 0.04 m genlik; 3 sn sonra 2 ve 4 ayaklar 0.02 m genlikte incelenerek muhtelif analizler yapılarak limit değer olan helikopterin 3g-5g arasındaki ivme değerinden grafikteki ivme değerlerinden düşük çıktığı görülmüştür. Dolayısı ile sistem ivme açısından da kararlıdır. Burada farklı senaryolar ortaya konarak, tam bir sönümlemenin olduğu deplasmanın en az olduğu değerler c:5000 ve k:470000 olarak bulunmuştur.

Altı Serbestlik Dereceli (ASD) lastik tekerleklinin modeli, helikopter gövdesi yalpalama kafa vurma ve ön-arka sol ve arka sağ iniş takımlarından oluşmaktadır. Taksi hareketi senaryosunda sisteme 0.04 m genlikte yarım sinüs girişi verilmiş, ön tekerleğe göre sağ ve sol tekerlekler için 0.02 sn zaman gecikmesi verilerek sistemdeki ivme değerleri incelenerek limit değerlerin altında kaldığı gözlemlenerek uygun bulunmuştur. Son olarak literatürde bulunmayan İniş ve Taksi hareketinin birlikte analiz edilip sisteme kaldırma kuvveti ve kütlenin de eklendiği bir senaryo ortaya konmuştur. 1 sn boyunca helikopterin havadan zemine inişi gerçekleştirilmiş sonrasında ise 5-7 sn arasında taksi hareketi gerçekleştirilmiştir Normal k(yay) ve c(sönüm) değerlerine sistemin deplasman hız ve ivme analizleri yapılmış ve ivme değerlerinin uygun olduğu gözlemlenmiştir. Yay ve Sönüm değerleri belli oranlarda arttırıldığında gövde'de daha iyi bir sönümlenme meydana geldiği görülmüş ve ivme değerleri de uygun bulunmuştur. Uçuş sırasında mg(kütle) ve lift force(kaldırma kuvveti) dengededir. İniş ve taksi simülasyonu esnasında ilk önce kaldırma kuvveti etkisi kaldırılmış ve akabinde dinamik denge durumunu da kaldırabilmek için mg ağırlık etkisi sıfıra götürülmüştür. 5. ve 6.

Sn'deki yol girişleri için olan simülasyon lift=0, mg=0 dinamik denge durumu için gerçekleştirilmiştir. 0. sn'de lift force etkisi 1.sn'de ise mg etkisi ortadan kalkmıştır.

Yapılan bu analizlere istinaden aşağıdaki önerileri tarafınız ile paylaşılmaktadır;

- Bir helikopterin iniş takımlarında titreşimi azaltmak ve iniş takımları ömrünü arttırabilmek için ekstra shock absorberler(sönümleyiciler), uluslararası tasarım standartlarını kapsayacak şekilde konulabilir.
- Helikopterin ağırlık merkezi ve kütle değerleri, belirli limit değerler altında olmalı ve aşırı kütle artışı olmamalıdır. Ağırlık merkezinde kaymaya neden olacak etkenler titreşimi arttıracaktır.
- Helikopterde sadece deplasman ve hız değil aynı zamanda muhtelif ivme değerleri de incelenmeli ve limit değerlerin altında kalması sağlanmalıdır.
- Lastik tekerlekli ile kızaklı tip helikopterlerin modelleri farklıdır.
- Yay ve Sönüm değerlerinin artması ve azalmasına göre sistem için en uygun değerler ne ise grafik analizleri sonucunda onları bulabilmek mümkündür.
- Tam bir modellemenin yapılabilmesi (x,y,z eksenleri) için kaldırma(lift), sürtünme(drag) ve hava hızı(air velocity) dahil ilgili kuvvet ve hızların sisteme eklenmesi ve Sürüş-Tahrikli-Denge-Duraklama bölgelerinde ayrı ayrı incelenmesi gerekmektedir.[7]
- Helikopterin hızına bağlı olarak titreşim değerleri kontrol edilebilir.
- Kaldırma katsayısı ve Kanat alanına göre sistemdeki Kaldırma Kuvveti etkisi detaylı olarak incelenebilir.
- İvme değerleri ile helikopterin insan sağlığı açısından güvenirliliği incelenebilir.
- Oluşturulan konsept tam model ve muhtelif senaryolardaki modellemeler, bundan sonraki yapılacak çalışmalarda temel alınabilir.

KAYNAKÇA

[1] S. Sivaprakasam, ‘’Active Landing Gear Behaviour on Heavy Landing,’’ Journal of Chemical and Pharmaceutical Sciences,2016

[2] X. M. Dong , ‘’Vibration Attenuation of Magnetorheological Landing Gear System with Human Simulated Intelligent Control,’’ State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, 2013

[3] R. Lojewski , ‘’Influence of contact points of helicopter skid landing gears on ground resonance stability,’’ CEAS Aeronautical Journal, 2020

[4] C.Kessler, ’’Aktive Steuerung aeromechanischer Instabilitäten bei Hubschraubern mit Übergang vom Boden in die Luft,’’ Von der Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 1996

[5] S. Sivaprakasam, ‘’Helicopter landing gear vibration analysis using Lagrange Method,’’ Vibroengineering Procedia, 2018

[6] S.Sivaprakasam , A.P. Haran, ‘’Mathematical Model and vibration and analysis of aircraft with active landing gears,’’ Journal of Vibration and Control,2015

[7] Aerodynamics of Flight, https://www.faa.gov, 10.11.2022

[8] J. Blackwell and R.A. Feik, ‘’A Mathematical Model of The On-Deck Helicopter/Ship Dynamic Interface,’’ Department of Defence, 1988

[9] Bell 407 Helikopter Modelleme, https://yildiz.academia.edu/AhmetOven, 30.12.2022

[10] Helicopter History, https://www.britannica.com/technology/helicopter, 12.08.2024

[11]Da Vinci’s Helicopter, https://www.extremetech.com/extreme/331175-tests-prove-da-vincis-helicopter-design-can-fly, 01.02.2022

[12]Wright Brothers Aircraft, https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/wright-brothers-aircraft/, 23.04.2016

[13] Anzani, https://www.alamy.com/stock-photo/anzani-radial. html? sortBy =relevant, 06.06.2024

[14] Hubschrauber, https://www.lavionnaire.fr/AllHubschrauber.php, 05.03.2010

[15] Gummi Als Baustoff, https://www.sts-schwingungstechnik.de/gummi-als-baustoff/, 20.09.2020

[16] Vibration Analysis of the SA349/2 Helicopter, https://ntrs.nasa.gov /api/ citations/ 19910021764/downloads/19910021764.pdf, 08.07.2015

[17] Vibration of Helicopter, https://ntrs.nasa.gov, 04.05. 2016

[18] Bell 407 Helicopter, https://www.helicopterprivateservices.com, 09.07. 2023

[19] Skorsky, http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_s76c_en.php, 02.01.2019

[20] Bo 105 Helicopter, https://avia-dejavu.net/photo%2087+26.htm, 24.05.2016

[21] Skorsky Helicopter, https://www.polarisaviation.com/wp-content/ uploads /2015/06/S76-C-Specs-Sheet.pdf, 06.06.2015

[22] Filomuz, https://www.genelhavacilik.com.tr, 05.04.2018

[23] Bell 407, https://www.centralheli.ch, 25.08.2024

[24] Ş. Yıldırım, A. Durmuşoğlu, ‘’Vibration analysis and control of aircraft landing systems using proposed neural controllers,’’ Neural Computing and Applications, 2024

[25] S. Sivaprakasam, A.P. Haran, ‘’Aircraft Random Vibration Analysis using Active Landing Gears,’’ Journal of Low Frequency Noise, Vibration and Active Control,2015

[26] Z. Wang, ‘’Analysis of landing gear walk vibration characteristics excited by aircraft anti-skid brakes,’’ Journal of Physics, 2024

[27] M. Alzayed, H. Chaoui, ‘’Linear Quadratic Gaussian Control of a 6-DOF Aircraft Landing Gear,’’ Energies,2023

[28] Q. Viet Luang, ‘’Semi-Active Control for a Helicopter with Multiple Landing Gears Equipped with Magnetorheological Dampers,’’Applied Sciences,2021

[29] S. Sivaprakasam, T. Selvakumaran, ‘’Investigation of random runway effect on landing of an aircraft with active landing gears using nonlinear mathematical model,’’ Journal of Vibroengineering, 2021

[30] Paul Cornu’s Design, https://www.fai.org/news/paul-cornu, 28.02.2020

[31] Elhammer Helicopter, https://www.aviastar.org/helicopters_eng/ ellehammer. php, 17.09.2021

[32] Cierva Invention, https://www.bbvaopenmind.com/en/technology/ visionari es/ juan-de-la-cierva-and-the-autogyros-invention, 21.09.2015

[33] Fa 223, https://en.wikipedia.org/wiki/Focke-Achgelis_Fa_223_Drache, 26. 02.2019

[34]World’s First Helicopter, https://connecticuthistory.org/worlds-first-helicopter-today-in-history, 14.09.2021

[35] Forces acting on helicopter, http://cesarvandevelde-constructieleer. blogspot. com, 17.12.2019

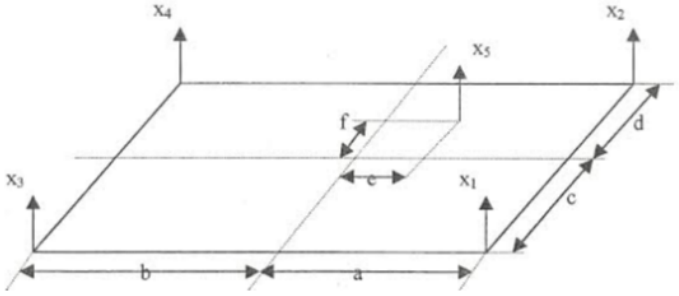
[36] Kanat profili, https://tr.wikipedia.org/wiki/Kanat_profili, 15.05.2022

[37] The components of helicopter,https://www.researchgate.net/figure/The-major-components-of-a-helicopter-are-the-airframe-fuselage-landing-gear_fig1_333565060, 04.01.2019

[38]Tail Rotor Shaft, https://www.skf.com/sg/industries/ aerospace/ helicopter/ transmission /tail-rotor-shaft, 24.06.2024

A
KIZAKLI TİP & YARDIMCI KOORDİNATLAR

Bu denklemlerdeki x_1, x_2, x_3, x_4 ve x_5 terimleri, hareket denklemlerini çıkartmak için kullanılan yardımcı koordinatlardır. Yardımcı koordinatlar, bağımsız koordinatlar cinsinden ifade edilerek hareket denklemlerinde yerine koyulacaktır.



Yardımcı koordinatlar, bağımsız koordinatlar cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilmiştir:

$$x_1 = y + aSin\theta - cSin\alpha \qquad \dot{x}_1 = \dot{y} + aCos\theta\dot{\theta} - cCos\alpha\dot{\alpha}$$
$$x_2 = y + aSin\theta + dSin\alpha \qquad \dot{x}_2 = \dot{y} + aCos\theta\dot{\theta} + dCos\alpha\dot{\alpha}$$
$$x_3 = y - bSin\theta - cSin\alpha \qquad \dot{x}_3 = \dot{y} - bCos\theta\dot{\theta} - cCos\alpha\dot{\alpha}$$
$$x_4 = y - bSin\theta + dSin\alpha \qquad \dot{x}_4 = \dot{y} - bCos\theta\dot{\theta} + dCos\alpha\dot{\alpha}$$
$$x_5 = y + eSin\theta + fSin\alpha \qquad \dot{x}_5 = \dot{y} + eCos\theta\dot{\theta} + fCos\alpha\dot{\alpha}$$

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. A. Oven, C. Demir, ‘’Bell 407 ve Skorsky S76C Helikopterlerinin Matematiksel Modellenmesi ve Dinamik Analizi,’’ Artemis Congress, 2023

Makaleler

1. A.Oven, F.Şenel, N. Sülyak, ‘’Bell 407 Helikopterinin Matematiksel Modellenmesi ve Dinamik Analizi,’’ Mühendis ve Makine Güncel, 2023