

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ALTI SERBESTLİK DERECELİ ROKET MODELLEMESİ
VE KANARD KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Lütfullah Emre TOP

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği

ARALIK 2019

**ALTI SERBESTLİK DERECELİ ROKET MODELLEMESİ
VE KANARD KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Lütfullah Emre TOP
(518161038)**

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Nazım Kemal ÜRE

ARALIK 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 518161038 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Lütfullah Emre TOP, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "ALTI SERBESTLIK DERECELI ROKET MODELLEMESİ VE KANARD KONTROLÜ" başlıklı tezini aşağıdaki imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Dr. Öğr. Üyesi Nazım Kemal ÜRE**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Arif KARABEYOĞLU**
Koç Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Emre KOYUNCU
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **15 Kasım 2019**
Savunma Tarihi : **26 Aralık 2019**





Aileme ve İrem'e,



ÖNSÖZ

Bugünlere gelmemde büyük emeği olan sayın hocam Prof. Dr. Muammer KALYON'a, tez süresince desteğini esirgemeyen danışman hocam Yrd. Doç. Dr. Nazım Kemal ÜRE'ye ve çalışmanın geliştirilmesine yönelik önerileri için değerli iş arkadaşlarım Hakkı KARAKAŞ, Büşra Nimet EREN, Büşra KAHRAMAN, Ümit YELKEN, Hilal ÇELİKMAKAS ve Çiğdem ÖCAK'a teşekkür ederim.

Aralık 2019

Lütfullah Emre TOP





İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	2
1.2 Literatür Araştırması	3
2. KOORDİNAT SİSTEMLERİ VE ÇEVRESEL FAKTÖRLER	5
2.1 Koordinat Sistemleri ve Dönüşümleri	5
2.1.1 Jeodezik koordinat sistemi	6
2.1.2 Dünya merkezli dünyaya sabitlenmiş koordinat sistemi	6
2.1.3 Yeryüzü koordinat sistemi	8
2.1.4 Gövde koordinat sistemi	8
2.1.5 Rüzgar koordinat sistemi	8
2.2 Çevresel Faktörler.....	9
2.2.1 Yerçekimi ivme modeli.....	9
2.2.2 Atmosfer modeli.....	9
2.2.3 Dünya yarıçap hesaplaması	11
2.2.4 Dünya açısal hız hesaplaması	12
3. ALTI SERBESTLİK DERECELİ ROKET MODELLEMESİ	15
3.1 Dinamik Model.....	15
3.1.1 Dönme denklemleri	16
3.1.1.1 Kuvaterniyonlar	18
3.1.2 Öteleme denklemleri	20
3.1.2.1 Roket hız bileşenleri	23
3.2 Aerodinamik Model.....	24
3.2.1 Statik marjin	27
3.2.2 Basınç merkezinin hesaplanması.....	27
3.3 İtki Modeli	28
4. MODEL TESTİ	31
4.1 Aerobee 150A Sonda Roketi	31
4.1.1 Eylemsizlik moment hesaplaması	33
4.1.2 Ağırlık merkezi hesaplaması	35

4.1.3 Paralel eksen teorimi	35
4.1.4 Kanard tasarımı	36
5. PID KONTROLÜ	41
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	43
KAYNAKLAR.....	47
EKLER	51
EK A.....	53
EK B.....	59
EK C.....	77
ÖZGEÇMİŞ	95



KISALTMALAR

DMDS	: Dünya Merkezli Dünyaya Sabitlemiş
GKS	: Gövde Koordinat Sistemi
IRFNA	: Red Fuming Nitric Acid
JKS	: Jeodezik Koordinat Sistemi
KKS	: Küresel Konumlama Sistemi
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
OAM	: Oksitleyici Ağırlık Merkezi
OI_{xx}	: Oksitleyici X Eksen Eylemsizlik Momenti
OI_{yy}	: Oksitleyici Y Eksen Eylemsizlik Momenti
OI_{zz}	: Oksitleyici Z Eksen Eylemsizlik Momenti
OK	: Oksitleyici Kütlesi
RAM	: Roketin Yakıtsız ve Oksitleyicisiz Ağırlık Merkezi
RI_{xx}	: Roketin Yakıtsız ve Oksitleyicisiz X Eksen Eylemsizlik Momenti
RI_{yy}	: Roketin Yakıtsız ve Oksitleyicisiz Y Eksen Eylemsizlik Momenti
RI_{zz}	: Roketin Yakıtsız ve Oksitleyicisiz Z Eksen Eylemsizlik Momenti
RK	: Roketin Yakıtsız ve Oksitleyiciz Kütlesi
RKS	: Rüzgar Koordinat Sistemi
TAM	: Roketin Ağırlık Merkezi
TI_{xx}	: Roketin Toplam X Eksen Eylemsizlik Momenti
TI_{yy}	: Roketin Toplam Y Eksen Eylemsizlik Momenti
TI_{zz}	: Roketin Toplam Z Eksen Eylemsizlik Momenti
YAM	: Yakıt Ağırlık Merkezi
YI_{xx}	: Yakıt X Eksen Eylemsizlik Momenti
YI_{yy}	: Yakıt Y Eksen Eylemsizlik Momenti
YI_{zz}	: Yakıt Z Eksen Eylemsizlik Momenti
YKS	: Yeryüzü Koordinat Sistemi
WGS	: World Geodetic System



SEMBOLLER

α	: Hücüm açısı
α_g	: Geodetik açı
β	: Kayma açısı
β_i	: Tahmini indirgenmiş enlem
β_g	: Geosentrik açı
δ	: Kanard sapma miktarı
λ	: Boylam
ϕ_e	: Enlem
λ, θ, ψ	: Euler açıları
$\Delta\theta$: Dünyanın açısal yer değiştirmesi
\vec{a}	: Roket ivme vektörü
a_x, a_y, a_z	: Roket ivme vektörü komponentleri
A_{ref}	: Roket kesit alanı
C_D	: Sürtünme kuvveti katsayısı
C_L	: Kaldırma kuvveti katsayısı
C_I	: Dönme moment katsayısı
C_{ID}	: Kanard dönme moment katsayısı
C_{Ip}	: Dönme moment katsayısının dönme hızına göre değişimi
C_m	: Yunuslama moment katsayısı
C_{mq}	: Yunuslama moment katsayısının yunuslama hızına göre değişimi
C_n	: Sapma moment katsayısı
C_{np}	: Sapma moment katsayısının yunuslama hızına göre değişimi
C_{nr}	: Sapma moment katsayısının sapma hızına göre değişimi
C_Y	: Yanal rüzgar kuvvet katsayısı
CG	: Roket ağırlık merkezi
CP	: Roket basınç merkezi
d_C	: Kanardın referansa uzaklığı
d_T	: Finin referansa uzaklığı
D	: Roket çapı
DM_{GR}	: Rüzgar koordinat sisteminden gövde koordinat sistemine dönüşüm matrisi
DM_{GY}	: Yeryüzü koordinat sisteminden gövde koordinat sistemine dönüşüm matrisi
DM_{YG}	: Gövde koordinat sisteminden yeryüzü koordinat sistemine dönüşüm matrisi
e	: Birincil eksantrisite
f	: Dünyanın yassılığı
F	: İtici, aerodinamik ve yerçekim kuvvet toplamı
F_{ax}, F_{ay}, F_{az}	: Aerodinamik kuvvet komponentleri
g_ϕ	: Yer çekimin enleme göre değişimi
$g_{\phi, h}$: Yer çekimin enlem ve irtifaya göre değişimi
G	: Yer çekimsel sabiti
h	: Roket irtifası
h_T	: Fin kök veteri
h_C	: Kanard kök veteri

\vec{H}	: Açısal momentum vektörü
H_x, H_y, H_z	: Açısal momentum komponentleri
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	: Eylemsizlik moment komponentleri
I_{xy}, I_{zy}, I_{xz}	
l	: Roket gövde uzunluğu
$l_{burunkonisi}$: Roket burun konisi uzunluğu
$l_{gövde}$: Roket gövde uzunluğu
K_i	: Integral katsayısı
K_d	: Türev katsayısı
K_p	: Kazanç katsayısı
m	: Roket kütlesi
\vec{M}	: Roket moment vektörü
M_{ax}, M_{ay}, M_{az}	: Aerodinamik moment komponentleri
N_e	: Birincil dikey eğrilik yarıçapı
P	: Dünya merkezli dünyaya sabitlemiş koordinat sistemi
P_g	: Jeodezik koordinat sistemi
P, Q, R	: Roketin açısal hız komponentleri
q_1, q_2, q_3, q_4	: Kuvaterniyon parametreleri
\vec{r}	: Roket konumunun yeryüzü koordinat sistemine uzaklığını ifade eden vektör
r_x, r_y, r_z	: Roket konumunun yeryüzü koordinat sistemine uzaklığını ifade eden vektör komponentleri
\vec{R}	: Dünyanın yarıçap vektörü
\vec{R}_i	: Yeryüzü koordinat sisteminin dünya merkezine uzaklığını ifade eden vektör
R_{ea}	: Dünyanın uzun yarıçapı
R_{eb}	: Dünyanın kısa yarıçapı
R_x, R_y, R_z	: Dünyanın yarıçap vektörü komponentleri
SM	: Statik marjin
\vec{V}	: Roket hız vektörü
u, v, w	: Roket hız vektörü komponentleri
$\vec{\omega}$: Dünyanın açısal hız vektörü
ω_{ort}	: Dünyanın ortalama açısal hızı
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$: Dünyanın açısal hız vektörü komponentleri
V_x, V_y, V_z	: Roket hız vektörü komponentleri
X_e, Y_e, Z_e	: Dünya merkezli dünyaya sabitlemiş koordinat sistemi eksenleri

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 3.1 : Roket özellikleri 1	25
Çizelge 3.2 : Roket özellikleri 2	25
Çizelge 3.3 : Aerobee 150A İtki Parametreleri [29]	28
Çizelge 4.1 : Roket özellikleri 3	32
Çizelge 4.2 : Katı model çizim değerleri	33
Çizelge 4.3 : Roket özellikleri 4	34
Çizelge 4.4 : Kanard özellikleri	38
Çizelge 4.5 : Fin özellikleri	38
Çizelge B.1 : Roketin negatif hücum açısı C_D değer tablosu	59
Çizelge B.2 : Roketin pozitif hücum açısı C_D değer tablosu	60
Çizelge B.3 : Roketin negatif hücum açısı C_L değer tablosu	61
Çizelge B.4 : Roketin pozitif hücum açısı C_L değer tablosu	62
Çizelge B.5 : Roketin C_I değer tablosu	63
Çizelge B.6 : Roketin negatif hücum açısı C_{I_p} değer tablosu	64
Çizelge B.7 : Roketin pozitif hücum açısı C_{I_p} değer tablosu	65
Çizelge B.8 : Roketin negatif hücum açısı C_m değer tablosu	66
Çizelge B.9 : Roketin pozitif hücum açısı C_m değer tablosu	67
Çizelge B.10: Roketin negatif hücum açısı C_{mq} değer tablosu	68
Çizelge B.11: Roketin pozitif hücum açısı C_{mq} değer tablosu	69
Çizelge B.12: Roketin negatif kayma açısı C_n değer tablosu	70
Çizelge B.13: Roketin pozitif kayma açısı C_n değer tablosu	71
Çizelge B.14: Roketin negatif kayma açısı C_{nr} değer tablosu	72
Çizelge B.15: Roketin pozitif kayma açısı C_{nr} değer tablosu	73
Çizelge B.16: Roketin negatif kayma açısı C_{np} değer tablosu	74
Çizelge B.17: Roketin pozitif kayma açısı C_{np} değer tablosu	75
Çizelge C.1 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_D değer tablosu	77
Çizelge C.2 : Kanardlı roketin pozitif hücum C_D değer tablosu	78
Çizelge C.3 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_L değer tablosu	79
Çizelge C.4 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_L değer tablosu	80
Çizelge C.5 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_I değer tablosu	81
Çizelge C.6 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_I değer tablosu	82
Çizelge C.7 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_{I_p} değer tablosu	83
Çizelge C.8 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_{I_p} değer tablosu	84
Çizelge C.9 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_m değer tablosu	85
Çizelge C.10: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_m değer tablosu	86
Çizelge C.11: Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_{mq} değer tablosu	87
Çizelge C.12: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_{mq} değer tablosu	88

Çizelge C.13: Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_n değer tablosu	89
Çizelge C.14: Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_n değer tablosu	90
Çizelge C.15: Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_{nr} değer tablosu	91
Çizelge C.16: Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_{nr} değer tablosu	92
Çizelge C.17: Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_{np} değer tablosu	93
Çizelge C.18: Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_{np} değer tablosu	94



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1 : Nasa sonda roket örnekleri [2].....	1
Şekil 1.2 : Aerobee sonda roketleri [3].	2
Şekil 2.1 : Koordinat sistemleri e:DMDS n:YKS O_b :GKS koordinat merkezi [10].	5
Şekil 2.2 : Dünyanın uzun ve kısa yarıçapı.....	6
Şekil 2.3 : Koordinat sistemleri w:Rüzgar b:Gövde.	8
Şekil 2.4 : 1000 km'ye kadarki hava sıcaklık grafiği.	10
Şekil 2.5 : 1000 km'ye kadarki hava basıncı grafiği.....	10
Şekil 2.6 : 1000 km'ye kadarki hava yoğunluğu grafiği.....	11
Şekil 2.7 : 1000 km'ye kadarki ses hızı grafiği.....	11
Şekil 2.8 : Geodetik ve geosentrik enlemler.	12
Şekil 2.9 : Dünyanın açısız hız gösterimi.....	13
Şekil 3.1 : Gövde koordinat sistemi açısız ve çizgisel hız komponentleri.....	15
Şekil 3.2 : Ataletsel referans sistemi.	20
Şekil 3.3 : Aerodinamik katsayılar ve referans eksenleri.....	24
Şekil 3.4 : Aerobee 150A uzunluk bilgileri.	25
Şekil 3.5 : Aerobee 150A fin bilgileri [15].	25
Şekil 3.6 : Aerobee 150A fin katı model çizimi.....	26
Şekil 3.7 : Basınç merkezi.	27
Şekil 4.1 : Aerobee 150A çizimi [13].	31
Şekil 4.2 : Aerobee 150A şematik çizimi [14]......	32
Şekil 4.3 : Aerobee 150A katı model komponentleri.....	33
Şekil 4.4 : Aerobee 150A katı modeli [13].	34
Şekil 4.5 : Katı silindir eylemsizlik momenti.....	34
Şekil 4.6 : Aerobee 150A X eksenine paralel eksen teoremi.	35
Şekil 4.7 : Aerobee 150A Z eksenine paralel eksen teoremi.	36
Şekil 4.8 : Kanard ve fin geometrisi [36]......	37
Şekil 4.9 : Yatay ekseninde kanard ve fin konumlandırması [36].....	37
Şekil 4.10 : Kanard katı model çizimi.....	38
Şekil 4.11 : Aerobee 150A yeni fin katı model çizimi.....	38
Şekil 4.12 : Aerobee 150A kanardlı RASAero çıktısı.....	39
Şekil 5.1 : Simulink PID blokları.....	41
Şekil 5.2 : Kanardsız roketin P açısız hız grafiği.....	42
Şekil 5.3 : Kanardlı roketin PID ile 1Hzlik P açısız hız grafiği.....	42
Şekil 6.1 : Aerobee irtifa grafiği [16]......	43
Şekil 6.2 : Simülasyon irtifa grafiği.....	44
Şekil 6.3 : Aerobee 150A hız grafiği [17]......	44

Şekil 6.4	: Aerobee 150A euler yunuslama açısı grafiği [17]	45
Şekil 6.5	: Simülasyon hız grafiği.	45
Şekil 6.6	: Simülasyon euler yunuslama açısı grafiği.	46
Şekil A.1	: Genel simulink blokları.	53
Şekil A.2	: Çevre modeli simulink blokları.	53
Şekil A.3	: Yerçekimi kuvvetinin hesaplandığı bloklar.	54
Şekil A.4	: İtme kuvvetinin hesaplandığı bloklar.	54
Şekil A.5	: Eylemsizlik momentinin hesaplandığı bloklar.	54
Şekil A.6	: Aerodinamik momentlerin ve kuvvetlerin hesaplandığı bloklar.	55
Şekil A.7	: Altı serbestlik dereceli roket dinamiklerinin hesaplandığı bloklar.	56
Şekil B.1	: Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri	59
Şekil B.2	: Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.	60
Şekil B.3	: Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri	61
Şekil B.4	: Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri.	62
Şekil B.5	: Roketin hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.	63
Şekil B.6	: Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.	64
Şekil B.7	: Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.	65
Şekil B.8	: Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.	66
Şekil B.9	: Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.	67
Şekil B.10	: Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.	68
Şekil B.11	: Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.	69
Şekil B.12	: Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.	70
Şekil B.13	: Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.	71
Şekil B.14	: Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.	72
Şekil B.15	: Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.	73
Şekil B.16	: Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.	74
Şekil B.17	: Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.	75
Şekil C.1	: Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.	77
Şekil C.2	: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.	78
Şekil C.3	: Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri.	79
Şekil C.4	: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri	80
Şekil C.5	: Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.	81
Şekil C.6	: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.	82
Şekil C.7	: Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.	83
Şekil C.8	: Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.	84
Şekil C.9	: Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri	85

Şekil C.10 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.	86
Şekil C.11 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.	87
Şekil C.12 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.	88
Şekil C.13 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.	89
Şekil C.14 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.	90
Şekil C.15 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.	91
Şekil C.16 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.	92
Şekil C.17 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.	93
Şekil C.18 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.	94



ALTI SERBESTLIK DERECELİ ROKET MODELLEMESİ VE KANARD KONTROLÜ

ÖZET

Altı serbestlik dereceli roket modellemesi çalışması roketin üç eksendeki öteleme ve dönme hareketlerinden oluşmaktadır. Roketin bu hareketleri temel alınarak benzetim gerçekleştirilmiştir. Benzetimi gerçekleştirilen roketin kanard kontrolü sayesinde dönme kabiliyeti kazandırılmıştır. Roket matematik modellemesi MATLAB-Simulink ortamında geliştirilmiştir. Geliştirilen matematik model, Aerobee 150A roketi verileri kullanılarak test edilmiştir. Aerobee 150A roketinin katı modeli Inventor programında çizilip eylemsizlik moment katsayıları bu programdan alınmıştır. Aerodinamik katsayılar ise Missile DATCOM yazılımı kullanılarak hücum açısı, kayma açısı ve mach sayısına bağlı olarak elde edilmiştir. Aerobee 150A roketine uygun kanard tasarımı yapılarak RASAero programından roketin stabilitesi kontrol edilmiştir. Kanardlı roketin stabilitesini istenilen düzeyden tutabilmek için yeni fin tasarımı yapılarak aerodinamik katsayılar tekrardan hesaplanmıştır. Aerodinamik katsayıları elde edilen roketin PID kontrolörü sayesinde dönme kabiliyeti kazandırılmıştır.

Benzetim, çevre ve roket modeli olmak üzere iki ana kısımdan oluşmaktadır. Çevre modellemesinde roketin irtifa değerine bağlı olarak havanın sıcaklık, yoğunluk, basınç ve ses hızı değerlerini barındıran tablolardan interpolasyon yöntemiyle hesaplanmaktadır. Dünyanın tam yuvarlak olmayan şekli nedeniyle dünya üzerindeki herhangi bir noktaya etki eden yer çekim kuvveti değişkenlik göstermektedir. Bu çekim kuvveti roketin bulunduğu enlem ve yükseklik değerine bağlı olarak çevre modellemesinde hesaplanmaktadır.

Model 1950-1960 yılları arasında nasanın en önemli sonda roket projelerinden olan Aerobee 150A roketi esas alınarak oluşturulmuştur. Aerobee roketi yaklaşık olarak 9,32 metre uzunluğunda, 0,381 metre çapında dört finli bir sonda roketidir. Roket 160-290 km irtifaya yaklaşık olarak 45-136 kg aralığında faydalı yük taşıyacak şekilde tasarlanmıştır. İki kademeli olan Aerobee 150A'nın ilk kademesi katı yakıtlı güçlendirici motor, ikinci kademesi ise sıvı yakıtlı motordan oluşmaktadır. Güçlendirici katı yakıtlı motor modellemesi gözardı edilmiştir. Sıvı yakıt 35% furfuyl alkol 65% aniline karışımından oluşmaktadır. Oksitleyici olaraksa IRFNA(kırmızı dumanlı nitrik asit) kullanılmaktadır. Katı çizim modeli yapılan Aerobee 150A roketinin eylemsizlik moment değerleri Inventor programından alınmıştır. Yazılan algoritmayla roketin ağırlık merkezi, kütlesi ve değişen eylemsizlik momentleri azalan oksitleyici ve yakıt değerine bağlı olarak hesaplanmıştır. Roketin eylemsizlik moment değerleri hesaplanırken paralel eksen teoremi kullanılmıştır.

Missile DATCOM yazılımı kullanılarak roketin hücum açısı, kayma açısı ve mach değerine bağlı olarak aerodinamik katsayı hesaplamaları yapılmıştır. NASA'nın paylaştığı kütleli akış debileri, yanma süresi, lüle boğaz alanı ve lüle çıkış alanı verileri kullanılarak roketin itki matematik modeli oluşturulmuştur. Rüzgar koordinat sisteminde oluşan aerodinamik kuvvetler, roketin gövde eksen sisteminde oluşan itki kuvveti kuvaterniyon parametreleri ile oluşturulan dönüşüm matrisiyle yeryüzü

koordinat sistemine taşınmıştır. Yerçekimi kuvveti de yeryüzü koordinat sistemine taşınarak roket ekiye eden net kuvvet hesaplanmıştır. Hesaplanan bu kuvvetler altı serbestlik dereceli roket dinamik denklemlerine girdi olarak verilmiştir.

Altı serbestlik dereceli roket dinamik denklemlerine girdi olarak verilen diğer değerler ise dünyanın enlem değerine bağılı olarak hesaplanan dünyanın açısal dönüş hızı, roketin atışının gerçekleştiğı noktanın dünyanın merkezine uzaklığı, roketin açısal hızları, roketin açısal ivmeleri, roketin eylemsizlik momentleri ve roketin öteleme hızlarıdır.

Altı serbestlik dereceli roketin ivme hesaplamaları yeryüzü koordinat sistemine göre hesaplanmıştır. Hesaplanan öteleme ivmelerinin integralleri alınarak öteleme hızları elde edilmiştir. Öteleme hızları kuvaterniyon dönüşüm matrisi kullanılarak yeryüzü koordinat sisteminden roketin gövde koordinat sistemine taşınmıştır. Taşınan hız vektörü komponentleriyle roketin gövde koordinat sisteminde oluşan hız vektörü, hücum ve kayma açısı hesaplanmıştır. Öteleme hareket denklemleriyle bulunan ivmeler sayesinde hızlara, hızlar sayesinde de roketin anlık konum hesabı yapılmıştır. Hesaplanan yeni konum dünya merkezli dünyaya sabitlenmiş koordinat sistemine dönüştürülmüştür. Dönüştürülen bu değerler daha sonra jeodezik koordinat sistemi komponentlerinin hesaplanmasında kullanılmıştır. Jeodezik koordinat sistemi enlem, boylam ve roketin irtifasından oluşmaktadır. Bu değerler sisteme geri beslenerek anlık olarak roketin bir sonraki konum değerleri hesaplanmaktadır. Dönme denklemlerinden elde edilen ivmeler sayesinde roketin açısal hız komponentleri hesaplanmıştır. Roketin rampadaki euler açılarıyla başlangıç kuvaterniyon parametleri hesaplanmıştır. Hesaplanan kuvaterniyon parametleriyle dönüşüm matrisleri oluşturulmuştur. Roketin açısal hız komponentleri kullanılarak her iterasyonda kuvaterniyon değişimleri elde edilmiştir. Dönüşüm matrisleri güncellenerek roketin oryantasyonu güncellenmektedir.

SIX DOF ROCKET MODELLING AND CANARD CONTROL

SUMMARY

Rockets are used to transport payloads from Earth to space and it is used for experimental researches or military satellites, meteorological observation, and commercial. From the beginning of the space race, a variety of rockets have been developed and operated to reach space, accomplish the assigned mission and gain global prestige.

In this thesis six degrees of freedom rocket modeling and canard control are studied. The model includes translational and rotational movements on three axes. Thanks to these movements, the rocket's path has been simulated. The goal of the simulation is to understand the flight parameters of a rocket with a given thrust curve, aerodynamic properties, inertia, and roll stability properties. The program bodes well with Aerobee 150A data, with very good matches on altitude, range, time, and agrees well with acceleration.

The mathematical model includes five different axes system. The geodetic coordinate system is widely used in GPS-based navigation. That system that characterizes a coordinate point near the earth's surface in terms of longitude, latitude, and altitude. The ECEF coordinate system rotates with the earth around its spin axis. As such, a fixed point on the earth surface has a fixed set of coordinates. The origin located at the center of the earth. The local NED coordinate system is also known as a navigation or ground coordinate system. It is a coordinate frame fixed to the earth's surface. Based on the WGS84 ellipsoid model. The body coordinate system is directly defined on the body of the rocket. Its origin is located at the center of gravity (CG) of the rocket. The last coordinate system is wind coordinate system. Its origin is also located at the center of gravity of rocket. Velocity vector on the x component of coordinate and aerodynamic's forces occur on it.

Rocket's mathematical model is developed in MATLAB-Simulink. The developed mathematical model is checked with Aerobee 150A rocket's data. The solid model of Aerobee 150A rocket is drawn in Inventor and moments of inertia coefficients are taken from this program. Aerodynamic coefficients are obtained by MISSILE DATCOM software depending on the angle of attack, side slip angle and mach number. Suitable canard is designed for Aerobee 150A rocket and then, stability of the rocket is checked on RASAero. In order to maintain the stability of the rocket, a new fin is designed and aerodynamic coefficients are recalculated. After all those steps have done the canard were controlled by PID controller. The aim of PID controller is to spin rocket with constant spin rate.

The simulation consists of two main parts as the environmental and the system dynamics's model. In the environmental model velocity of sound, temperature, density and pressure of the air are calculated based on the altitude of the rocket by interpolation from US Standard Atmosphere 1976 document. Also, the gravitational force is obtained with using a latitude and an altitude's value of the rocket. The Aerobee

150A rocket which is one of the most important sounding rocket launched between 1950-1960 is considered in the model. The Aerobee rocket is a four-fin sounding rocket with approximately 9.32 meters of length and a diameter of 0.381 meters. The rocket has a capability of carrying 45-136 kg payloads to an altitude of 160-290 km.

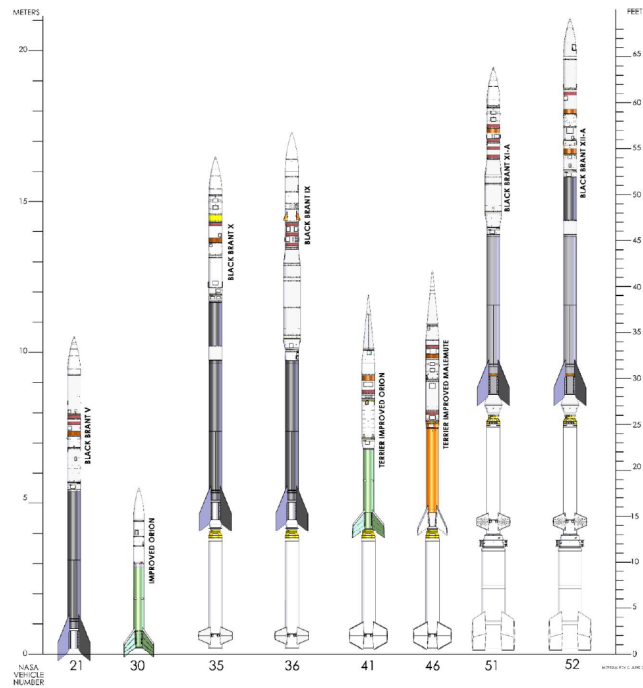
Rockets use chemical rocket propulsion to generate the thrust forces required for their mission. Specifically, liquid engines (mostly storable propellant combinations) and solid rocket motors are the only kinds of chemical propulsion systems employed in operational or historic rockets. In the early years of their development, storable liquid engines were the choice for rockets. In the later years, solid rocket technology has been adapted after the maturation of the large solid motors. Solid systems are typically easier to handle compared to toxic liquid propellants, they are more responsive and also they lead to shorter burn times. Two stage Aerobee 150A rocket comprises solid fuel booster engine at the first stage and a liquid fuel engine at the second stage. The mathematical modeling of the booster is not developed. Liquid fuel mixture contains 35% furfuryl alcohol and 65% aniline. IRFNA is used as an oxidizer. The moment of inertia's values are taken from CAD model of rocket. With the written algorithm, the center of gravity, moment of inertia and mass of the rocket are calculated based on the decreasing oxidizer and fuel's value. During the moment of inertia calculations, parallel axis theorem is used.

With the missile MISSILE DATCOM software aerodynamic coefficients are calculated depending on the angle of attack, side slip angle and mach number. The rocket propulsion model is created with using mass flow rate, the burning time, throat area and exit area data from NASA. The aerodynamic forces in the wind coordinate system and the thrust force in the body coordinate system are transferred to the NED coordinate system with the transformation matrix formed by the quaternion parameters. The calculation of the net force acting on the rocket also includes gravitational force in NED coordinate system. These calculated forces are used in the dynamic equations as an input. The other inputs are rotational velocity of the earth, distance between Ned coordinates system and center of the earth, rocket's angular acceleration, velocity, displacement, moment of inertias and also rocket's translational velocity.

The acceleration of rocket are calculated according to the NED coordinate system. The translational velocities are obtained with taking an integral of the calculated accelerations. The translational velocities are transferred to body coordinates system with quaternion transformation matrix. By using transferred velocity components, the angle of attack and side slip angle are calculated. The rocket's instantaneous position calculated from translational velocity. Position of the rocket has written in ECEF coordinate system to convert LLA. LLA coordinate system includes latitude, longitude and altitude of rocket. Those parameters are calculated in all iterations. There is no spin rate because of smooth shape of rocket. With canard system extra spin rate was occurred and controlled as a constant value. System allows maximum 1Hz spin rate because of its designed.

1. GİRİŞ

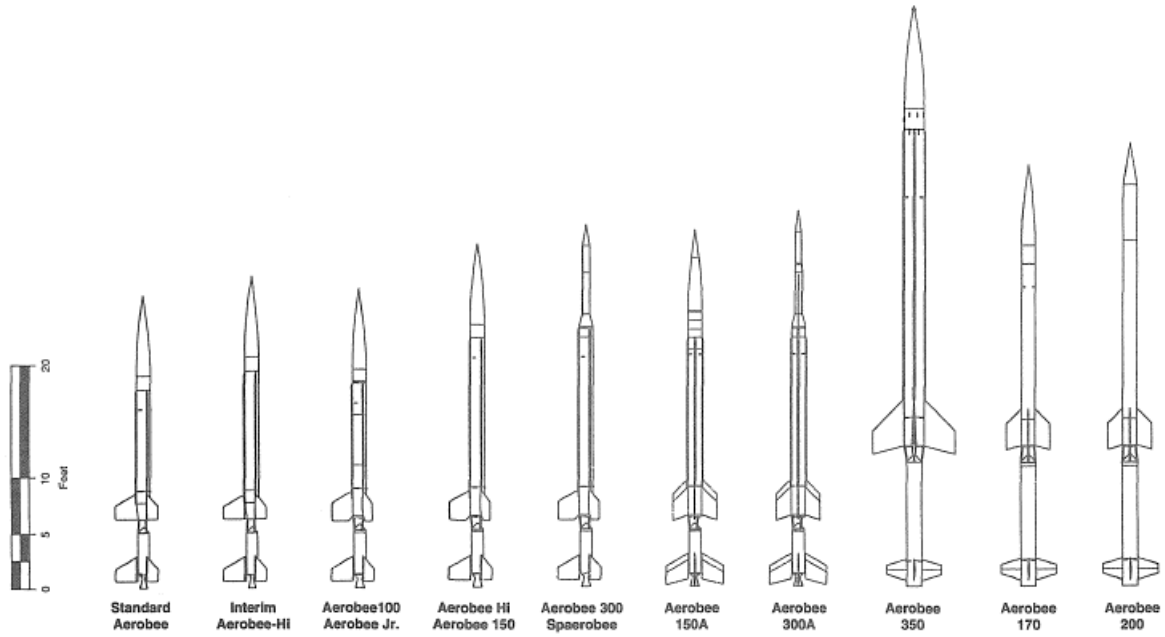
Roketler yüzyıllar boyunca farklı amaçlar için kullanılmıştır. Tarihte ilk örneği eğlence amaçlı havai fişek olan roketler, daha sonrasında gerek savaşlarda gerek insanlığın uzay keşfi sürecinin temel taşıını oluşturmuştur. Roket matematik model teorileri ise 19. yüzyıl sonlarında ortaya atılmıştır. Özel amaçlar için tasarlanan roketlerin en sık kullanımını deneysel faydalı bir yükü yerden istenilen bir irtifaya bırakması üzerinedir. Bu türden roketler sonda roketi olarak adlandırılırken ilk deneysel çalışmaları atmosfer ölçümleridir. Bu ölçümleri yapan bir sonda roketin görevini başarılı olarak adlandırılması için istenilen irtifada istenilen bilimsel verileri faydalı yük aracılığıyla toplanması ve yere sorunsuz bir şekilde indirilmesi gerekir. Başarılı olan sonda roketler uzayın keşfediliş sürecinde önemli bir yere sahiptir. Şekil 1.1'de Nasa tarafından geliştirilen bazı sonda roket örnekleri yer almaktadır.



Şekil 1.1 : Nasa sonda roket örnekleri [2].

Çoğunlukla kimyasal roket motoruna sahip olan sonda roketleri kullandıkları yakıt sistemine göre üçe ayrılırlar. Bunlar katı, sıvı ve hibrit yakıtlı roketlerdir. Katı yakıtlı roket motoru katı halde bulunan oksitleyici ve yakıttan oluşurken sıvı yakıtlı

motorda oksitleyici ve yakıt sıvı haldedir. Hibrit yakıtlı motorlarda ise genellikle katı yakıt sıvı oksitleyici bulunduğu gibi sıvı yakıt katı oksitleyici türleri de bulunmaktadır [1]. Roketler birden fazla seri yada paralel roket motoruna sahip olabilirler. İrtifayı arttırmak için kullanılan bu yöntemde yakıtı biten motor roketten ayrılır. İki kademeli olan Nasa'nın 1950-1960 yılları arasında ürettiği ilk kademesi katı yakıtlı güçlendirici motor, ikinci kademesi ise sıvı yakıtlı motordan oluşan Aerobee roketleri bu tür roketlerdendir.



Şekil 1.2 : Aerobee sonda roketleri [3].

1.1 Tezin Amacı

Geçmişten günümüze roketler savaşlarda ve uzay keşiflerinde etkin bir şekilde kullanılmaktadır. Maliyeti fazla olan roket atışlarının görevlerini başarılı bir şekilde tamamlamaları yüksek önem taşımaktadır. Roket davranışının tahmin edilebilir olması roketin görevini başarıyla tamamlayıp tamamlayamayacağını öngörülmesini sağlamaktadır. Atışların simüle edilmesi olası başarısızlıkların önüne geçmektedir. Bu tez çalışmasında simüle edilen roketin uçuş profili çıkarılmaktadır. Uçuş profili çıkarılan rokete daha sonrasında dönme kabiliyeti kazandırılmıştır.

1.2 Literatür Araştırması

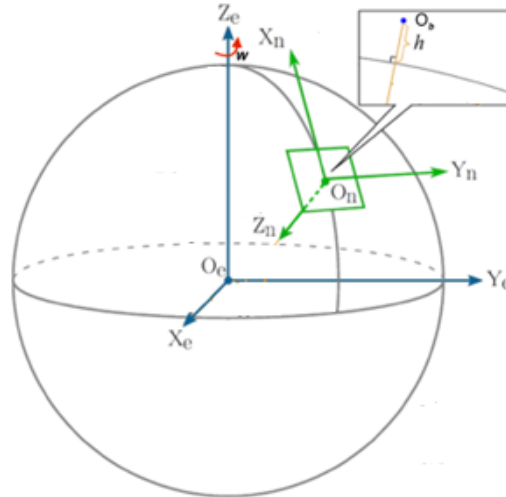
Bu tezde altı serbestlik dereceli roket matematik modellemesi ve kontrolü yapılmıştır. Roket dinamik denklemleri [4] dökümanından faydalanılarak yazılmıştır. Dinamik denklemleri yazılan roketin koordinat sistemi dönüşüm matrisleri kuvaterniyon parametleri kullanılarak oluşturulmuştur [5] [6] [7]. Kullanılan koordinat sistemleri ve koordinat sistemlerinin birbirleriyle olan ilişkileri için [10] [11] kitapları ve [12] makalesi detaylı incelenmiştir. MATLAB-Simulink ortamında geliştirilen matematik modelini test amacıyla Aerobee 150A roketi kullanılmıştır. Aerobee 150A ile ilgili bilgiler NASA'nın yayınladığı raporlar [3] [13] [14] [15] [16] ve [17] dökümanından elde edilmiştir. Missile DATCOM kullanılarak aerodinamik katsayılar hücum açısı, kayma açısı ve mach sayısına bağlı tablolar haline getirilmiştir [18] [19]. Aerobee 150A kanard tasarımı [36] yayınına uygun bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan roketlerin stabilitesi RASaero programıyla kontrol edilmiştir [20] [21].

2. KOORDİNAT SİSTEMLERİ VE ÇEVRESEL FAKTÖRLER

Roket modellemesi yapılırken roket dinamik denklemleri tek başına yeterli değildir. Aynı zamanda çevresel faktörleri ve koordinat sistemlerinin de modellenmesi gerekir. Bir sonraki bölümde çevresel faktörler ve koordinat sistemleri modellemesi detaylı olarak açıklanmıştır.

2.1 Koordinat Sistemleri ve Dönüşümleri

Altı serbestlik dereceli roket matematik modellemesi yapılırken beş farklı koordinat sisteminden yararlanılmıştır. Bu koordinat sistemleri sırasıyla Jeodezik Koordinat Sistemi (JKS), Dünya Merkezli Dünyaya Sabitlenmiş Koordinat Sistemi (DMDS), Yeryüzü Koordinat Sistemi (YKS), Gövde Koordinat Sistemi (GKS) ve Rüzgar Koordinat Sistemi (RKS)'dir. Koordinat sistemleri arasında dönüşüm yapmak mümkündür. Bu sayede farklı koordinatlarda oluşan kuvvetleri ortak bir koordinat sistemine dönüştürerek roket üzerinde oluşan net kuvveti hesaplamak mümkündür.



Şekil 2.1 : Koordinat sistemleri e:DMDS n:YKS O_b :GKS koordinat merkezi [10].

2.1.1 Jeodezik koordinat sistemi

Genellikle küresel konumlama sistemi (KKS) temelli sistemlerde kullanılan JKS enlem, boylam ve yükseklikle ifade edilir. Bu sistemin dünya ile döndüğü kabul edilir. JKS pozisyon vektörü ise (2.1)'teki gibi ifade edilir [10].

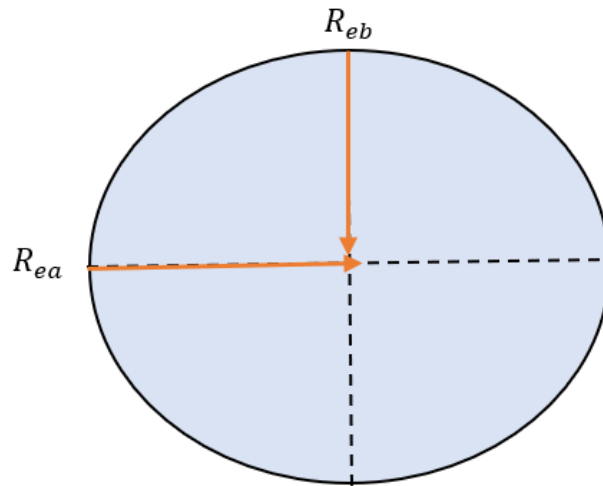
$$P_g = \begin{pmatrix} \lambda \\ \phi_e \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{Boylam} \\ \text{Enlem} \\ \text{Yukseklik} \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

2.1.2 Dünya merkezli dünyaya sabitlenmiş koordinat sistemi

Merkezi dünyanın merkezine sabitlenmiş dünya ile döndüğü kabul edilen koordinat sistemidir. Z koordinatı dönme eksenini göstermektedir. X koordinatı ise 0° enlem ve 0° boylam üzerinde yer almaktadır. DMCM'yi JKS cinsinden ifade ederken (2.2)'teki formül kullanılır [10].

$$P = \begin{pmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_e + h) \cos \phi_e \cos \lambda \\ (N_e + h) \cos \phi_e \sin \lambda \\ (N_e((1 - e^2) + h)) \sin \phi \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

Dünya Geodetic Sistemi elipsoit modeline göre dünyanın uzun yarıçapı ($R_{ea} = 6378137m$) ve kısa yarıçapı ($R_{eb} = 6356752m$) olmak üzere dünyanın birincil eksantrisitesi (e) (2.3)'teki formülle hesaplanmaktadır [25].



Şekil 2.2 : Dünyanın uzun ve kısa yarıçapı.

$$e = \frac{\sqrt{R_{ea}^2 - R_{eb}^2}}{R_{ea}} \quad (2.3)$$

Birincil dikey eğrilik yarıçapı N_e (2.4)'teki formülle hesaplanır.

$$N_e = \frac{R_{ea}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi_e}} \quad (2.4)$$

DMDS'yi JKS'ye çevirmek mümkündür. Modelde YKS'de hesaplanan değerler önce DMDS'ye daha sonra JKS'ye dönüştürülmüştür. Böylece roketin anlık irtifa değeri elde edilmektedir. DMDS'den JKS boylam değeri (λ) (2.5)'teki formülle hesaplanmaktadır.

$$\lambda = \text{atan} \frac{y_e}{x_e} \quad (2.5)$$

Enlem değeri hesaplanırken bowring iterasyon metodu kullanılmaktadır. Bu iterasyon metoduna göre öncelikle tahmini geodetik enlem (ϕ_e) ve tahmini indirgenmiş enlem (β_i) değerleri sırasıyla (2.9) ve (2.6)'daki formüllerle hesaplanır.

$$\beta_i = \arctan \frac{z_e}{(1-f)s} \quad (2.6)$$

(2.7)'de f değeri dünyanın yassılığdır. s değeri ise (2.8)'deki formülle hesaplanmaktadır.

$$f = \frac{R_{ea} - R_{eb}}{R_{ea}} \quad (2.7)$$

$$s = \sqrt{x_e^2 + x_y^2} \quad (2.8)$$

Tahmini geodetik enlem başlangıç değeri ise (2.9)'deki formülle hesaplanır.

$$\phi_e = \arctan \frac{z_e + \frac{e^2(1-f)}{1-e^2} R_{ea} (\sin \beta)^3}{s - e^2 R_{ea} (\cos \beta)^3} \quad (2.9)$$

Tahmini değerler hesaplandıktan sonra indirgenmiş enlem değeri tekrardan (2.10)'daki formülle hesaplanır.

$$\beta_i = \arctan \frac{(1-f) \sin \phi_e}{\cos \phi_e} \quad (2.10)$$

Tahmini geodetik enlem değeri ve tahmini indirgenmiş enlem değeri birbirine yakınsayana kadar bu hesaplama devam etmektedir. Roketin irtifa değeri ise bulunan tüm değerler yerine konularak (2.11)'daki denklemle hesaplanır.

$$h = s \cos \phi_e + (z_e + e^2 N \sin \phi_e) \sin \phi_e - N \quad (2.11)$$

DMDS koordinat sisteminden YKS'ye dönüşüm matrisi ise aşağıdaki (2.12) gibidir.

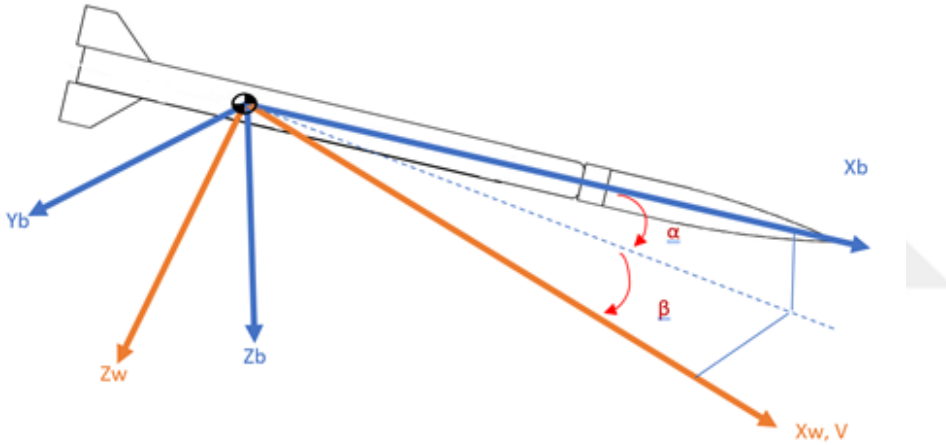
$$DM_{YD} = \begin{bmatrix} -\sin \phi_e \cos \lambda & -\sin \phi_e \sin \lambda & \cos \phi_e \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \phi_e \cos \lambda & -\cos \phi_e \sin \lambda & -\sin \phi_e \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

(2.12) matrisi ortogonal olduğu için DMDS koordinat sisteminden YKS'ye dönüşüm matrisinin tranpozu tersine eşittir. YKS'den DMDS koordinat sistemine dönüşüm matrisi ise (2.12) matrisinin transpozuna eşittir (2.13).

$$DM_{DY} = \begin{bmatrix} -\sin\phi_e \cos\lambda & -\sin\lambda & -\cos\phi_e \cos\lambda \\ -\sin\phi_e \sin\lambda & \cos\lambda & -\cos\phi_e \sin\lambda \\ \cos\phi_e & 0 & -\sin\phi_e \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

2.1.3 Yeryüzü koordinat sistemi

Yeryüzü koordinat sisteminin merkezi roket ateşlemesinin yapıldığı nokta alınır. Z koordinatı dünyanın merkezine, X koordinatı ise jeodezik kuzey yönündedir. Modeldeki pozisyon, hız ve ivme hesaplamaları bu koordinat sistemi üzerinde yapılmaktadır [10].



Şekil 2.3 : Koordinat sistemleri w:Rüzgar b:Gövde.

2.1.4 Gövde koordinat sistemi

Kordinat sisteminin merkezi roketin ağırlık merkezine sabitlenmiş ve roketle hareket eden koordinat sistemidir. X koordinatı roketin burnu doğrultusunda simetri düzleminde, Z koordinatı ise X'e dik ve diğer simetri düzlemi üzerinde yer almaktadır. Bu ekseninde hesaplanan kuvvetler kuvaterniyon dönüşüm matrisiyle yeryüzü koordinat sistemine taşınmıştır [10].

2.1.5 Rüzgar koordinat sistemi

Roketin hız vektörü rüzgar koordinat sisteminin X koordinatı üzerinde bulunan ve koordinat merkezinin roketin ağırlık merkeziyle çakışık olduğu varsayılan koordinat sistemidir. Roket üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler bu koordinat sistemi üzerinde

ifade edilmektedir. Hücüm açısı ve kayma açısı değerleri kullanılarak rüzgar koordinat sisteminden gövde koordinat sistemine dönüşüm yapılabilir [22].

$$DM_{GR} = \begin{vmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\beta \end{vmatrix} \quad (2.14)$$

(2.14) RKS'den GKS'ye dönüşüm matrisi ortogonal olup tranpozu tersine eşittir. GKS'den RKS'ye dönüşüm yaparken yukarıdaki matrisin tranpozunu alarak gerekli dönüşüm yapılır.

2.2 Çevresel Faktörler

Roket sistem dinamiğinin yanı sıra modelde atmosfer ve yerçekimi ivme modeli de bulunmaktadır. Atmosfer modeli "1976 US Standard Atmosphere", yerçekimi ivme modeli ise "WGS84 dünya modeli" referans alınarak oluşturulmuştur [24] [25].

2.2.1 Yerçekimi ivme modeli

Yerçekim ivmesi enlem ve irtifaya göre değişiklik göstermektedir. WGS84 dünya modelinde yerçekiminin enleme göre değişimi (2.15)'teki formülle hesaplanmaktadır [25].

$$g_{\phi} = 9.7803267714 \frac{1 + 0.00193185138639 \sin^2 \phi}{\sqrt{1 - 0.00669437999013 \sin^2 \phi}} \quad (2.15)$$

(2.15) Denkleminde yerçekimin irtifaya göre değişimi ve kütle çekimi yasası etkisi (2.16)'daki denklemle hesaplanır.

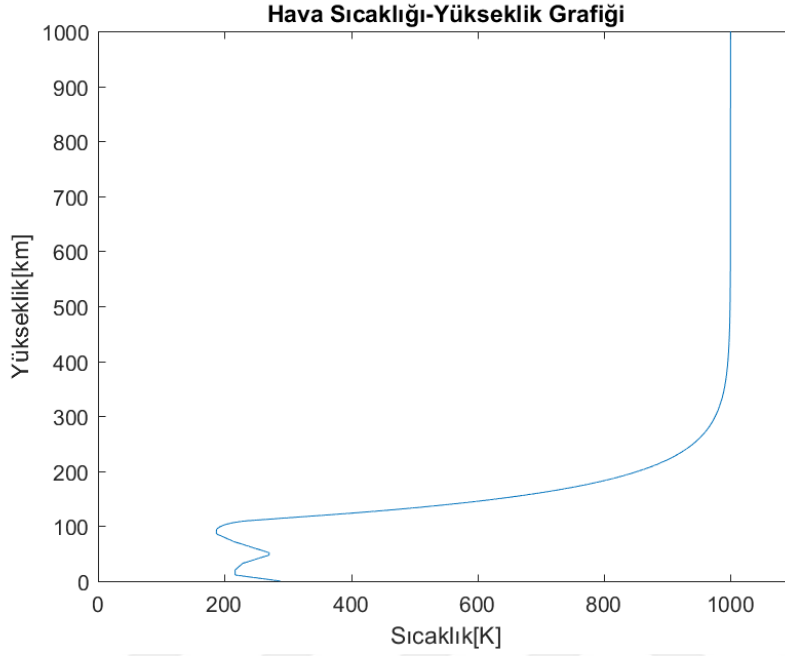
$$g_{\phi,h} = g_{\phi} + \frac{G * m_{dünya}}{(R_{ea} + h)^2} - \frac{G * m_{dünya}}{R_{ea}^2} \quad (2.16)$$

R_{ea} dünyanın uzun yarıçapı, G ise yerçekimsel sabiti olup değeri $6.67384 * 10^{-11}$ 'dir.

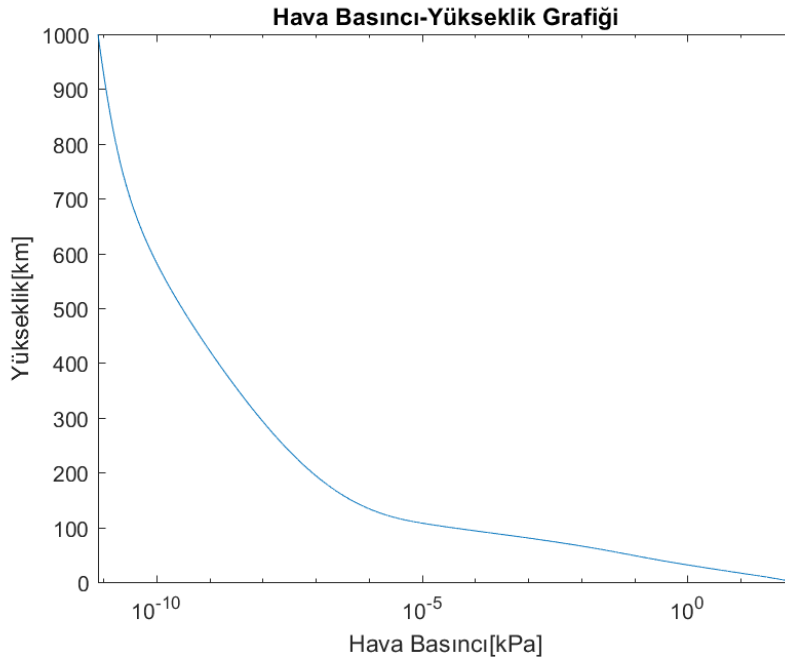
2.2.2 Atmosfer modeli

Atmosfer modeli 1000 km irtifaya kadar sonuç vermektedir. 86 km irtifadan sonra atmosferdeki molekül oranları değişikliğe uğradığından, basınç hesabı için integral almak gerekli olmaktadır. Bu yüzden 86 km ve üstü irtifalarda sonuçların hesaplanma süresi uzamaktadır. Hesaplama süresi uzun olduğundan, atmosfer hesabı 1000 km'ye kadar yapılmış ve atmosferik değerlerin tabloları oluşturulmuştur. Oluşturulan bu tablolar '1976 US Standard Atmosphere' dokümanında verilen tablolar ile doğrulanmıştır [24]. Atmosfer modelin girdisi roketin irtifası olup o irtifaya

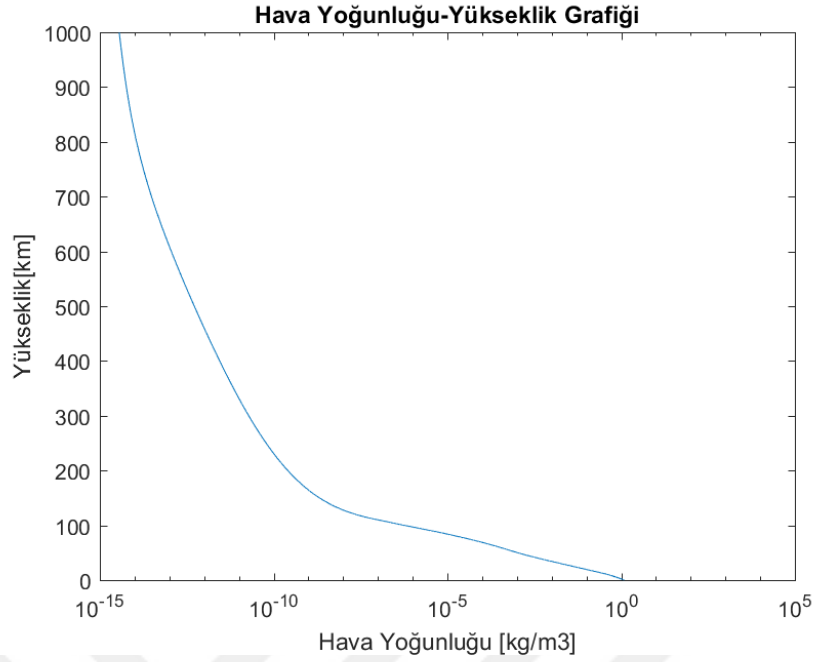
bağlı hava sıcaklığı, hava basıncı, hava yoğunluğu ve o irtifadaki ses hızı değerleri interpolasyon yöntemiyle hesaplanmaktadır. Bu değerlerin yükseklikle olan ilişkileri şekil (2.4), (2.5), (2.6) ve (2.7)'de gösterilmektedir.



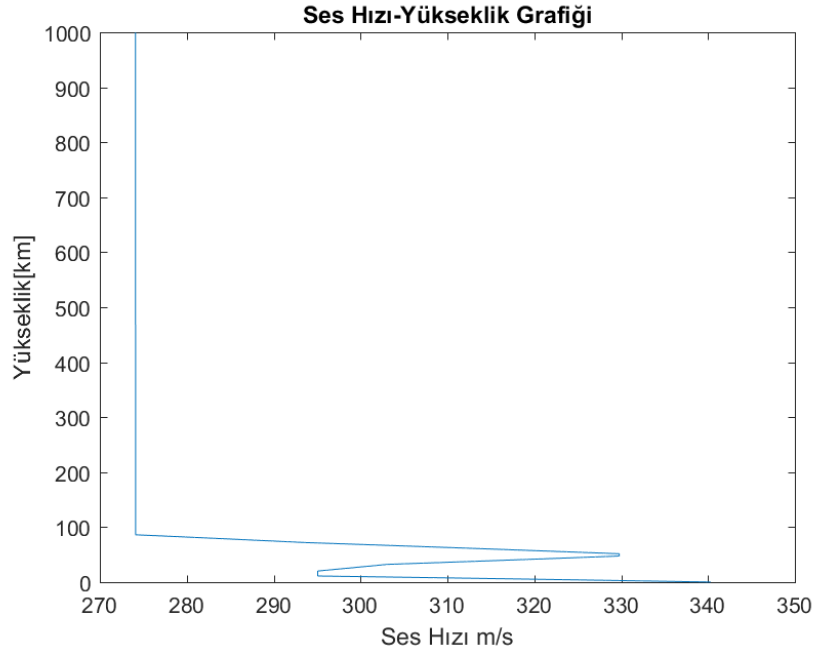
Şekil 2.4 : 1000 km'ye kadarki hava sıcaklık grafiği.



Şekil 2.5 : 1000 km'ye kadarki hava basıncı grafiği.



Şekil 2.6 : 1000 km'ye kadarki hava yoğunluğu grafiği .



Şekil 2.7 : 1000 km'ye kadarki ses hızı grafiği.

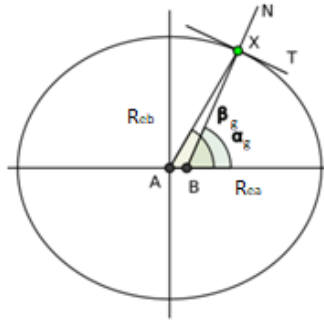
2.2.3 Dünya yarıçap hesaplaması

Dünyanın kutuplardan basık ekvatorundan şişkin tam yuvarlak olmayan şekli, dünya üzerindeki herhangi bir noktanın dünya merkezine olan uzaklığının değişmesine sebep olur. Bu değişkenliğin sonucu olarak farklı enlem derecelerinde farklı merkezkaç kuvvetleri oluşmaktadır. Merkezkaç kuvvetlerinden kaynaklı ivmeler de değişkenlik

göstermektedir. Dünyanın yarıçap vektörünü \vec{R} ile ifade edersek , yeryüzü koordinat sisteminde Z koordinatı dünyanın merkezi doğrultusunda olduğu için yarıçap vektörü de bu eksen üzerinde yer alacaktır. Bu yarıçap (2.19)'daki formülle hesaplanmaktadır [4].

$$\vec{R} = \begin{pmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{pmatrix} \quad R_x, R_y = 0 \quad (2.17)$$

Koordinat sistemlerini ifade ederken geodetik enlem değeri kullanılır. Geodetik enlemi ekvatorial düzlemi ile elipsoidal üzerindeki noktanın (X) normalini (N) arasındaki açıyla (α_g) hesaplanır. Fakat dünyanın yarıçapı hesaplanırken geodetik enlem tek başına yeterli değildir. Bir diğer önemli kavram ise geosentrik enlem değerleridir. Geosentrik enlem ise ekvatorial düzlem ile elipsoidin üzerindeki noktanın elipsoidal merkezi doğrultusu arasında kalan açıyla (β_g) hesaplanmaktadır [25].



Şekil 2.8 : Geodetik ve geosentrik enlemler.

$$\tan(\alpha_g) = \frac{R_{eb}}{R_{ea}} \tan(\beta_g) \quad (2.18)$$

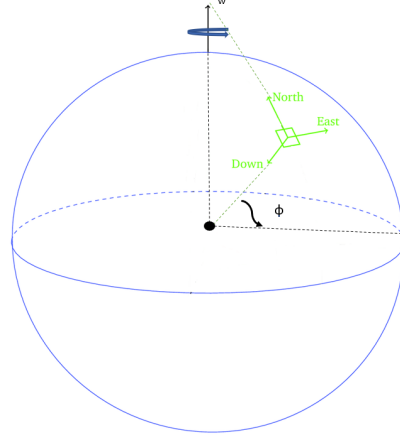
$$R_z = \sqrt{\frac{(R_{ea}^2 \cos \beta_g)^2 + (R_{eb}^2 \sin \beta_g)^2}{(R_{ea} \cos \beta_g)^2 + (R_{eb} \sin \beta_g)^2}} \quad (2.19)$$

2.2.4 Dünya açısal hız hesaplaması

Dünyanın açısal hızı da dünyanın geoit şeklinden dolayı enlemden enleme farklılık göstermektedir. Açısal hız vektörünü \vec{w} ile sembolize edilip, yeryüzü koordinat eksen takımı cinsinden ifade etmek mümkündür.

$$\vec{w} = \begin{pmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{pmatrix}$$

Dünyanın 24 saatteki açısal yer değiştirmesi 2π 'dir. Dünyanın açısal yer değiştirmesi $\Delta\theta$, yer değiştirme boyunca geçen süre Δt olmak üzere dünyanın ortalama açısal hızı



Şekil 2.9 : Dünyanın açısal hız gösterimi.

w_{ort} (2.20)'deki formülle hesaplanmaktadır.

$$w_{ort} = \frac{\Delta\theta}{\Delta t} \quad (2.20)$$

Toplam yer değiştirmeyi radyan, geçen süreyi saniye olarak alırsak dünyanın ortalama açısal hızı (2.21)'deki formülle hesaplanmaktadır [4].

$$w = \frac{2\pi \text{ rad}}{86400 \text{ s}} = 7,29 \times 10^{-5} \text{ rad/s} \quad (2.21)$$

Yeryüzü Y koordinatı dönme vektörüne dik olduğu için Y ekseninde oluşacak açısal hız bileşeni sıfırdır [4]. X ve Z ekseninde oluşacak açısal hız ifadeleri (2.22) ve (2.24)'deki formüllerle hesaplanmaktadır.

$$w_x = w \cos(\phi) \quad (2.22)$$

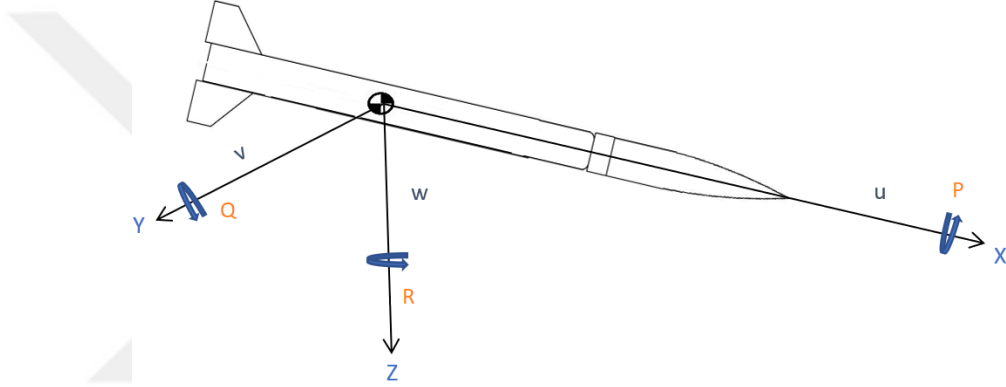
$$w_y = 0 \quad (2.23)$$

$$w_z = -w \sin(\phi) \quad (2.24)$$



3. ALTI SERBESTLİK DERECELİ ROKET MODELLEMESİ

Roketler öteleme ve dönme hareketi yapabilme kabiliyetlerine sahiptirler. Roketin her bir eksenindeki öteleme veya dönme hareketi bir serbestlik derecesi olarak adlandırılır. X, Y ve Z olmak üzere roketin üç ekseninde gerçekleştirdiği bu hareketler toplamı altı serbestlik derecesini oluşturmaktadır.



Şekil 3.1 : Gövde koordinat sistemi açısız ve çizgisel hız bileşenleri.

3.1 Dinamik Model

Rokete etki eden kuvvetleri ise üç ana kategoriye ayırabiliriz. Bunlar itki, aerodinamik ve yerçekimi kuvvetidir. İtki ve aerodinamik kuvvetler hesaplanabilir fakat test ve analizlerle daha iyi sonuçlar elde edilmektedir. Yerçekimi kuvveti ise roketin dünya üzerinde bulunduğu enlem ve yüksekliği bağlı olarak hesaplanmaktadır. Hesaplanan tüm kuvvetler yeryüzü koordinat sistemine taşınarak Newton'un ikinci yasası olan bir cismin ivmesinin o cisme uygulanan kuvvetle doğru orantılıdır ilkesiyle dinamik denklemler oluşturulmuştur [26].

3.1.1 Dönme denklemleri

Dönme denklemlerinin temelini (3.1) denklemi oluşturmaktadır [4].

$$\vec{M} = \dot{\vec{H}} \quad (3.1)$$

\vec{M} ifadesi rokete etki eden moment olup \vec{H} ise açısal momentumdur. Açısal momentumu denklem (3.2)'deki gibi eylemsizlik momenti matrisi ve roketin açısal hız vektörü cinsinden ifade edilebilmektedir.

$$\vec{H} = \vec{I}\vec{\omega} \quad (3.2)$$

Eylemsizlik momenti 3x3 matris , roketin açısal hız vektörü ise roketin gövde koordinat sistemindeki açısal hız bileşenleri cinsinden (3.3)'deki gibi yazılabilmektedir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad \vec{\omega} = P\hat{i} + Q\hat{j} + R\hat{k} \quad (3.3)$$

\vec{H} vektörünü gövde koordinat sistemi birim vektörleri cinsinden (3.4)'deki gibi ifade edilebilmektedir.

$$\vec{H} = H_x\hat{i} + H_y\hat{j} + H_z\hat{k} \quad (3.4)$$

(3.4) denkleminin türevini alırsak (3.5) ifadesi elde edilir.

$$\dot{\vec{H}} = \dot{H}_x\hat{i} + \dot{H}_y\hat{j} + \dot{H}_z\hat{k} + H_x\dot{\hat{i}} + H_y\dot{\hat{j}} + H_z\dot{\hat{k}} \quad (3.5)$$

Bir vektörü iki farklı koordinat sisteminde ifade etmek mümkündür. Fakat bu vektörün her iki koordinat sisteminde bulunan gözlemcilere göre değişme miktarları farklılık göstermektedir. Gövde koordinat sisteminde bulunan $\dot{\vec{H}}$ vektörünün değişme miktarı $\dot{\vec{H}}_r$, gövde koordinat sisteminin açısal hız vektörü ise $\vec{\omega}$ olarak ifade edilir.

(3.6) eşitliği söz konusu olduğu için (3.5)'in son üç terimi (3.7) olarak yazılabilmektedir.

$$\dot{\hat{i}} = \vec{\omega} \times \hat{i} \quad \dot{\hat{j}} = \vec{\omega} \times \hat{j} \quad \dot{\hat{k}} = \vec{\omega} \times \hat{k} \quad (3.6)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{H} = H_x\dot{\hat{i}} + H_y\dot{\hat{j}} + H_z\dot{\hat{k}} \quad (3.7)$$

$\dot{\vec{H}}_r$ ifadesi ise (3.5) denkleminin ilk üç terimine eşittir.

$$\dot{\vec{H}}_r = \dot{H}_x\hat{i} + \dot{H}_y\hat{j} + \dot{H}_z\hat{k} \quad (3.8)$$

(3.8) ve (3.7)'deki denklemler kullanılarak (3.5)'deki denklemin gövde koordinat sistemindeki genel hali yazılır.

$$\dot{\vec{H}} = \dot{\vec{H}}_r + \vec{\omega}_x \vec{H} \quad (3.9)$$

(3.7)'deki denklemi açarsak (3.10) eşitliği elde edilir.

$$\vec{\omega}_x \vec{H} = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ P & Q & R \\ H_x & H_y & H_z \end{bmatrix} = (H_z Q - H_y R) \hat{i} + (H_x R - H_z P) \hat{j} + (H_y P - H_x Q) \hat{k} \quad (3.10)$$

(3.2)'teki formülden yararlanarak H_x , H_y ve H_z 'yi ifade eden denklemler (3.10)'da yerine konulabilir. H_x , H_y ve H_z denklemleri ise (3.13)'deki gibi yazılabilir.

$$\vec{H} = \vec{I} \vec{\omega} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$= (I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R) \hat{i} + (I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R) \hat{j} + (I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R) \hat{k} \quad (3.12)$$

$$H_x = (I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R) \quad H_y = (I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R) \quad H_z = (I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R) \quad (3.13)$$

H_x , H_y ve H_z değerlerini (3.10)'da yerine yazarsak (3.14)'deki denklem elde edilir.

$$\vec{\omega}_x \vec{H} = [(I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R)Q - (I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R)R] \hat{i} \quad (3.14)$$

$$+ [(I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R)R - (I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R)P] \hat{j} \quad (3.15)$$

$$+ [(I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R)P - (I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R)Q] \hat{k} \quad (3.16)$$

Hesaplanması gereken bir diğer ifade olan $\dot{\vec{H}}_r$ 'yi (3.2) denkleminde belirtildiği üzere eylemsizlik momentleri ve roketin açışal ivmeleri cinsinde (3.17)'deki gibi yazabiliriz.

$$\dot{\vec{H}}_r = (I_{xx}\dot{P} + I_{xy}\dot{Q} + I_{xz}\dot{R}) \hat{i} + (I_{xy}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} + I_{yz}\dot{R}) \hat{j} + (I_{xz}\dot{P} + I_{yz}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R}) \hat{k} \quad (3.17)$$

(3.1) ve (3.9) denklemlerinin eşitliği (3.18)'deki denklemde görülmektedir.

$$\vec{M} = \dot{\vec{H}} = \dot{\vec{H}}_r + \vec{\omega}_x \vec{H} \quad (3.18)$$

Rokete etki eden genel moment denklem elemanları (3.17) ve (3.14)'de yer almaktadır. Bu hesaplamaları moment denkleminde yerlerine yazıp, roketin gövde koordinat eksen komponentlerine ayırırsak aşağıdaki (3.19), (3.20) ve (3.21) denklemleri elde edilir.

$$M_x = I_{xx}\dot{P} + I_{xy}\dot{Q} + I_{xz}\dot{R} + (I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R)Q - (I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R)R \quad (3.19)$$

$$M_y = I_{xy}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} + I_{yz}\dot{R} + (I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R)R - (I_{xz}P + I_{yz}Q + I_{zz}R)P \quad (3.20)$$

$$M_z = I_{xz}\dot{P} + I_{yz}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R} + (I_{xy}P + I_{yy}Q + I_{yz}R)P - (I_{xx}P + I_{xy}Q + I_{xz}R)Q \quad (3.21)$$

(3.19), (3.20) ve (3.21) denklemlerini düzünlersek moment ifadelerinin son hali (3.22), (3.23) ve (3.24)'deki denklemler elde edilir.

$$M_x = I_{xx}\dot{P} + I_{xy}(\dot{Q} - PR) + I_{xz}(\dot{R} + PQ) + (I_{zz} - I_{yy})QR + I_{yz}(Q^2 - R^2) \quad (3.22)$$

$$M_y = I_{yy}\dot{Q} + I_{yz}(\dot{R} - PQ) + I_{xy}(\dot{P} + QR) + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(R^2 - P^2) \quad (3.23)$$

$$M_z = I_{zz}\dot{R} + I_{xz}(\dot{P} - QR) + I_{yz}(\dot{Q} + PR) + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xy}(P^2 - Q^2) \quad (3.24)$$

3.1.1.1 Kuvaterniyonlar

Literatürde üç boyutta dönmenin bir çok gösterimi mevcuttur. Bunlardan başlıcaları euler açı ve kuvaterniyonlarla oluşturulanlardır. Euler açılarıyla oluşturulan dönüşüm matrisleri genellikle 3-2-1 (sapma, yunuslama ve dönme) ardışık dönme ile ifade edilir. Fakat euler açıları üç boyuttaki bir cismi üç boyutlu bir vektörle ifade ettiği için problemler ortaya çıkar. Bu sorunlardan biri de aynı dönmenin birçok farklı açı kombinasyonu ile ifade edilebilmesidir. Roketin yunuslama açısının 90 derece olduğu bir durumda sapma ve dönme işlemleri aslında aynı hareketi temsil edecektir. Bu gibi sorunlar üç boyuttaki yönelmeyi dört boyutlu vektör ile ifade ederek ortadan kaldırmak mümkündür yani kuvaterniyonlarla. Kuvaterniyonlar biri reel üçü imajinar olmak üzere dört parametreden oluşur. Bu parametreleri bulurken euler açılarından faydalanılır [5]. Kuvaterniyon parametreleri (3.25), (3.26), (3.27) ve (3.28) formülleriyle hesaplanmaktadır.

$$q_1 = \cos(\psi/2) \cos(\theta/2) \sin(\phi/2) - \sin(\psi/2) \sin(\theta/2) \cos(\phi/2) \quad (3.25)$$

$$q_2 = \cos(\psi/2) \sin(\theta/2) \cos(\phi/2) + \sin(\psi/2) \cos(\theta/2) \sin(\phi/2) \quad (3.26)$$

$$q_3 = \sin(\psi/2) \cos(\theta/2) \cos(\phi/2) - \cos(\psi/2) \sin(\theta/2) \sin(\phi/2) \quad (3.27)$$

$$q_4 = \cos(\psi/2) \cos(\theta/2) \cos(\phi/2) + \sin(\psi/2) \sin(\theta/2) \sin(\phi/2) \quad (3.28)$$

YKS'den GKS'ye dönüşüm matrisini kuvaterniyon parametreleriyle (3.29)'daki gibi oluşturmak mümkündür.

$$DM_{GY} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & 1 - 2(q_3^2 + q_1^2) & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_3q_2 - q_1q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

(3.29) Matrisi ortogonal olup tersi transpozuna eşittir. Tranpozu alınan (3.29) matrisi (3.30) ise GKS'den YKS'ye dönüşüm matrisidir .

$$DM_{YG} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_3q_4) & 2(q_1q_3 + q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 1 - 2(q_3^2 + q_1^2) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 - q_2q_4) & 2(q_3q_2 + q_1q_4) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

YKS'den GKS'ye kuvaterniyonlar cinsinden yazılmış olan dönüşüm matris elemanlarıyla açısıl hız bileşenleri P, Q ve R 'ı (3.31), (3.32) ve (3.33) denklemleriyle hesaplanır.

$$P = C_{21}\dot{C}_{31} + C_{22}\dot{C}_{32} + C_{23}\dot{C}_{33} = 2(q_4\dot{q}_1 + q_3\dot{q}_2 - q_2\dot{q}_3 - q_1\dot{q}_4) \quad (3.31)$$

$$Q = C_{31}\dot{C}_{11} + C_{32}\dot{C}_{12} + C_{33}\dot{C}_{13} = 2(q_4\dot{q}_2 + q_1\dot{q}_3 - q_3\dot{q}_1 - q_2\dot{q}_4) \quad (3.32)$$

$$R = C_{11}\dot{C}_{21} + C_{12}\dot{C}_{22} + C_{13}\dot{C}_{23} = 2(q_4\dot{q}_3 + q_2\dot{q}_1 - q_1\dot{q}_2 - q_3\dot{q}_4) \quad (3.33)$$

$$0 = 2(q_1\dot{q}_1 + q_2\dot{q}_2 + q_3\dot{q}_3 + q_4\dot{q}_4) \quad (3.34)$$

(3.31), (3.32), (3.33) ve (3.34) denklemlerini düzenleyip kuvaterniyon türevlerini yalnız bırakacak şekilde matris denklemlerine dönüştürürsek (3.35)'daki denklem elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 1/2 \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

(3.35) denklemi (3.36) şeklinde de ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 1/2 \begin{bmatrix} 0 & R & -Q & P \\ -R & 0 & P & Q \\ Q & -P & 0 & R \\ -P & -Q & -R & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Yapılan benzetimde (3.35) denklemiyle hesaplanan kuvaterniyon türevlerinin integrali alınıp, değerler normalize edilmiştir. Integre edilen bu parametrelerin karelerinin toplamı yaklaşık bire eşittir (3.37).

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (3.37)$$

Normalize edilmiş kuvaterniyon parametreleri ise (3.38), (3.39), (3.40) ve (3.41) formülleriyle hesaplanır [8].

$$q_1 = q_1 \sqrt{\frac{1}{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}} \quad (3.38)$$

$$q_2 = q_2 \sqrt{\frac{1}{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}} \quad (3.39)$$

$$q_3 = q_3 \sqrt{\frac{1}{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}} \quad (3.40)$$

$$q_4 = q_4 \sqrt{\frac{1}{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}} \quad (3.41)$$

Roket davranışını euler açılarıyla ifade etmek kuvaterniyonlara göre daha anlaşılabilir bir yöntemdir. Yapılan dönüşümlerden sonra roketin son durumunu euler açılarıyla ifade etmek istersek (3.42), (3.43) ve (3.44) formülleri kullanılır [9].

$$\phi = \arctan\left(\frac{2q_2q_3 + 2q_4q_1}{-q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}\right) \quad (3.42)$$

$$\theta = \arcsin(2q_4q_2 - 2q_1q_3) \quad (3.43)$$

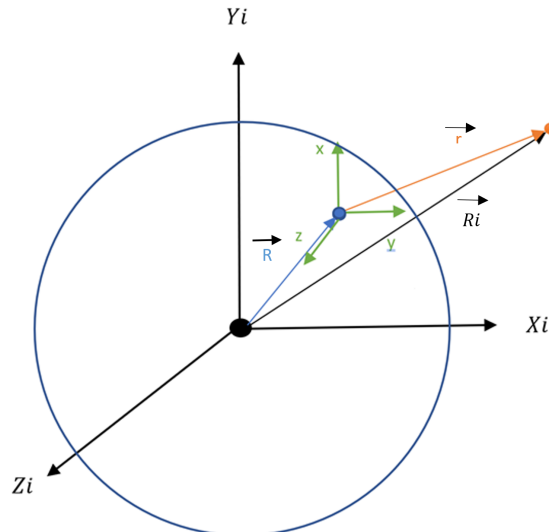
$$\psi = \arctan\left(\frac{2q_1q_2 + 2q_3q_4}{q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2}\right) \quad (3.44)$$

3.1.2 Öteleme denklemleri

Öteleme denkleminin temeli newtonun ikinci yasasına dayanmaktadır. Newtonun ikinci yasası (3.45)'deki denklemle ifade edilir.

$$F = ma \quad (3.45)$$

F roket üzerine etkiyen itki, aerodinamik ve yerçekimi kuvvetlerinin toplamı, a roketin gövde koordinat sistemi üzerindeki ivmesi, m ise roketin anlık kütesidir. Şekil (3.2)'de



Şekil 3.2 : Ataletsel referans sistemi.

mavi nokta dünya üzerinde roketin atıldığı yüzeye sabitlenmiş bir koordinat sistemini, turuncu nokta roketi ve siyah nokta dünyanın merkezinde yer alan literatürde ataletsel referans sistemi olarak geçen ve dünya ile dönme hareketi yapmayan koordinat sisteminin merkezini temsil etmektedir. Çoğu zaman roketin hızı ve konumu dünya üzerindeki herhangi bir noktaya göre tanımlanır. Yeryüzü koordinat sistemi bu tanım için uygundur. Fakat yeryüzü koordinat sistemi hareket eden bir sistem olduğunu için bu sistemin hareketleri göz önünde bulundurulup altı serberstlik dereceli roket modellemesi buna göre oluşturulmalıdır. Hareket denklemlerini yeryüzü koordinat sisteminde yazabilmek için öncelikle (3.45) formülünün \vec{R}_i cinsinden ifade edilmesi gerekir. Böylece roketin konum hesaplaması ataletsel referans sistemi yardımıyla yeryüzü koordinat sisteminde ifade edilebilir [4].

$$F = m\ddot{\vec{R}}_i \quad (3.46)$$

Şekil (3.2)'de görüldüğü üzere \vec{R}_i vektörü, \vec{R} ve \vec{r} 'nin toplamıdır. \vec{r} vektörü roketin konumunu yeryüzü koordinat sisteminde ifade ederken, \vec{R}_i vektörü ise yeryüzü koordinat sisteminin dünyanın merkezine olan uzaklığını ifade eder. $\ddot{\vec{R}}_i$ ifadesini de bu iki ifadenin türevlerinin toplamı olarak yazarsak (3.47)'deki denklem elde edilir.

$$\ddot{\vec{R}}_i = \ddot{\vec{R}} + \ddot{\vec{r}} \quad (3.47)$$

Roketin yeryüzü koordinat sistemine göre türevi ve ikinci türevi (3.9)'daki türev denkleminde uygun yazılırsa (3.48)'deki denklemler bulunur.

$$\begin{aligned} \dot{\vec{r}} &= \dot{\vec{r}}_r + \vec{\omega}_x \vec{r} \\ \ddot{\vec{r}} &= \ddot{\vec{r}}_r + \dot{\vec{\omega}}_x \vec{r} + 2\vec{\omega}_x \dot{\vec{r}}_r + \vec{\omega}_x (\vec{\omega}_x \vec{r}) \end{aligned} \quad (3.48)$$

$\dot{\vec{r}}$ vektörü roketin yeryüzü koordinat sistemine göre hız vektörü olurken, $\ddot{\vec{r}}$ vektörü ise roketin yeryüzü koordinat sistemine göre ivmesidir. $\vec{\omega}$ dünyanın açısal hız vektörü olup 0.000073 rad/sn'dir. Dünyanın açısal hız vektörü sabit bir değer olduğu için $\dot{\vec{\omega}} = 0$ olacaktır. (3.48)'de hesaplanan ivme değerinin sade hali (3.49)'tadır.

$$\ddot{\vec{r}} = \ddot{\vec{r}}_r + 2\vec{\omega}_x \dot{\vec{r}}_r + \vec{\omega}_x (\vec{\omega}_x \vec{r}) \quad (3.49)$$

$\dot{\vec{R}}$ yeryüzü koordinat sisteminin dünyanın merkezine göre hız, $\ddot{\vec{R}}$ yeryüzü koordinat sisteminin dünyanın merkezine göre ivme vektörüdür. \vec{R} ifadesi sabit bir değer olduğu için $\dot{\vec{R}}_r, \ddot{\vec{R}}_r = 0$ 'dır

$$\begin{aligned} \dot{\vec{R}} &= \dot{\vec{R}}_r + \vec{\omega}_x \vec{R} \\ \ddot{\vec{R}} &= \ddot{\vec{R}}_r + \dot{\vec{\omega}}_x \vec{R} + 2\vec{\omega}_x \dot{\vec{R}}_r + \vec{\omega}_x (\vec{\omega}_x \vec{R}) \end{aligned} \quad (3.50)$$

(3.50)'da hesaplanan ivme değerinin sade hali (3.51)'dedir.

$$\ddot{\vec{R}} = \vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{R}) \quad (3.51)$$

$\ddot{\vec{r}}_r$ roketin yeryüzü koordinat sistemindeki ivme vektörünü \vec{a} ile $\dot{\vec{r}}_r$ hız vektörünü ise \vec{v} ile ifade edersek, (3.47)'teki denklem (3.52) olarak düzenlenir.

$$\vec{a} = \vec{F}/m + \vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{R}) - \vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{r}) - 2\vec{w}_x\vec{v} \quad (3.52)$$

\vec{F} kuvveti itki, aerodinamik ve yerçekimi kuvvetlerini barındırır. (3.52) denklemindeki ifadeleri hesaplayıp yeryüzü koordinat sistemi komponentlerine ayırırsak (3.63), (3.64) ve (3.65) denklemler elde edilir. (3.52) denkleminin ara işlemleri aşağıda (3.55), (3.59) ve (3.62) denklemleriyle belirtirmiştir.

$$\vec{w}_x\vec{R} = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ w_x & w_y & w_z \\ R_x & R_y & R_z \end{bmatrix} = (w_yR_z - w_zR_y)\hat{i} - (w_xR_z - R_xw_z)\hat{j} + (w_xR_y - w_yR_x)\hat{k} \quad (3.53)$$

(3.53) denklemini \vec{w} dünyanın açısal hız vektörüyle çarparsak (3.55) eşitliği elde edilir.

$$\vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{R}) = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ w_x & w_y & w_z \\ (w_yR_z - w_zR_y) & -(w_xR_z - R_xw_z) & (w_xR_y - w_yR_x) \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

$$\vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{R}) = (w_yw_xR_y - w_y^2R_x + w_zw_xR_z - w_z^2R_x)\hat{i} \quad (3.55)$$

$$+ (-w_x^2R_y + w_yR_x + w_zw_yR_x - w_z^2R_y)\hat{j} \quad (3.56)$$

$$+ (-w_x^2R_z + w_xw_zR_x - w_y^2R_z + w_zw_yR_y)\hat{k} \quad (3.57)$$

Dünyanın yarıçap ve ivmesinin hesaplandığı koordinat sistemleri ve çevresel faktörler bölümünde bahsedildiği üzere $R_y, R_x, w_y = 0$ eşitliklerini (3.55)'de yazarak ifadeleri sadeleştirsek (3.58)'deki denklem elde edilir.

$$\vec{w}_x(\vec{w}_x\vec{R}) = (w_zw_xR_z)\hat{i} + (0)\hat{j} + (-w_x^2R_z)\hat{k} \quad (3.58)$$

(3.52) denkleminde yer alan bir diğer ifadeyi sadeleştirirsek (3.59) eşitliği elde edilir.

$$-2\vec{w}_x\vec{v} = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ w_x & w_y & w_z \\ u & v & w \end{bmatrix} = (2w_zv)\hat{i} - 2(w_xw - w_zu)\hat{j} - (2w_xv)\hat{k} \quad (3.59)$$

(3.52) denkleminde yer alan son ifadeyi de sadeleştirirsek (3.62) eşitliği elde edilir.

$$\vec{w}_x\vec{r} = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ w_x & w_y & w_z \\ r_x & r_y & r_z \end{bmatrix} = (w_yr_z - w_zr_y)\hat{i} - (w_xr_z - r_xw_z)\hat{j} + (w_xr_y - w_yr_x)\hat{k} \quad (3.60)$$

$$\vec{w}x(\vec{w}x\vec{r}) = \begin{bmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ w_x & w_y & w_z \\ (w_y r_z - w_z r_y) & -(w_x r_z - r_x w_z) & (w_x r_y - w_y r_x) \end{bmatrix} \quad (3.61)$$

$$-\vec{w}x(\vec{w}x\vec{r}) = -(w_z w_x r_z - w_z^2 r_x) \hat{i} + (r_y (w_x^2 + w_y^2)) \hat{j} - (-w_x^2 r_z + w_z w_x r_x) \hat{k} \quad (3.62)$$

Bulduğumuz tüm sadeleştirilmiş ifadeleri koordinat komponentlerine ayırırsak yeryüzü koordinat sisteminde var olan tüm ivmeler (3.63), (3.64) ve (3.65)'deki denklemlerle hesaplanmış olur [4].

$$a_x = F_x/m + w_z w_x (R_z - r_z) + w_z^2 r_x + 2w_x v \quad (3.63)$$

$$a_y = F_y/m - 2(-w_x w + w_z u) + r_y (w_x^2 + w_z^2) \quad (3.64)$$

$$a_z = F_z/m - w_x^2 (R_z - r_z) - w_x w_z r_x - 2w_x v \quad (3.65)$$

$(2w_z v), -2(w_x w - w_z u), -(2w_x v)$ ivmeleri dünyanın kendi etrafında dönüşünden kaynaklı kuvvetlerden oluşur buna literatürde koryolis etkisi denmektedir.

3.1.2.1 Roket hız bileşenleri

Roket hız vektörü \vec{V} , rüzgar koordinat sisteminde ağırlık merkezi üzerinde yer almaktadır. Doğrultusu X koordinatı üzerinde yer alan bu vektör gövde koordinat sistemi komponentleri cinsinden (6.5)'deki formülle hesaplanmaktadır [23].

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (3.66)$$

Şekil (2.9)'deki hücum açısı (α) ve kayma açısı (β) kullanılarak gövde koordinat sistemi hız komponentleri (3.67), (3.68) ve (3.69)'daki denklemlerle elde edilir.

$$V_x = V \cos(\alpha) \cos(\beta) \quad (3.67)$$

$$V_y = V \sin(\beta) \quad (3.68)$$

$$V_z = V \sin(\alpha) \cos(\beta) \quad (3.69)$$

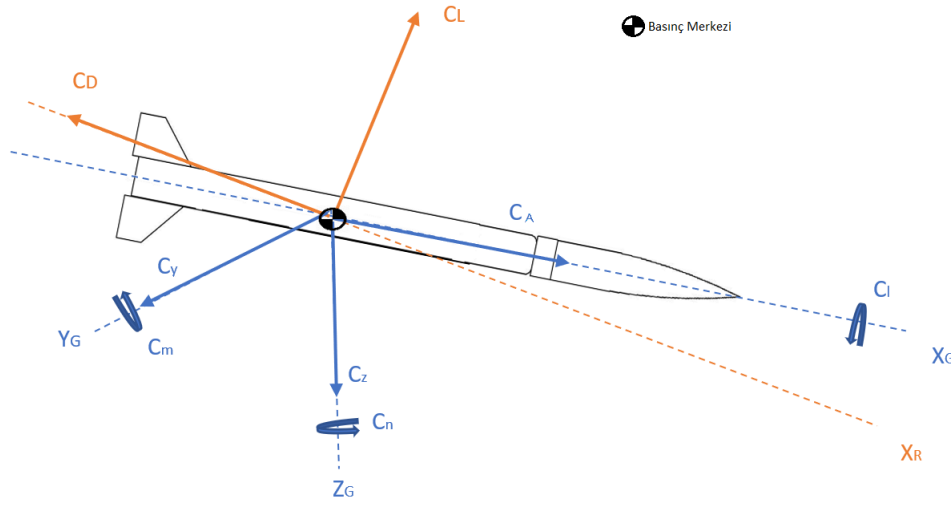
(3.67), (3.68) ve (3.69) formülleri düzenlenerek matlab modelinde hücum açısı ve kayma açısını, değişen hız vektörü ve komponentleri cinsinden her iterasyonda (3.70) (3.71) denklemleri kullanılarak güncellenmektedir.

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_z}{V_x}\right) \quad (3.70)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_y}{V}\right) \quad (3.71)$$

3.2 Aerodinamik Model

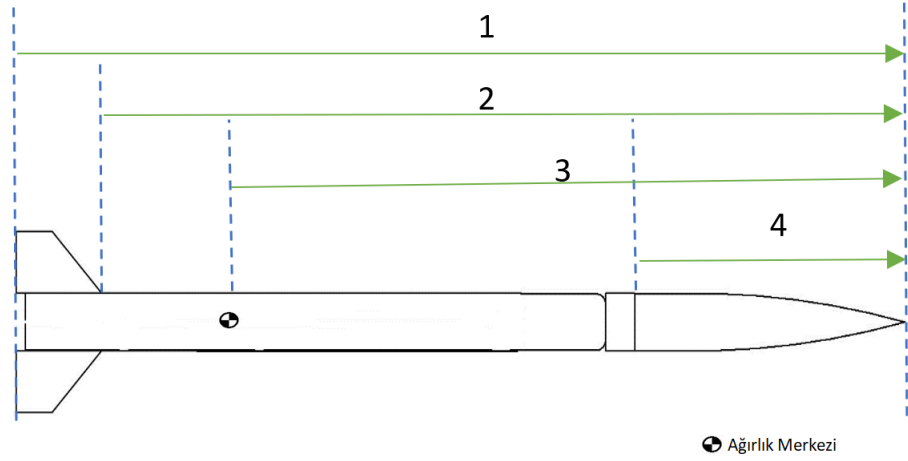
Diğer bir önemli konu roketin aerodinamik karakterisliğidir. Roketin atmosfer içerisindeki hareketi boyunca havadaki taneciklerle roket yüzeyi arasında etkileşim meydana gelir. Bu etkileşim sonucunda aerodinamik kuvvetler ve momentler ortaya çıkar. Roket performansını etkileyen bu kuvvet ve momentler roketin basınç merkezi doğrultusunda olup rüzgar koordinat sistemi üzerinde hesaplanmaktadır. Aerodinamik momentler sapma, yunuslama ve dönme momentidir. [29] Aerodinamik kuvvet



Şekil 3.3 : Aerodinamik katsayılar ve referans eksenleri.

katsayıları ise rüzgar koordinat sisteminde sürtünme (C_D) ve kaldırma (C_L) kuvveti'dir. Bu katsayıları RKS'den GKS'ye taşımak istediğimizde (2.14)'deki dönüşüm matrisi kullanılır. Dönüşüm uygulanan bu katsayılar GKS'de C_A , C_Y ve C_N olarak ifade edilmektedir [30] [31]. Aerodinamik moment katsayıları ise C_l , C_m ve C_n 'dir. C_l dönme, C_m yunuslama ve C_n sapma momentidir. Roketin aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları hücum açısı, kayma açısı ve mach sayısına bağlı olarak Missile DATCOM yazılımı kullanılarak elde edilmiştir [18] [19]. Bu katsayıları elde etmek için çizelge (3.2)'deki Aerobee 150A roket bilgileri Missile DATCOM'a girilmiştir. Roketin yakıtsız ve oksitleyici olmadan ağırlık merkezi boş ağırlık merkezi, yakıt ve oksitleyici ile birlikte olan ağırlık merkezi dolu ağırlık merkezi olarak ifade edilmiştir.

Roketin kütlesi yakıt ve oksitleyici miktarına bağlı olarak değişmektedir. Roket kütesinin azalmasıyla roketin ağırlık merkezi yer değiştirmektedir. Aerodinamik katsayılar da bu değişime bağlı olarak farklı değerlere sahiptirler.

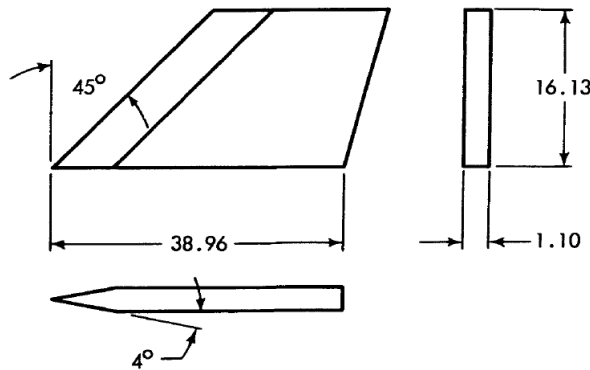


Şekil 3.4 : Aerobee 150A uzunluk bilgileri.

Çizelge 3.1 : Roket özellikleri 1

Aerobee 150A	Uzunluklar
Roket uzunluğu ₁	7,34 m
Fin uzaklığı ₂	6,56 m
Dolu ağırlık merkezi ₃	4,768 m
Boş ağırlık merkezi ₃	3,53 m
Burun konisi uzunluğu ₄	2,23 m

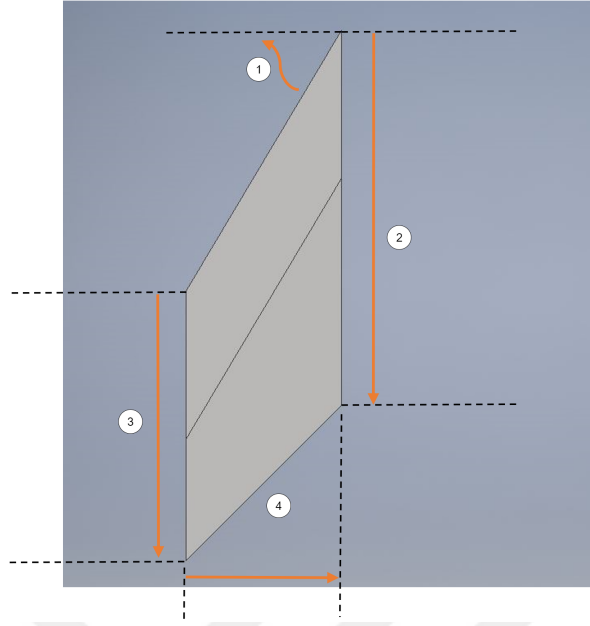
Missile DATCOM yazılımında roketin ağırlık merkezi, dolu roket ve boş roket ağırlık merkezi değerleri arasında sabit bir değer olarak alınmıştır. Bu noktanın burun konisinden uzaklığı 4 metredir. Şekil 3.5'deki uzunluklar inç cinsindedir.



Şekil 3.5 : Aerobee 150A fin bilgileri [15].

Çizelge 3.2 : Roket özellikleri 2

Aerobee 150A	Uzunluklar
Ok açısı ₁	45 derece
Kök veter ₂	989,5mm
Uç veter ₃	711mm
Kanat açıklığı ₄	409mm



Şekil 3.6 : Aerobee 150A fin katı model çizimi.

Roketin C_D ve C_L değerlerinin hücum açısı, kayma açısı ve mach sayısına bağlı Missile DATCOM çıktıları Ek B'deki çizelgelerde verilmiştir. Bu katsayılara bağlı aerodinamik kuvvetler ise (3.72), (3.73) denklemleriyle hesaplanmaktadır [32]. Hücum açısına bağlı katsayılar hesaplanırken kayma açısı sıfır, kayma açısına bağlı katsayılar hesaplanırken hücum açısı sıfır kabul edilmiştir.

D Aerobee 150A roket çapı olup değeri 0.381 metredir. A_{ref} ise roketin kesit alanıdır ve $\pi D^2/4$ formülüyle hesaplanır.

$$F_{ax} = 0.5\rho V^2 A_{ref} (-C_D) \quad (3.72)$$

$$F_{az} = 0.5\rho V^2 A_{ref} (-C_L) \quad (3.73)$$

Rüzgar koordinat sisteminde oluşan (F_{ax}) ve (F_{az}) kuvvetleri hesaplandıktan sonra gövde koordinat sistemine taşınmıştır [32]. Hücum açısı, kayma açısı ve mach değerine bağlı olan çizelgedeki değerler matematik modele eklenmiş olup ara değerler ise interpolasyon yöntemiyle hesaplanmaktadır.

$$M_{ax} = 0.5\rho V^2 A_{ref} D (C_l + C_{lp} * P * D/2V) \quad (3.74)$$

$$M_{ay} = 0.5\rho V^2 A_{ref} D (C_{m\alpha} \alpha + (C_{mq} * Q * D/2V)) \quad (3.75)$$

$$M_{az} = 0.5\rho V^2 A_{ref} D (C_{n\beta} \beta + ((C_{nr} * R + C_{np} * P) D/2V)) \quad (3.76)$$

Roketin x ekseninde dönme hareketini sağlayacak bir etki bulunmadığı için C_l değerleri sıfırdır. Missile DATCOM'da C_m katsayısı hücum açısına C_n katsayısı ise

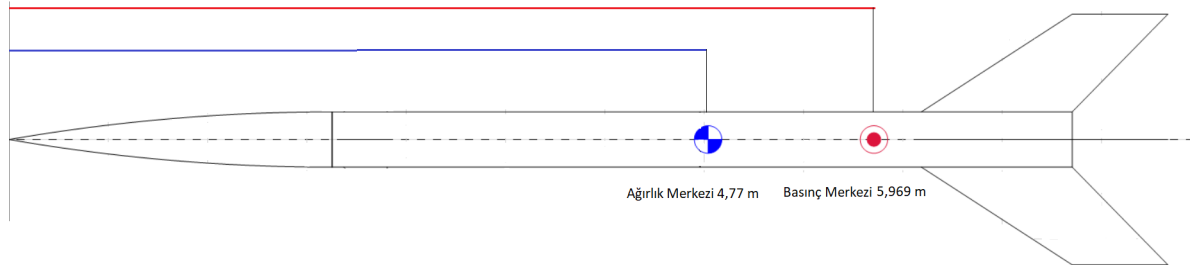
kayma açısına bağlı hesaplandığı için $C_{m\alpha} * \alpha$ ifadesi yerine C_m değerleri, $C_{n\beta} * \beta$ ifadesi yerine C_n katsayı değerleri yazılmıştır. (M_{ax}), (M_{ay}) ve (M_{az}) moment değerleri de hesaplanıp matematik modele eklenmiştir [32].

3.2.1 Statik marjin

Statik marjin bir roketin basınç merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafenin, roketin çapına oranı olarak ifade edilmektedir (3.77).

$$SM = (CP - CG)/D \quad (3.77)$$

RASAero programıyla Aerobee 150A roketinin basınç merkezinin burun konisinin uç noktasına (referans noktasına) olan uzaklığı hesaplanmıştır. Değeri 5.9695 m'dir. Roketin tam dolu ağırlık merkezi ise Inventor programında çizilen katı model üzerinden hesaplanmıştır. Ağırlık merkezinin referans noktasına olan uzaklığı ise 4.77 m'dir. (3.77) formülünde değerler yerine konulduğunda Aerobee 150A roketinin SM değeri 3.146 olarak bulunur. İlerleyen bölümlerdeki roket kanard tasarımı SM noktası aynı kalıcak şekilde yapılmıştır.



Şekil 3.7 : Basınç merkezi.

3.2.2 Basınç merkezinin hesaplanması

Roketin uçuşu boyunca basınç merkezi değişiklik göstermektedir. Missile DATCOM'dan alınan aerodinamik katsayılarla basınç merkezinin anlık konumu (3.78) formülünden çekilebilmektedir [38].

$$CN = (X_{CP} - X_{CG})Cm \quad (3.78)$$

3.3 İtki Modeli

Aerobee 150A roketi kimyasal roket motoruna sahip olan sonda roketidir. İtki kuvveti motorda gerçekleşen reaksiyonlar sonucu ortaya çıkmaktadır ve bu kuvveti modellemek mümkündür. İtki kuvvetini toplam kütleli akış debisi \dot{m} , nozulda açığa

Çizelge 3.3 : Aerobee 150A İtki Parametreleri [29]

Aerobee 150A	
P_{t2}	22,046 atm
\dot{m}	9,36 kg/sec
c^*	1418 m/sec
γ	1,12
$\frac{A_t}{A_e}$	4,6

çıkan gaz hızı u_e , nozul çıkış basıncı P_e , nozul alanı A_e ve ortam basıncı P_a 'ya göre ifade etmek mümkündür [28] (3.79).

$$T = \dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e \quad (3.79)$$

İzentropik boğulmuş akışında kütleli akış debisini durma basınç değeri P_{t2} , alev sıcaklığı T_{t2} , nozul boğaz alanı A_t ve özgül ısı γ cinsinden yazılabilmektedir (3.80). R ise gaz sabitidir.

$$\dot{m} = \frac{A_t P_{t2}}{\sqrt{RT_{t2}}} \left(\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right)^{1/2} \quad (3.80)$$

İtki kuvveti boyutsuz terim C_F ile de formülize edilmektedir.

$$C_F = \frac{T}{A_t P_{t2}} = \frac{\dot{m}u_e}{A_t P_{t2}} + \left(\frac{P_e}{P_{t2}} - \frac{P_a}{P_{t2}} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad (3.81)$$

İzentropik akış ve kalorik mükemmel gaz için (3.81) denklemini (3.82) şeklinde ifade edilebilir.

$$C_F = \sqrt{\left(\left(\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right) + \left(\frac{P_e}{P_{t2}} - \frac{P_a}{P_{t2}} \right) \frac{A_e}{A_t}} \quad (3.82)$$

İzentropik akışta nozul boğaz alanı ve nozul çıkış alanı oranı ise (3.83) denklemiyle hesaplanmaktadır.

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_{t2}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\left(\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right) \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right)} \quad (3.83)$$

(3.83) denklemini nonlineer olduğu için Newton İterasyon Metodu yöntemiyle çözüme ulaşılmıştır. (3.79) denkleminde hesaplanan itki kuvveti (3.84) denkleminde de hesaplanmaktadır. c^* ifadesi yakıt performans parametresidir ve model boyunca sabit değeri kabul edilmiştir.

$$T = \dot{m}C_F c^* \quad (3.84)$$



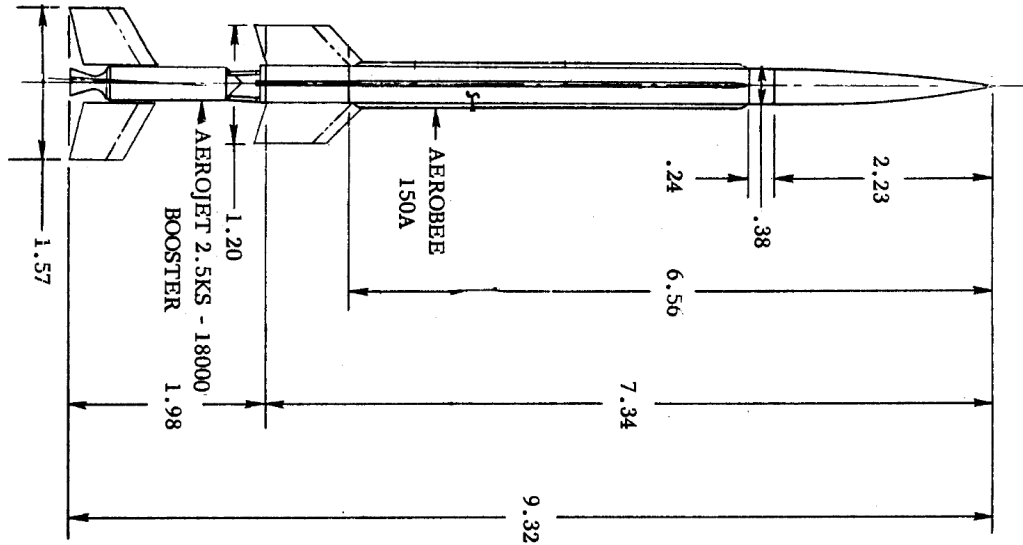


4. MODEL TESTİ

Hazırlanan MATLAB-Simulink modelinin doğrulunu test etmek için daha önceden fırlatılmış, roket özellikleri ve uçuş verileri bilinen bir rokete ihtiyaç vardı. Bu bilgilerin paylaşılmış olmasından dolayı benzetimde NASA'nın Aerobee 150A roketi kullanıldı.

4.1 Aerobee 150A Sonda Roketi

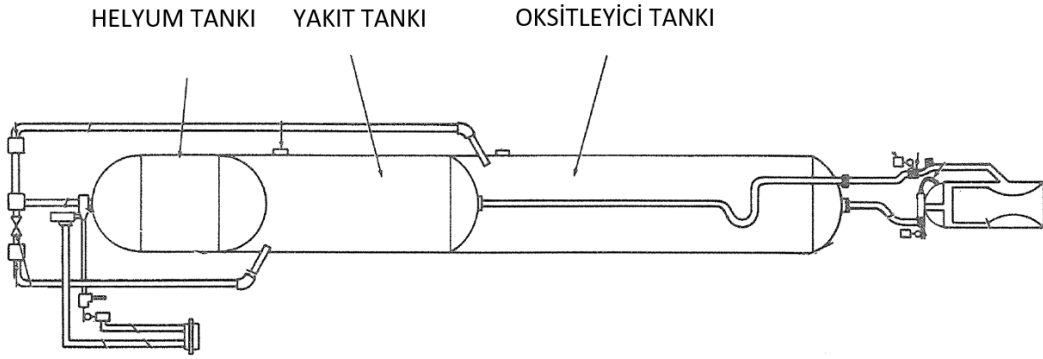
1950-1960 yılları arasında Amerika Birleşik Devletinin uzay araştırmalarında kullandığı sonda roketlerinden biri olan Aerobee 150A roketi yaklaşık olarak 9,32 metre uzunluğunda ve 0.381 metre yarıçapında 4 finli bir sonda roketidir. Roket 160-290 km irtifaya yaklaşık olarak 45-136 kg aralığında faydalı yük taşıyacak şekilde tasarlanmıştır. 2 kademeli olan Aerobee 150A'nın ilk kademesi katı yakıtlı güçlendirici motor, ikinci kademesi ise sıvı yakıtlı motordan oluşmaktadır [13]. Oksitleyici olarak IRFNA(kırmızı dumanlı nitrik asit) kullanılmaktadır. IRFNA roket



Şekil 4.1 : Aerobee 150A çizimi [13].

üzerinde 1,1938 m uzunluğunda 0,1905 m çapında tankta muhafaza edilmektedir. IRFNA'nın yoğunluğu 1540 kg/m^3 , roketteki toplam kütlesi ise 344 kilogramdır.

IRFNA'nın içinde bulunduğu tankın alt yüzeyi ile burun konisi arasındaki mesafe 6,8574 m'dir. Kütleli akış debisi ise 6,75 kg/s'dir [13] . Yakıt olarak ise %35 furfuryl alkolle %65 aniline karışımı kullanılmaktadır. Furfuryl alkolün yoğunluğu 1136 kg/m^3 , aniline yoğunluğu ise 1002 kg/m^3 'dir. Belirtilen oranda oluşturulan sıvı yakıtın yoğunluğu hesaplandığında 1049 kg/m^3 bulunur. Sıvı yakıt roket üzerinde 2,032 m uzunluğunda 0,1905 m çapında tankta yer almaktadır. Sıvı yakıtın roketteki toplam kütlesi ise yaklaşık 135 kilogramdır. Yakıtın içinde bulunduğu tankın alt yüzeyi ile burun konisi arasındaki mesafe 5,7386 m'dir. Kütleli akış debisi ise 2,64 kg/s'dir [13] . Rokette basınçlandırıcı olarak helyum



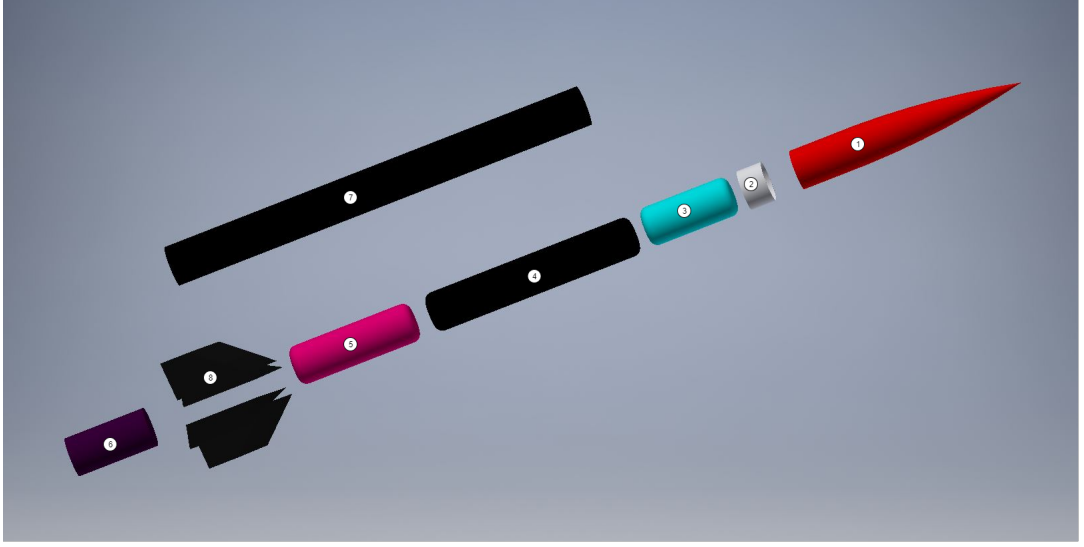
Şekil 4.2 : Aerobee 150A şematik çizimi [14].

kullanılmaktadır. Helyumun bulunduğu tank 0,8646 m olup 0,1905 m yarıçapındadır. Tank içindeki helyumun toplam maksimum ağırlığı 3.175 kg'dır [13]. Aerobee 150A

Çizelge 4.1 : Roket özellikleri 3

	Aerobee 150A
Ateşleme süresi	50.9 s
Yakıt kütle akış debisi	2.64 kg/s
Oksitleyici kütle akış debisi	6.75 kg/s

roketinin eylemsizlik momenti NASA'nın direk olarak paylaştığı veriler arasında yer almamaktadır. Fakat rokete ait tüm komponentlerinin ağırlıkları ve ağırlık merkezlerinin referans noktasına (burun konisi) uzaklıkları bilinmektedir. Bu bilgiler dahilinde roketin katı modeli Inventorda oluşturulup eylemsizlik moment değerleri ve ağırlık merkezi değerleri buradan alınmıştır. Katı çizim modeli yapılırken rokette yer alan borular, valfler ve diğer komponentler roket gövdesi olarak çizilip kütleleri de eklenmiştir. Oluşturulan algoritmada roketin yakıtsız ve oksitleyici içermeyen katı modeli eylemsizlik momentlerine yakıt ve oksitleyici eylemsizlik momentleri paralel eksen teoremi yöntemiyle eklenmektedir. Toplam yanma süresi boyunca yakıt ve



Şekil 4.3 : Aerobee 150A katı model komponentleri.

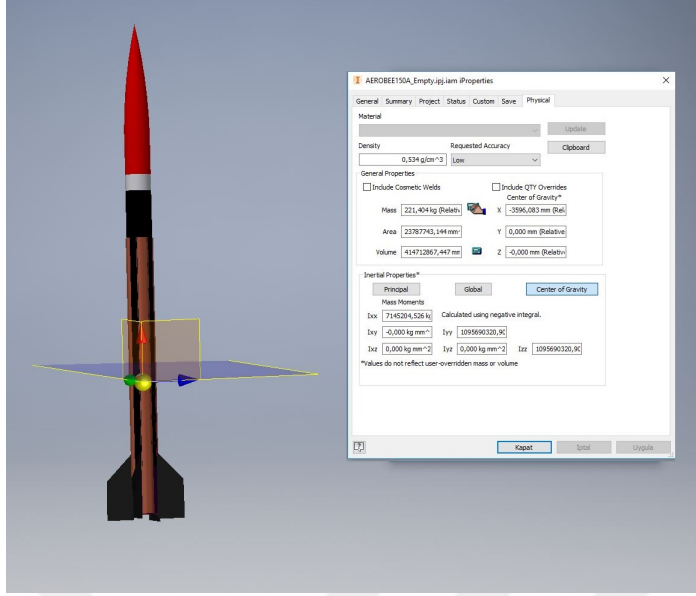
oksitleyicideki azalma göz önünde bulundurularak anlık olarak roketin eylemsizlik moment değerleri ve roketin güncel ağırlık merkezi hesaplanmaktadır. Hesaplanan bu değerler katı modelle karşılaştırıp doğruluğu kontrol edilmiştir.

Çizelge 4.2 : Katı model çizim değerleri

Roket komponentleri	Kütle	Uzunluk
Burun Konisi ₁	7,71 kg	2,23m
Faydalı Yük ₁	90,70 kg	
Burun Konisi Arayüz ₂	4,54 kg	0,61 m
Helyum Tankı ₃	3,17 kg	0,86 m
Oksitleyici ₄	344 kg	1,19 m
Yakıt ₅	134,35 kg	2,03 m
Yanma Odası ₆	19,09 kg	2,03 m
Roket Gövdesi ₇	80 kg	4,09 m
Finler ₈	12,68 kg	

4.1.1 Eylemsizlik moment hesaplaması

Roketin yakıtsız ve oksitleyiciz eylemsizlik moment değerleri (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz}) katı model çiziminden elde edilmiştir. Bu değerlere yakıt ve oksitleyicinin eylemsizlik moment değerleri eklenerek toplam eylemsizlik momenti bulunur. Bu hesaplama yapılırken tanklar katı silindir olarak kabul edilmiştir. Tanklardaki kütle akış debisine bağlı olarak ateşlenme süresi boyunca tanklardaki sıvı seviyesi yükseklikleri güncellenerek anlık eylemsizlik momentleri hesaplanmıştır. Roketin MATLAB matematik modeli I_{xy} , I_{yz} ve I_{xz} değerleri de göz önünde bulundurularak oluşturulmuştur fakat katı model

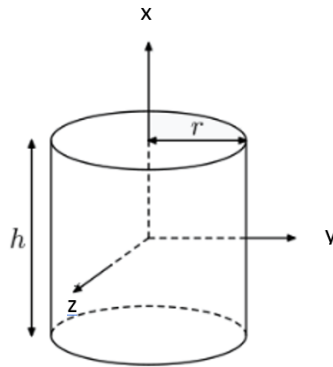


Şekil 4.4 : Aerobee 150A katı modeli [13].

programında eksnelere göre simetrik çizilen roketin bu değerleri sıfır hesaplanmıştır.

Çizelge 4.3 : Roket özellikleri 4

Yakıtsız ve oksitleyiciz roket bilgileri	Aerobee 150A
Kütlesi	221,404 kg
Ağırlık merkezi	3,596 m
Ixx	7,1452 kgm ²
Iyy	1095,6903 kgm ²
Izz	1095,6903 kgm ²



Şekil 4.5 : Katı silindir eylemsizlik momenti.

Silindirin X ekseninde oluşan eylemsizlik momenti(4.1) denklemiyle hesaplanır [34].

$$I_{xx} = \frac{mr^2}{2} \quad (4.1)$$

m katı silindirin kütlesi h yüksekliği r ise yarıçapıdır. Katı silindirin Y ve Z ekseninde oluşan eylemsizlik momentleri ise birbirine eşit olup (4.2) denkleminle hesaplanır.

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{m(3r^2 + h^2)}{12} \quad (4.2)$$

(4.1) ve (4.2) şeklinde hesaplanan yakıt ve oksitleyici eylemsizlik momentleri roketin katı cisim modelleme programından alınan eylemsizlik moment değerlerine paralel eksen teoremiyle eklenmiştir.

4.1.2 Ağırlık merkezi hesaplaması

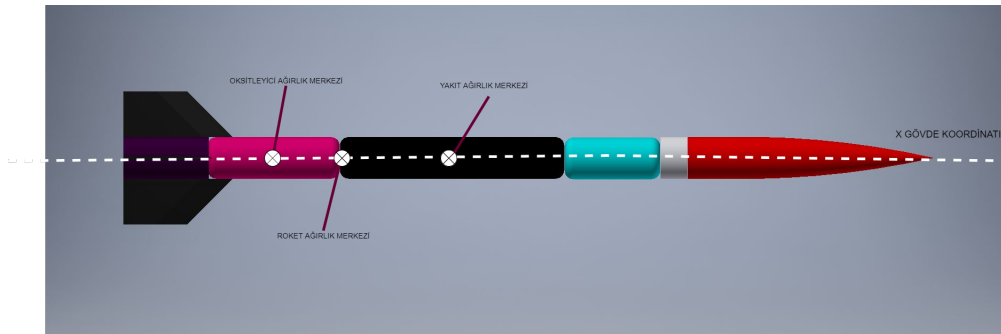
Roketin ağırlık merkezi burun konisinin uç noktasına göre ifade edilmektedir. Bu noktaya göre yazılan ağırlık merkezi (4.3)'teki denkleminle hesaplanmaktadır.

$$TAM = ((RK * RAM) + (YK * YAM) + (OK * OAM)) / RK + YK + OK \quad (4.3)$$

TAM hesaplanan genel sistem ağırlık merkezi, RK roketin yakıtsız ve oksitleyicisiz kütlesi, RAM roketin yakıtsız ve oksitleyicisiz ağırlık merkezi, YAM yakıt ağırlık merkezi, OK oksitleyici kütlesi ve OAM oksitleyici ağırlık merkezidir.

4.1.3 Paralel eksen teoremi

Roketin gövde eksen koordinatları önceki bölümlerde ifade edilmişti. Dolu yakıt tankı, dolu oksitleyici tankı ve roketin eylemsizlik moment komponentleri X gövde koordinati doğrultusu üzerinde yer aldığı için toplam eylemsizlik momenti hesaplanırken (4.4)'teki denklem kullanılır [35].

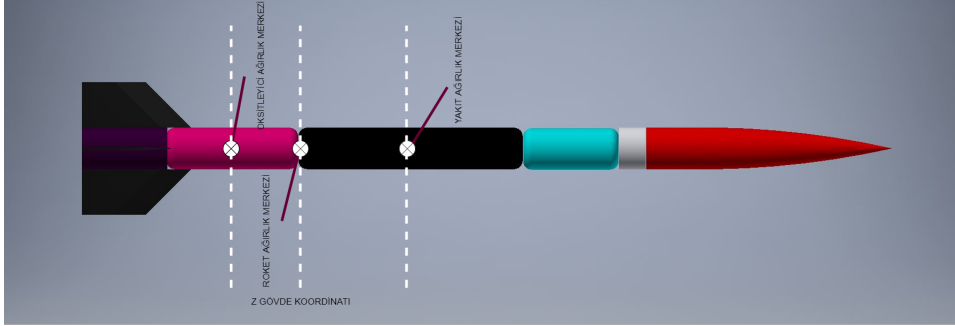


Şekil 4.6 : Aerobee 150A X eksenine paralel eksen teoremi.

$$T I_{xx} = R I_{xx} + Y I_{xx} + O I_{xx} \quad (4.4)$$

$T I_{xx}$ ifadesi sistemin toplam eylemsizlik momenti, $R I_{xx}$ roketin yakıtsız ve oksitleyicisiz eylemsizlik momenti, $Y I_{xx}$ yakıtın eylemsizlik momenti ve $O I_{xx}$

oksiteleyicinin eylemsizlik momentidir. Roketin ağırlık merkezi doğrultusu üzerinde yer almayan eylemsizlik momentleri toplamı ise (4.5)'teki formülle hesaplanmaktadır [35].



Şekil 4.7 : Aerobee 150A Z eksenine paralel eksen teoremi.

$$TI_{yy} = TI_{zz} = (RI_{yy} + RK(RAM - TAM)^2) + (YI_{yy} + YK(YAM - TAM)^2) + (OI_{yy} + OK(OAM - TAM)^2) \quad (4.5)$$

TI_{yy} ve TI_{zz} ifadesi sistemin toplam eylemsizlik momenti, RI_{yy} roketin yakıtsız ve oksitleyicisiz eylemsizlik momenti, YI_{yy} yakıtın eylemsizlik momenti ve OI_{yy} oksitleyicinin eylemsizlik momentidir.

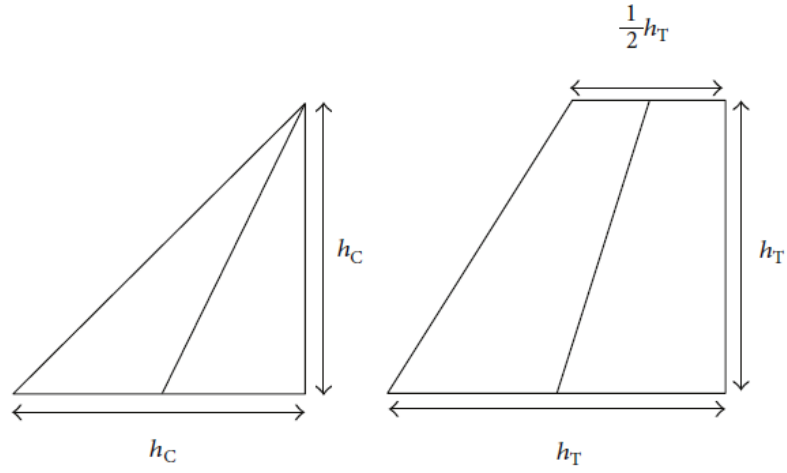
4.1.4 Kanard tasarımı

Aerobee 150A roketine uygun kanard tasarımı [36] makalesi referans alınarak oluşturulmuştur. Kanardlar roketi 1Hz'te dönme kabiliyeti kazandıracak şekilde tasarlanmıştır.

$$l_{govde} = l - l_{burunkonisi} \quad (4.6)$$

l roket uzunluğu 7,34 m, $l_{burunkonisi}$ burun konisi uzunluğu 2,23 m olmak üzere l_{govde} roket gövde uzunluğu 5,11 m olarak (4.6) formülüyle hesaplanmaktadır. h_T fin kök veteri, h_C ise kanard kök veteridir. Aerobee 150A roket yarıçapı D olup değeri 0,381 m'dir.

$$h_T = \sqrt{\frac{4 * l_{govde} * D}{36}} = 0,4934m \quad (4.7)$$



Şekil 4.8 : Kanard ve fin geometrisi [36].

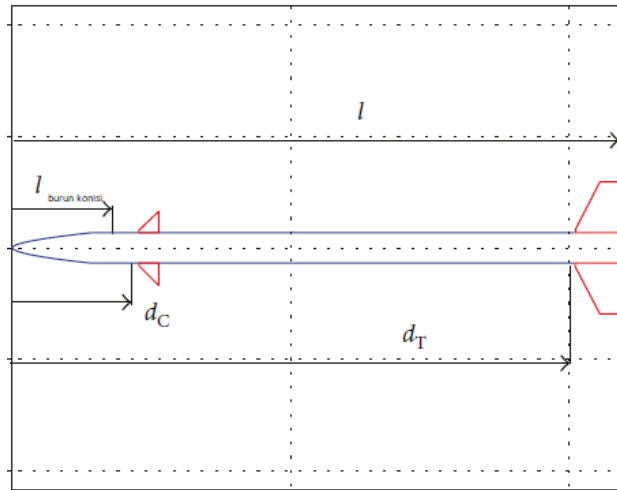
$$h_C = \sqrt{\frac{2 * l_{govde} * D}{45}} = 0,2943m \quad (4.8)$$

d_C kanardın, referansa uzaklığı olup (4.9) formülüyle hesaplanmaktadır.

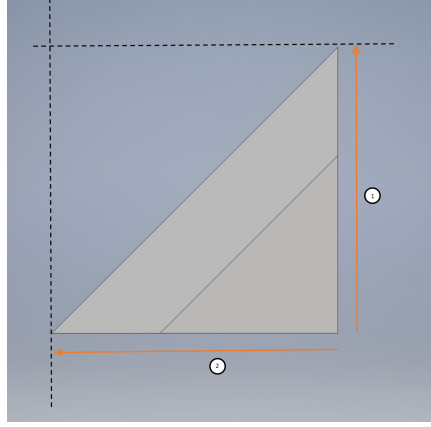
$$d_C = l_{burunkonisi} + 0,4m \quad (4.9)$$

d_T fin başlangıç noktasının, burun konisi uç noktasına uzaklığı ise (4.10) formülüyle hesaplanmaktadır.

$$d_T = l - h_t \quad (4.10)$$



Şekil 4.9 : Yatay eksende kanard ve fin konumlandırması [36].

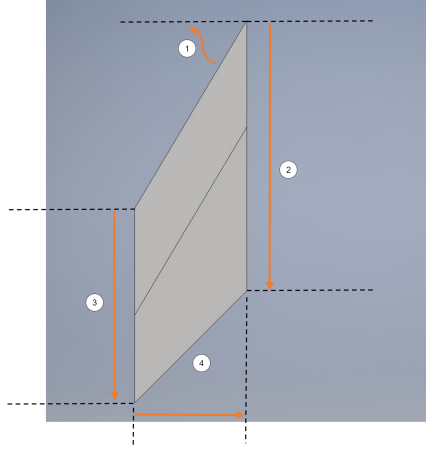


Şekil 4.10 : Kanard katı model çizimi.

Çizelge 4.4 : Kanard özellikleri

Aerobee 150A	Uzunluklar
Ok açısı	45 derece
Kök veter ₁	300mm
Kanat açıklığı ₂	300mm

Aerobee 150A roketi için tasarlanan kanard katı modeli Şekil 4.10'da, tasarlanan kanard ölçüleri ise Çizelge 4.4'de yer almaktadır.



Şekil 4.11 : Aerobee 150A yeni fin katı model çizimi.

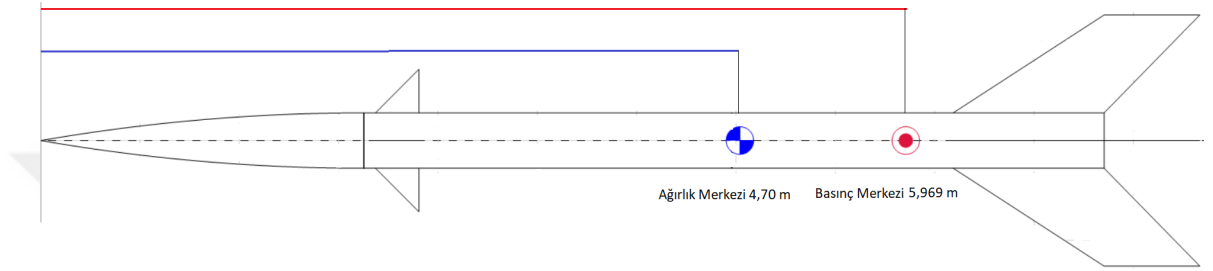
Çizelge 4.5 : Fin özellikleri

Aerobee 150A	Uzunluklar
Ok açısı ₁	45 derece
Kök veter ₂	1041,4 mm
Uç veter ₃	660,4 mm
Kanat açıklığı ₄	673 mm

Aerobee 150A roketi için tasarlanan yeni fin katı modeli Şekil 4.11'de, tasarlanan yeni fin ölçüleri ise Çizelge 4.5'de yer almaktadır.

SM noktasının aynı kalabilmesi için finlerde yeni tasarıma gidildi. Yeni fin tasarımında ok açısı aynı kalırken kök veter yaklaşık olarak 52 mm uzatıldı. Uç veter 51 mm kısaltılırken kanat açıklığı ise 264 mm genişletildi. δ kanard sapma miktarıdır. C_{ID} kanard sapmasında meydana gelen aerodinamik katsayısı olup $(C_l/0.1)*\delta$ formülüyle hesaplanır. 0.1 Missile DATCOM'da sapma değeri olarak belirlenen değerdir.

$$M_{ax} = 0.5\rho V^2 A_{ref} D (C_l + C_{lp} * P * D/2V + C_{ID} * \delta) \quad (4.11)$$

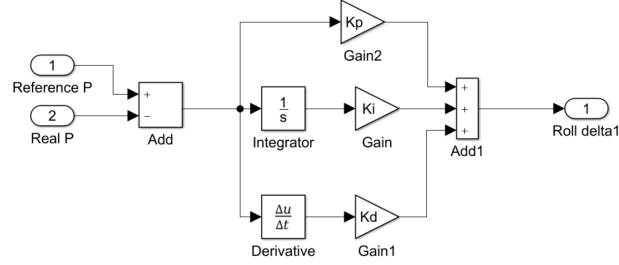


Şekil 4.12 : Aerobee 150A kanardlı RAS Aero çıktısı.



5. PID KONTROLÜ

PID kontrolörü endüstriyel sistemlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Kontrolörün, hesaplanan hata fonksiyonu için kontrol girişini ayarlayarak hatayı en aza indirmeye çalışır. Oransal terim, hatanın şu anki durumuyla, integral terimi hatanın geçmişteki durumuyla türevsel terim ise hatanın gelecekteki durumuyla ilgilendir. [37]



Şekil 5.1 : Simulink PID blokları.

$$P_{out} = K_p e(t) \quad (5.1)$$

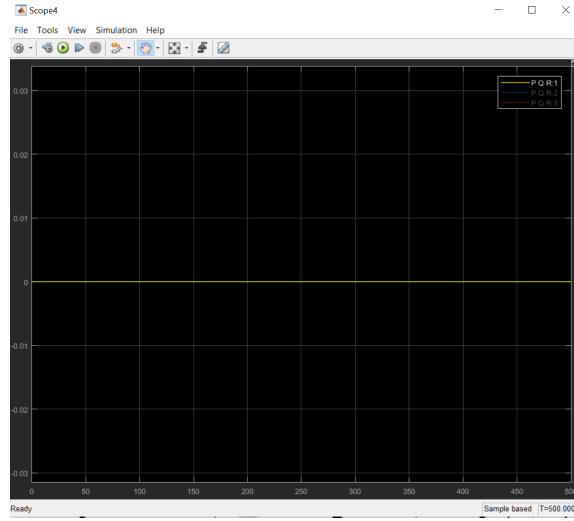
$$I_{out} = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (5.2)$$

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (5.3)$$

PID kontrolörün genel denklemi ise (5.4)'deki gibidir.

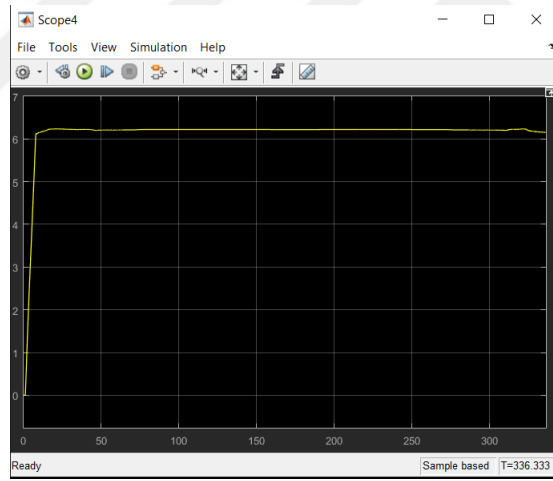
$$PID_s = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (5.4)$$

Benzetimde kanard kontrolüyle roketin X komponentinde yer alan dönme açışal hızı kontrol edilmiştir. Farklı PID katsayılarla denemeler yapılmıştır. (5.2) grafiği Aerobee150A roketinin kanardsız P-zaman grafiğine aittir. Roket üzerinden herhangi bir döndürücü etki bulunmadığından P değeri sifira eşittir. Missile DATCOM çıktılarından olan C_l moment değerleri de sifira eşittir. Daha sonrasında sisteme kanardlar eklenip 1 Hz'de sabit dönmesi sağlanmıştır. Şekil 5.3'te roketin 1 Hz'de döndüğü görülmektedir.



Şekil 5.2 : Kanardsız roketin P açısai hız grafiği.

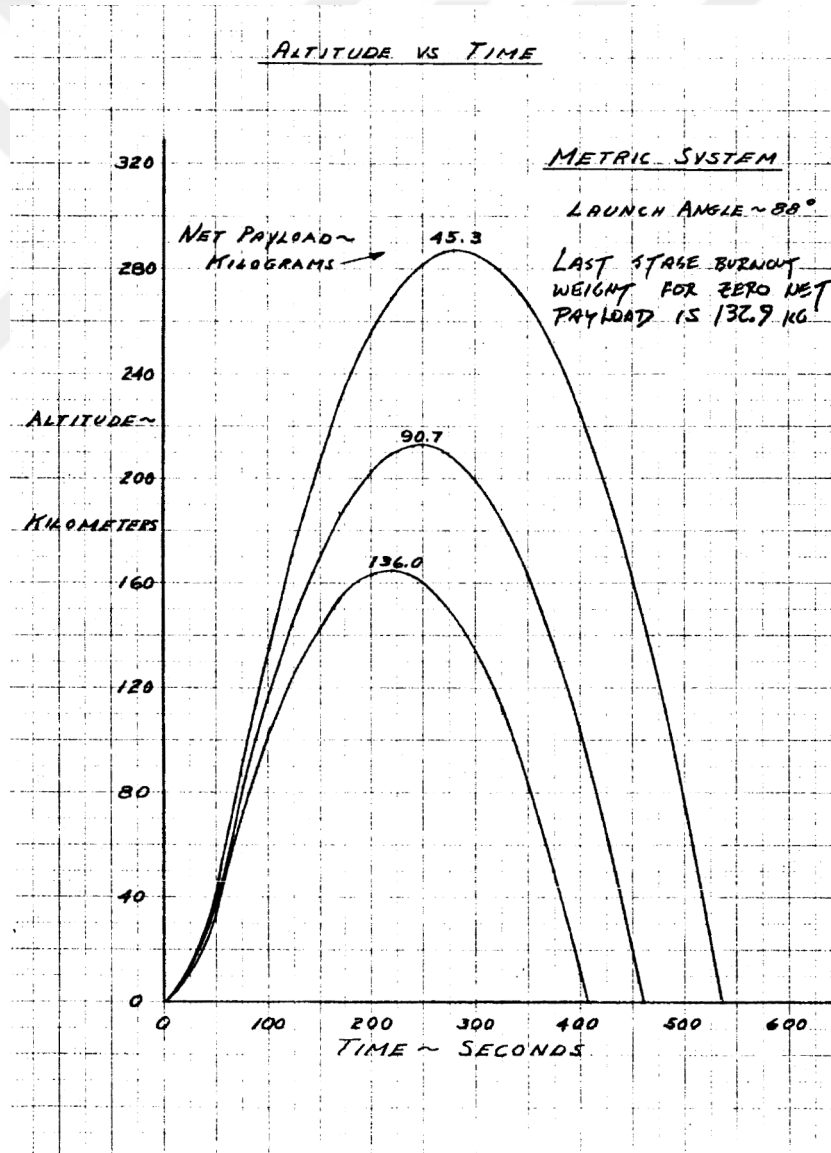
Sisteme kanardlar eklenmesiyle C_l aerodinamik kuvvet değerleri sıfırdan farklıdır. EK C’de kanardlı aerodinamik moment ve kuvvet değerlerini içeren çizelge ve şekiller yer almaktadır.



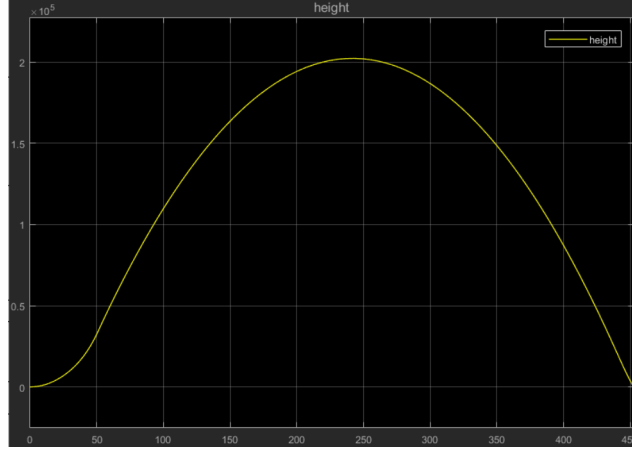
Şekil 5.3 : Kanardlı roketin PID ile 1Hzlik P açısai hız grafiği.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada altı serbestlik dereceli roket modellemesi yapılmıştır. MATLAB-Simulink ortamında geliştirilen benzetim modeliyle roketin uçuş profili çıkarılmaktadır. Uçuş profili çıkarılan roketin konum, hız ve ivme değerleri de uçuş süresince hesaplanmaktadır. Oluşturulan benzetim modeli NASA'nın Aerobee 150A roketi ile test edilmiştir.

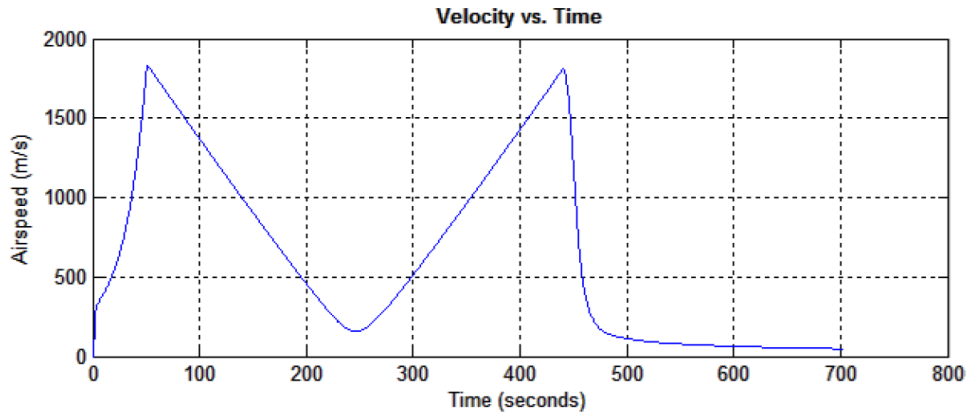


Şekil 6.1 : Aerobee irtifa grafiği [16].



Şekil 6.2 : Simülasyon irtifa grafiği.

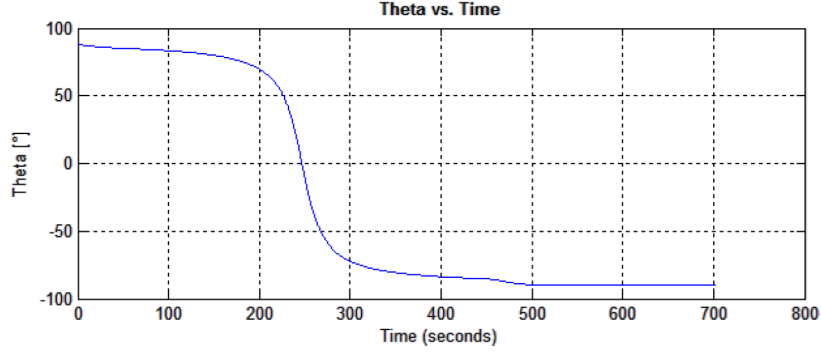
Aerobee 150A roketi farklı faydalı yük kütle değerleriyle atışları gerçekleştirilmiştir. Bunlar 45,3 kg, 90,7 kg ve 136 kg'dır. Faydalı yük kütle değerine bağlı olarak toplam uçuş süreleri sırasıyla 415 s, 460 s ve 535 s'dir.



Şekil 6.3 : Aerobee 150A hız grafiği [17].

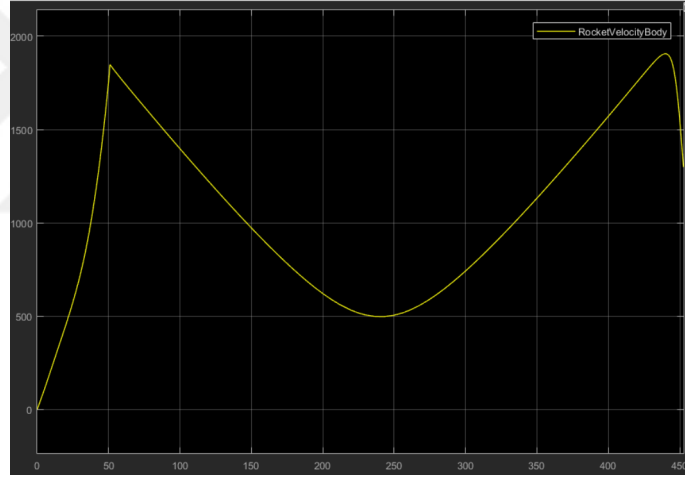
Maksimum irtifa değeri ve toplam uçuş süresi atış açısıyla da farklı değerlere sahiptir. Atış açısı roketin rampadaki konumunu ifade etmektedir. Rampa, YKS koordinat sistemi -Z koordinatında doksan dereceyle durduğu kabul edilmiştir. Aerobee 150A roketinin atış açısı 88 derecedir. Benzetim modeline 90,7 kg faydalı yük ve 88 derece atış açısı girdi olarak verilmiştir. Faydalı yük değerlerine bağlı olarak roketin maksimum irtifası ise sırasıyla 162 km, 215 km ve 290 km değerlerini almaktadır. Aerobee 150A roketi modellemesi yapılmış olan bir başka makaledeki hız grafiği Şekil 6.3'de yer almaktadır [17]. Bu makaleye göre roketin maksimum hızı 1500-2000 m/s değerleri arasındadır. Roket maksimum irtifaya ulaştığında ise roketin hızı 0-500 m/s değerleri arasında yer almaktadır.

Makalede uçuş süresinin sonuna doğru roketinin hızının sıfıra yakınsadığı görülmektedir.



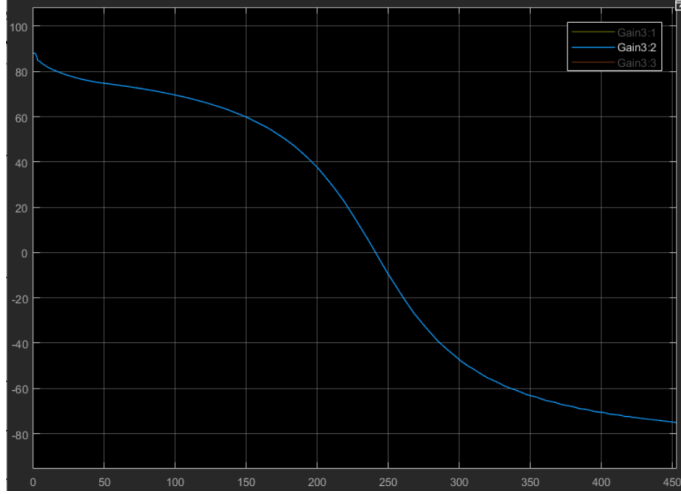
Şekil 6.4 : Aerobee 150A euler yunuslama açısı grafiği [17] .

Roketin yunuslama açısı 250.saniye civarı sıfıra ulaşmaktadır [17]. Bu saniyede roket aslında maksimum irtifaya sahiptir.



Şekil 6.5 : Simülasyon hız grafiği.

Oluşturulan benzetim modelinin irtifa grafiği Şekil 6.2’de yer almaktadır. Benzetim modelinde de maksimum irtifanın 200 km ve uçuş süresinin 460 s civarında olduğu görülmektedir. Bu sonuçlar paylaşılan Aerobee 150A verileriyle benzerlik göstermektedir [16]. Benzetim modelindeki roketin maksimum hızı da 1500-2000 m/s değerleri arasında olduğu Şekil 6.5’de görülmektedir. Yazılan algoritmayla roketin yüksekliği YKS’de atışın gerçekleştiği konumun yükseklik değerine ulaştığında benzetimin sonlandırılması sağlanmıştır. Bu sebeple Şekil 6.5’de roketinin hızının sıfıra yakınsadığı görülmemektedir. Şekil 6.6’daki benzetim yunuslama açısı grafiğinde de 250. saniye civarında yunuslama açısının sıfırlandığı görülmektedir. Yunuslama açısının sıfırlanması roketin ulaştığı maksimum irtifa değerindedir.



Şekil 6.6 : Simülasyon euler yunuslama açısı grafiği.

Modelin Aerobee 150A roketi verileriyle doğru çalıştığı onaylandıktan sonra roketeye uygun kanard tasarımı yapılarak 1 Hz'de dönmesi sağlanmıştır.

KAYNAKLAR

- [1] **Sutton, G.P. and Bibliarz, O.** 2001. Rocket Propulsion Elements, John Wiley and Sons Inc., Canada, 7 edition.
- [2] **NASA**, June 1999. "Sounding Rocket Program Handbook (SRPH)", Suborbital Program and Projects Directorate, Sounding Rocket Program Office, Goddard Space Flight Center, Wallops Island, VA, United States of America
- [3] **Charles E. Rogers**, July 1997. The Aerobee 100, 150 and 300 series sounding rockets, Canada
- [4] **Jenkins, P. N.**, 1984. Missile dynamics equations for guidance and control modeling and analysis, US Army Missile Command
- [5] **Wie, B.**, 2008. Space Vehicle Dynamics and Control, Second Edition
- [6] **Jia, Y.B.**, 2017. Quaternion and Rotation
- [7] **Sofyali, A.**, 2010. Küçük Uydularda Doğrusal Olmayan Yönelme Dinamiği ve Üç Eksende Manyetik PD ve Kayma Kipli Kontrolcü Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uzay ve Uçak Mühendisliği Bölümü
- [8] **Inger, E.**, Roket ve Füze Mühendisliği
- [9] **Lustig, M.**, 2017. Modeling of Launch Vehicle during the Lift-off Phase in Atmosphere
- [10] **Cai, G., Chen, B. M., and Lee, T. H.**, 2011. Unmanned rotorcraft systems, London: Springer
- [11] **Danko, W.K.D.M.**, 2010. Springer Handbook of Geographic Information, Springer
- [12] **Vermeille, H.**, 2004. Computing geodetic coordinates from geocentric coordinates, Journal of Geodesy
- [13] **J. R. Busse, M. T. Leffler**, 1966. A compedium of Aerobee Sounding Rocket Launchings from 1959 through 1963, NASA, Washington, D. C.
- [14] **J. R. Busse, E. C. Pressly**, 1965. Sounding Rockets", NASA TMX-55123, Goddard Space Flight Center, NASA, Greenbelt, Maryland
- [15] **Brunk, J. E.**, 1965. Aerobee 150A Roll Lock-In Study, California
- [16] **K.M.Russ, F.W.Randell JR**, April 1961. Performance summary for the Aerobee 150A sounding rocket vehicle

- [17] **Professor Hoi Dick Ng**, April 2017. Three Degree of Freedom Sounding Rocket Model with Pitch Control Study
- [18] **Blake, W.**, Feb. 1998. Missile Datcom Users Manual-1997 Fortran 90 Revision
- [19] **Auman, L., Doyle, J., Rosema, C., Underwood, M., and Blake, W.**, March 2011. Missile Datcom Users Manual
- [20] **Rogers, C. E., Cooper D.**, 2011. Rogers Aerospace RASAero Aerodynamic Analysis and Flight Simulation Program
- [21] **Rogers, C. E., Cooper D.**, 2019. Rogers Aerospace RASAero II Aerodynamic Analysis and Flight Simulation Program
- [22] **Tulapurkara E.G.** Aerospace Engineering - Flight dynamics II - Airplane stability and control, NPTEL Available: <https://nptel.ac.in/courses/101106043/>.
- [23] **Morelli, E. A., and Klein, V.**, 2016. Aircraft system identification: theory and practice, Williamsburg, VA: Sunflyte Enterprises
- [24] **US Government Printing Office**, 1976. US standard atmosphere
- [25] **Civil Aviation Organization**, 2002. World geodetic system - 1984 (WGS-84) manual, Montreal
- [26] **Zipfel, P.**, 2007. Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, AIAA Education Series, second edition edition
- [27] **Beerer, I.**, 2013. Modeling Dispersions In Initial Conditions For Air-Launched Rockets And Their Effect On Vehicle Performance
- [28] **Wright, G., Biblarz, O.**, 1976. Rocket Propulsion Elements
- [29] **Busse, J., Leffler, M.**, 1976. A Compilation of Aerodynamic Nomenclature and AxesSystems, Technical Report, US Naval Ordnance Laboratory, White Oak, Maryland
- [30] **Siouris, G. M.**, 2011. Missile guidance and control systems, New York: Springer
- [31] **Albisser, M.**, 2015. Identification of aerodynamic coefficient from free flight data
- [32] **Chusilp,P., Charubhun,W., Nutkumhang,N.**, October 2011. A Comparative Study on 6-DOF Trajectory Simulation of a Short Range Rocket using Aerodynamic Coefficients from Experiments and Missile DATCOM, Thailand
- [33] **Pallone, M., Pontani, M., Teofilatto, P., and Minotti, A.**, 2018. Design Methodology and Performance Evaluation of New Generation Sounding Rockets, International Journal of Aerospace Engineering
- [34] **Resnick, R., Halliday, D., and Krane, K. S.**, 2002. Physics, New York: Wiley
- [35] **Abdulghany, A. R.**, 2017. Generalization of parallel axis theorem for rotational inertia, American Journal of Physics

- [36] **Pallone, M., Pontani, M., Teofilatto, P., Minotti A.** , 2018. Design Methodology and Performance Evaluation of New Generation Sounding Rockets
- [37] **Ogata, K.**, Modern Control Engineering
- [38] **Beerer, I.**, Modeling Dispersions In Initial Conditions For Air-Launched Rockets And Their Effect On Vehicle Performance





EKLER

EK A : Simulink Bloklar

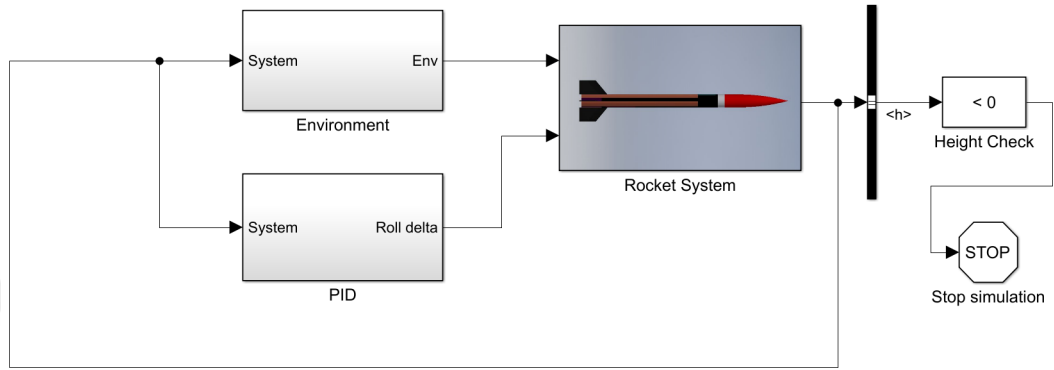
EK B : Aerobee 150A Aerodinamik Katsayılar

EK C : Kanardlı Aerobee 150A Aerodinamik Katsayılar

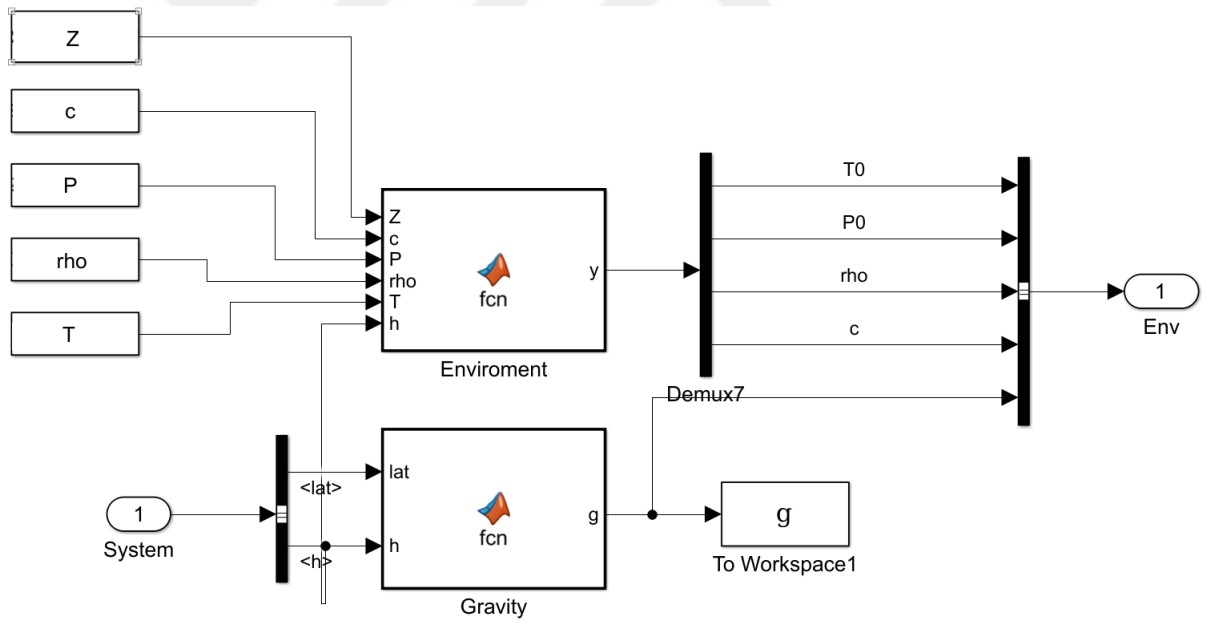




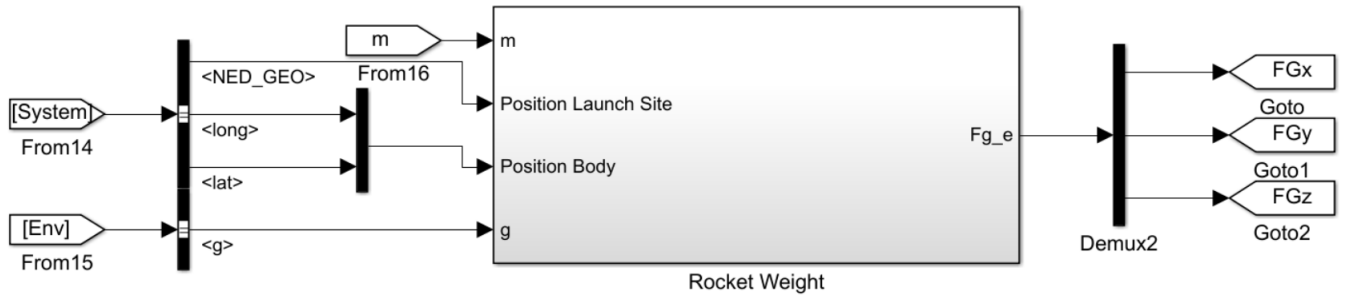
EK A



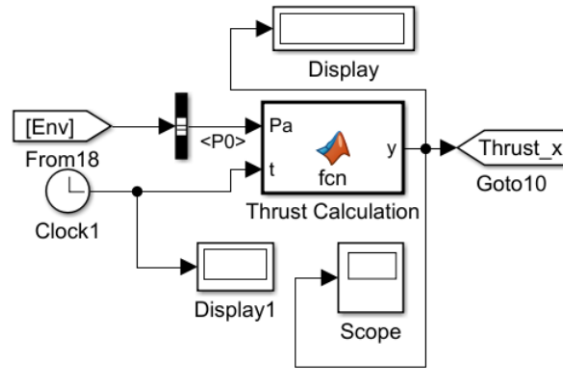
Şekil A.1 : Genel simulink blokları.



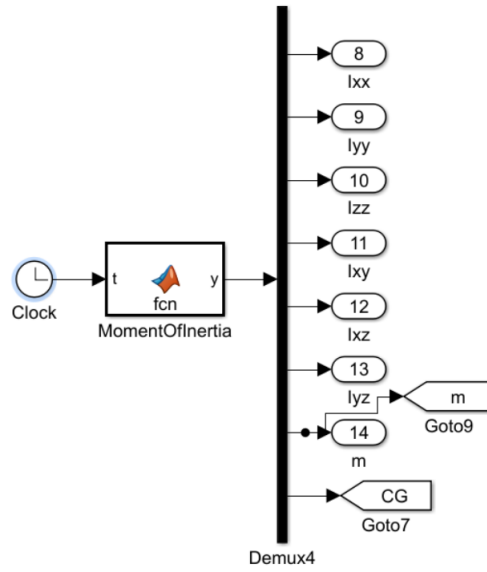
Şekil A.2 : Çevre modeli simulink blokları.



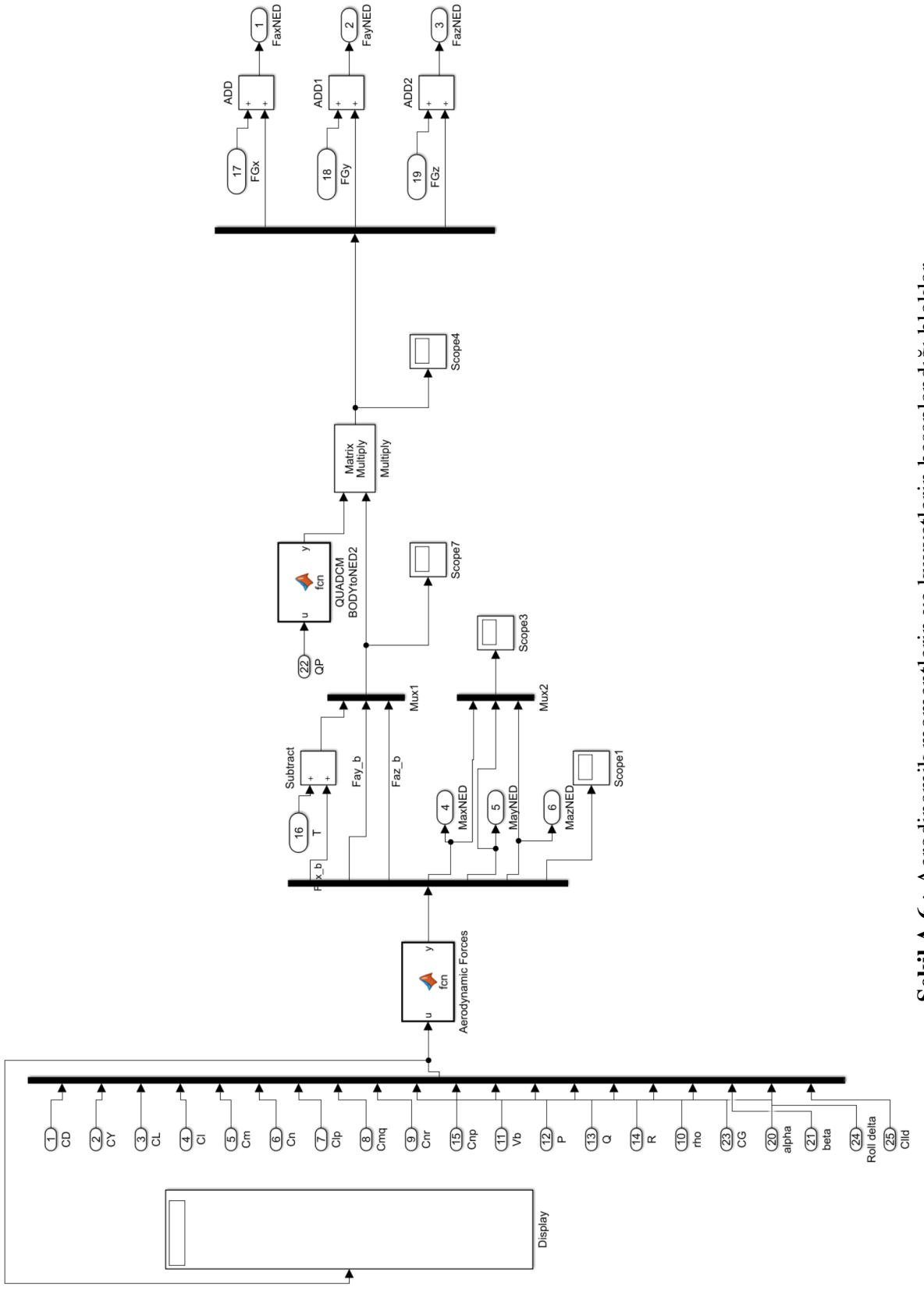
Şekil A.3 : Yerçekimi kuvvetinin hesaplandığı bloklar.



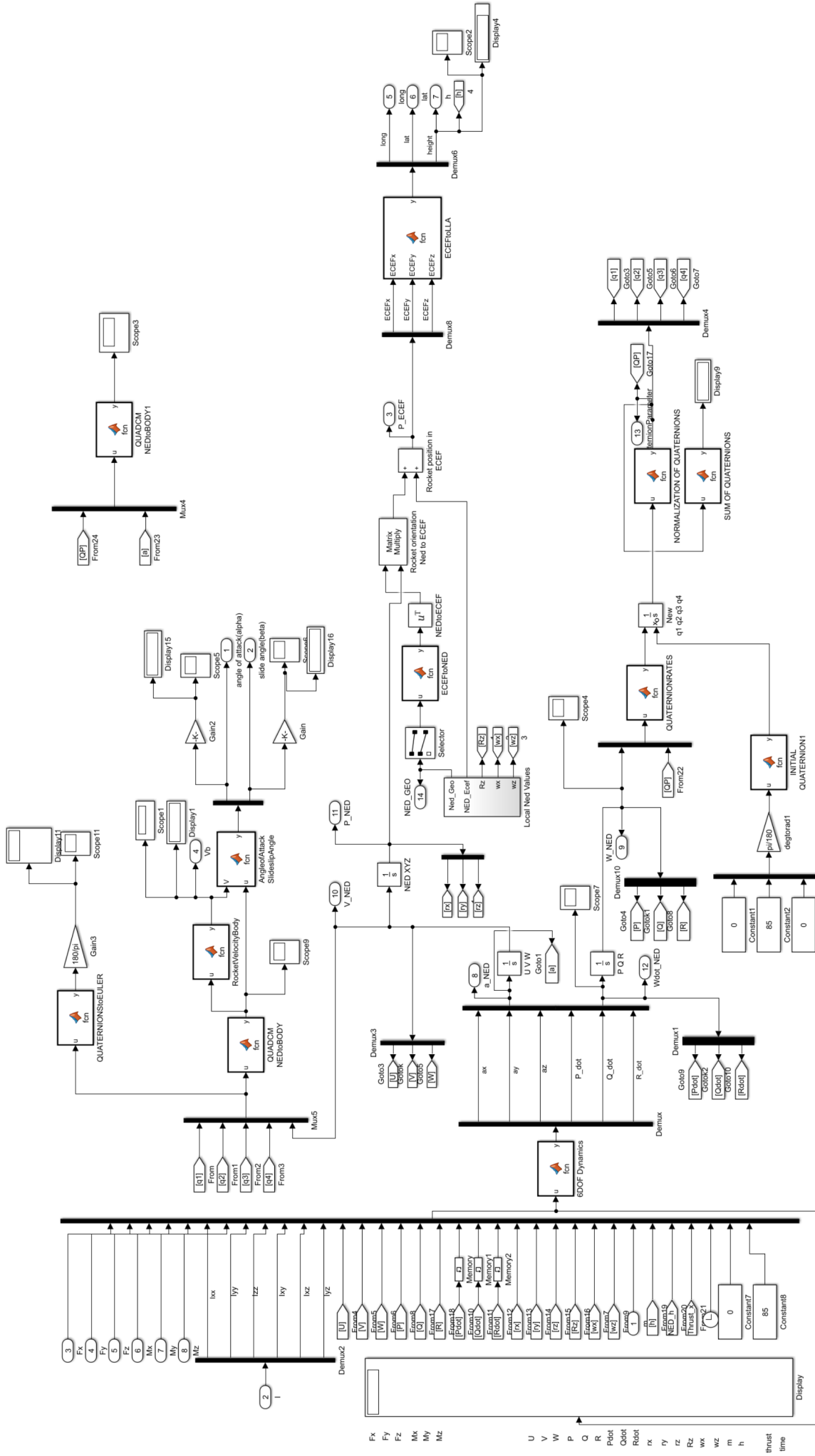
Şekil A.4 : İtki kuvvetinin hesaplandığı bloklar.



Şekil A.5 : Eylemsizlik momentin hesaplandığı bloklar.



Şekil A.6 : Aerodinamik momentlerin ve kuvvetlerin hesaplandığı bloklar.

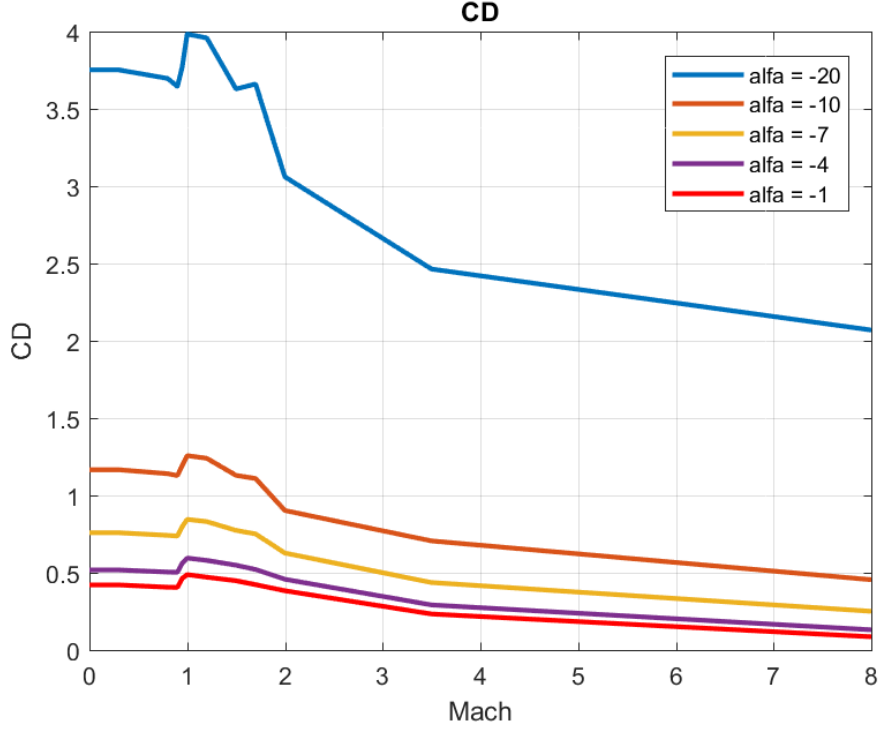


Şekil A.7 : Altı serbestlik dereceli roket dinamiklerinin hesaplandığı bloklar.





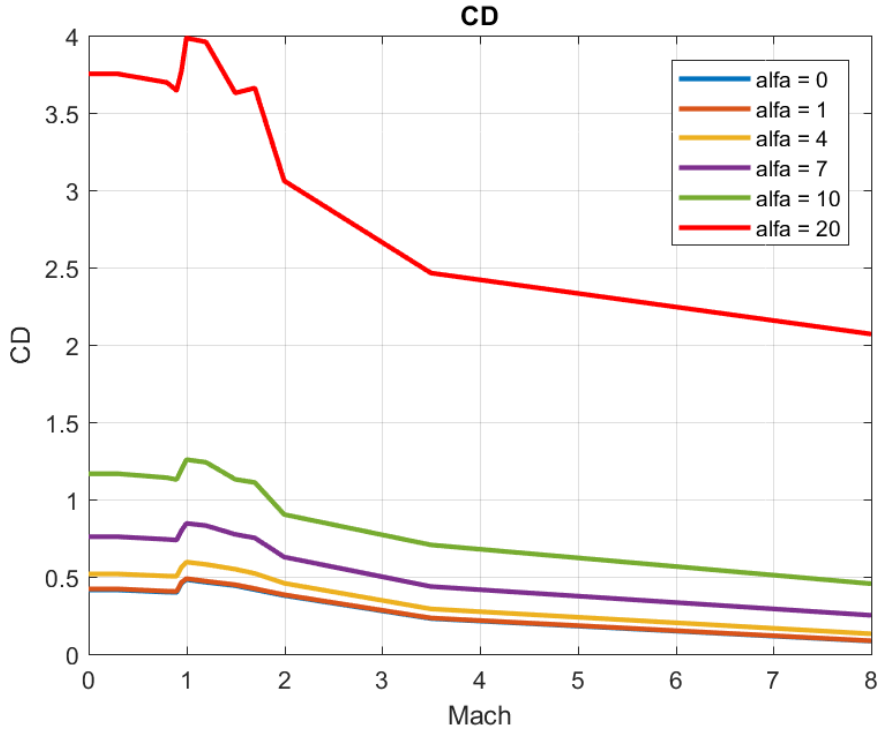
EK B



Şekil B.1 : Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri .

Çizelge B.1 : Roketin negatif hücum açısı C_D değer tablosu

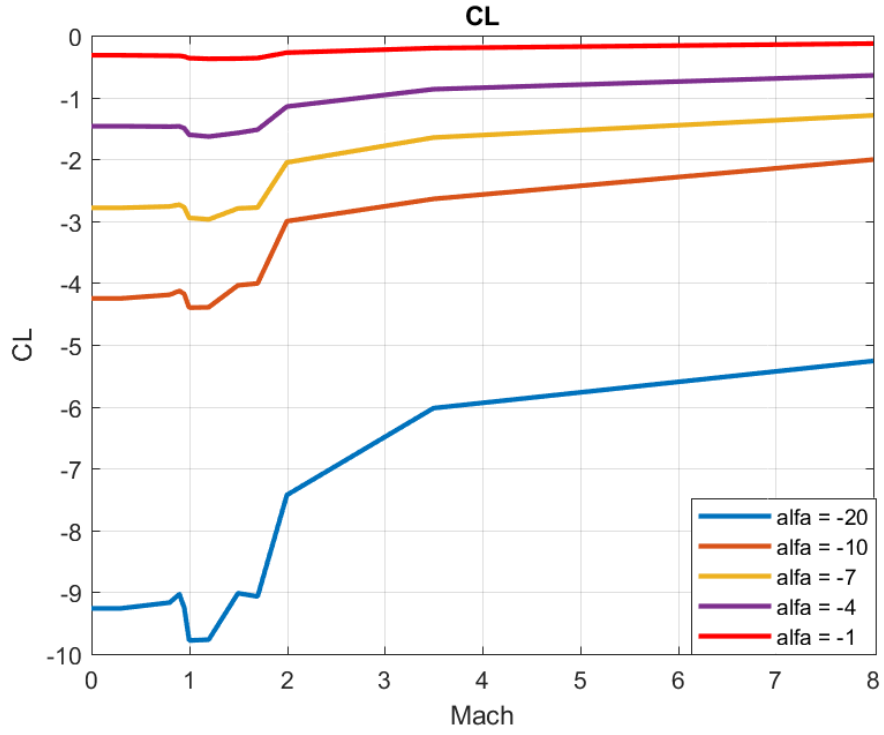
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	3,75	1,16	0,75	0,51	0,42
0.3	3,75	1,16	0,75	0,51	0,42
0.8	3,69	1,14	0,74	0,50	0,40
0.9	3,64	1,12	0,73	0,50	0,40
0.95	3,77	1,19	0,79	0,56	0,46
1	3,98	1,25	0,84	0,59	0,48
1.2	3,95	1,23	0,83	0,57	0,47
1.5	3,62	1,12	0,77	0,54	0,44
1.7	3,66	1,10	0,75	0,52	0,42
2	3,06	0,90	0,62	0,45	0,38
3.5	2,46	0,70	0,43	0,29	0,23
8	2,07	0,45	0,25	0,13	0,08



Şekil B.2 : Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.

Çizelge B.2 : Roketin pozitif hücum açısı C_D değer tablosu

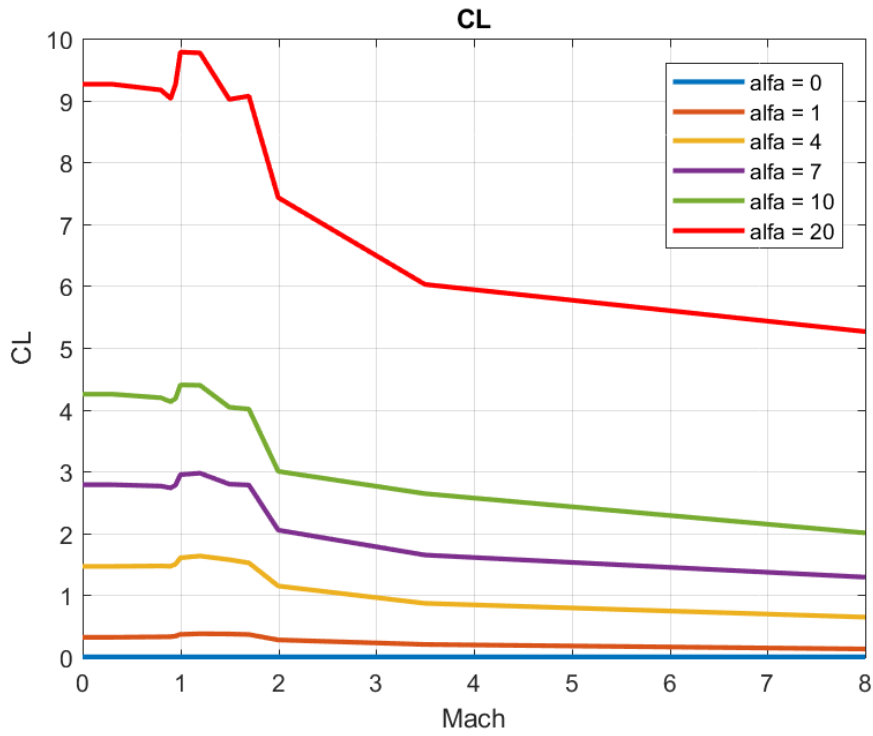
		Hücum Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	0,42	0,51	0,75	1,16	3,75	
0.3	0,42	0,51	0,75	1,16	3,75	
0.8	0,40	0,50	0,74	1,14	3,69	
0.9	0,40	0,50	0,73	1,12	3,64	
0.95	0,46	0,56	0,79	1,19	3,77	
1	0,48	0,59	0,84	1,25	3,98	
1.2	0,47	0,57	0,83	1,23	3,95	
1.5	0,44	0,54	0,77	1,12	3,62	
1.7	0,42	0,52	0,75	1,10	3,66	
2	0,38	0,45	0,62	0,90	3,06	
3.5	0,23	0,29	0,43	0,70	2,46	
8	0,08	0,13	0,25	0,45	2,06	



Şekil B.3 : Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri .

Çizelge B.3 : Roketin negatif hücum açısı C_L değer tablosu

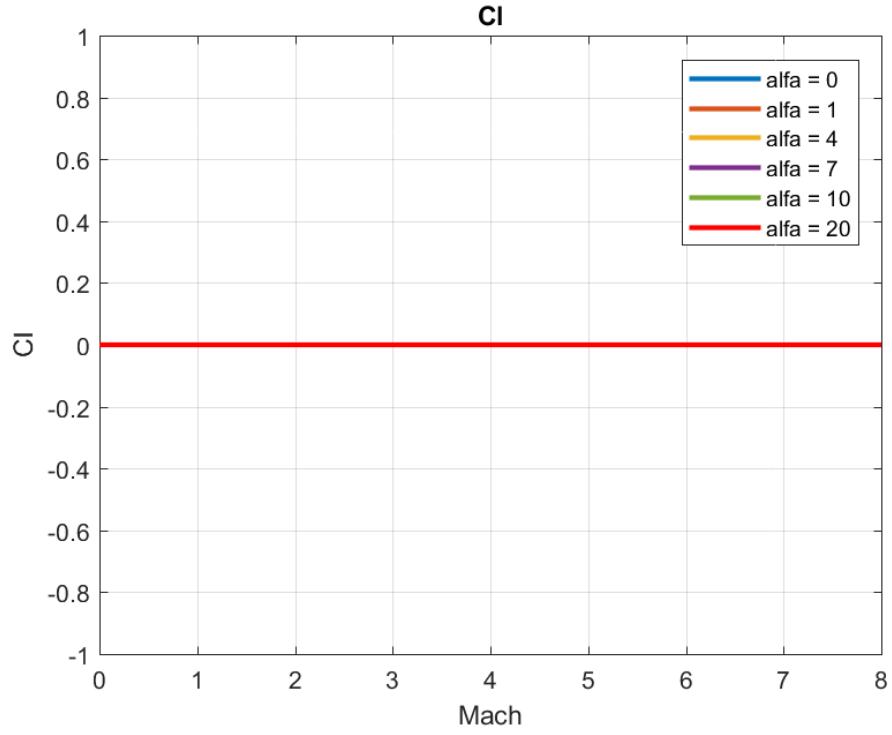
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-9,26	-4,25	-2,78	-1,46	-0,31
0,3	-9,26	-4,25	-2,78	-1,46	-0,31
0,8	-9,16	-4,19	-2,7	-1,47	-0,32
0,9	-9,03	-4,12	-2,73	-1,14	-0,32
0,95	-9,25	-4,18	-2,77	-1,49	-0,33
1	-9,78	-4,39	-2,94	-1,60	-0,36
1,2	-9,76	-4,39	-2,97	-1,63	-0,37
1,5	-9,01	-4,03	-2,79	-1,57	-0,37
1,7	-9,07	-4,00	-2,78	-1,52	-0,36
2	-7,42	-3,00	-2,05	-1,14	-0,27
3,5	-6,02	-2,64	-1,64	-0,86	-0,20
8	-5,26	-2,00	-1,29	-0,64	-0,12



Şekil B.4 : Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri.

Çizelge B.4 : Roketin pozitif hücum açısı C_L değer tablosu

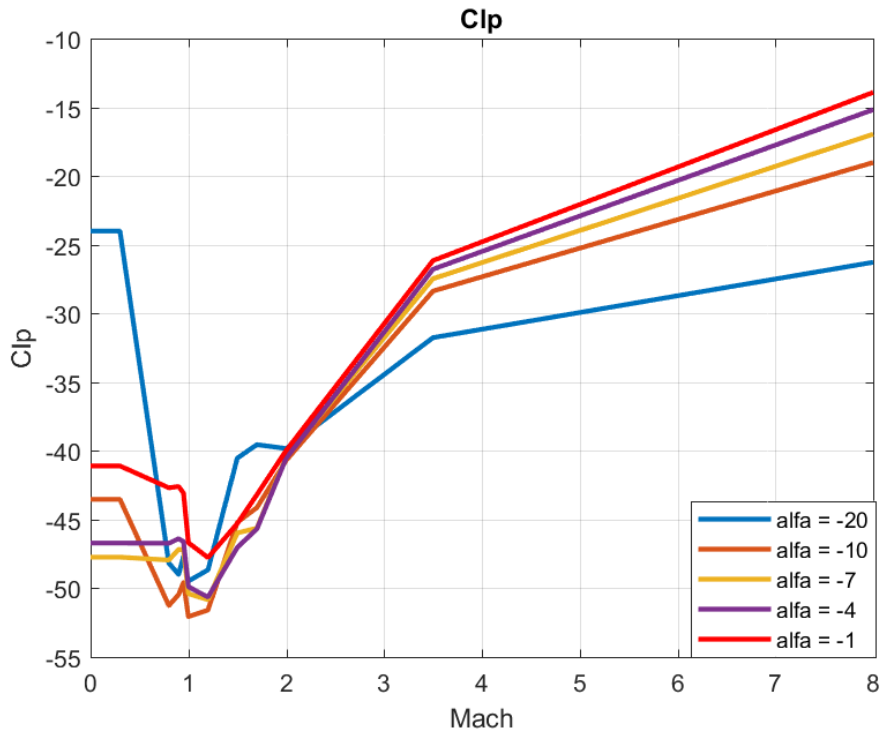
		Hücum Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	0,31	1,46	2,78	4,25	9,26	
0,3	0,31	1,46	2,78	4,25	9,26	
0,8	0,32	1,47	2,76	4,19	9,16	
0,9	0,32	1,46	2,73	4,12	9,03	
0,95	0,33	1,49	2,77	4,18	9,25	
1	0,36	1,60	2,94	4,39	9,78	
1,2	0,37	1,63	2,97	4,39	9,76	
1,5	0,37	1,57	2,79	4,03	9,01	
1,7	0,36	1,52	2,78	4,00	9,07	
2	0,27	1,14	2,05	3,00	7,42	
3,5	0,20	0,86	1,64	2,64	6,02	
8	0,12	0,64	1,29	2,00	5,26	



Şekil B.5 : Roketin hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.

Çizelge B.5 : Roketin C_l değer tablosu

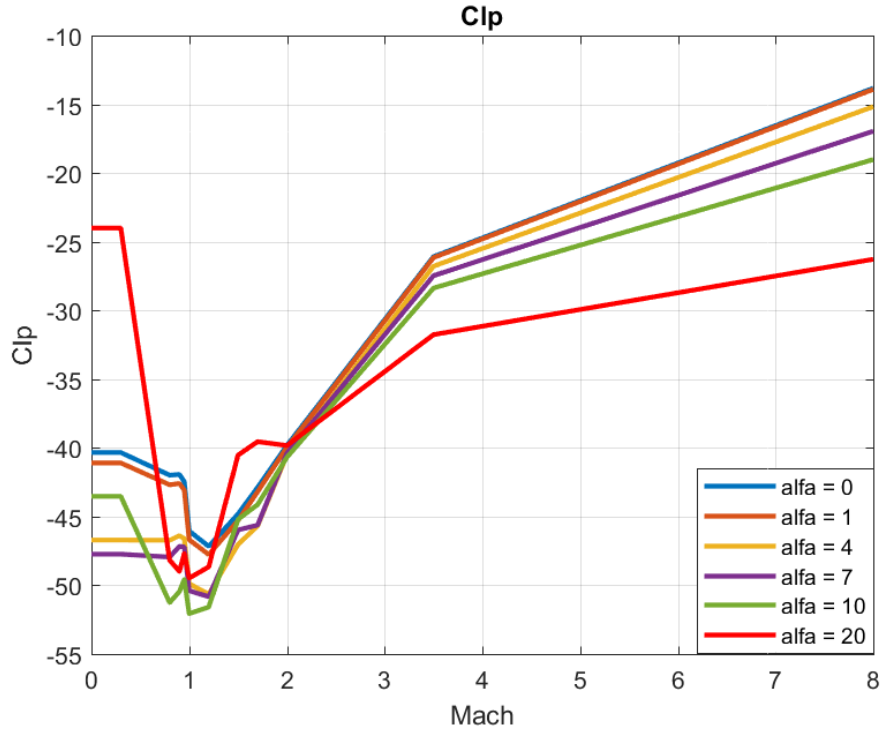
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	0	0	0	0	0
0,3	0	0	0	0	0
0,8	0	0	0	0	0
0,9	0	0	0	0	0
0,95	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0
1,2	0	0	0	0	0
1,5	0	0	0	0	0
1,7	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0
3,5	0	0	0	0	0
8	0	0	0	0	0



Şekil B.6 : Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.

Çizelge B.6 : Roketin negatif hücum açısı C_{lp} değer tablosu

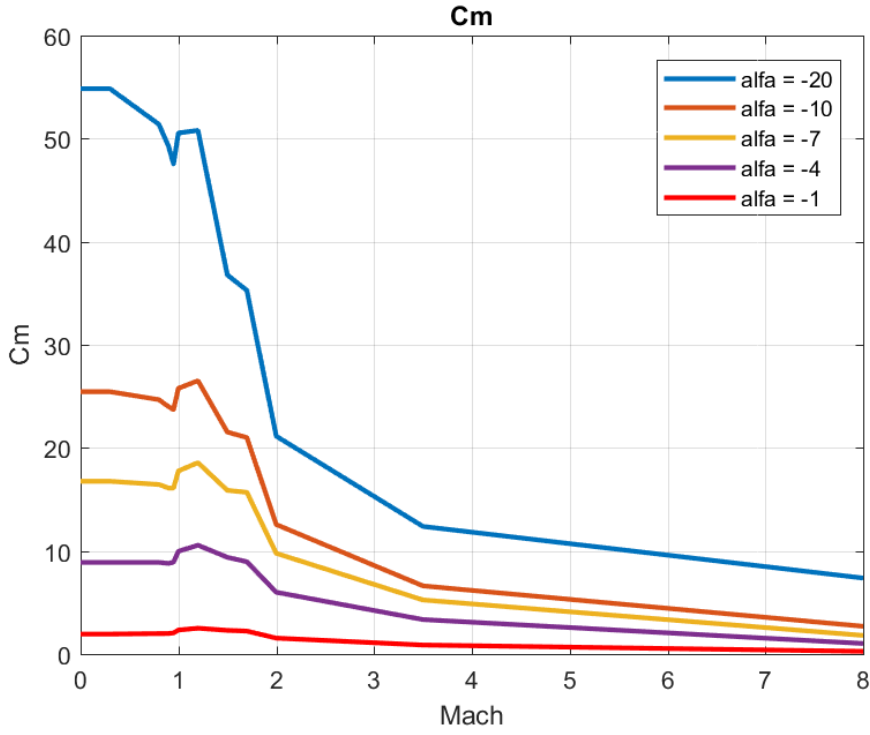
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-24,00	-43,52	-47,73	-46,71	-41,09
0,3	-24,00	-43,52	-47,73	-46,71	-41,09
0,8	-48,17	-51,26	-47,94	-46,72	-42,69
0,9	-48,99	-50,45	-47,16	-46,39	-42,59
0,95	-47,69	-49,57	-47,21	-46,60	-43,08
1	-49,48	-52,07	-50,40	-49,89	-46,68
1,2	-48,66	-51,58	-50,83	-50,64	-47,77
1,5	-40,52	-45,20	-45,97	-47,02	-45,28
1,7	-39,55	-44,13	-45,62	-45,68	-43,19
2	-39,83	-40,68	-40,39	-40,52	-39,96
3,5	-31,76	-28,37	-27,47	-26,78	-26,15
8	-26,27	-19,01	-16,95	-15,16	-13,91



Şekil B.7 : Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{1p} değeri.

Çizelge B.7 : Roketin pozitif hücum açısı C_{1p} değer tablosu

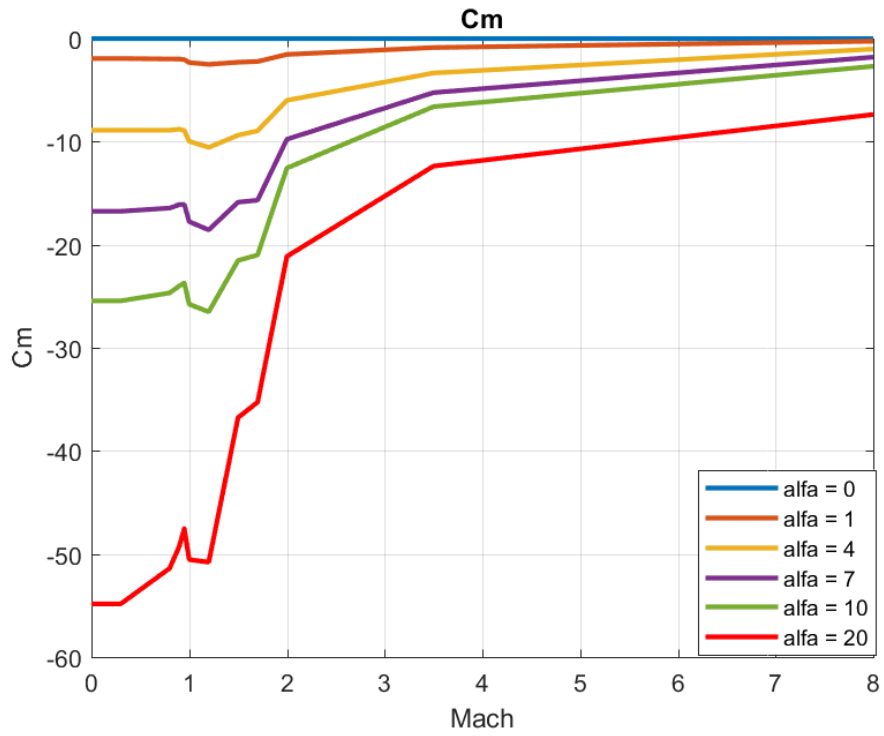
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-41,09	-46,71	-47,73	-43,52	-24,00
0,3	-41,09	-46,71	-47,73	-43,52	-24,00
0,8	-42,69	-46,72	-47,94	-51,26	-48,17
0,9	-42,59	-46,39	-47,16	-50,45	-48,99
0,95	-43,08	-46,60	-47,21	-49,57	-47,69
1	-46,68	-49,89	-50,40	-52,07	-49,48
1,2	-47,77	-50,64	-50,83	-51,58	-48,66
1,5	-45,28	-47,02	-45,97	-45,20	-40,52
1,7	-43,19	-45,68	-45,62	-44,13	-39,55
2	-39,96	-40,52	-40,39	-40,68	-39,83
3,5	-26,15	-26,78	-27,47	-28,37	-31,76
8	-13,91	-15,16	-16,95	-19,01	-26,27



Şekil B.8 : Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.

Çizelge B.8 : Roketin negatif hücum açısı C_m değer tablosu

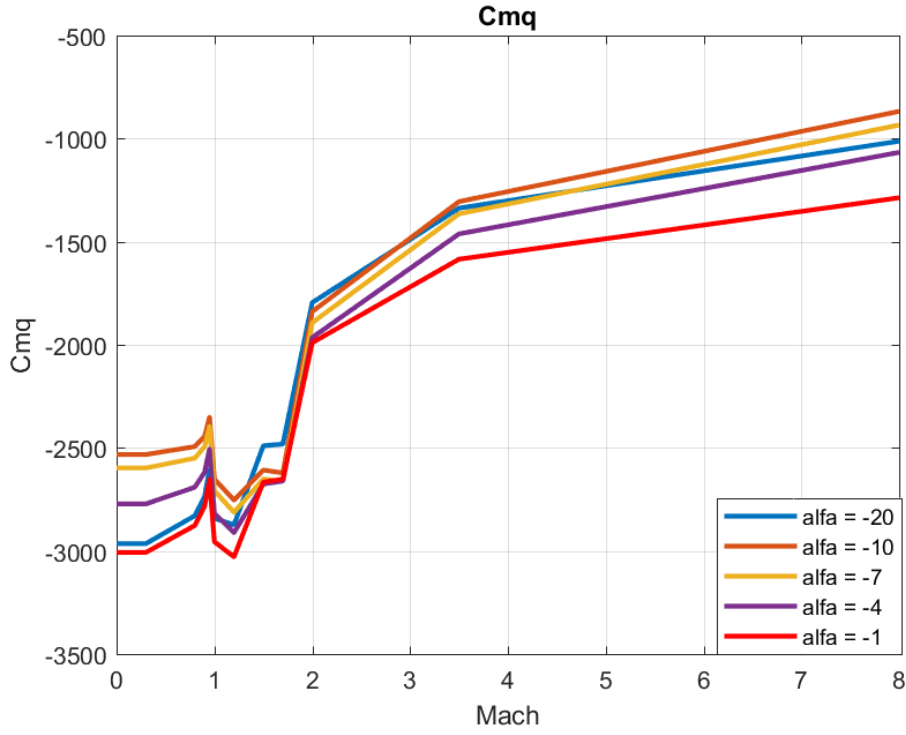
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	54,85	25,44	16,75	8,88	1,92
0,3	54,85	25,44	16,75	8,88	1,92
0,8	51,40	24,67	16,44	8,88	1,97
0,9	49,24	23,98	16,10	8,78	1,97
0,95	47,54	23,70	16,09	8,90	2,04
1	50,55	25,77	17,76	9,96	2,31
1,2	50,80	26,51	18,56	10,55	2,49
1,5	36,77	21,52	15,87	9,37	2,28
1,7	35,27	20,99	15,68	8,94	2,21
2	21,13	12,55	9,76	5,98	1,53
3,5	12,37	6,60	5,23	3,33	0,86
8	7,36	2,68	1,79	1,01	0,25



Şekil B.9 : Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.

Çizelge B.9 : Roketin pozitif hücum açısı C_m değer tablosu

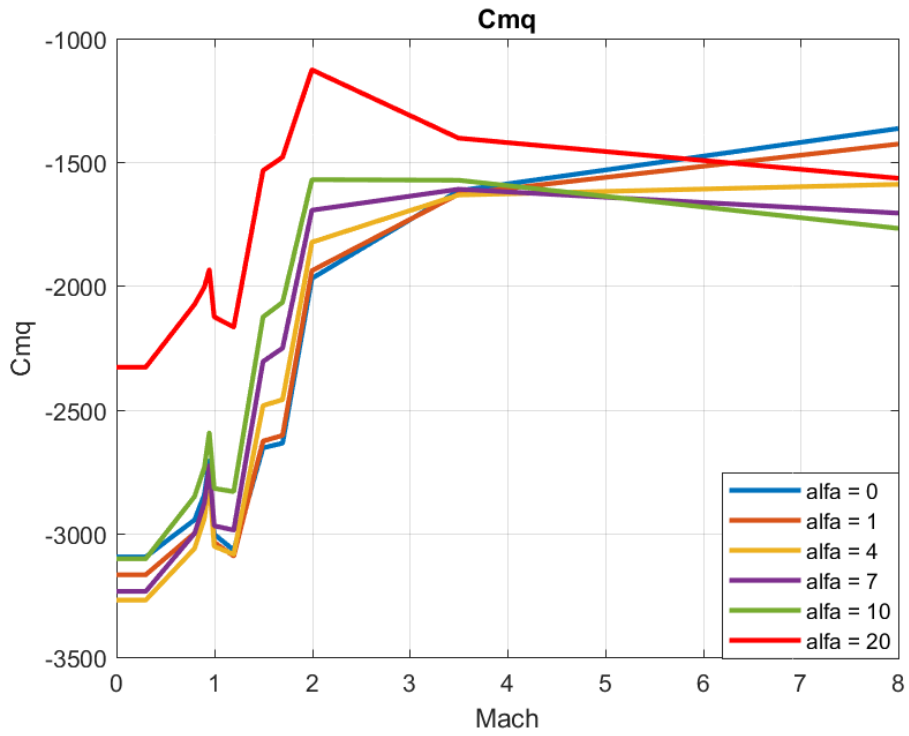
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-1,92	-8,88	-16,75	-25,44	-54,85
0,3	-1,92	-8,88	-16,75	-25,44	-54,85
0,8	-1,97	-8,88	-16,44	-24,67	-51,40
0,9	-1,97	-8,78	-16,10	-23,98	-49,24
0,95	-2,04	-8,90	-16,09	-23,70	-47,54
1	-2,31	-9,96	-17,76	-25,77	-50,55
1,2	-2,49	-10,55	-18,56	-26,51	-50,80
1,5	-2,28	-9,37	-15,87	-21,52	-36,77
1,7	-2,21	-8,94	-15,68	-20,99	-35,27
2	-1,53	-5,98	-9,76	-12,55	-21,13
3,5	-0,86	-3,33	-5,23	-6,60	-12,37
8	-0,25	-1,01	-1,79	-2,68	-7,36



Şekil B.10 : Roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.

Çizelge B.10 : Roketin negatif hücum açısı C_{mq} değer tablosu

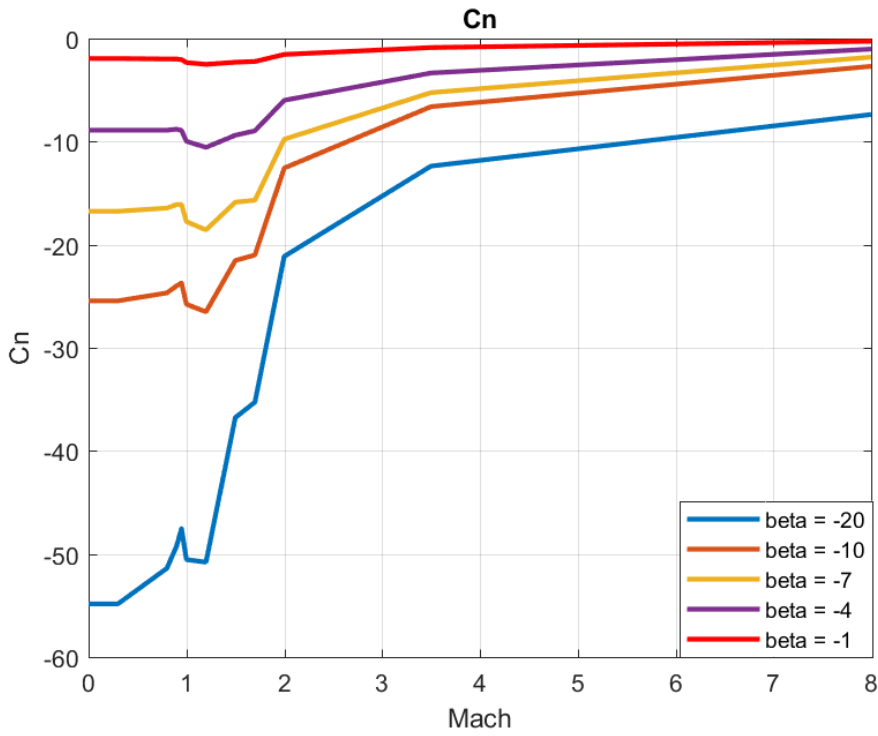
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-2964	-2532	-2597	-2772	-3007
0,3	-2964	-2532	-2597	-2772	-3007
0,8	-2829	-2493	-2550	-2690	-2876
0,9	-2735	-2443	-2493	-2618	-2782
0,95	-2605	-2351	-2395	-2506	-2653
1	-2842	-2651	-2707	-2818	-2955
1,2	-2873	-2753	-2812	-2911	-3029
1,5	-2490	-2607	-2651	-2675	-2666
1,7	-2481	-2622	-2661	-2661	-2652
2	-1795	-1838	-1892	-1964	-1989
3,5	-1336	-1305	-1364	-1461	-1584
8	-1012	-867	-933	-1066	-1286



Şekil B.11 : Roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.

Çizelge B.11 : Roketin pozitif hücum açısı C_{mq} değer tablosu

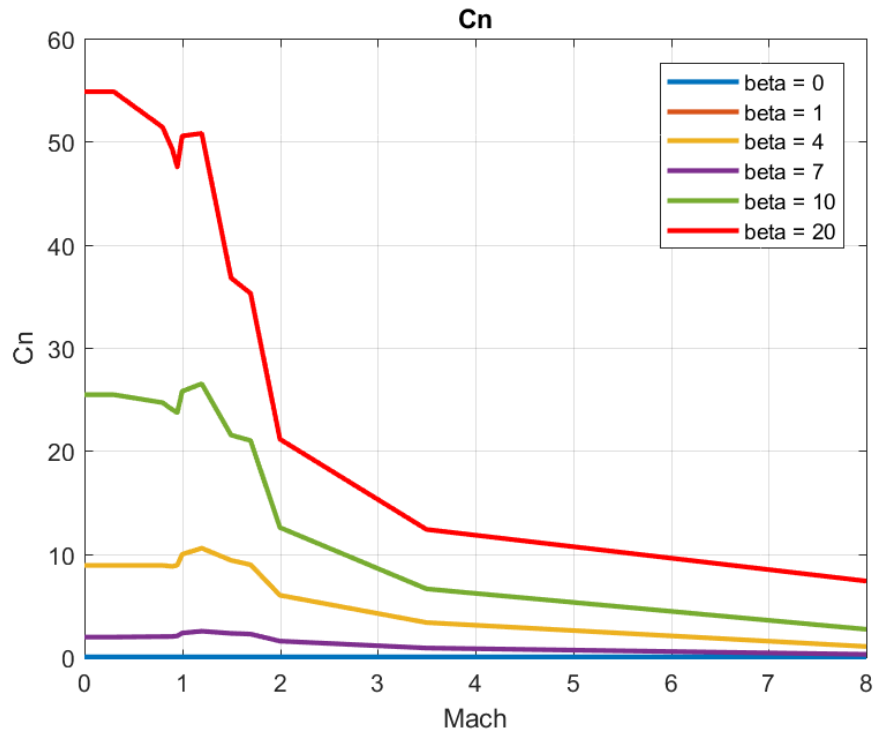
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-3167	-3270	-3234	-3102	-2328
0,3	-3167	-3270	-3234	-3102	-2328
0,8	-2999	-3061	-3000	-2851	-2073
0,9	-2890	-2939	-2877	-2733	-2004
0,95	-2747	-2786	-2726	-2593	-1934
1	-3036	-3053	-2969	-2818	-2124
1,2	-3091	-3084	-2987	-2831	-2166
1,5	-2627	-2483	-2305	-2125	-1533
1,7	-2604	-2459	-2251	-2066	-1479
2	-1938	-1823	-1693	-1570	-1126
3,5	-1628	-1632	-1608	-1572	-1402
8	-1426	-1589	-1705	-1767	-1564



Şekil B.12 : Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.

Çizelge B.12 : Roketin negatif kayma açısı C_n değer tablosu

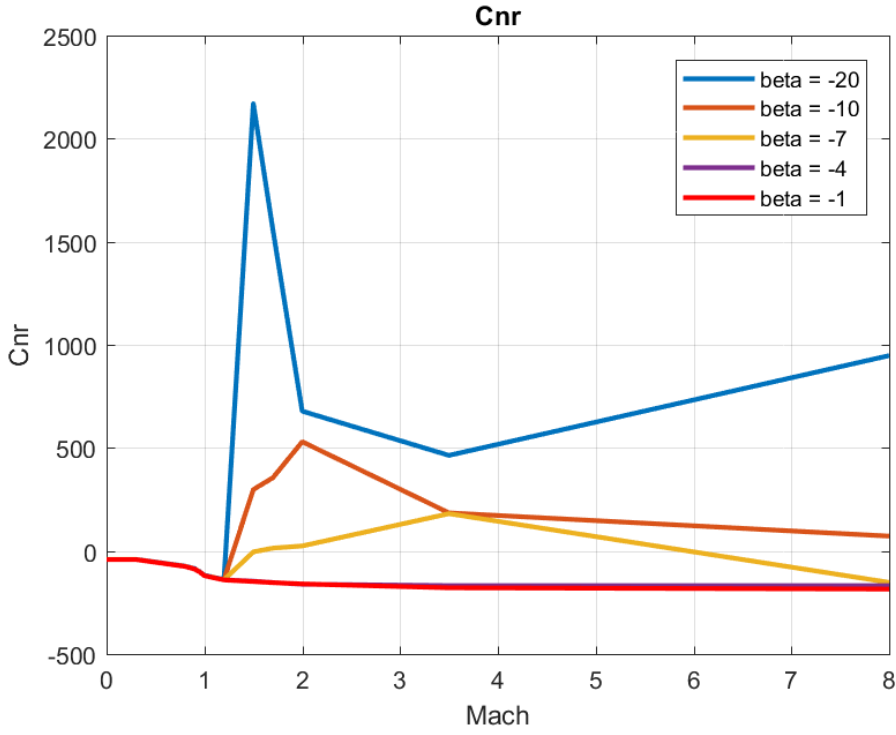
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-54,85	-25,44	-16,75	-8,88	-1,92
0,3	-54,85	-25,44	-16,75	-8,88	-1,92
0,8	-51,40	-24,67	-16,44	-8,88	-1,97
0,9	-49,24	-23,98	-16,10	-8,78	-1,97
0,95	-47,54	-23,70	-16,09	-8,90	-2,04
1	-50,55	-25,77	-17,76	-9,96	-2,31
1,2	-50,80	-26,51	-18,56	-10,55	-2,49
1,5	-36,77	-21,52	-15,87	-9,37	-2,28
1,7	-35,27	-20,99	-15,68	-8,94	-2,21
2	-21,13	-12,55	-9,76	-5,98	-1,53
3,5	-12,37	-6,60	-5,23	-3,33	-0,86
8	-7,36	-2,68	-1,79	-1,01	-0,25



Şekil B.13 : Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.

Çizelge B.13 : Roketin pozitif kayma açısı C_n değer tablosu

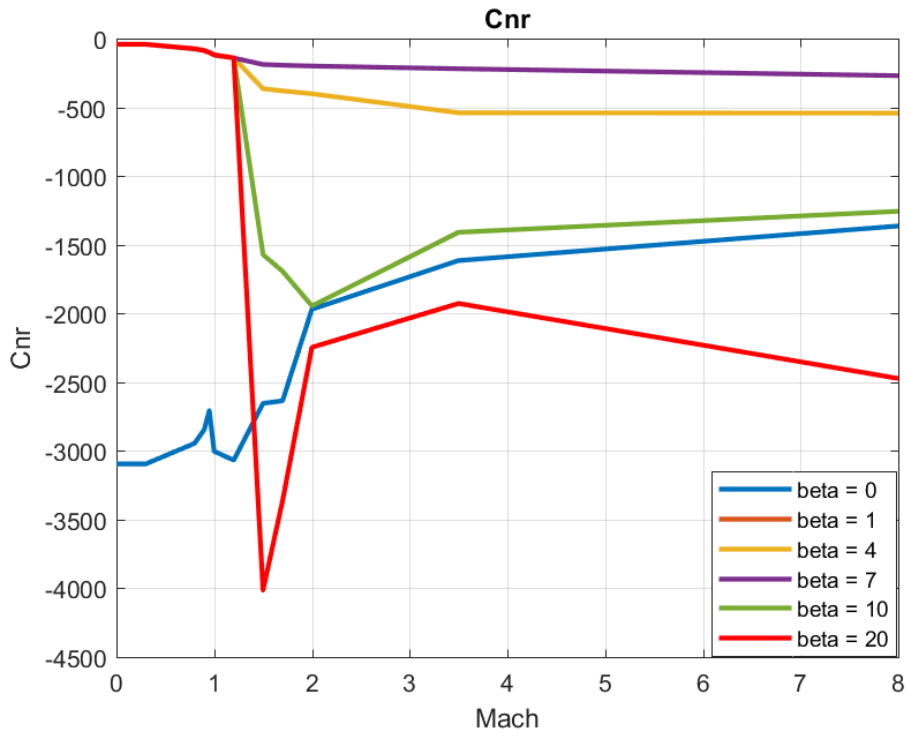
		Kayma Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	1,92	8,88	1,92	25,44	54,85	
0,3	1,92	8,88	1,92	25,44	54,85	
0,8	1,97	8,88	1,97	24,67	51,40	
0,9	1,97	8,78	1,97	23,98	49,24	
0,95	2,04	8,90	2,04	23,70	47,54	
1	2,31	9,96	2,31	25,77	50,55	
1,2	2,49	10,55	2,49	26,51	50,80	
1,5	2,28	9,37	2,28	21,52	36,77	
1,7	2,21	8,94	2,21	20,99	35,27	
2	1,53	5,98	1,53	12,55	21,13	
3,5	0,86	3,33	0,86	6,60	12,37	
8	0,25	1,01	0,25	2,68	7,36	



Şekil B.14 : Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.

Çizelge B.14 : Roketin negatif kayma açısı C_{nr} değer tablosu

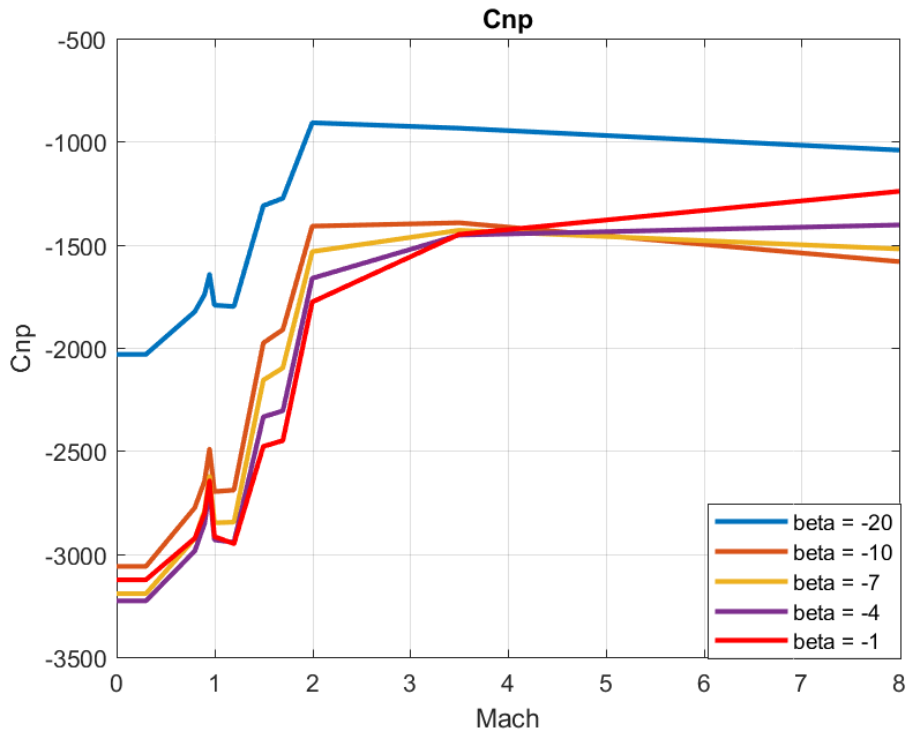
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-40	-41	-41	-41	-41
0,3	-40	-41	-41	-41	-41
0,8	-73	-74	-74	-74	-75
0,9	-85	-86	-87	-87	-88
0,95	-100	-100	-101	-101	-102
1	-118	-119	-119	-119	-120
1,2	-139	-139	-140	-140	-141
1,5	2170	297	-4	-146	-148
1,7	1558	354	13	-153	-154
2	677	529	23	-161	-160
3,5	463	184	180	-168	-179
8	947	71	-153	-168	-185



Şekil B.15 : Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.

Çizelge B.15 : Roketin pozitif kayma açısı C_{nr} değer tablosu

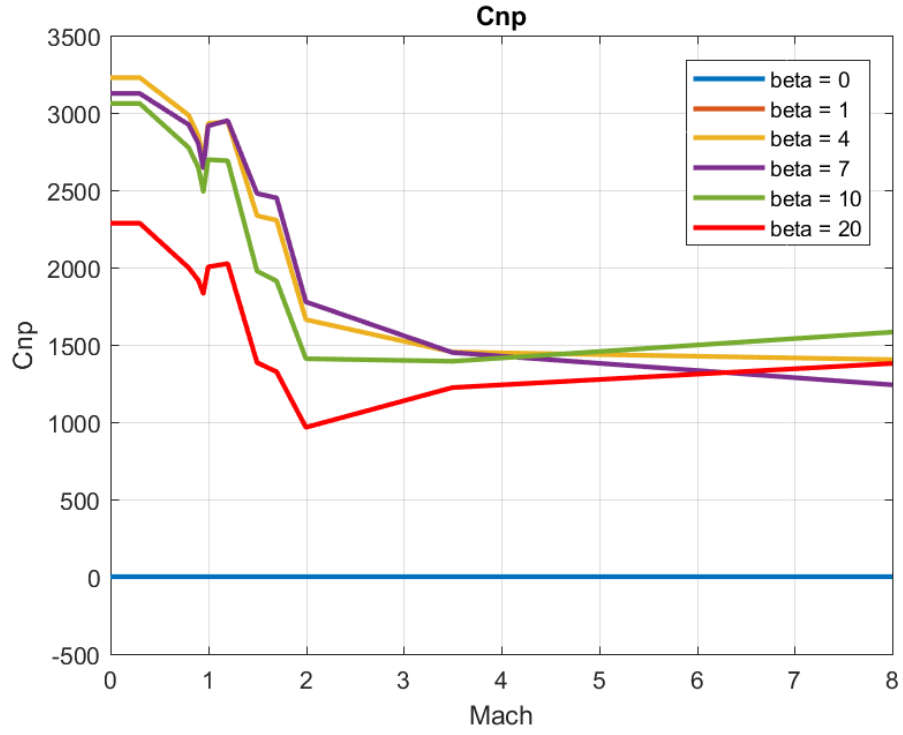
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-41	-41	-41	-41	-40
0,3	-41	-41	-41	-41	-40
0,8	-75	-74	-75	-74	-73
0,9	-88	-87	-88	-86	-85
0,95	-102	-101	-102	-100	-100
1	-120	-119	-120	-119	-118
1,2	-141	-140	-141	-139	-139
1,5	-187	-364	-187	-1572	-4014
1,7	-193	-380	-193	-1693	-3362
2	-199	-401	-199	-1944	-2246
3,5	-219	-539	-219	-1409	-1927
8	-269	-542	-269	-1256	-2473



Şekil B.16 : Roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.

Çizelge B.16 : Roketin negatif kayma açısı C_{np} değer tablosu

Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-2032	-3060	-3192	-3228	-3125
0,3	-2032	-3060	-3192	-3228	-3125
0,8	-1824	-2775	-2924	-2985	-2923
0,9	-1740	-2645	-2789	-2851	-2801
0,95	-1644	-2491	-2623	-2683	-2644
1	-1793	-2697	-2849	-2932	-2916
1,2	-1799	-2690	-2845	-2943	-2950
1,5	-1310	-1976	-2156	-2335	-2478
1,7	-1274	-1912	-2097	-2305	-2450
2	-908	-1409	-1533	-1662	-1777
3,5	-934	-1393	-1429	-1453	-1449
8	-1040	-1581	-1520	-1403	-1240



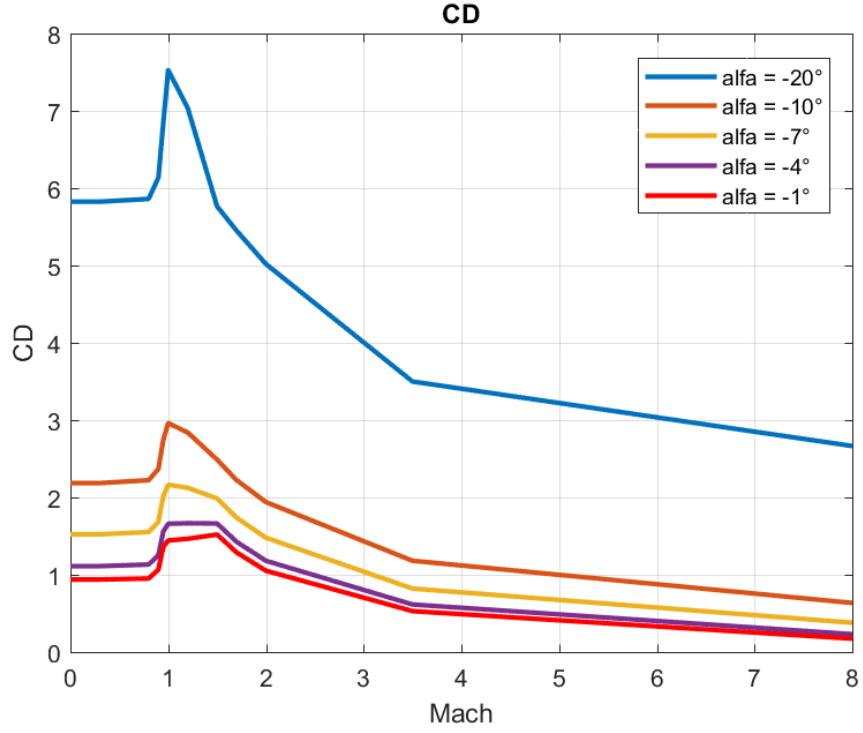
Şekil B.17 : Roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.

Çizelge B.17 : Roketin pozitif kayma açısı C_{np} değer tablosu

		Kayma Açısı				
Mach Sayısı		1	4	7	10	20
0		3125	3228	3125	3060	2286
0,3		3125	3228	3125	3060	2286
0,8		2923	2985	2923	2775	1998
0,9		2801	2851	2801	2645	1916
0,95		2644	2683	2644	2491	1832
1		2916	2932	2916	2697	2004
1,2		2950	2943	2950	2690	2025
1,5		2478	2335	2478	1976	1384
1,7		2450	2305	2450	1912	1325
2		1777	1662	1777	1409	965
3,5		1449	1453	1449	1393	1223
8		1240	1403	1240	1581	1379



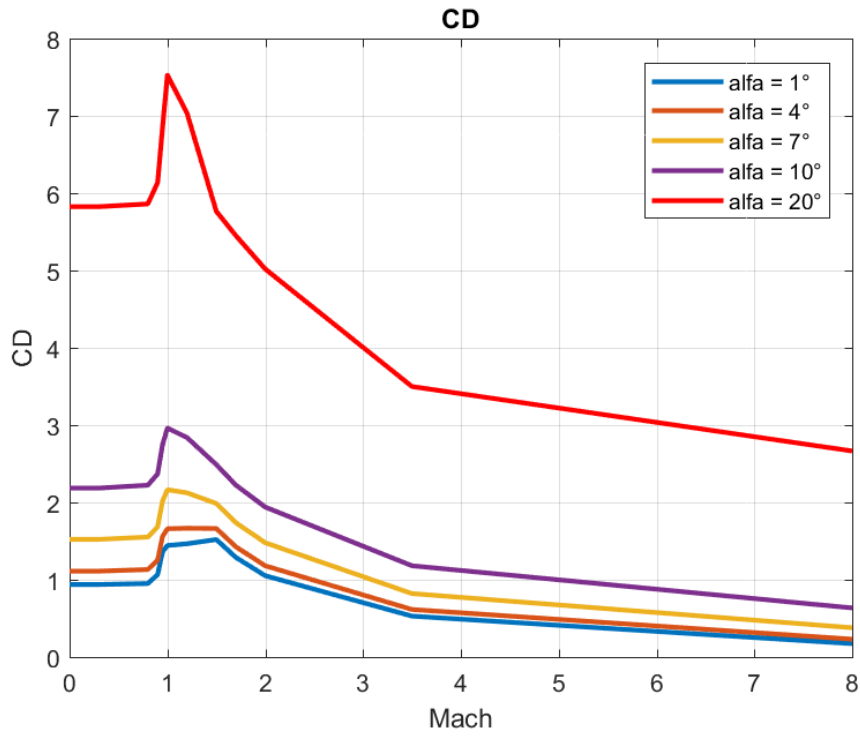
EK C



Şekil C.1 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.

Çizelge C.1 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_D değer tablosu

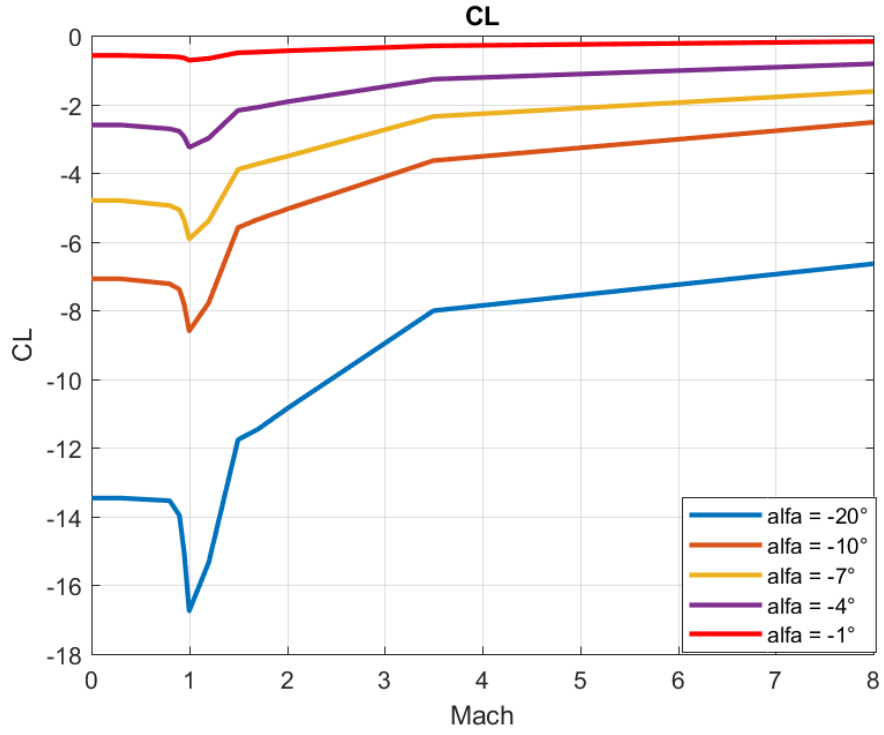
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	5,82	2,18	1,52	1,11	0,93
0,3	5,82	2,18	1,52	1,11	0,93
0,8	5,86	2,22	1,55	1,13	0,94
0,9	6,13	2,36	1,68	1,25	1,06
0,95	6,84	2,74	2,01	1,55	1,35
1	7,52	2,96	2,16	1,65	1,44
1,2	7,03	2,83	2,12	1,66	1,46
1,5	5,76	2,48	1,98	1,66	1,51
1,7	5,45	2,22	1,73	1,42	1,28
2	5,01	1,93	1,47	1,17	1,05
3,5	3,49	1,17	0,81	0,61	0,52
8	2,66	0,63	0,37	0,22	0,17



Şekil C.2 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_D değeri.

Çizelge C.2 : Kanardlı roketin pozitif hücum C_D değer tablosu

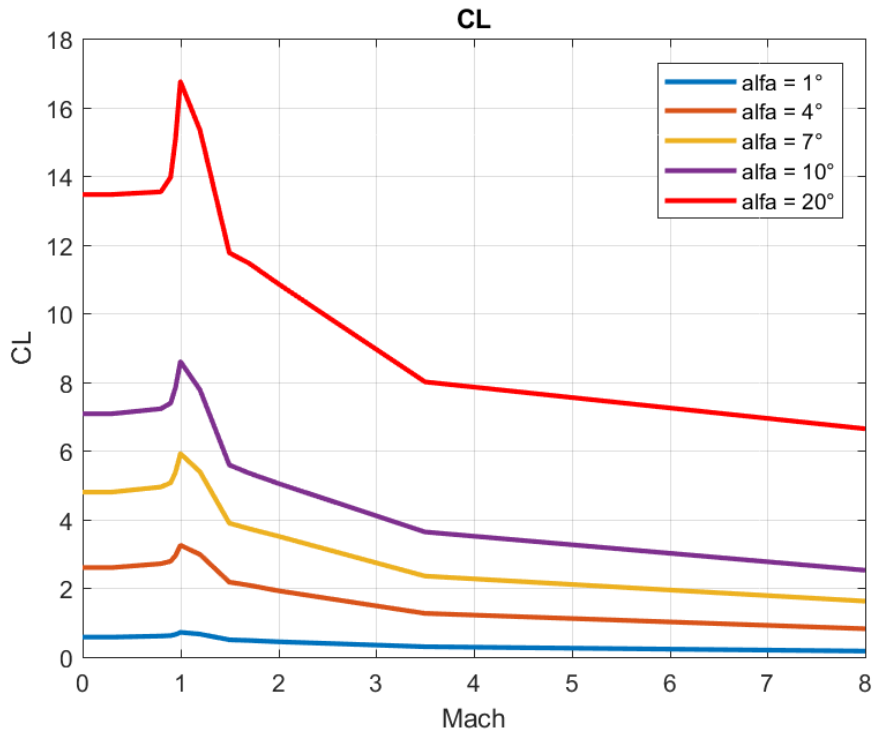
		Hücum Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	0,94	1,11	1,52	2,18	5,83	
0,3	0,94	1,11	1,52	2,18	5,83	
0,8	0,95	1,13	1,55	2,22	5,86	
0,9	1,07	1,25	1,68	2,37	6,14	
0,95	1,36	1,56	2,02	2,74	6,84	
1	1,44	1,66	2,16	2,96	7,53	
1,2	1,46	1,67	2,12	2,84	7,04	
1,5	1,52	1,66	1,99	2,49	5,77	
1,7	1,29	1,43	1,74	2,22	5,45	
2	1,05	1,18	1,48	1,94	5,02	
3,5	0,53	0,61	0,82	1,18	3,5	
8	0,17	0,23	0,38	0,63	2,66	



Şekil C.3 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri.

Çizelge C.3 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_L değer tablosu

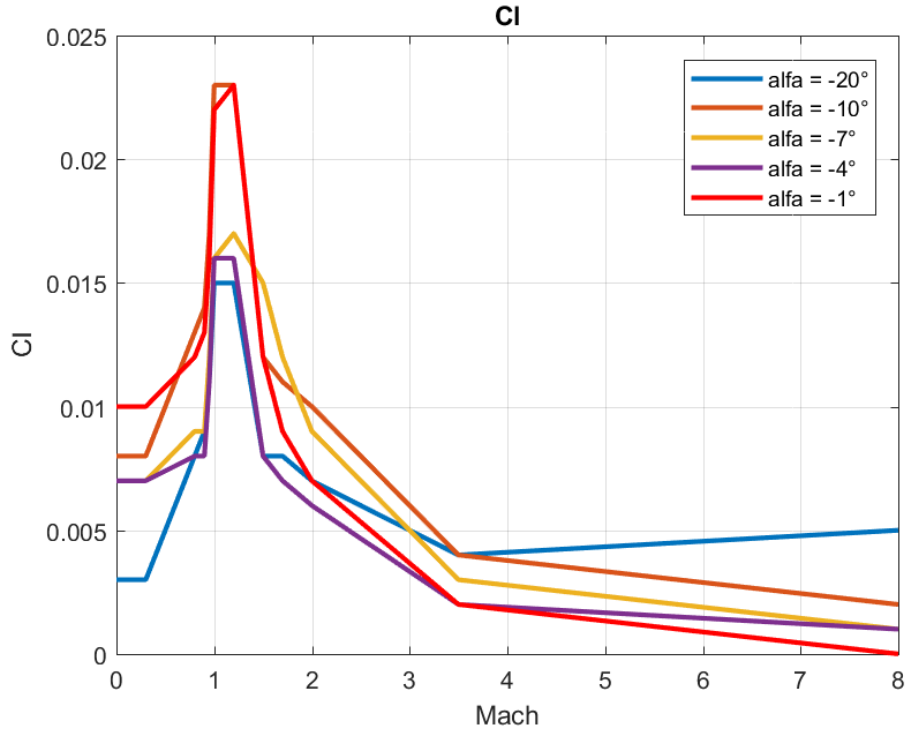
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-13,46	-7,08	-4,8	-2,6	-0,58
0,3	-13,46	-7,08	-4,8	-2,6	-0,58
0,8	-13,54	-7,22	-4,95	-2,71	-0,61
0,9	-13,97	-7,39	-5,07	-2,78	-0,62
0,95	-15,08	-7,84	-5,38	-2,95	-0,65
1	-16,75	-8,6	-5,92	-3,25	-0,72
1,2	-15,33	-7,78	-5,39	-2,98	-0,66
1,5	-11,76	-5,59	-3,89	-2,18	-0,5
1,7	-11,46	-5,35	-3,73	-2,09	-0,48
2	-10,86	-5,05	-3,52	-1,93	-0,44
3,5	-8,01	-3,64	-2,35	-1,27	-0,3
8	-6,64	-2,52	-1,62	-0,82	-0,17



Şekil C.4 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_L değeri .

Çizelge C.4 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_L değer tablosu

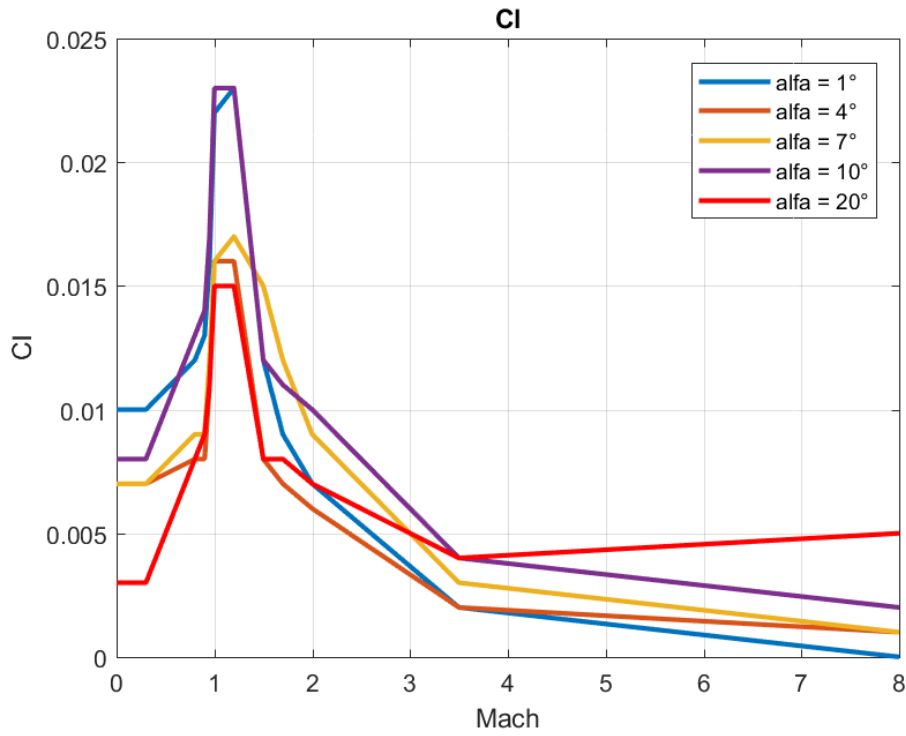
		Hücum Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	0,94	1,11	1,52	2,18	5,83	
0,3	0,94	1,11	1,52	2,18	5,83	
0,8	0,95	1,13	1,55	2,22	5,86	
0,9	1,07	1,25	1,68	2,37	6,14	
0,95	1,36	1,56	2,02	2,74	6,84	
1	1,44	1,66	2,16	2,96	7,53	
1,2	1,46	1,67	2,12	2,84	7,04	
1,5	1,52	1,66	1,99	2,49	5,77	
1,7	1,29	1,43	1,74	2,22	5,45	
2	1,05	1,18	1,48	1,94	5,02	
3,5	0,53	0,61	0,82	1,18	3,5	
8	0,17	0,23	0,38	0,63	2,66	



Şekil C.5 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.

Çizelge C.5 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_l değer tablosu

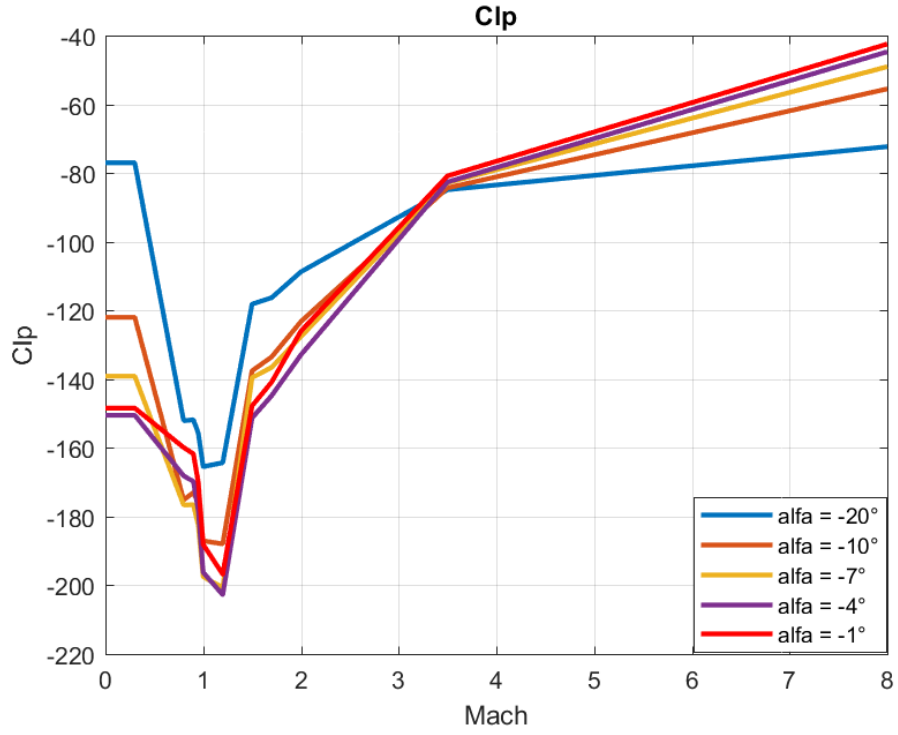
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	0	0,01	0,01	0,01	0,01
0,3	0	0,01	0,01	0,01	0,01
0,8	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
0,9	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
0,95	0,01	0,02	0,01	0,01	0,02
1	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
1,2	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
1,5	0,01	0,01	0,02	0,01	0,01
1,7	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
2	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
3,5	0	0	0	0	0
8	0,01	0	0	0	0



Şekil C.6 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_l değeri.

Çizelge C.6 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_l değer tablosu

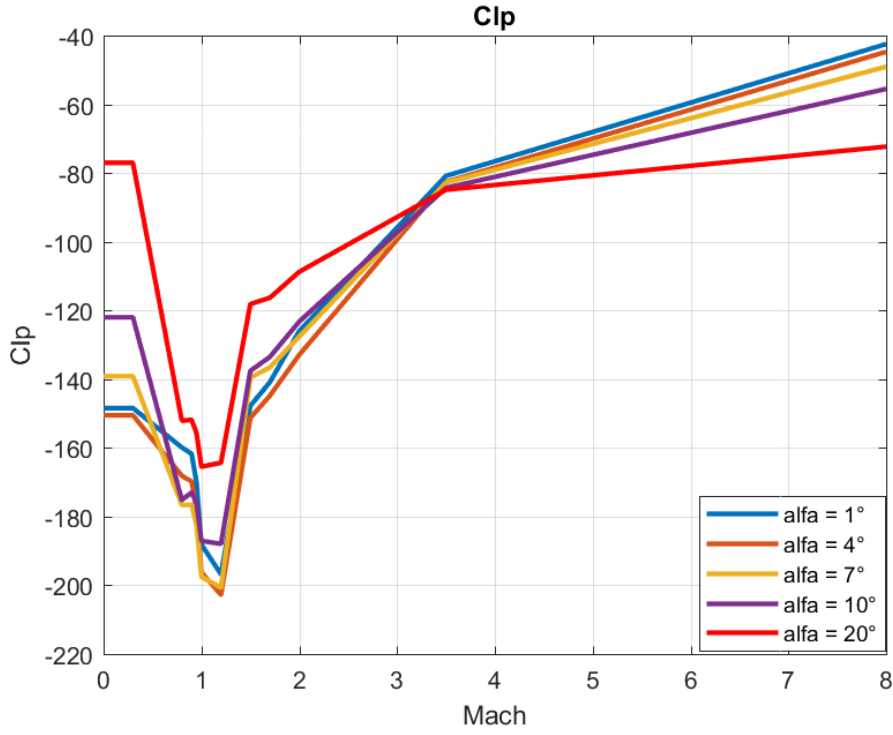
Hücum Açısı					
Mach Sayısı	1	4	7	10	20
0	0,01	0,01	0,01	0,01	0
0,3	0,01	0,01	0,01	0,01	0
0,8	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
0,9	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
0,95	0,02	0,01	0,01	0,02	0,01
1	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
1,2	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
1,5	0,01	0,01	0,02	0,01	0,01
1,7	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
2	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
3,5	0	0	0	0	0
8	0	0	0	0	0,01



Şekil C.7 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.

Çizelge C.7 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_{lp} değer tablosu

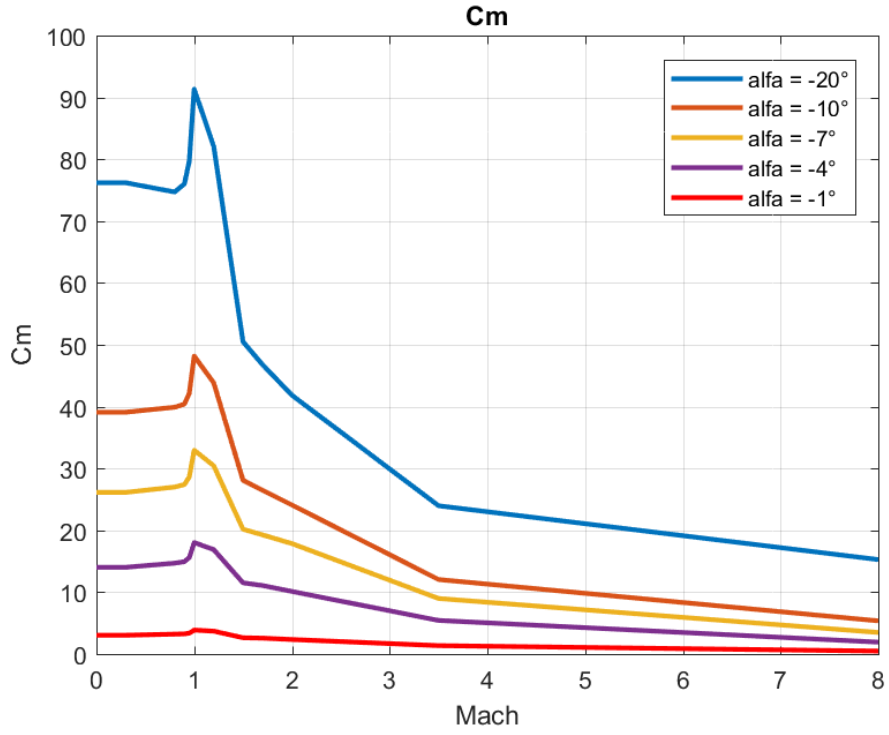
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-77,01	-122	-139,15	-150,51	-148,44
0,3	-77,01	-122	-139,15	-150,51	-148,44
0,8	-152,11	-175,18	-176,65	-168,15	-159,91
0,9	-151,83	-173	-176,55	-169,81	-161,77
0,95	-155,73	-176,04	-182,4	-178,22	-170,08
1	-165,47	-187,07	-197,52	-196,26	-188,14
1,2	-164,34	-187,98	-200,69	-202,76	-196,8
1,5	-118,13	-137,6	-139,57	-151,31	-147,79
1,7	-116,32	-133,54	-136,58	-144,83	-140,88
2	-108,75	-123,24	-127,62	-132,92	-126,02
3,5	-84,87	-84,32	-82,81	-82,61	-80,84
8	-72,32	-55,51	-49,05	-44,7	-42,45



Şekil C.8 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{lp} değeri.

Çizelge C.8 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_{lp} değer tablosu

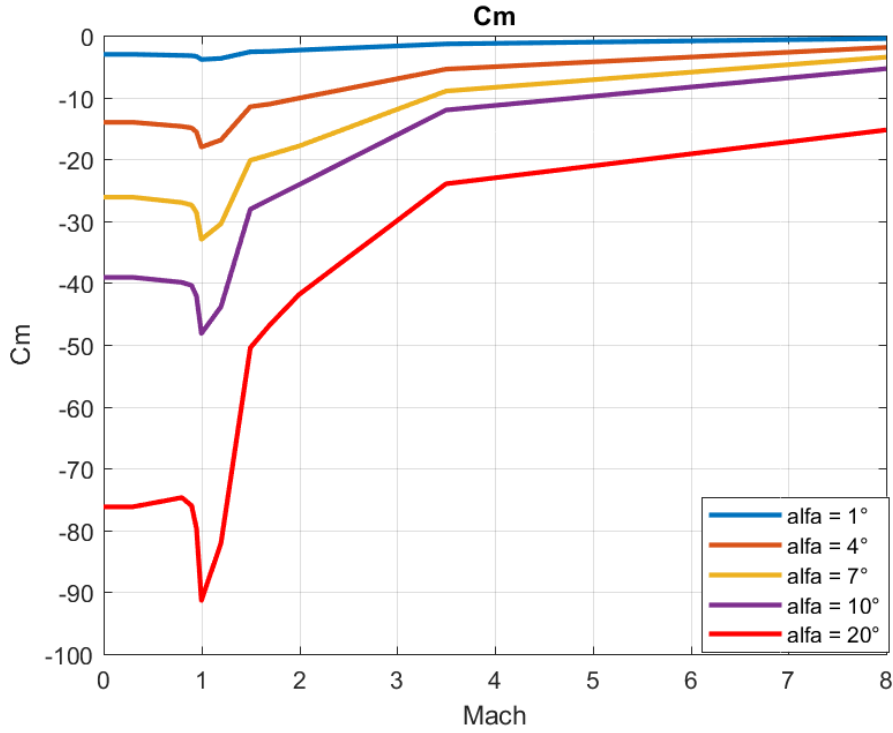
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-148,44	-150,51	-139,15	-122	-77,01
0,3	-148,44	-150,51	-139,15	-122	-77,01
0,8	-159,91	-168,15	-176,65	-175,18	-152,11
0,9	-161,77	-169,81	-176,55	-173	-151,83
0,95	-170,08	-178,22	-182,4	-176,04	-155,73
1	-188,14	-196,26	-197,52	-187,07	-165,47
1,2	-196,8	-202,76	-200,69	-187,98	-164,34
1,5	-147,79	-151,31	-139,57	-137,6	-118,13
1,7	-140,88	-144,83	-136,58	-133,54	-116,32
2	-126,02	-132,92	-127,62	-123,24	-108,75
3,5	-80,84	-82,61	-82,81	-84,32	-84,87
8	-42,45	-44,7	-49,05	-55,51	-72,32



Şekil C.9 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri

Çizelge C.9 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_m değer tablosu .

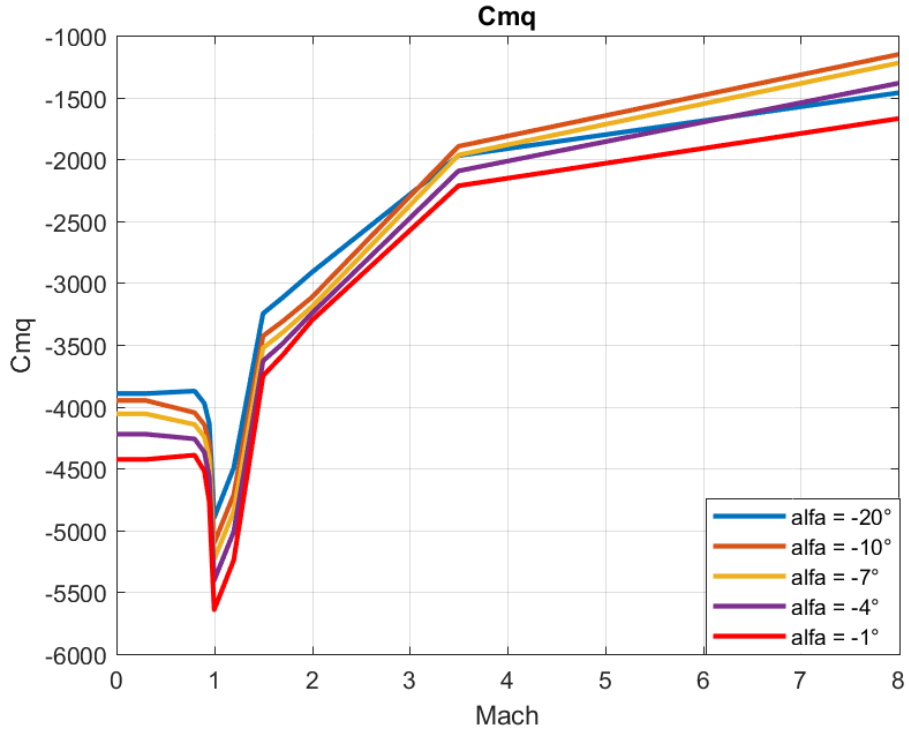
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	76,21	39,1	26,13	14,02	3,03
0,3	76,21	39,1	26,13	14,02	3,03
0,8	74,71	39,9	26,99	14,68	3,2
0,9	76,02	40,41	27,39	14,92	3,25
0,95	79,72	42,15	28,63	15,6	3,36
1	91,36	48,17	32,96	18,02	3,86
1,2	82,09	43,84	30,44	16,87	3,69
1,5	50,48	28,09	20,17	11,5	2,62
1,7	46,77	26,47	19,25	11,07	2,56
2	41,85	24,09	17,85	10,11	2,33
3,5	23,97	12,04	8,97	5,42	1,34
8	15,26	5,35	3,48	1,91	0,46



Şekil C.10 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_m değeri.

Çizelge C.10 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_m değer tablosu

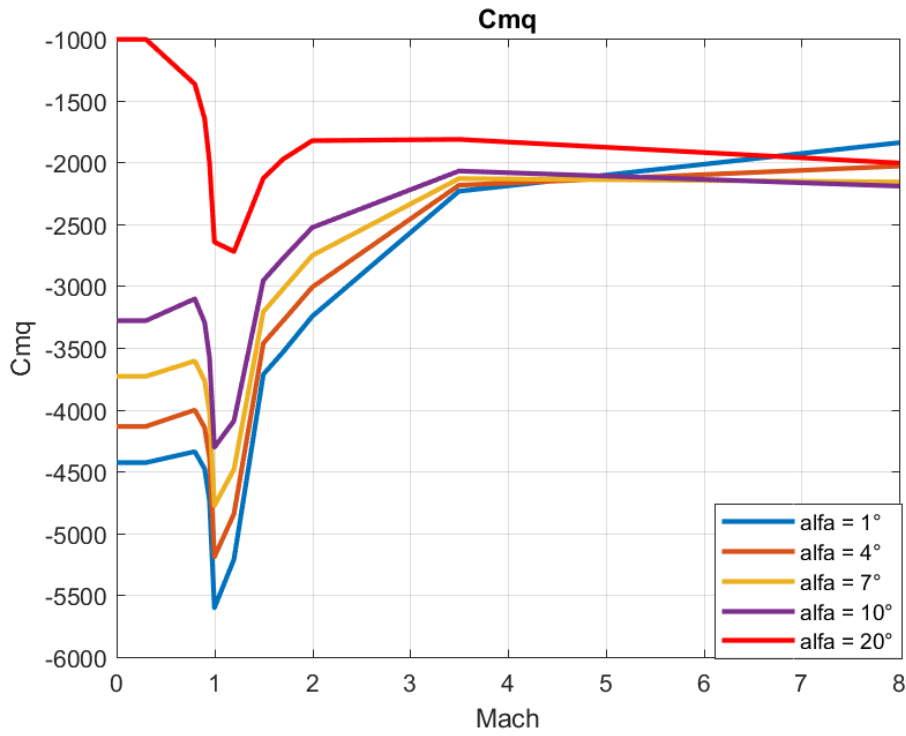
		Hücum Açısı				
Mach Sayısı	1	4	7	10	20	
0	-3,03	-14,02	-26,13	-39,1	-76,21	
0,3	-3,03	-14,02	-26,13	-39,1	-76,21	
0,8	-3,2	-14,68	-26,99	-39,9	-74,71	
0,9	-3,25	-14,92	-27,39	-40,41	-76,02	
0,95	-3,36	-15,6	-28,63	-42,15	-79,72	
1	-3,86	-18,02	-32,96	-48,17	-91,36	
1,2	-3,69	-16,87	-30,44	-43,84	-82,09	
1,5	-2,62	-11,5	-20,17	-28,09	-50,48	
1,7	-2,56	-11,07	-19,25	-26,47	-46,77	
2	-2,33	-10,11	-17,85	-24,09	-41,85	
3,5	-1,34	-5,42	-8,97	-12,04	-23,97	
8	-0,46	-1,91	-3,48	-5,35	-15,26	



Şekil C.11 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.

Çizelge C.11 : Kanardlı roketin negatif hücum açısı C_{mq} değer tablosu

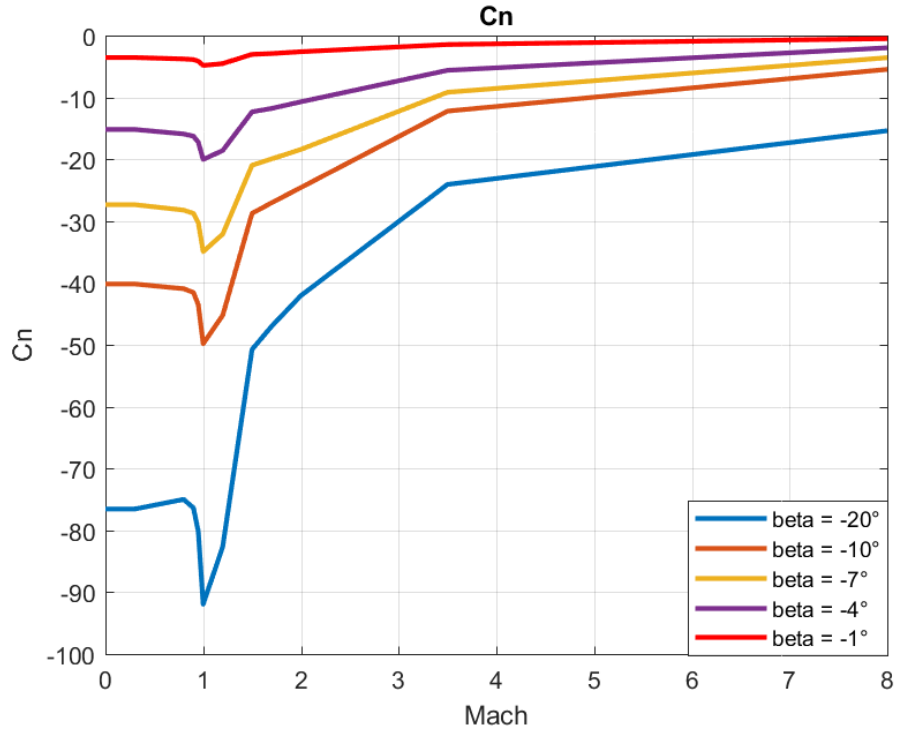
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-3894,44	-3950,47	-4058,45	-4222,79	-4427,26
0,3	-3894,44	-3950,47	-4058,45	-4222,79	-4427,26
0,8	-3873,99	-4048,65	-4144,36	-4260,96	-4392,16
0,9	-3974,53	-4146,85	-4245,64	-4370,37	-4522,93
0,95	-4136,65	-4308,6	-4420,43	-4570,68	-4770,09
1	-4897,79	-5102,9	-5235,63	-5405,06	-5643,13
1,2	-4495,5	-4711,94	-4845,85	-5011,88	-5241,4
1,5	-3247,14	-3429,23	-3525,3	-3630,64	-3750,81
1,7	-3118,91	-3311,01	-3401,37	-3490,41	-3584,4
2	-2914,07	-3115,8	-3191,9	-3245,21	-3302,42
3,5	-1970,66	-1894,89	-1965,66	-2094,15	-2213,96
8	-1462,52	-1151,93	-1221,22	-1385,32	-1670,71



Şekil C.12 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı ve mach sayısına bağlı C_{mq} değeri.

Çizelge C.12 : Kanardlı roketin pozitif hücum açısı C_{mq} değer tablosu

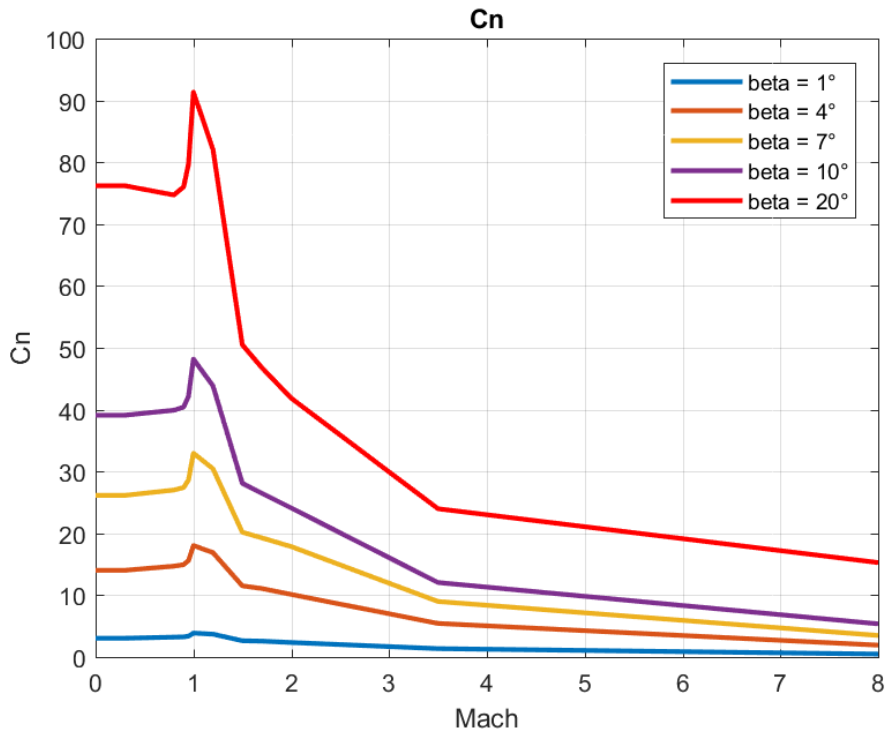
Mach Sayısı	Hücum Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-4428,53	-4136,3	-3730,92	-3280,74	-1005,65
0,3	-4428,53	-4136,3	-3730,92	-3280,74	-1005,65
0,8	-4339,57	-4003,18	-3606,73	-3104,04	-1367,86
0,9	-4478,81	-4145,55	-3766,3	-3295,14	-1646,52
0,95	-4737,71	-4390,91	-4019,84	-3578,39	-2001,7
1	-5602,94	-5191,01	-4777	-4304,65	-2644,44
1,2	-5210,8	-4842,77	-4482,46	-4091,01	-2721,77
1,5	-3715,68	-3463,94	-3209,1	-2955,46	-2129,75
1,7	-3536,3	-3283,47	-3026,93	-2778,61	-1975,73
2	-3245,93	-3009,71	-2753,85	-2527,8	-1825,17
3,5	-2234,05	-2185,33	-2131,62	-2070,52	-1814,78
8	-1841,45	-2030,88	-2159,03	-2192,77	-2005,84



Şekil C.13 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.

Çizelge C.13 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_n değer tablosu

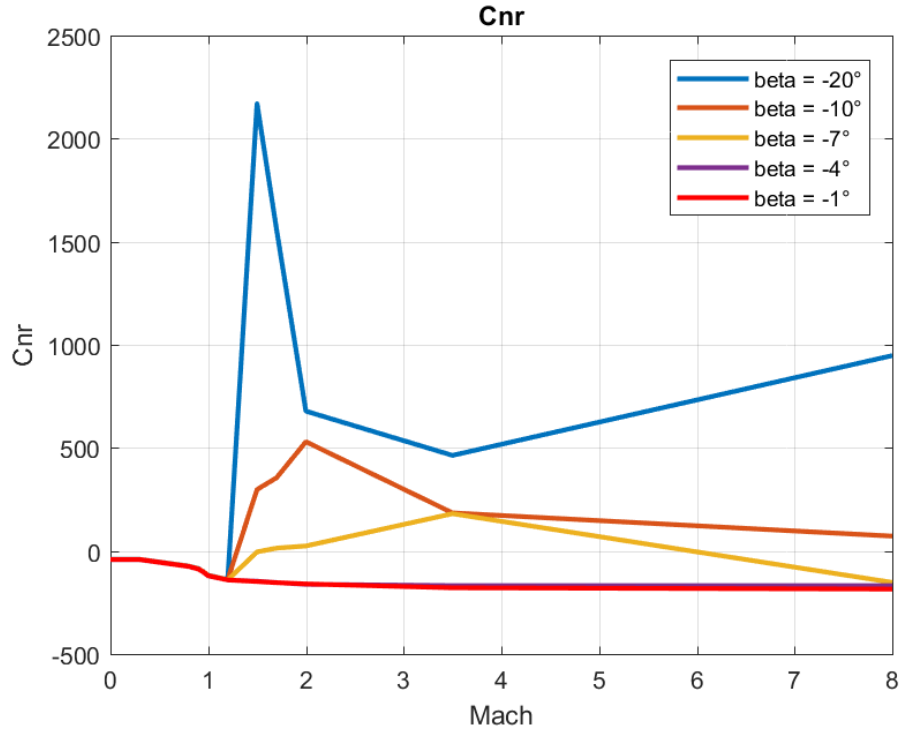
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-76,56	-40,17	-27,34	-15,17	-3,54
0,3	-76,56	-40,17	-27,34	-15,17	-3,54
0,8	-75,01	-40,93	-28,22	-15,9	-3,78
0,9	-76,38	-41,54	-28,73	-16,26	-3,88
0,95	-80,19	-43,52	-30,26	-17,23	-4,13
1	-91,98	-49,83	-34,94	-20,03	-4,83
1,2	-82,63	-45,23	-32,1	-18,58	-4,52
1,5	-50,76	-28,74	-20,96	-12,33	-3,03
1,7	-47,01	-27,04	-19,94	-11,78	-2,9
2	-42,04	-24,57	-18,4	-10,7	-2,6
3,5	-24,07	-12,21	-9,16	-5,61	-1,44
8	-15,38	-5,45	-3,57	-1,97	-0,49



Şekil C.14 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_n değeri.

Çizelge C.14 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_n değer tablosu

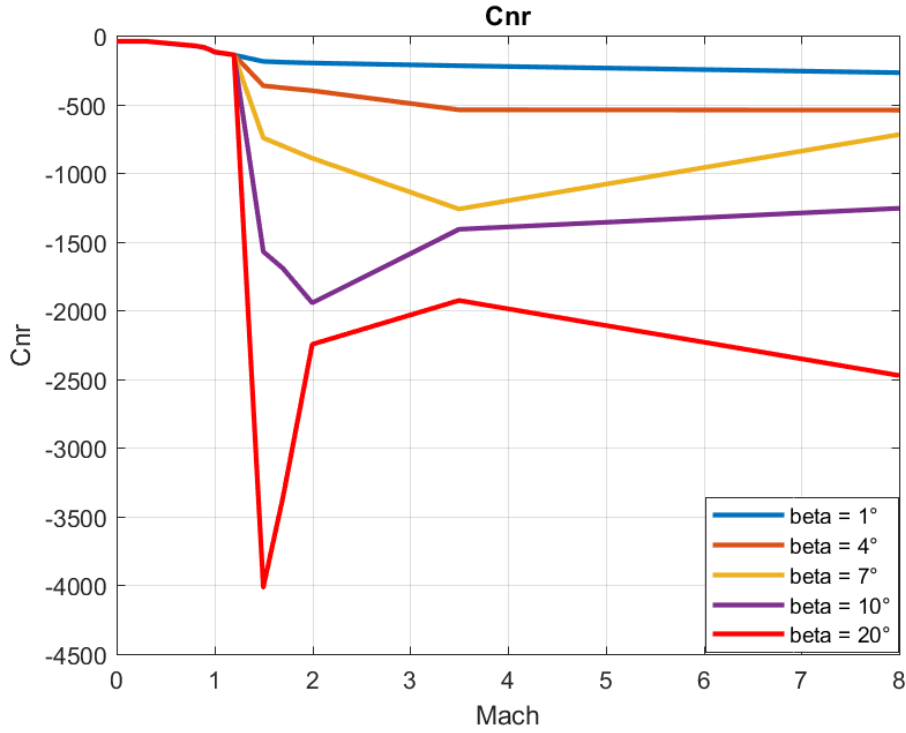
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	1	4	7	10	20
0	3,03	14,02	26,13	39,1	76,21
0,3	3,03	14,02	26,13	39,1	76,21
0,8	3,2	14,68	26,99	39,9	74,71
0,9	3,25	14,92	27,39	40,41	76,02
0,95	3,36	15,6	28,63	42,15	79,72
1	3,86	18,02	32,96	48,17	91,36
1,2	3,69	16,87	30,44	43,84	82,09
1,5	2,62	11,5	20,17	28,09	50,48
1,7	2,56	11,07	19,25	26,47	46,77
2	2,33	10,11	17,85	24,09	41,85
3,5	1,34	5,42	8,97	12,04	23,97
8	0,46	1,91	3,48	5,35	15,26



Şekil C.15 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.

Çizelge C.15 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_{nr} değer tablosu

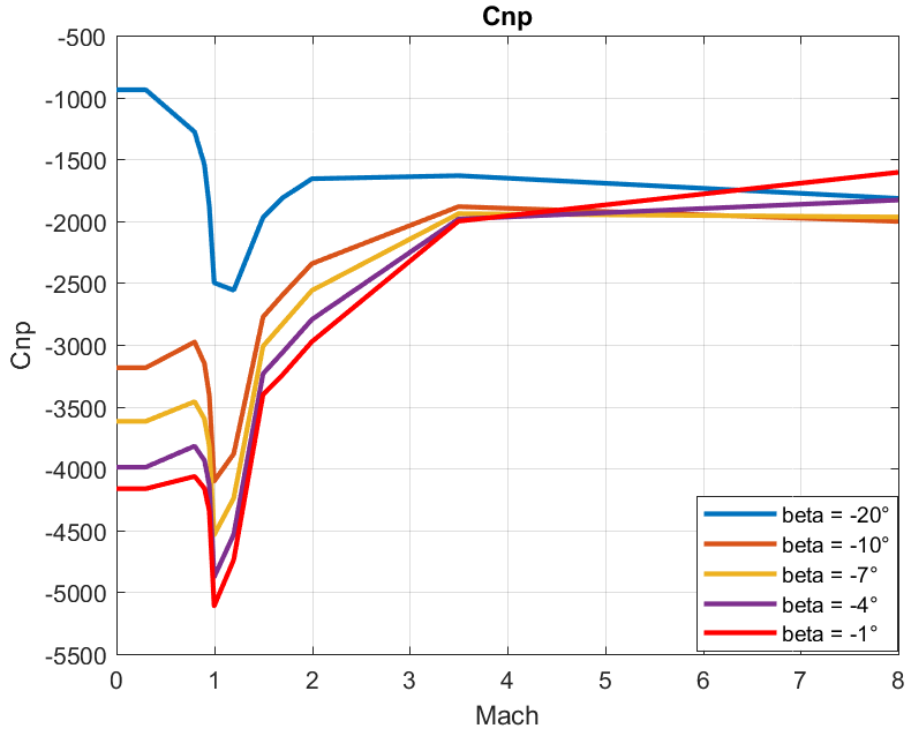
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-40,92	-41,24	-42,28	-42,63	-42,09
0,3	-40,92	-41,24	-42,28	-42,63	-42,09
0,8	-73,46	-74,06	-75,11	-75,63	-75,54
0,9	-85,76	-86,55	-87,7	-88,36	-88,36
0,95	-100,21	-100,81	-102,01	-102,66	-102,4
1	-118,15	-118,86	-120,21	-121,06	-120,78
1,2	-139,35	-139,83	-140,68	-141,31	-141,11
1,5	2170,26	297,75	-5,01	-147,16	-148,66
1,7	1558,39	354,9	13,51	-153,77	-154,06
2	677,91	529,58	23,81	-162,23	-160,35
3,5	463,33	184,34	180,53	-168,6	-179,04
8	947,61	71,66	-153,08	-168,71	-185,19



Şekil C.16 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{nr} değeri.

Çizelge C.16 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_{nr} değer tablosu

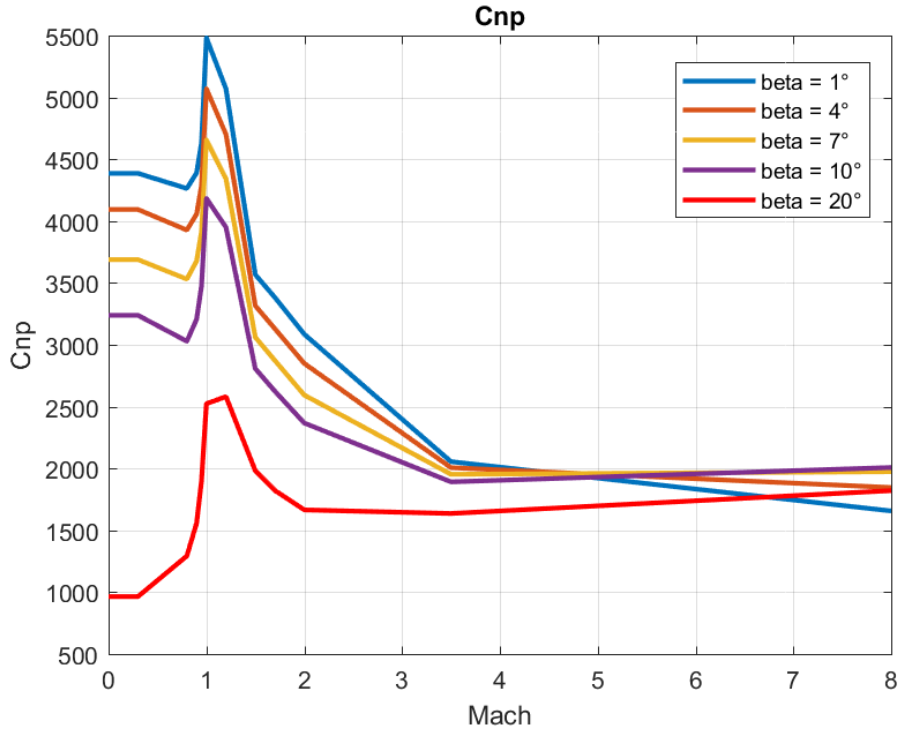
Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	1	4	7	10	20
0	-41,83	-40,72	-40,63	-41,3	-40,94
0,3	-41,83	-40,72	-40,63	-41,3	-40,94
0,8	-75,35	-74,22	-73,9	-74,28	-73,48
0,9	-88,17	-86,85	-86,46	-86,79	-85,78
0,95	-102,15	-100,77	-100,54	-101,08	-100,24
1	-120,46	-118,77	-118,54	-119,12	-118,18
1,2	-140,88	-139,73	-139,64	-139,99	-139,37
1,5	-187,89	-364,51	-744,44	-1572,16	-4014,25
1,7	-193,41	-379,83	-803,61	-1693,49	-3362,71
2	-199,37	-400,56	-892,3	-1944,99	-2246,5
3,5	-219,23	-539,86	-1261,69	-1409,44	-1927,44
8	-269,59	-541,96	-720,04	-1256,62	-2473,43



Şekil C.17 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.

Çizelge C.17 : Kanardlı roketin negatif kayma açısı C_{np} değer tablosu

Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	-20	-10	-7	-4	-1
0	-937,9	-3185,67	-3618,98	-3989,59	-4164,05
0,3	-937,9	-3185,67	-3618,98	-3989,59	-4164,05
0,8	-1278,73	-2977,25	-3459,71	-3819,07	-4063,95
0,9	-1542,63	-3150,77	-3598,53	-3934,13	-4160,4
0,95	-1879,48	-3408,19	-3819,5	-4133,96	-4342,8
1	-2498,69	-4102,29	-4536,83	-4877,58	-5111,53
1,2	-2559,1	-3882,06	-4239,74	-4533,63	-4738,54
1,5	-1970,47	-2774,77	-3011,8	-3234,07	-3402,12
1,7	-1812,16	-2596,7	-2831,52	-3061,47	-3242,88
2	-1657,4	-2343,96	-2560,58	-2795,28	-2974,63
3,5	-1632,39	-1882,85	-1939,82	-1983,5	-2000,47
8	-1816,14	-2002,52	-1966,87	-1829,7	-1605,31



Şekil C.18 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı ve mach sayısına bağlı C_{np} değeri.

Çizelge C.18 : Kanardlı roketin pozitif kayma açısı C_{np} değer tablosu

Mach Sayısı	Kayma Açısı				
	1	4	7	10	20
0	4386,51	4094,29	3688,9	3238,72	963,64
0,3	4386,51	4094,29	3688,9	3238,72	963,64
0,8	4264,02	3927,63	3531,18	3028,49	1292,3
0,9	4390,42	4057,15	3677,91	3206,74	1558,12
0,95	4635,33	4288,53	3917,46	3476,01	1899,31
1	5482,18	5070,26	4656,24	4183,9	2523,68
1,2	5069,7	4701,68	4341,37	3949,91	2580,68
1,5	3567,06	3315,32	3060,48	2806,84	1981,13
1,7	3382,27	3129,44	2872,9	2624,58	1821,7
2	3085,58	2849,36	2593,5	2367,45	1664,82
3,5	2055	2006,28	1952,58	1891,47	1635,74
8	1656,28	1845,7	1973,85	2007,6	1820,67

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Lutfullah Emre TOP

Doğum Tarihi ve Yeri: 16.05.1994 Kadıköy

E-Posta: top17@itu.edu.tr

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans:** 2017, İstanbul Ticaret Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİMLER VE ÖDÜLLER:

- 2018-Günümüze DeltaV Uzay Teknolojileri, Mühendis
- 2018 United Kingdom Rocketry Association (UKRA) tarafından Seviye 1 Roketçilik sertifikası almaya hak kazandı.