



**T.C.
İSTANBUL ÜNİVERSİTESİ-CERRAHPAŞA
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

**HİBRİT YAKITLI SONDA ROKETLERİNDE KANATÇIK EĞİM
AÇISININ DÖNME HIZI VE PERFORMANSA ETKİSİ**

Büşra Nimet EREN

**DANIŞMAN
Dr. Öğr. Üyesi Murad KUCUR**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Mühendisliği Programı

İSTANBUL-2020

Bu alışma 28.05.2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliğı Anabilim Dalı Makine Mühendisliğı Programında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

Dr. Öğr. Üyesi Murad KUCUR (Danışman)
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Makine Mühendisliğı

Doç. Dr. M. Arif KARABEYOĞLU
Koç Üniversitesi
Makine Mühendisliğı

Doç. Dr. Banu KÖRBAHTİ
İstanbul-Cerrahpaşa Üniversitesi
Makine Mühendisliğı



20.04.2016 tarihli resmi gazetede yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince; Bu Lisansüstü teze, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa'nın abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün belirlemiş olduğu ölçütlere uygun rapor alınmıştır.

Bu çalışma İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa Bilimsel Araştırma Projeleri Yürütücü Sekreterliğininnumaralı projesi ile desteklenmiştir.

Bu teznumaralı proje iletarafından desteklenmiştir.

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasında, ses altı hızlarda çalışan hibrit yakıtlı sonda roketinin, uçuş sırasında dönme etkisi sağlayacak kanatçık eğim açısı ve yönteminin belirlenmesi, tasarlanması ve performansa olan etkisinin araştırılması amaçlanmıştır.

Tez konusu seçerken isteklerimi göz önünde bulunduran ve yazım sürecinde bana yol gösteren değerli hocam ve danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Murad KUCUR'a, tez konusunu seçmemde bana yardımcı olan Doç. Dr. Arif Karabeyoğluna, bu süreçte bütün sorularımı yanıtlayıp desteğini esirgemeyen değerli hocam Doç. Dr. Banu KÖRBAHTİ'ye ve iş arkadaşım Hakkı KARAKAŞ'a ve son olarak her zaman yanımda olan aileme teşekkürlerimi borç bilirim.

Mayıs, 2020

Büşra Nimet EREN

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ	iv
İÇİNDEKİLER	vi
ŞEKİL LİSTESİ	viii
TABLO LİSTESİ	ix
SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ	xii
ÖZET	xiii
SUMMARY	xiv
1. GİRİŞ	1
2. GENEL KISIMLAR	4
2.1. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	4
2.1.1. Sonda Roketlerinde Uçuş Dengesi ve Dönme Etkisi	4
2.1.2. Sonda Roketlerinde Dönme Etkisi Yöntemleri	7
2.1.3. Eğim Açısının Analitik Hesaplanması	9
3. MALZEME VE YÖNTEM	11
3.1. DÖNME HIZI ANALİTİK HESABI	11
3.1.1. Kanatçığın Döndürülmesi ile Verilen Dönme Etkisi Hesabı	13
3.1.2. Trim Tab ile Verilen Dönme Etkisi	15
3.2. ROKETİN YALPALAMA/YUNUSLAMA DOĞAL FREKANSI	17
3.2.1. Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Formül çıkarımı	17
3.2.2. Roketin Zamana Bağlı Atalet Momenti Değişimi	18
3.2.3. Roketin Zamana Bağlı Hız Değişimi	20
3.2.4. Roketin Moment Katsayısının Hücum Açısına Göre Türevi	23
3.3. BİLGİSAYAR DESTEKLİ HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ MATEMATİKSEL MODELLEME	24
3.3.1. Kütlenin Korunumu	26
3.3.2. Momentumun Korunumu	26
3.3.3. Enerjinin Korunumu	27
3.3.4. Hâl Denklemi	27

3.3.5. Navier-Stokes Denklemleri	27
3.3.6. $k-\omega$ SST Türbülans Modeli	28
3.3.7. Eşlenik Çözüm Algoritması	28
3.3.8. Çözüm Bölgesi	28
3.3.9. Ağ Yapısı	30
3.3.10. Ağ Yapısı Bağımsızlığı Çalışması	32
3.4. UÇUŞTA KULLANILAN DÖNME ETKİSİ ELEMANI	33
3.5. UÇUŞ VERİ TOPLAMA	37
3.5.1. Veri okuma ve kaydetme	37
3.5.2. Görüntü alma	37
4. BULGULAR	39
4.1. KOD SONUÇLARI	39
4.2. ANALİZ SONUÇLARI	41
4.3. UÇUŞ SONUÇLARI	41
4.4. ROKETİN YALPALAMA/YUNUSLAMA DOĞAL FREKANSI	47
4.5. VERİLERİN KARŞILAŞTIRILMASI	49
5. TARTIŞMA VE SONUÇ	54
5.1. ARAŞTIRMA GENEL DEĞERLENDİRME	54
5.2. GELECEK ÇALIŞMALAR	55
KAYNAKLAR	56
EKLER	58
ÖZGEÇMİŞ	69

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa No
Şekil 2.1 Konileme Hareketi [8]	5
Şekil 2.2 Aerobee sonda roketinin uçuş dönme hızları ve teorik yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği [7]	6
Şekil 2.3 Kanatçık Eğim Açısı (Kök veter ile).....	8
Şekil 2.4 Kanatçık Eğim Açısı (Trim tab ile)	8
Şekil 2.5 Kanatçık Kontrol Sistemi	9
Şekil 2.6 Kanatçık Kontrol Sistemi	10
Şekil 3.1 Açısal hız dolayısıyla oluşan indüklenmiş hücum açısının vektörler ile gösterimi.....	11
Şekil 3.2 Eşit Şeritlere Bölünmüş Kanatçık Geomterisi	12
Şekil 3.3 Düz kanatçıklar için teorik taşıma katsayısı artışı.....	16
Şekil 3.4 Roketin Dönme(Roll) Yunuslama(Pitch) ve Yalpalama(Yaw) Eksenleri	18
Şekil 3.5 Sonda Roketi Montaj Görseli	19
Şekil 3.6 Zamana bağlı atalet momenti değişimleri	21
Şekil 3.7 Zamana bağlı hız grafiği.....	22
Şekil 3.8 Zamana bağlı irtifa grafiği (Zirveye kadar)	22
Şekil 3.9 0.15 Mach sayısında hücum açısına bağlı moment katsayısı değişimi.....	23
Şekil 3.10 HAD Analizleri için hazırlanan üç boyutlu roket geometrisi	25
Şekil 3.11 Çözüm Bölgesi	29
Şekil 3.12 3 Boyutlu Çözüm Domaini	29
Şekil 3.13 Kanatçık Üzerindeki Ağ Yapısı	30
Şekil 3.14 Burun Etrafındaki Ağ Yapısı	31
Şekil 3.15 Kanatçık Etrafındaki Ağ Yapısı	31
Şekil 3.16 Hücre sayısına bağlı olarak sürüklenme katsayıları ve katsayıların yüzde olarak değişimi grafiği.....	34
Şekil 3.17 Trim tab Ölçüleri	35
Şekil 3.18 Trim tab montajı	35

Şekil 3.19	Bu çalışmada uçuşu gerçekleştirilen hibrit yakıtlı sonda roketi.....	36
Şekil 3.20	XSENS Mti-7 Sensör [17]	37
Şekil 3.21	XSENS Mti-7, GNSS/INS Sensör Modülü[17]	38
Şekil 3.22	U-838 HD Video kamera [18]	38
Şekil 4.1	Kök veterin döndürülmesi ile verilen eğim açısının farklı Mach sayılarına göre oluşturduğu dönme hızları grafiği.....	40
Şekil 4.2	Trim tab ile verilen eğim açısının farklı Mach sayılarına göre oluşturduğu dönme hızları grafiği.....	40
Şekil 4.3	1. Uçuş dönme hızı grafiği.....	42
Şekil 4.4	2. Uçuş dönme hızı grafiği.....	42
Şekil 4.5	3. Uçuş dönme hızı grafiği.....	43
Şekil 4.6	Uçuş Dönme hızlarının karşılaştırması.....	43
Şekil 4.7	Roket gövdesinde bulunan kamera görüntüsünden bir kesit	44
Şekil 4.8	Uçuş No:1 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği	45
Şekil 4.9	Uçuş No:2 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği	46
Şekil 4.10	Uçuş No:3 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği	46
Şekil 4.11	Uçuş No:1 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği.....	47
Şekil 4.12	Uçuş No:2 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği.....	48
Şekil 4.13	Uçuş No:3 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği.....	48
Şekil 4.14	Uçuşların yalpalama/yunuslama doğal frekanslarının zamana bağlı değişimleri grafiği .	49
Şekil 4.15	Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması	50
Şekil 4.16	Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması	50
Şekil 4.17	Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması	51
Şekil 4.18	Uçuş No:1 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği	52
Şekil 4.19	Uçuş No:2 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği	52
Şekil 4.20	Uçuş No:3 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği	53

TABLO LİSTESİ

	Sayfa No
Tablo 3.1 C_{l_δ} değer tablosu.....	16
Tablo 3.2 C_M değer tablosu (Burun Ucundan).....	23
Tablo 3.3 Roket yüzeyleri ağ yapısının baz boyuta göre minimum ve maksimum oranları	32
Tablo 3.4 Baz alınan hücre büyüklüğüne göre değişen hücre sayısı	33
Tablo 3.5 Hücre sayıları ile elde edilen sürüklenme katsayıları ve bu katsayıların en büyük hücre sayısı ile elde edilen sürüklenme katsayısı ile arasındaki yüzde farkları.....	33
Tablo 4.1 5 derece eğim açılı trim tab dönme hızı değer tablosu.....	41
Tablo 4.2 0.5 derece eğim açılı kanatçık dönme hızı değer tablosu	41

SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ

Simgeler

Açıklama

AR	: Kanat açıklığı oranı
b	: Kanat açıklığı
c	: Aerodinamik veter(kord) uzunluğu
c_f	: Trim tab veter uzunluğu
CG	: Ağırlık merkezi
CG_{ox}	: Oksitleyici tank ağırlık merkezi
CG_f	: Yakıt tank ağırlık merkezi
$C_{L\alpha}$	: Kanatçık taşıma katsayısı türevi (per deg)
$C_{L\delta}$	: Trim Tab taşıma katsayısı türevi (per deg)
$C_{l\delta}$	: Trim Tab dönme moment katsayısı türevi (per deg)
$C_{M\alpha}$	: Yalpalama momenti katsayısı türevi
d	: Referans uzunluk (Roket gövde çapı) (m)
F	: Gövde taşıma kuvveti
g	: Yerçekimi ivmesi m/s^2
h	: Yükseklik
h_{ox}	: Oksitleyici tank uzunluğu (m)
h_f	: Motor uzunluğu (m)
I	: Atalet Momenti ($kg.m^2$)
I_{xx}	: Roket yalpalama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{zz}	: Roket yunuslama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{xxdry}	: Roket kuru ağırlık yalpalama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{zzdry}	: Roket kuru ağırlık yunuslama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{xxf}	: Yakıt yalpalama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{zzf}	: Yakıt yunuslama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{xxox}	: Oksitleyici yalpalama atalet momenti ($kg.m^2$)
I_{zzox}	: Oksitleyici yunuslama atalet momenti ($kg.m^2$)
L_f	: Oksitleyici seviyesi (m)
L_{ft}	: t anındaki yakıt seviyesi (m)
L_{ox}	: Oksitleyici seviyesi (m)

L_{ox_t}	: t anındaki oksitleyici seviyesi (m)
m	: Kütle (kg)
m_{dry}	: Roket kuru ağırlığı (kg)
m_f	: Yakıt kütlesi (kg)
m_{f_t}	: t anındaki yakıt kütlesi (kg)
$\dot{m}_f$	: Yakıt debisi (kg/s)
m_{ox}	: Oksitleyici kütlesi (kg)
m_{ox_t}	: t anındaki oksitleyici kütlesi (kg)
$\dot{m}_{ox}$	: Oksitleyici debisi (kg/s)
P	: Statik basınç
R	: Evrensel gaz sabiti
r_f	: Motor yarıçapı (m)
r_{ox}	: Oksitleyici tankı yarıçapı (m)
$\vec{r}$	: Birim vektör
S	: Referans alan (m^2)
T_α	: Kanatçık eğim açısının oluşturduğu moment
T_{Resist}	: Kanatçık sürüklenme kuvveti momenti
$T_{trimtab}$	: Trim tab eğim açısının oluşturduğu moment
t	: Zaman (s)
u, v, w	: x, y ve z yönlerindeki hızlar
V	: Hız (m/s)
y	: Şerit genişliği
α	: Hücüm açısı ($^\circ$)
$\alpha_{effektif}$	: Efektif hücüm açısı ($^\circ$)
α_{cant}	: Kanatçık eğim açısı ($^\circ$)
β	: Sıkıştırılabilirlik katsayısı
λ_{maxt}	: Kanatçık önde gelen kenar süpürme açısı ($^\circ$)
ρ	: Havanın yoğunluğu (kg/m^3)
η	: Kanatçık verimliliği
δ_{tab}	: Kanatçık trim tab eğim açısı ($^\circ$)
ω_N	: Yalpalama Doğal Frekansı (rad/s)
ω	: Açısal Hız
v_{f_t}	: t anındaki yakıt hacmi (m^3)
v_{ox_t}	: t anındaki oksitleyici hacmi (m^3)

Kısaltmalar	Açıklama
<i>HAD</i>	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
<i>RAM</i>	: Random Access Memory
<i>CPU</i>	: Central Processing Unit



ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

HİBRİT YAKITLI SONDA ROKETLERİNDE KANATÇIK EĞİM AÇISININ DÖNME HIZI VE PERFORMANSA ETKİSİ

Büşra Nimet EREN

İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Murad KUCUR

Sonda roketleri atmosferde gelişmiş roketlere göre daha fazla vakit geçirdiği için stabilite kanatçıklar ile sağlanır. Roketin atmosferde dengeli ve güvenli bir şekilde yol alması için kendi eksenini etrafında bir dönme etkisinin olması, ağırlık merkezi eksen kaçıklıkları ve rüzgar gibi olumsuz olayların etkisini azaltarak, uçuşun dengeli olmasını sağlar. Bu yüksek lisans tezinde dönme etkisi verecek eğim açısının iki farklı şekilde kullanımı incelenecektir. El hesaplamaları kolaylık sağlaması açısından bilgisayar koduna dönüştürülecek ve eğim açısının kanatçıklarda oluşturduğu dönme hızı bu kod ile hesaplanacak ve daha sonra bilgisayar destekli hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı ile bu sonuçlar teyit edilecektir. Bu hesaplamalara göre roketin stabilitesi için uygun olan dönme hızı belirlenip gerçek uçuşlarda test edildikten sonra roketin performansı incelenecektir.

Mayıs 2020, 83 sayfa.

Anahtar kelimeler: Eğim açısı, sonda roketi, trim tab, yuvarlanma kenetlenmesi(roll lock-in).

SUMMARY

M.Sc. THESIS

THE EFFECT OF FIN CANT ANGLE ON SPIN RATE AND PERFORMANCE IN HYBRID SOUNDING ROCKETS

Büşra Nimet EREN

İstanbul University-Cerrahpasa

Institute of Graduate Studies

Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Dr. Öğr. Üyesi Murad KUCUR

Since sounding rockets spend more time in the atmosphere compared to the advanced rockets, the stability is provided via fins. In order that the rocket can travel safely in the atmosphere it must have a rotational effect around its own axis. This makes the flight stable by reducing the effects of the negative events such as axis misalignments of center of gravity and gust winds. In this master's thesis two different usage of angle inclination that will give rotational effect will be examined. The hand calculations will be converted into computer code for convenience, and the spin rate created by the cant angle in the fins will be calculated with this code and then these results will be confirmed with the computer-aided computational fluid dynamics program. According to these calculations, the appropriate spin rate for the stability of the rocket will be determined and the performance of the rocket will be examined after being tested in real flights.

May 2020, 83 pages.

Keywords: Cant angle, sounding rocket, trim tab, roll lock-in.

1. GİRİŞ

Roket tarihi, 13 yy.'da, Çinliler ve Moğollar arasındaki savaşta, bambu çubuklarının, barut dolu bir tüp sayesinde fırlatılarak silah olarak kullanılması ile başlamıştır. 17. yüzyıllara kadar gelişmeye devam ettikten sonra, Isaac Newton'ın hareket kanunlarını ortaya çıkarması ile roketlerin çalışma prensibine dair daha çok bilgi sahibi olunmuştur. İlerleyen zamanlarda, roketlerin uzayda vakum ortamında işleyişi hakkında çalışmalar daha belirli hale gelmiştir ve gelişmeye devam ederek 19. yüzyıllarda modern roket bilimi olarak adlandırabileceğimiz dönem, savaşların da etkisiyle başlamıştır. 2. dünya savaşı ve soğuk savaş zamanlarında silah olarak kullanılan katı yakıtlı roketler ve uzayı keşfetmek amaçlı bilimsel atılımlar yapılmıştır. Farklı ülkelerdeki bilim adamları uzaya ilk çıkan ülke olma yarışında hızla ilerleyerek, roket bilimini daha üst seviyelere taşımışlardır ve uzayın bilinmezliklerine doğru yolculuğun adımlarının atılmasını sağlamışlardır[1]. Günümüze kadar roket bilimi devasa roketlerin inşa edilip uzaya götürülmesine kadar gelişimini devam ettirmiştir. Barutlu küçük tüplerden, devasa büyüklüklerde, uyduları, gezegenleri ve hatta evrenin sırlarını keşfetmemize yardımcı olan roketlerin serüveni bu şekilde gerçekleşmiştir ve hala da devam etmektedir.

Sonda roketleri, amacı uzaya veya yörüngeye gitmek yerine daha çok araştırma ve test için kullanılan roketlerdir. Genellikle burun kısımlarında faydalı yükler taşır. Atmosferik, meteorolojik olayların gözlemlenmesi ve uçuş testleri ile sistemlerin test edilmesi gibi amaçlar ile üretilip atmosfere gönderilirler. Ayrıca mikro-yerçekimi araştırmaları için de kullanılırlar.

Roket motorları, katı yakıtlı, sıvı yakıtlı ve hibrit yakıtlı roket motorları olarak 3 ayrı tipte olabilirler. Katı yakıtlı roketlerde, tek bir yakıt tankında yakıcı (oksitleyici) ve yanıcı madde bağlayıcı bir madde sayesinde, bir arada homojen olarak bulunur. Bu tip roketler en çok itkiyi sağlayabilen roketlerdir ancak operasyonel olarak en çok risk taşıyan roketlerdir. Roket testleri sırasında katı yakıtın hazırlanıp depolanması veya uçuş sırasında yıkıcı etkileri olan kazalar meydana gelmiştir. Örnek olarak Titan 34D-9, Delta 2 ve STAR 48 roketleri verilebilir [2–4]. Sıvı yakıtlı roketlerde, yanıcı ve yakıcı madde iki ayrı tank içerisinde bulunur ve pompa yardımı ile birbirleri ile tepkimeye girmeleri için yanma odası içerisine gönderilir. Katı yakıtlı roketlere daha yüksek özgül itici kuvvete sahiptirler ve daha güvenlidirler çünkü oksitleyici akışı kesildiği anda itki de kesilir. Hibrit yakıtlı roket motorlarında yakıcı madde olarak sıvı, yanıcı madde olarak katı yakıt kullanılır. Yanıcı sıvı ayrı bir tank içerisinde bulunur ve enjektör

yardımları ile yanıcı katı yakıtın bulunduğu motora gönderilerek ateşleme başlatılır. Operasyonel açıdan en az tehlike arz eden roket motoru tipidir ve diğer roket motor tiplerine göre daha az maliyetlidirler. Aynı zamanda diğer roket tiplerine göre daha az karmaşık bir yapıya sahiptirler. Dezavantajları ise yanma hızlarının katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarına göre daha az olmasıdır.

Raketlerin atmosferde bulundukları sırada en uzun mesafeyi dengeli bir şekilde katedebilmesi gereklidir. Sonda roketleri, atmosfer dışına çıkan büyük roketlerin aksine atmosferde daha uzun süre bulundukları için uçuş dengesi bu roketlerde kanatçıklar ile sağlanırken, uzaya gönderilen roketlerde dengeli uçuş genellikle kanatçıklar yerine itiş vektörlemesi gibi uçuş kontrol sistemleri ile sağlanmaktadır.

Sonda roketleri, uçuş sırasında bazı dış etkenlere maruz kalabilir. Bunlar ters rüzgarlar, hava akımı düzensizlikleri gibi etkilere sahiptir. Roketin bu durumlardan etkilenmesi halinde izleyeceği uçuş yolu doğrusal olmayabilir ve arzu edilen yüksekliğe çıkamayabilir. Bunun yanında, roketin montajı ve yapımı sırasında da uçuş dengesini bozabilecek etkenler ortaya çıkabilir. Roketin ağırlık merkezindeki kaçıklıklar buna örnek olarak verilebilir. Tasarım aşamasında ise yanlış kanatçık tasarımı ile uygunsuz stabilite marjini olan roketler fırlatıldıktan sonra rüzgara dönerek yön değiştirebilir. Bu durumların olumsuz etkisini azaltmak için rokete, kendi eksenini etrafında olacak şekilde bir dönme etkisi verilir. Bunun nedeni roketin kendi eksenini etrafında döndürülmesi ile elde edilen dönme etkisinin, roketin yalpalama ve yunuslama eksenleri etrafındaki hareket eğilimini azaltmasıdır[5]. Bu dönme etkisi kanatçıklara eğim açısı verilerek veya kanatçıkların alt kısmına belli bir açıya sahip trim tab konularak elde edilebilir.

Bu çalışmada oksitleyici olarak N_2O , katı yakıt olarak parafin kullanılan hibrit yakıtlı sonda roketinin dengeli bir uçuş yapabilmesi için uygun dönme hızı ve bu dönme etkisinin hangi yöntem ile verileceği çalışılmıştır. Dönme hızının hesaplanması için analitik bir yöntem kullanılmıştır. Hesaplamaları ve yöntemi doğrulamak için bilgisayar destekli HAD analizleri yapılmıştır. Bilgisayar destekli HAD analizlerinde, Ansys Fluent yazılımı kullanılmıştır. Bu HAD analizlerinde farklı dönme etkisi elemanları ile, roketin ulaşacağı tahmin edilen hız ve irtifa değerlerinde, hesaplanan dönme hızının doğruluğu kontrol edilmiştir. Bilgisayar modellerinde sonuçlar alındıktan sonra dönme etkisi elemanına karar verilmiştir. Uçuş sonunda istenilen dönme hızına ulaşmak için gerekli olan eğim açısı ile üretime başlanmıştır. Sonda roketinin 3 adet uçuşu gerçekleştirilmiştir. Tahmin edilen dönme hızlarına ulaşılmıştır ancak ilk ve son uçuşlarda dönme hızında beklenmeyen bir düşüş ile karşılaşmıştır. Bunun sebebinin,

literatürde yapılan ikinci bir araştırma sonucunda roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile dönme hızının kesişip rezonansa girmesinden dolayı kaynaklanmış olabileceği görülmüştür. Bunu doğrulamak için roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansı teorik olarak hesaplanmıştır ve dönme hızı ile karşılaştırılmıştır. Yapılan hesaplamalar doğrultusunda zamana bağlı grafiklerde bu iki frekansın kesişmesinden sonra dönme hızının düştüğü görülmüştür.



2. GENEL KISIMLAR

2.1. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1.1. Sonda Roketlerinde Uçuş Dengesi ve Dönme Etkisi

Sonda roketleri, uzak atmosfere uzay araştırmaları için gönderilen, bazen faydalı yük taşıyabilen, bir veya iki kademedan oluşabilen roketlerdir. Geçmişten günümüze çeşitli boyutlarda bir çok sonda roketi kullanılmıştır. Örneğin Aerobee 150 ve Nike Apache sonda roketleri, NASA tarafından roket teknolojilerini geliştirmek için atmosfere fırlatılmış sonda roketleridir.

Roket, uçuş sırasında istenilen doğrultuda, yalpalamadan düzgün bir şekilde yol alıyorsa "dengeli (stable)" olarak tanımlanır. Küçük ölçekli sonda roketlerinde uçuş dengesi kanatçıklar ile sağlanır. Güdümsüz sonda roketlerinde uçuş kontrol sistemleri tercih edilmediğinden roketin yörünge dağılımı, itki eksenindeki hizasızlıklar, dinamik dengesizlikler ve rüzgarlar ile olumsuz etkilenebilir. Bu etkilerden kurtulmak ve dengeli bir uçuş sağlamak için roket çeşitli yöntemler ile kendi eksenini etrafında döndürülerek, uçuş dengesizliklerinin etkisi azaltılır. Bu dönme etkisi, dengesizlik yaratabilecek olumsuz etkileri ve dizayndaki asimetriklikleri eşit bir şekilde dönme ekseninde dağıtır. Böylece uçuş sırasında dengesizlik yaratabilecek durumların etkileri azaltılmış olur. Sonda roketlerinde dönme etkisi yöntemleri bir sonraki bölümde anlatılmıştır.

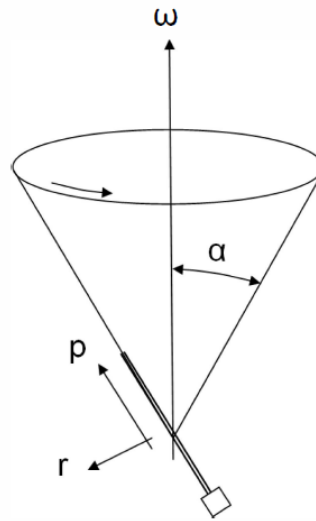
Chowdhury [6], Monte Carlo modellemesini kullanarak, 0.05 ve 0.1 derecelik itki eksen hizasızlığına sahip roketin dönme etkisi ile yörünge dağılımını çıkarmıştır. Dönme etkisi verilmemiş olarak modellenen uçuşlarda roketin düşebileceği alanın büyüklüğünün, dönme etkisi verilmiş olarak modellenen uçuşa göre çok daha fazla olduğunu göstermiştir. Buna dayanarak da güdümsüz sonda roketlerinde uçuşun istenilen doğrultuda olması için dönme etkisi verilmesi gerektiğini söyleyebiliriz.

Roketlerdeki dönme etkisi ile bazı aerodinamik ve yapısal durumlar ortaya çıkar. Literatürde yuvarlanma kenetlenmesi (roll lock-in) olarak tanımlanan durumda, roketin dönme hızı ile yalpalama/yunuslama doğal frekansının yaklaşması veya kesişmesi durumunda roket rezonansa girer. Örnek olarak, NASA'nın, Aerobee sonda roketleri ile yaptığı uçuşlarda, uçuş sırasında

yuvarlanma ve yalpalama frekanslarının kesişmesi durumunda yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girdiği tespit edilmiştir[7]. Bu durum roketin uçuştaki denge halini bozarak, konileme hareketine geçmesine neden olmuştur ve NASA'nın bazı roketlerinin kaybına yol açmıştır. Roket konileme hareketine başladıktan sonra dönme hızında düşüş yaşar ve bu durum uçuşun başarısız şekilde sonlanmasına sebep olabilir. **Şekil 2.1**'de konileme hareketi gösterilmiştir.

Dönme etkisinin yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile kesişmesi halinde meydana gelebilecek olaylar aşağıda sıralanmıştır.

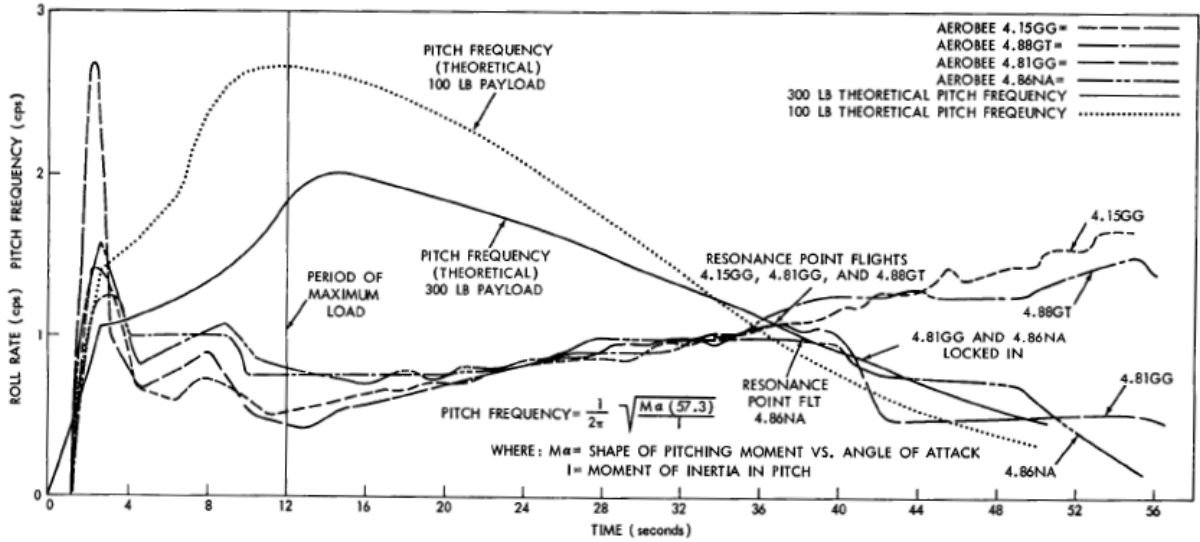
- Yalpalama(Yunuslama)-Yuvarlanma Rezonansı: Roketin doğal yalpalama frekansı ile yuvarlanma frekanslarının aynı olduğu an.
- Yalpalama(Yunuslama)-Yuvarlanma Etkileşimi: Roketin yalpalama-yuvarlanma rezonans haline girmesinden hemen sonra, yuvarlanma ve yalpalama frekanslarının dinamik etkileşime girmesidir. Roket üzerinde yıkıcı bir etkisi yoktur.
- Yalpalama(Yunuslama)-Yuvarlanma Kitlenmesi: Yalpalama-yunuslama eşleşmesinin uzun sürmesi sonucunda oluşan ve roketin konileme hareketine girmesine sebep olan durum. [7]



Şekil 2.1: Konileme Hareketi [8]

9 Nisan 1964 tarihinde NASA'ya ait Aerobee 150 sonda roketinin 4.81 GG isimli uçuşunda itki başlangıcından 29 saniye sonra konileme hareketi tespit edilmiştir. NASA'nın aynı sonda roketi ile gerçekleştirilen diğer uçuşları ile 4.81 GG uçuşunun dönme hız verileri karşılaştırıldığında 4.81 GG uçuşundaki dönme hızında beklenmeyen düşüş farkedilmiş ve

bunun üzerine yoğunlaşmıştır. Konileme hareketinin başlamasından 10 saniye sonra ise roket burun parçasının fırladığı, dönme hızının hızla düşmeye başladığı ve aerodinamik sürüklenmenin arttığı gözlemlenmiştir. İtki başlangıcından yaklaşık 40 saniye sonra ise roketin tamamen yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girdiği ve koni yarı açısının 15 dereceden fazla olduğu verilerden gözlemlenmiştir. Roketin bu harekete başlamasının sebebi ise uçuş süresinde roketin dönme hızı ve doğal yalpalama frekansının uçuş sırasında çakıştığı ve bu andan itibaren konileme hareketine başladığı tespit edilmiştir. İleride yapılacak olan uçuşlarda bu durumun engellenmesi için dönme hızını artırılmıştır. Böylece dönme hızının, roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile çakışması önlenerek bu sorunun önüne geçilmiştir. [7]



Şekil 2.2: Aerobee sonda roketinin uçuş dönme hızları ve teorik yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği [7]

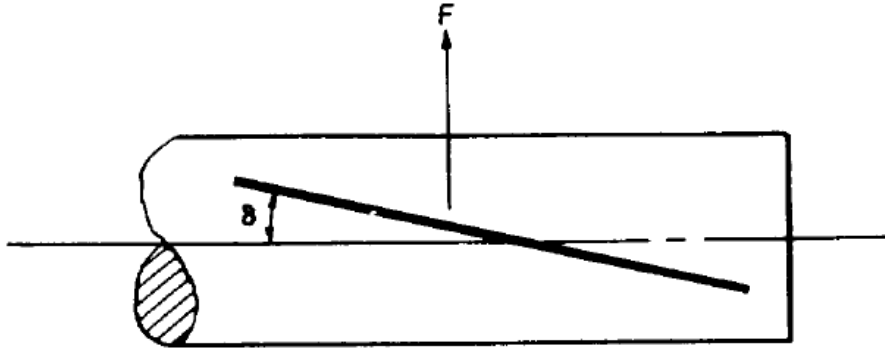
Roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girmesinde, doğal frekansın dönme etkisi ile çakışmasının dışında aerodinamik sebepleri de vardır. Dönme etkisi ile roket kanatçıklarının aksel konumlarının değişmesi, kanatçıkların birbirlerine olan etkisini değiştirir ve bu etki bir dönme momenti oluşturur. Hoult[8], yuvarlanma kenetlenmesi durumundan kaçınmak için kanatçık dizaynı ile ilgili yazdığı makalede, kanatçıklar üzerinde oluşan indüklenmiş dönme momentlerinin, yuvarlanma kenetlenmesi olayının gerçekleşebileceği hücum açısının belirlenmesinden bahsetmiştir. İndüklenmiş dönme momenti ve dönme momenti katsayılarının hücum açısına göre grafiğini elde edip, bu iki eğrinin kesiştiği hücum açısında yuvarlanma kenetlenmesi olayının gerçekleşebileceğini ifade etmiştir. Yaptığı çalışmada, kanatçık sayısının veya kanat açıklığının artırılması ile, yuvarlanma kenetlenmesinin gerçekleşebileceği hücum açısının daha yüksek değerlere çekilerek olasılığının azaltılmasını önermiştir. Nicolaides, roketlerde konfigürasyonel asimetrik yapıdan kaynaklı oluşan trim hücum açısının, dönme hızı ile doğal yalpalama/yunuslama frekansı birbirine yaklaştığında açısal hareketi arttırdığını tespit etmiştir [9]. Bu açının giderek artması ile kanatçıklarda doğrusal olmayan bir dönme momenti oluşur ve roketi yuvarlanma kenetlenmesi durumuna sokar [10].

2.1.2. Sonda Roketlerinde Dönme Etkisi Yöntemleri

Sonda roketleri için dengeli uçuşun sağlanmasında önemli rol oynayan dönme etkisinin verilmesi için 4 farklı yol izlenebilir.

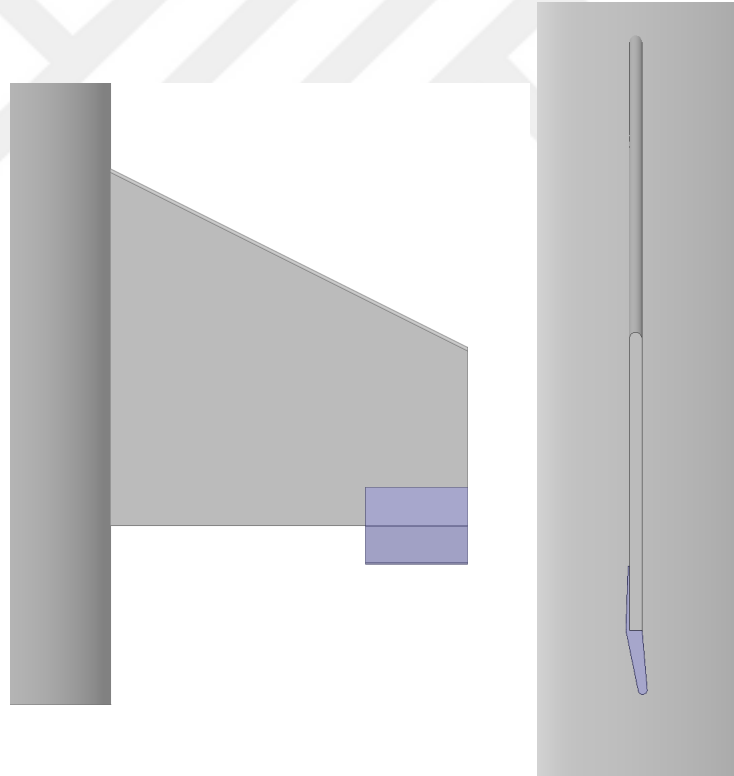
Birinci yöntem olarak kanatçığın kök veterinin orta noktasından döndürülerek verilen eğim açısıdır. Literatürde "cant angle" olarak geçen bu eğim açısı roketin bütün kanatçıklarına, kök veterin orta noktasından, hepsi eşit olacak şekilde uygulanır. Kanatçığın eğim açısının büyüklüğüne bağlı olarak farklı dönme hızları elde edilebilir. Bu yöntemde, kanatçıkların montajı yapılırken dikkat edilmesi gereken önemli noktalardan biri bütün kanatçıkların eşit açıda olacak şekilde montajlanabilmesidir. Ayrıca kanatçıklara verilen açılar genellikle 0-5 derece arasında değişen küçük açılar olduğundan ayarının hassas yapılması gerekmektedir. Örneğin Aerobee 150 sonda roketlerinde kanatçıklara **Şekil 2.3'** de görüldüğü gibi eğim açısı verilerek dönme etkisi sağlanmıştır.

İkinci yöntem, literatürde "trim tab" olarak geçen ve **Şekil 2.4'**te görüldüğü üzere kanatçığın alt kısmına yerleştirilen çıkıntıya (trim tab) eğim açısı verilerek dönme hızı elde edilmesidir. Genellikle küçük ölçekli roketlerde tercih edilen bu yöntem ilk yöntem ile hemen hemen aynıdır



Şekil 2.3: Kanatçık Eğim Açısı (Kök veter ile)
[11]

ancak uygulama açısından daha kolaydır.



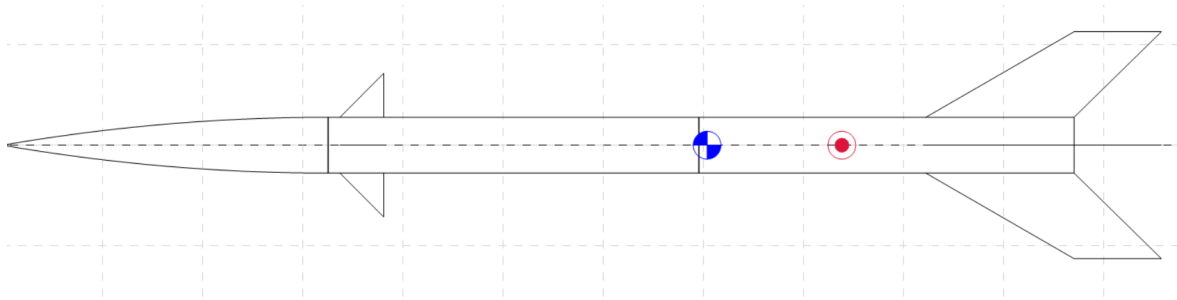
Şekil 2.4: Kanatçık Eğim Açısı (Trim tab ile)

Üçüncü yöntem, kanatçık kontrol sistemi ile roketin döndürülmesidir. Roketin burundan sonraki ön kısmına kanatçık takımı yerleştirilerek bunların kontrolü ile istenilen dönme etkisi, kanatçıkların açılarının kontrol sistemi sayesinde değiştirilerek sağlanır. GMLRS, Black Brant gibi büyük ölçekli roketlerde tercih edilen bu kontrol sisteminde, ön taraftaki kanatçıklara

önceden programlanmış, genellikle çoklu serbestlik derecesine sahip kanatçıklara, rampa çıkışı öncesi yüksek dönme hızı elde edeceği şekilde büyük bir dönme açısı verilir. Daha sonra kontrol sistemleri ile istenilen dönme hızında tutulması için kanatçık eğim açıları, kontrol sistemleri ile kontrol edilerek değiştirilir. **Şekil 2.6**'da kanatçık kontrol sistemi olan sonda roketi örneği verilmiştir.

Soğuk gaz iticileri ise bu yöntemlerden sonuncusudur. Soğuk gaz iticileri, bünyelerinde bulunan, genellikle soy gazlardan seçilen basınçlı gazın dışarıya püskürtülmesiyle gazın genleşmesi sayesinde itki elde eden iticilerdir. Literatürde en basit roket motoru olarak da geçen bu itki sistemi içinde gaz tankı, vana, regülatör ve itki nozülü bulunur. Uzay biliminde genellikle yükseklik kontrol ve manevra yapmak için kullanılan bir yöntemdir.

Bu çalışmada, roketin küçük ölçekli olmasından dolayı, üçüncü ve dördüncü yöntemler tercih edilmemiştir çünkü kanatçık kontrol sistemi ve soğuk gaz iticileri için roketin içinde yeterli yer yoktur. Ayrıca roketin uçuş süresinin kısa olması nedeniyle bu yöntemlerin etkili olmayacağına ve dönme etkisinin kanatçıklar ile verilmesine karar verilmiştir. Kanatçık eğim açısı ile verilen dönme etkisinin 2 ayrı yöntemi incelenmiştir. Kanatçıklara konulan çıkıntıya eğim vererek dönme etkisinin verilmesi, direkt olarak kanatçıkların her birine eşit eğim açısı verilmesi yönteminden montaj açısından daha kolay olacağı düşünüldüğünden, bu çalışmada uçuşu gerçekleştirilen rokette dönme etkisi ikinci yöntem ile verilmiştir.



Şekil 2.5: Kanatçık Kontrol Sistemi

2.1.3. Eğim Açısının Analitik Hesaplanması

Önceden yapılan çalışmalarda, roketin dönme hızının eğim açısına göre hesaplanması yöntemleri geliştirilmiştir. Barrowman [11], 1967 yılında yayınladığı tezinde, eğim açısını, efektif hücum açısı olarak düşünerek, dönme kuvveti katsayısını ve türevini, kanatçığı eşit

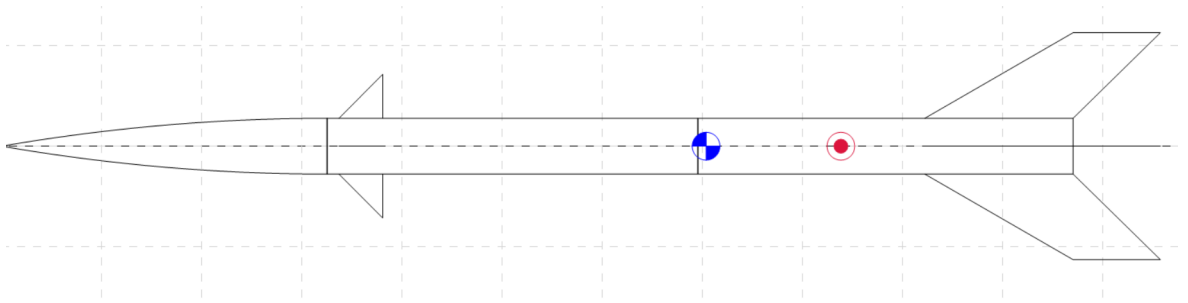
genişlikte şeritlere bölüp her bir şerit üzerine etki eden dönme kuvveti momentini hesaplamıştır.

$$C_l = \frac{N\bar{Y}_T C_{N_{\alpha_1}} \delta}{L_r} \quad (2.1)$$

$$C_{l_\delta} = \frac{N\bar{Y}_T C_{N_{\alpha_1}}}{L_r} \quad (2.2)$$

Burada N kanatçık sayısını $\bar{Y}_T$ kanatçık basınç merkezinin dikey eksene olan uzaklığını, $C_{N_{\alpha_1}}$ tek kanatçık için normal kuvvet katsayısı türevini ve L_r referans uzunluğunu (roketlerde gövde çapı kabul edilir) temsil eder.

OpenRocket, açık kaynak kodlu bir hesaplama programıdır ve 2009 yılında yüksek lisans tezi olarak sunulmuştur. Bu programda roketin modeli oluşturulduğunda, aerodinamik kuvvetler, katsayılar, basınç merkezi vb. veriler hızlı bir şekilde elde edilebilir. Roket geometrisi modellenirken kanatçık eğim açısı da değiştirilebilir ve roketin ne kadar dönme hızı elde edeceği öngörülebilir. Bu açık kaynak kodlu programda, eğim açısı kanatçığın gördüğü hücum açısı olarak belirtilmiştir. Bu tezi yazarken Niskanen [12], Barrowman'ın kullandığı metoda yakın bir şekilde, kanatçığı eşit genişlikte şeritlere bölerek, her bir şerit üzerinde eğim açısından dolayı oluşan kuvveti hesaplamıştır. Daha sonra integral alarak tek bir kanatçığın üzerine gelen kuvveti elde etmiştir. Buradan yola çıkarak dönme momenti ve dönme sönümleme momentini bulmuştur. Daha sonra bu iki momenti birbirine eşitleyerek durağan haldeki dönme hızını elde etmiştir.



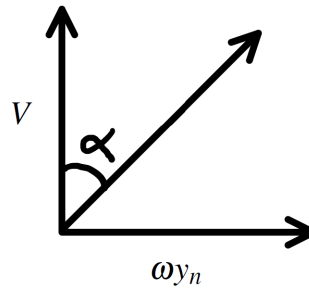
Şekil 2.6: Kanatçık Kontrol Sistemi

3. MALZEME VE YÖNTEM

3.1. DÖNME HIZI ANALİTİK HESABI

Roketin stabil bir uçuş gerçekleştirebilmesi için dönme hızının öneminden önceki bölümlerde bahsedilmişti. Roketin uygun dönme hızına ulaşacağı kanatçık eğim açısının kararlaştırılmasında bilgisayar destekli HAD analiz yöntemlerine başvurulabilir. Ancak bu yöntem çözüm olarak pratik ve hızlı olmaz çünkü analitik bir hesap olmadan, her bir kanatçık eğim açısını denemek zaman açısından pahalıya mal olur. Dönme hızının analitik olarak daha pratik bir şekilde hesaplanmasından sonra doğruluğunun bilgisayar destekli HAD analizlerinde kontrol edilmesi daha hızlı ve ucuz bir yöntemdir. Bu bölümde dönme hızının analitik olarak hesaplanması yöntemi anlatılmıştır.

Dönme hızı analitik hesapları, roketin hücum açısının 0 olduğu varsayımı ile yapılmıştır. Barrowman ve Niskanen'in uyguladığı yöntemde olduğu gibi, kanatçık eşit şeritlere bölünmüştür. Eğim açısından dolayı oluşan dönme etkisi ile kanatçıkta, açısal hızdan dolayı bir hücum açısı oluşur. Şeritlerin gördüğü efektif hücum açısı ise, eğim açısından, açısal hız dolayısıyla oluşan indüklenmiş hücum açısının çıkarılması ile bulunur.



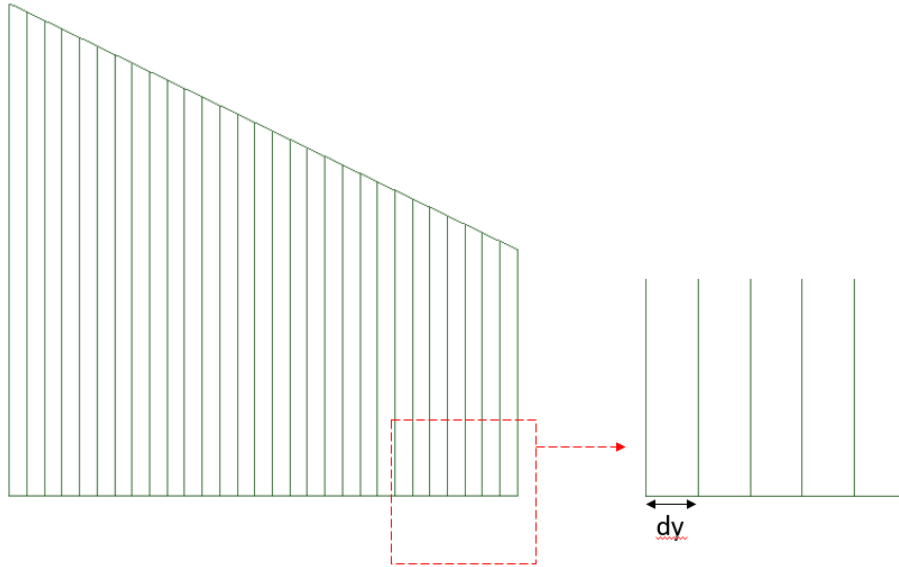
Şekil 3.1: Açısal hız dolayısıyla oluşan indüklenmiş hücum açısının vektörler ile gösterimi

Bu çalışmada kanatçıklar trapezoid geometrisindedir ve 3.2 kanatçık oranına sahiptir. Kanatçığın taşıma kuvvet katsayısı ve kanatçık eğim açısı dönme moment katsayısı değerleri

deneysel verilerinden yararlanılarak elde edilmiştir ve kanatçık oranı parametresi göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır. Kanat açıklık oranı (AR) aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$AR = \frac{2(b+d)^2}{S_{kanat}} \quad (3.1)$$

Eğim açısı etkisi analitik olarak hesaplanırken kanatçık, kanat açıklığı doğrultusunda eşit şeritlere bölünmüştür [12]. Her bir şerit üzerindeki aerodinamik taşıma kuvveti, kanatçıktaki eğim açısının etkisi ile hesaplanmıştır. Bu şeritler üzerinde hesaplanan momentlerin toplanması ile kanatçık üzerindeki toplam moment hesaplanmıştır. Kanatçık eğim açısının oluşturduğu dönme momenti ile eğim açısından dolayı oluşacak olan dönme hızının kanatçıktaki oluşturduğu ters momentin birbirine eşitlenmesi ile uygun dönme hızı hesaplanmıştır. **Şekil 3.2**'de çalışmada kullanılan kanatçığın eşit şeritlere bölünmüş görseli verilmiştir. Kanatçığın kaç eşit şeride bölündüğü çözüm doğruluğu açısından önemlidir. Nümerik integrasyon yolu ile her bir şerit üzerinde oluşan momentlerden kanatçık üzerinde oluşan toplam moment elde edileceğinden daha fazla şerit ile daha kesin sonuçlar elde edilecektir. Bu çalışmada kanatçık 1000 eşit parçaya bölünmüştür ve bu sayının yeterliliği daha fazla parçaya bölünerek elde edilen sonuç ile çok az farka sahip olduğu görülerek kanıtlanmıştır.



Şekil 3.2: Eşit Şeritlere Bölünmüş Kanatçık Geomterisi

3.1.1. Kanatçıĝın Döndürölmesi ile Verilen Dönme Etkisi Hesabı

Kanatçıĝa belli bir eğim açısı vererek oluşturulan dönme etkisinin oluşturduĝu hız hesaplaması aşıĝıdaki denklem dizininde verilmiştir.

Öncelikle şeritler üzerinde oluşan moment formölü belirlenmiştir.

$$T_a = \frac{1}{2} \rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n C_{L_n} y_n \quad (3.2)$$

$$C_{L_n} = C_{L_\alpha} \alpha_{efektif} \quad (3.3)$$

Kanatçıĝın taşıma katsayı türevini aşıĝıdaki formöl ile hesaplayabiliriz.

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} (1 + \frac{\tan^2 \lambda_{max}}{\beta^2})}} \left(\frac{S_{islak}}{S_{kanat}} \right) F \quad (3.4)$$

Burada taşıma katsayısı olan C_{L_α} her kanatçık için farklı bir değere sahiptir. Bu çalışmadaki kanatçık için taşıma katsayısı, Raymer'ın [13] uçak tasarım kitabındaki gibi kanat açıklık oranına ve mach sayısı parametrelerine baĝlı olarak hesaplanmıştır. η kanatçık verimlilik değerini temsil etmektedir ve bu çalışmada 1 olarak kabul edilmiştir. Formöldeki F ifadesi ise, kitapta uçak gövdesinin oluşturduĝu taşıma kuvveti faktörüdür ancak bu çalışmada roket gövdesinin taşıma kuvvetine bir etkisinin olmamasından dolayı F ifadesi de 1 olarak kabul edilmiştir. $\left(\frac{S_{islak}}{S_{kanat}} \right)$ ifadesi ise uçaklarda hava ile temas eden ıslak kanat alanının, kanatların gövde içinde kalan kısmı ile beraber tüm kanat alanına oranıdır. Bu çalışmada kanatçıĝların alan hesabı gövde içinde kalan kısım dahil edilmeden yapıldığından bu oran 1'e eşittir.

Sıkıştırılabilirlik katsayısı ses altı hızlarda aşıĝıdaki gibi hesaplanır.

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (3.5)$$

Kanatçıĝların gördüĝü efektif hücum açısı aşıĝıdaki gibidir.

$$\alpha_{efektif} = \alpha_{cant} - \arctan\left(\frac{\omega y_n}{V}\right) \quad (3.6)$$

(3.2) numaralı denklemde C_{L_n} ifadesini (3.4) ve (3.6) denklemlerini kullanarak yeniden

düzenlenmiştir.

$$T_a = \frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n (\alpha_{cant} - \arctan(\frac{\omega y_n}{V})) \right] \quad (3.7)$$

$$T_{resist} = -\frac{1}{2}\rho C_D \left[\sum_{n=1}^N ((\omega y_n)^2 S_n y_n) \right] \quad (3.8)$$

$$T_a = \frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \alpha_{cant} \right] - \frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) \right] \quad (3.9)$$

Kanatçığa verilen eğim açısı, dönmeyi sağlayan bir etki oluşturacaktır. Buna karşılık olarak roketin kendi eksenini etrafında dönmesi ile bu dönüşü engelleyecek ters bir moment oluşacaktır.

$$T_a + T_{resist} = 0 \quad (3.10)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \alpha_{cant} \right] - \frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) \right] - \frac{1}{2}\rho V^2 C_D \left[\sum_{n=1}^N ((\omega y_n)^2 S_n y_n) \right] = 0 \quad (3.11)$$

T_{resist} ifadesi çok küçük bir değer olduğundan 0 kabul edilmiştir.

$$-\frac{1}{2}\rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) + \frac{1}{2}\rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \alpha_{cant} = 0 \quad (3.12)$$

$$\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \alpha_{cant} = \sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) \quad (3.13)$$

$$\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n = sum_{cant} \quad (3.14)$$

$$\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} y_n \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) = sum_a \quad (3.15)$$

$$\alpha_{cant} = \frac{sum_a}{sum_{cant}} \quad (3.16)$$

3.1.2. Trim Tab ile Verilen Dönme Etkisi

Bu yöntemde diğerinden farklı olarak trim tab'ın yaptığı açı ile gelen döndürme katsayısı, trim tab'ın uçak kanatlarındaki "flap"ler gibi düşünülmüştür. Kanatçığın döndürülmesi ile verilen açı ile verilen dönme etkisinden farklı olarak burada trim tab in sürüklenme kuvveti etkisi eklenmiştir. 3.9 numaralı formüle kadar aynı şekilde yapılan hesaplamalara trim tab'ın sürüklenme kuvveti ve açısının büyüklüğüne göre değişiklik gösteren dönme katsayısının hesaplanması aşağıdaki gibi formüllere eklenmiştir.

$$(T_{resist})_{tab} = -\frac{1}{2}\rho C_D \left[\sum_{n=1}^N ((\omega y_n)^2 S_n y_n) \right] \quad (3.17)$$

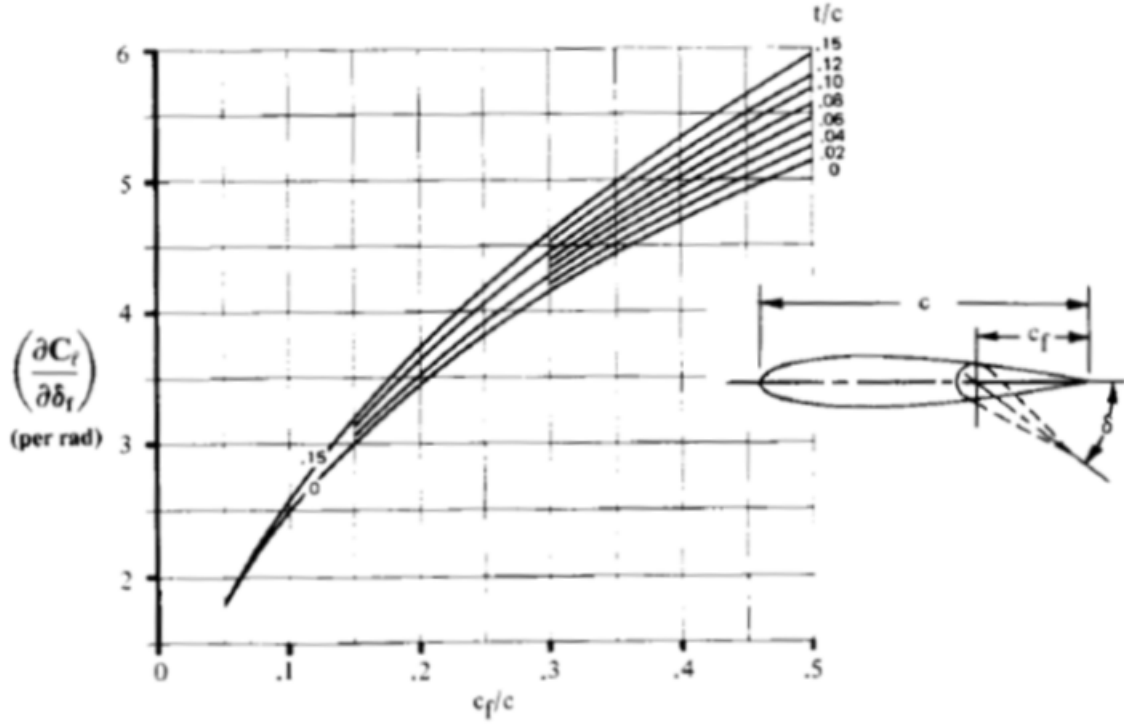
$$T_{trimtab} = \frac{1}{2}\rho V^2 \left[\sum_{n=1}^N (S_n y_n C_{L_{\delta_{tab}}} \delta_{tab}) \right] \quad (3.18)$$

Trim tab eğim açısında ise, bir önceki bölümden farklı olarak kanatçık çıkıntı eğim açısının oluşturduğu moment ile bu eğim açısının oluşturduğu dönme etkisinden dolayı oluşan ters momentin toplamı 0'a eşit olduğunda durağan halde olduğu kabul edilmiştir.

$$T_a + (T_{resist})_{tab} - T_{trimtab} = 0 \quad (3.19)$$

Bu bölümde trim tab'ın açısından gelen dönme momenti katsayısı C_{l_δ} olarak tanımlanır. Bu katsayı, trimtab'ın uçak kanatlarındaki "flap" gibi davrandığı varsayımı ile yarı empirik olarak hesaplanmıştır. C_{l_δ} katsayısı hesaplanırken, trim tab'ın her bir açı konumundaki dönme moment katsayı türevi hesaplanarak bir doğru üzerine oturtulmuştur. Kanatçıklarda dikey yönde sabit bir veter uzunluğu olmadığından $\frac{c_f}{c}$ değeri her bir şeritte değişim göstermektedir. Farklı veter uzunluklarından hesaplanarak bir doğruya oturtulan $\frac{c_f}{c}$ değerlerinin denklemi elde edilmiştir. Bu denkleme göre her bir şerit konumuna denk gelen $\frac{c_f}{c}$ değeri alınmıştır ve C_{l_δ} katsayısı elde edilmiştir. Daha sonra yarı empirik formülden C_{L_δ} katsayısı hesaplanmıştır.

t/c oranı, kanatçık kalınlığının veter uzunluğuna oranıdır ve ortalama olarak 0.04 kabul edilmiştir.



Şekil 3.3: Düz kanatçıklar için teorik taşıma katsayısı artışı

c_f/c	$\partial C_l / \partial \delta_{tab}$
0.176	3.4
0.167	3.3
0.158	3.1
0.15	3.0
0.137	2.95

Tablo 3.1: C_{l_δ} değer tablosu

$$C_{L_\delta} = 0.9 C_{l_\delta} K_f \cos(\gamma HL) \quad (3.20)$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n C_{L_\alpha} (\alpha_{cant} - \arctan(\frac{\omega y_n}{V})) y_n + \frac{1}{2} \rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n y_n C_{l_\delta} \delta_{tab} = 0 \quad (3.21)$$

Burada, kanatçıklara eğim açısı verilmediği için α_{cant} açısı değeri 0 olarak alınır.

$$-\frac{1}{2} \rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n C_{L_\alpha} \arctan(\frac{\omega y_n}{V}) y_n + \frac{1}{2} \rho V^2 \sum_{n=1}^N S_n y_n C_{l_\delta} \delta_{tab} = 0 \quad (3.22)$$

$$\sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} \arctan\left(\frac{\omega y_n}{V}\right) y_n = \sum_{n=1}^N S_n y_n C_{l\delta} \delta_{tab} \quad (3.23)$$

$$sum_{angle} = \sum_{n=1}^N S_n C_{L\alpha} \arctan\left(\frac{\omega y_n}{V}\right) y_n \quad (3.24)$$

$$sum_{tab} = \sum_{n=1}^N S_n y_n C_{l\delta} \delta_{tab} \quad (3.25)$$

Buradan δ_{tab} değeri aşağıdaki gibi bulunabilir.

$$\delta_{tab} = \frac{sum_{angle}}{sum_{tab}} \quad (3.26)$$

Hesaplamalar, trim tab'in her zaman kanatçıgın uç veterinden yerleştirildiği varsayımı ile yapılmıştır. Bunun nedeni, trim tab'in oluşturduğu momentin, moment kolu düşünüldüğünde en fazla etkinin bu bölgeden alınacak olmasıdır.

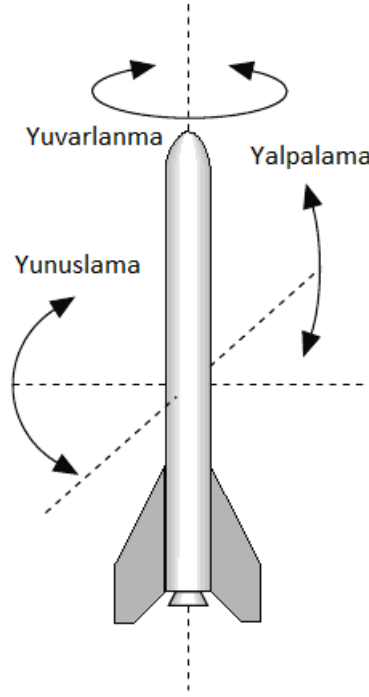
3.2. ROKETİN YALPALAMA/YUNUSLAMA DOĞAL FREKANSI

Roketler dönme eksenleri etrafında simetrikler bu yüzden yalpalama ve yunuslama hareketleri farklı eksenlerde oluşan aynı hareketler olarak kabul edilebilir (kusursuz montaj halinde). Roket uçuşu sırasında yalpalama ve yunuslama eksenlerindeki hücum açılarına ve atalet momentine bağlı bir doğal frekansa sahiptir. Bu bölümde roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansı çıkarımı yapılması hedeflenmiştir. Bu tez çalışmasında, roket kusursuz montajlanmış olarak kabul edilip yunuslama ve yalpalama eksenlerinde eşit atalet momenti değerlerine sahip olduğu kabul edilmiştir.

3.2.1. Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Formül çıkarımı

Uçuş halindeki bir roket, ağırlık merkezinden geçen yalpalama/yunuslama eksenini etrafında dönmekte serbesttir. Bu osilasyonu tanımlayan denklem aşağıdaki gibidir[14].

$$I \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{M\alpha} \alpha 180 / \pi \quad (3.27)$$



Şekil 3.4: Roketin Dönme(Roll) Yunuslama(Pitch) ve Yalpalama(Yaw) Eksenleri

Bu diferansiyel denklemi çözmek için roketin hücum açısı aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\alpha = \sin(\omega_N t) \quad (3.28)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{d\alpha}{dt} \right) = \frac{d\sin(\omega_N t)}{dt} \left(\frac{d\sin(\omega_N t)}{dt} \right) = -\omega_N^2 \sin(\omega_N t) \quad (3.29)$$

$$I(-\omega_N^2 \sin(\omega_N t)) = \frac{1}{2} \rho S d V^2 C_{M_\alpha} 180 / \pi \alpha \quad (3.30)$$

Son olarak bu denklem düzenlendiğinde yalpalama doğal frekansı;

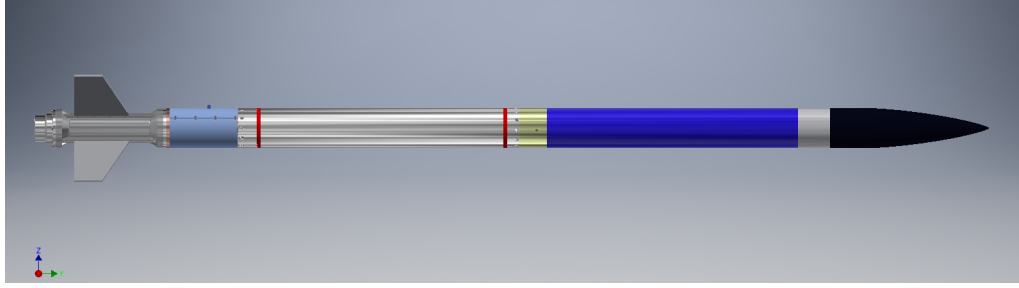
$$\omega_N = \sqrt{\frac{-\rho V^2 S d C_{M_\alpha} 180 / \pi}{2I}} \text{ rad/s} \quad (3.31)$$

şeklinde elde edilebilir.

3.2.2. Roketin Zamana Bağlı Atalet Momenti Değişimi

Bu bölümde roketin yalpalama eksenindeki atalet momenti, AutoCAD INVENTOR teknik çizim programında tüm aksamaları ile beraber montajlanmış bilgisayar çiziminden elde edilmiştir ve **Şekil 3.5**'te montaj görseli verilmiştir. Roketin tüm parçaları gerçeğe en yakın

şekilde modellenmiştir. Uçuş ağırlığı ile CAD çiziminin öngördüğü ağırlık arasındaki fark çok azdır. Roketin kuru ağırlığındaki atalet momenti aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.5: Sonda Roketi Montaj Görseli

$$I_{xxdry} = I_{zzdry} = 5.2 \text{ kg.m}^2 \quad (3.32)$$

Roketin uçuş boyunca oksitleyici ve yakıt harcadığı göz önünde bulundurularak, atalet momentinin zamana bağlı değişimi teorik olarak, MATLAB fonksiyonu oluşturularak hesaplanmıştır. Oksitleyici tank hacminden ve yakıt boyutlarından yola çıkılarak uçuş başlangıcındaki ($t=0$) ağırlık belirlenmiştir ve atalet momenti, kuru ağırlıktaki atalet momentine eklenmiştir.

Oksitleyici atalet momenti hesabı:

$$m_{ox_t} = m_{ox} - \dot{m}_{ox}t \quad (3.33)$$

$$v_{ox_t} = \frac{m_{ox_t}}{\rho_{ox}} \quad (3.34)$$

$$L_{ox_t} = \frac{v_{ox_t}}{\pi r_{ox}^2} \quad (3.35)$$

Oksitleyici tankının ağırlık merkezi aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$CG_{ox} = h_{ox} - \frac{L_{ox}}{2} \quad (3.36)$$

Oksitleyici tankı silindir geometri olduğu için atalet momenti aşağıdaki formülden hesaplanmıştır. [15]

$$I = \frac{1}{2}mr^2 \quad (3.37)$$

$$I_{xx_{ox}} = I_{yy_{ox}} = \frac{1}{2}m_{ox_t}(3r_{ox}^2 + L_{ox}^2) \quad (3.38)$$

Yakıt atalet momenti hesabı:

$$m_{f_t} = m_f - \dot{m}_f t \quad (3.39)$$

$$v_{f_t} = \frac{m_{f_t}}{\rho_f} \quad (3.40)$$

$$L_{f_t} = \frac{v_{f_t}}{\pi r_f^2} \quad (3.41)$$

$$CG_f = \frac{h_f}{2} \quad (3.42)$$

Katı yakıt silindir geometri olduğu için atalet momenti 3.37 numaralı formülden hesaplanmıştır.

$$I_{xx_f} = I_{yy_f} = \frac{1}{2}m_{f_t}(3r_f^2 + L_f^2) \quad (3.43)$$

Uçuş sırasında yanmanın gerçekleştiği süre boyunca atalet momenti değişimi aşağıdaki gibi hesaplanmıştır ve **Şekil 3.6**'da zamana bağlı değişimi gösterilmiştir.

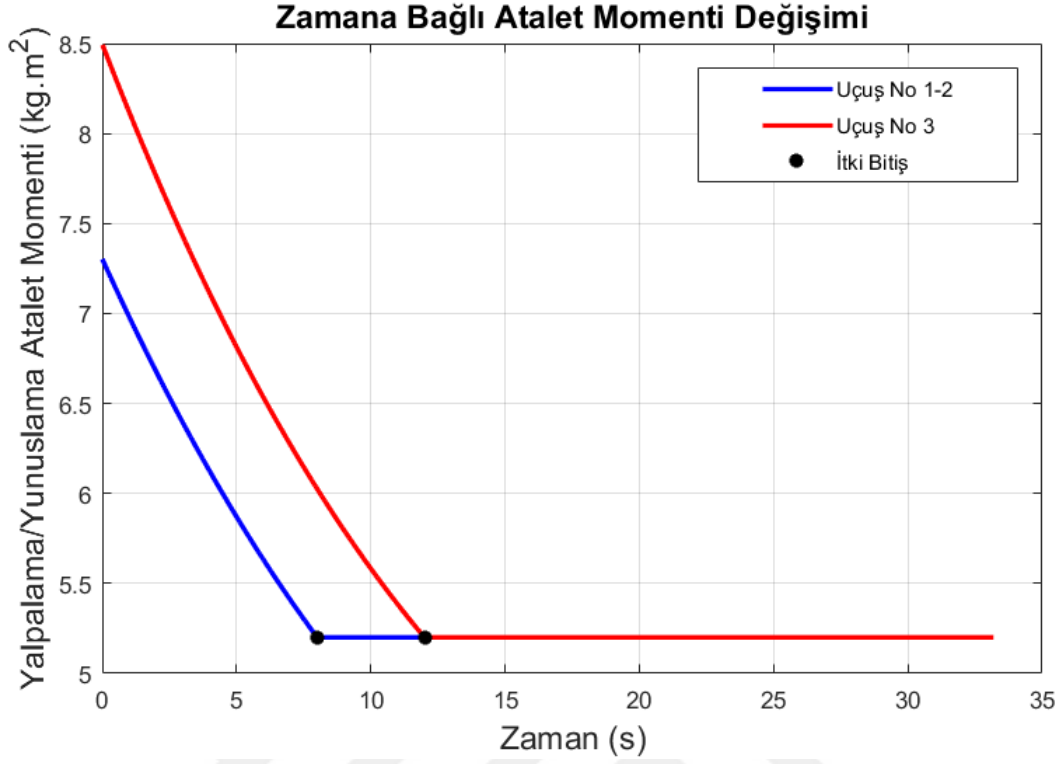
$$m_{total} = m_{dry} + m_{ox} + m_f CG = \frac{((m_{dry} CG_{dry}) + (m_f CG_f) + (m_{ox} CG_{ox}))}{(m_{dry} + m_{ox_t} + m_{f_t})} \quad (3.44)$$

$$I_{xx} = I_{yy} = (I_{xx_{dry}} + m_{dry}(CG_{dry} - CG)^2) + (I_{xx_f} + m_{f_t}(CG_f - CG)^2) + (I_{xx_{ox}} + m_{ox_t}(CG_{ox} - CG)^2) \quad (3.45)$$

3.2.3. Roketin Zamana Bağlı Hız Değişimi

Yalpalama doğal frekansını bulmak için gerekli olan hız değerleri, uçuş verilerinden elde edilen ivme değerleri kullanılarak aşağıdaki formülden elde edilmiştir ve **Şekil 3.7**'de zamana bağlı değişimi verilmiştir.

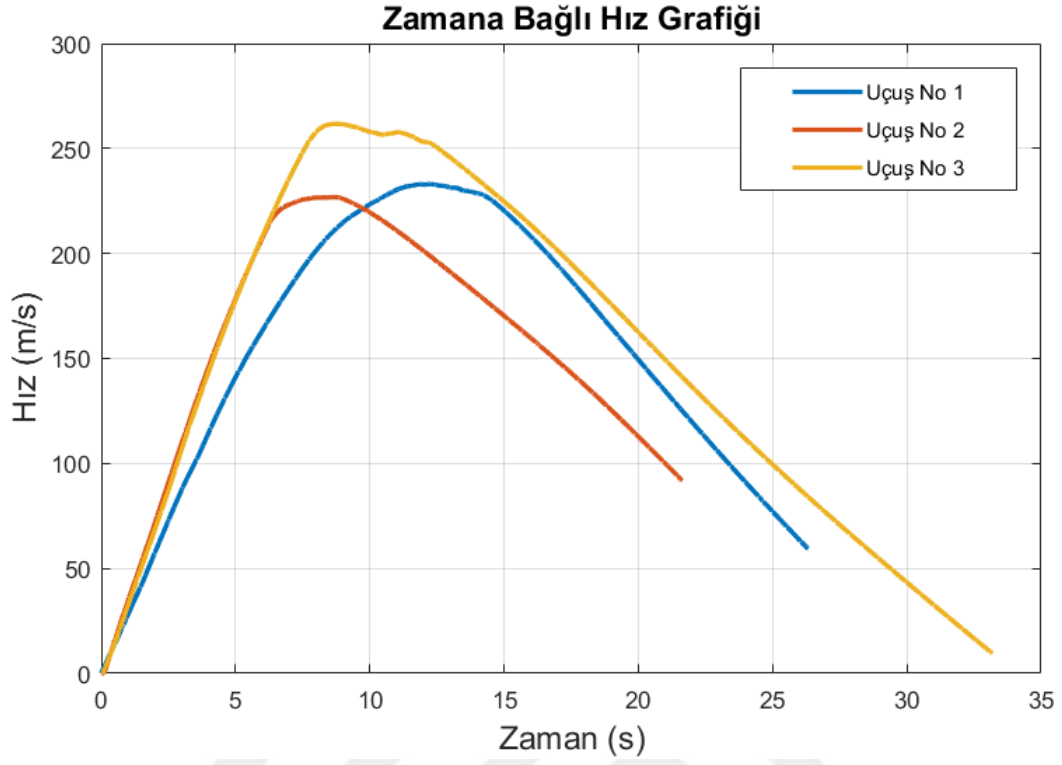
$$V_i = V_0 + a_i + \frac{1}{2}a_i(t_{i+1} - t_i) \quad (3.46)$$



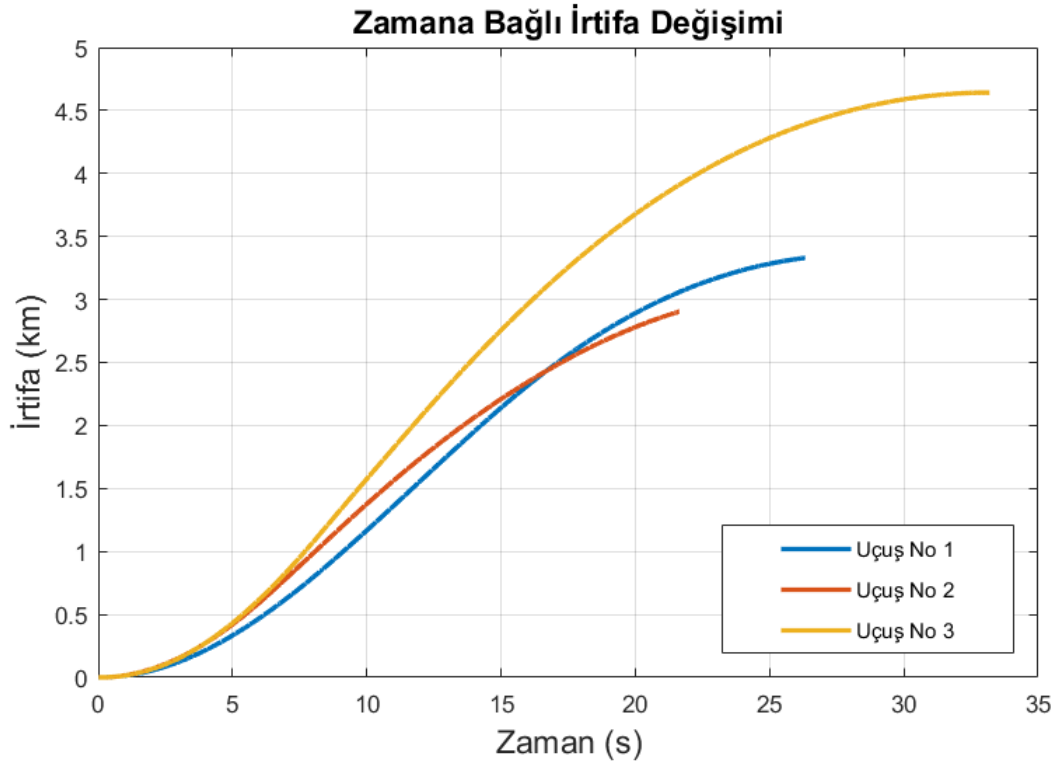
Şekil 3.6: Zamana bağlı atalet momenti değişimleri

Bulunan hız değerleri ve ivme verilerinden ise roketin uçuş boyunca bulunduğu yükseklik aşağıdaki gibi elde edilmiştir. Roketin uçuş sırasında t anında bulunduğu irtifada, havanın yoğunluğu standart atmosfer özellikleri tablosundan çekilerek belirlenmiştir ve **Şekil 3.8**'de zamana bağlı değişimi verilmiştir.

$$h_i = h_0 + (V_i + \frac{1}{2}V_i(t_{i+1} - t_i)) \quad (3.47)$$



Şekil 3.7: Zamana bağlı hız grafiği



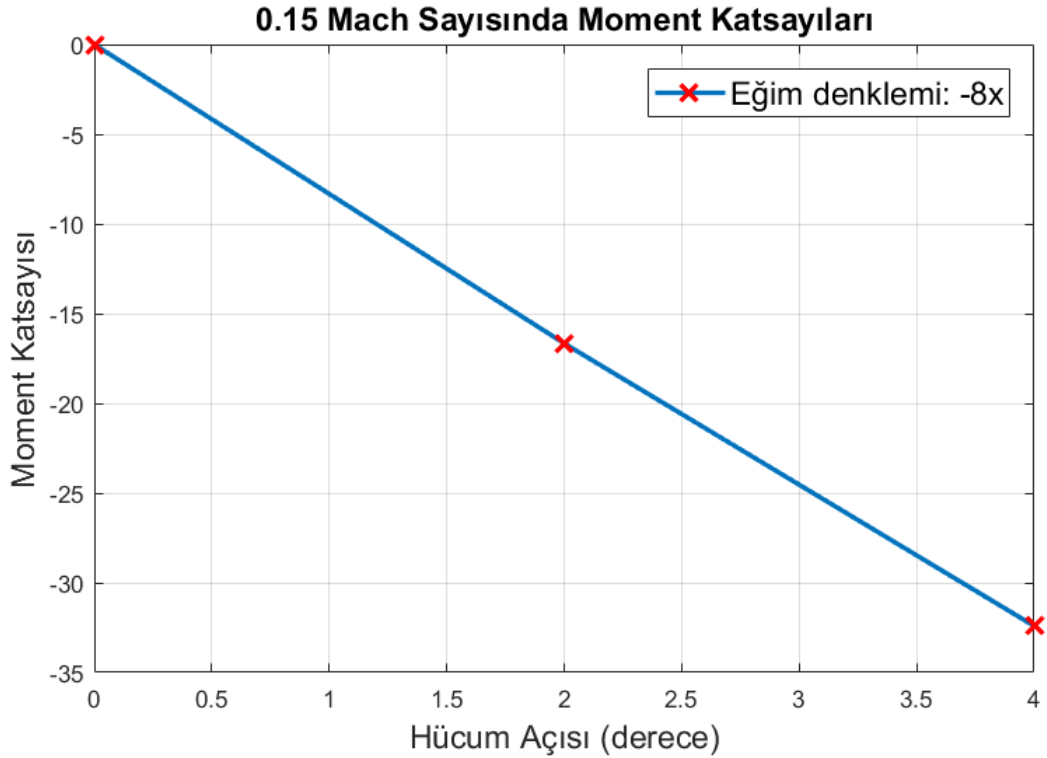
Şekil 3.8: Zamana bağlı irtifa grafiği (Zirveye kadar)

3.2.4. Roketin Moment Katsayısının Hücüm Açısına Göre Türevi

Yalpalama moment katsayısı türevi HAD analizlerinden elde edilmiştir. Roketin akış modeli, 0,2, ve 4 derece hücüm açılarındaki ve 0.15, 0.3, 0.5 ve 0.8 mach sayılarındaki moment katsayıları elde edilmiştir. Bu değerler ile moment katsayı eğrisi oluşturulduktan sonra eğri denkleminin türevinden $C_{M\alpha}$ değerleri farklı mach sayıları için elde edilmiştir. Aşağıdaki tabloda farklı hücüm açılarında 0.15 mach sayısında C_M değerleri verilmiştir. Moment katsayısı bulunurken burun ucuna göre değerler elde edilmiştir. Daha sonra roketin ağırlık merkezine göre moment katsayı değerleri düzenlenmiştir.

Hücüm Açısı	Moment Katsayısı (C_M)
0	0
2	-16.66
4	-32.41

Tablo 3.2: C_M değer tablosu (Burun Ucundan)



Şekil 3.9: 0.15 Mach sayısında hücüm açısına bağlı moment katsayısı değişimi

Şekil 3.9'da görüldüğü üzere, eğim denklemi $-8x$ olarak belirlenmiştir. Türevi alındığında 0.15 mach sayısı için $C_{M_\alpha} = -8$ 'dir. Diğer mach sayıları için de bu işlem tekrarlanmıştır ve hıza göre moment katsayı türevleri elde edilmiştir.

3.3. BİLGİSAYAR DESTEKLİ HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ MATEMATİKSEL MODELLEME

Analitik hesaplamalardan sonra, eğim açısı ile elde edilmesi beklenen dönme hızlarının doğruluğunu kontrol etmek için bilgisayar destekli HAD analizleri kullanılmıştır. HAD analizleri, Ansys Fluent ticari yazılımının 2018 versiyonu ile gerçekleştirilmiştir. Kullanılan lisans ticari lisanstır ve ağ sayısında sınırlama yoktur. Analizlerin yapıldığı bilgisayar, 4 çekirdekli ve CPU Intel i7-7700 HQ işlemciye sahiptir. Bilgisayarın 32 gb RAM'i mevcuttur.

Kanatçıklardaki eğim açısının oluşturduğu dönme etkisi, roketin üzerindeki viskoz akış ve akışkanlar dinamiği denklemleri olan momentum ve süreklilik denklemleri ile bilgisayar destekli HAD analizlerinde çözülmüştür. Bu bölümde HAD analizi için kullanılan Ansys Fluent programının çözümlendiği akışkanın hareketi ile ilgili denklemlere, ağ yapısı ve çözüm alanının oluşturulması anlatılmaktadır. Ansys Fluent'te roketin kanatçıklarının bulunduğu bölge ayrı bir akış alanı olarak tanımlanmıştır ve sadece bu bölgeye hareketli referans sistemi tanımlanmıştır. Bu şekilde, roketin kanatçıklarındaki bölgeye farklı dönme hızları verilerek roket üzerindeki toplam momenti sıfır yapacak dönme hızı değerinin bulunması hedeflenmiştir. Bu durumu sağlayan dönme hız değerinin, roketin belli bir kanatçık eğim açısında elde edeceği dönme hızına eşit olacağı öngörülmüştür. Hareketli referans sistemi seçildiği için, hız formülasyonunda göreceli hız formülasyonu (Relative Velocity Formulation) seçilmiştir ve denklemlerin bu formülasyona göre düzenlenmiş halleri ilerleyen bölümlerde verilmiştir. HAD Analizleri üç boyutlu model üzerinde gerçekleştirilmiştir. Üç boyutlu model, Inventor Autodesk ticari çizim programında oluşturulmuştur. Model, uçuş konfigürasyonuna en yakın şekilde ancak akış modelinde zorluk çıkarmayacak şekilde tek bir parça halinde çizilmiştir. **Şekil 3.10'**da dış akış analizine uygun hale getirilmiş roket geometrisi verilmiştir.



Şekil 3.10: HAD Analizleri için hazırlanan üç boyutlu roket geometrisi

HAD analizlerinde 3 ayrı roket tipi kullanılmıştır. Öncelikle referans olması için roketin kanatçıklarında eğim açısı olmadan analizler yapılmıştır ve bu analizler ağ yapısı bağımsızlığı çalışmasında kullanılmıştır. Bu çalışma ileriki bölümlerde anlatılmıştır. Ağ yapısına karar verildikten sonra iki ayrı eğim açısı yönteminin, 0.15, 0.3, 0.5, 0.7, 0.8 mach sayılarında analizleri yapılmıştır.

3.3.1. Kütleinin Korunumu

Kütleinin korunumu kanununa göre hareket halinde olan bir cismin kütlesi hareketi boyunca sabittir. Aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v} = 0 \quad (3.48)$$

Göreceli hız denklemine göre kütleinin korunumu aşağıdaki gibi yazılabilir

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (3.49)$$

3.3.2. Momentumun Korunumu

Momentumun korunumu kanununa göre eğer sisteme dışarıdan etki eden bir kuvvet yoksa sistemin momentumu sabittir. Aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla \cdot \bar{\bar{\tau}} + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.50)$$

Bu denklemde p statik basınç, $\bar{\bar{\tau}}$ stres tensörü, $\rho \vec{g}$ ve $\vec{F}$ yerçekimsel cisim kuvvetleri ve dış kuvvetlerdir. Göreceli hız denklemi formülasyonuna göre dönen referans sistemi hız denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$\vec{\alpha} = \frac{d\vec{\omega}}{dt} \quad (3.51)$$

ve

$$\vec{a} = \frac{d\vec{v}_t}{dt} \quad (3.52)$$

Göreceli hız denklemlerine göre momentum korunumu aşağıdaki gibi düzenlenir.

$$\frac{\partial(\rho \vec{v}_r)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}_r) + \rho(2\vec{\omega} \times \vec{v}_r + \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{a} \times \vec{r} + \vec{a}) = -\nabla \cdot p + \nabla \cdot \vec{\tau}_r + \vec{F} \quad (3.53)$$

3.3.3. Enerjinin Korunumu

Enerjinin korunumu denklemi, termodinamiğin birinci kanunu ve durum denkleminden çıkarılır. Kontrol hacime etkiyen ısı ve yapılan işin toplamı sistemdeki enerji değişim hızına eşitlenir. Enerji korunumu denklemi birçok farklı şekilde yazılabilir, bu çalışmada kullanılan paket program içinde kullanılan enerjinin korunumu formülü aşağıdaki gibidir.

$$\frac{\partial(\rho E_r)}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}_r H_r) = \nabla(k \nabla T + \vec{\tau}_r \cdot \vec{v}_r) + S_h \quad (3.54)$$

3.3.4. Hâl Denklemi

Bu çalışmada akışkan havadır ve ideal gaz olarak kabul edilmiştir. İdeal gaz denklemi aşağıdaki gibidir.

$$p = \rho RT \quad (3.55)$$

3.3.5. Navier-Stokes Denklemleri

Roket etrafındaki viskoz akışı Navier Stokes denklemleri ile tanımlayabiliriz. Navier Stokes denklemleri kütle, enerji ve momentum korunum kanunlarından türetilir. Kısaca kütle ve momentum korunumunun diferansiyel olarak tanımlanabilir. x-yönünde:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + g_x + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (3.56)$$

y-yönünde:

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + g_y + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3.57)$$

z-yönünde:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + g_w + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (3.58)$$

3.3.6. k- ω SST Türbülans Modeli

Bu çalışmada türbülans modellemesi olarak k- ω SST seçilmiştir. k- ω SST Türbülans modelinde türbülanslı akış hareketleri k ve ω olmak üzere 2 ayrı türbülans kayma gerilimi taşınım denklemi ile tanımlanır. Bu modelin seçilmesinin nedeni kullandığı taşınım denklemleri ile daha kesin sonuçlara ulaşması ve daha fazla sayıda akış modeline uygun olmasıdır. k türbülans kinetik enerjisi ve ω türbülans frekansı olmak üzere transfer denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k + S_k \quad (3.59)$$

ve

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3.60)$$

Bu denklemde $+G_k$ türbülans enerjisinin hız gradyanları ile oluşumunu, $+G_\omega$ ise ω 'nın oluşumunu simgeler. Γ_k ve Γ_ω k ve ω 'nın efektif yayılma gücünü ifade ederken Y_k ve Y_ω türbülansa bağlı dağılmayı ifade eder. S_k ve S_ω kullanıcı kontrolünde girilen kaynak terimleridir ancak bu çalışmada yer verilmemiştir.

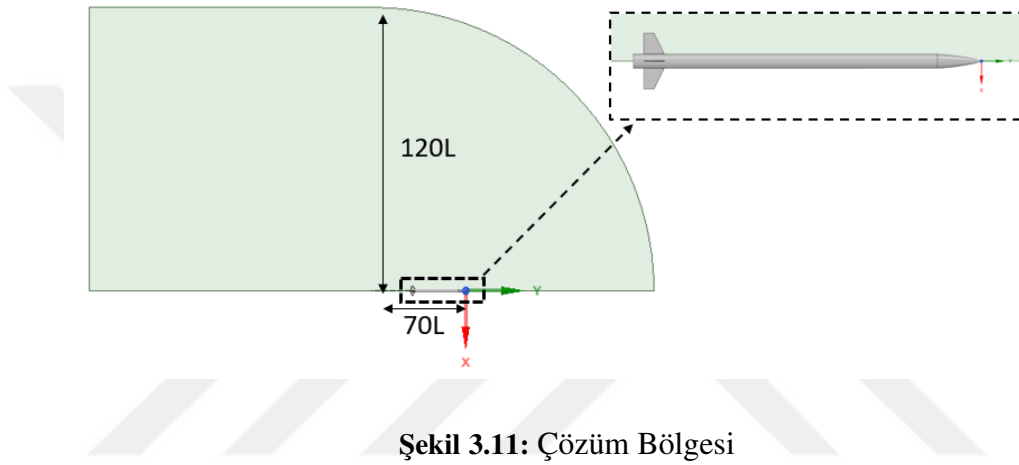
3.3.7. Eşlenik Çözüm Algoritması

Fluent analizlerinde eşlenik çözüm metodu kullanılmıştır. Bu metod basınç tabanlı eşlenik algoritmayı hız ile eşleyerek kullanır. Bu algoritma ile, durağan durumdaki (steady-state) akış çözümlerinde ayrılmış (segregated) çözümlere göre daha güvenilir ve hızlı sonuçlar elde edilir. Eşlenik çözüm algoritması momentum ve basınç tabanlı durum denklemlerini beraber çözer. Basınç gradyanlarını momentum denklemleri ile örtük ayrıştırma metoduyla bulunmuştur.

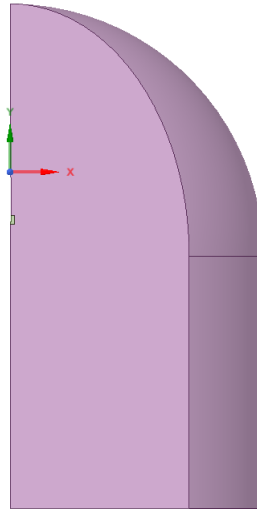
3.3.8. Çözüm Bölgesi

Çözüm bölgesi oluşturulurken roketin burnu orijin olarak kabul edilmiştir ve orijinden -y yönünde 70L gerisinden 24L çaplı daire çizilmiştir. Daire merkezinden çizilen çizgiden yarıçapı

kadar genişlikte bir dikdörtgen çizilip y eksenini etrafında döndürülerek çözüm bölgesi elde edilmiştir. Çözüm zamanını kısaltmak için, roketin simetrik olmasından yararlanılarak, 4 eşit parçaya bölünmüştür ve çeyrek model üzerinde çalışılmıştır. Dönen referans sistemi ile çalışılan geometrilerde ise roketin kanatçık kısmı roketin alt kısmından $0.1 L$, aşağısından $0.15 L$ uzunluğunda dikdörtgen çizilerek, y eksenini etrafında kanatçıkları da içinde bulunduracak şekilde ayrı bir dönen referans sistemi olarak tanımlanacak çözüm bölgesi oluşturulmuştur. Çözüm bölgesi görselleri **Şekil 3.11**'deki gibidir.



Şekil 3.11: Çözüm Bölgesi

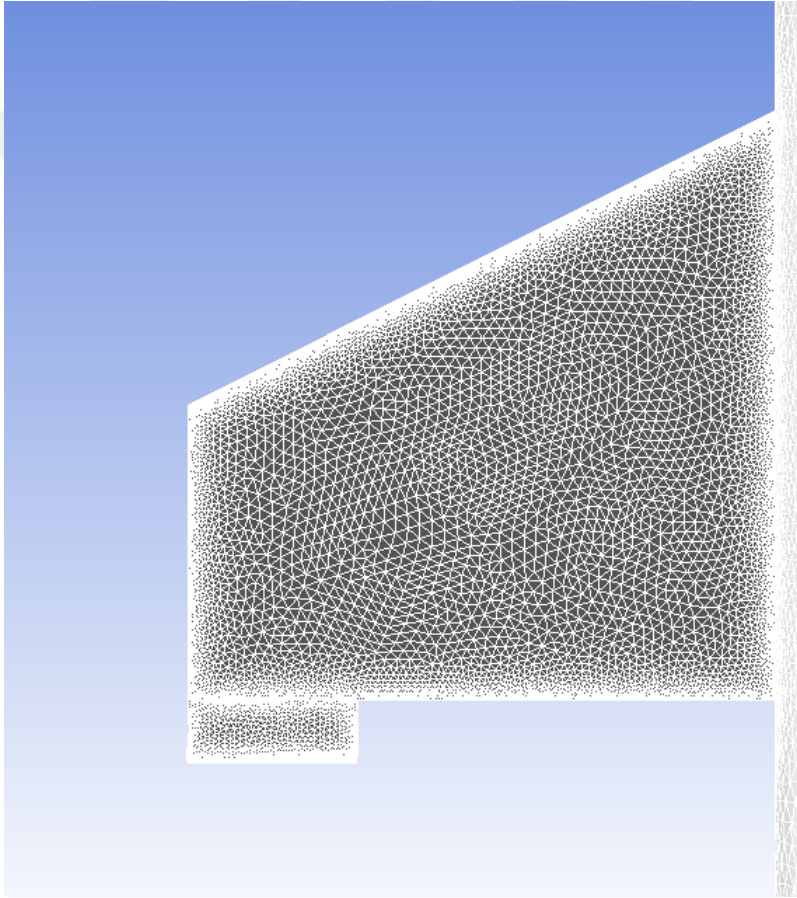


Şekil 3.12: 3 Boyutlu Çözüm Domaini

3.3.9. Ağ Yapısı

Ağ yapısı olarak üçgensel hücreler seçilmiştir. Roketin yüzeyine yakın akış alanlarının daha iyi incelenmesi adına hacimsel kontrol geometrileri oluşturulmuştur ve buradaki hücre boyutları daha küçük boyutlarda oluşturulmuştur. Bu çalışmada dönme etkisi kanatçıkların ucundaki çıkıntılara eğim açısı verilerek oluşturulduğundan, kanatçıklar üzerindeki akışın daha doğru bir sonuç vermesi için kanatçık üzerindeki yüzey çizgileri, eşit aralıklara bölünerek daha sık bir ağ yapısı oluşturulmuştur. **Şekil 3.13**'te ağ yapısının görseli verilmiştir.

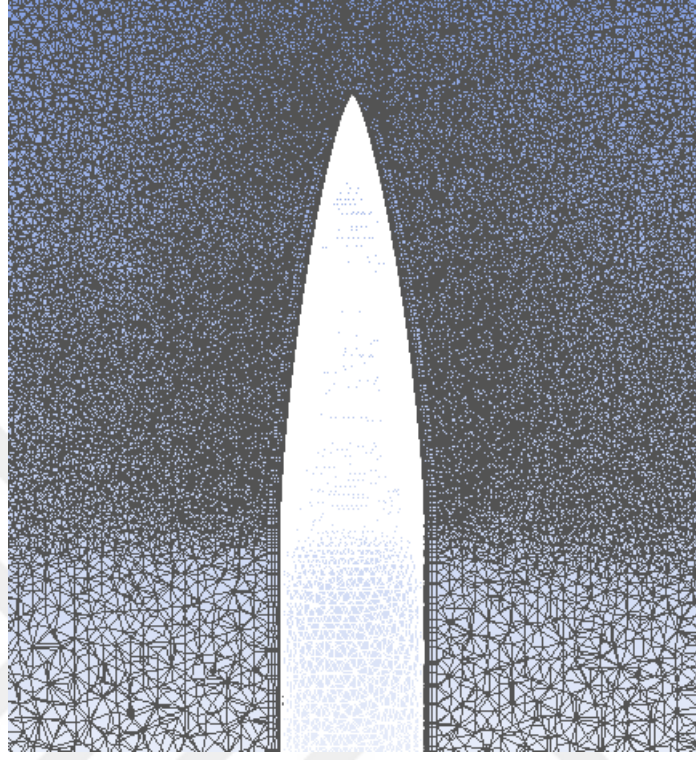
Dış akışın roket yüzeyine daha yakın ve düzensizliklerin olacağı bölgelerde, Ansys Meshing programında "body of influence" (BOI) komutundan yararlanılmıştır. Bu metodda, burun ucu ve roketin tabandan sonraki kısımlarına, ayrı çözüm bölgeleri tanımlanmıştır ve bu bölgelere özel boyutlandırma yapılmıştır. Roket etrafındaki ağ yapısı, çözüm süresi düşünülerek,



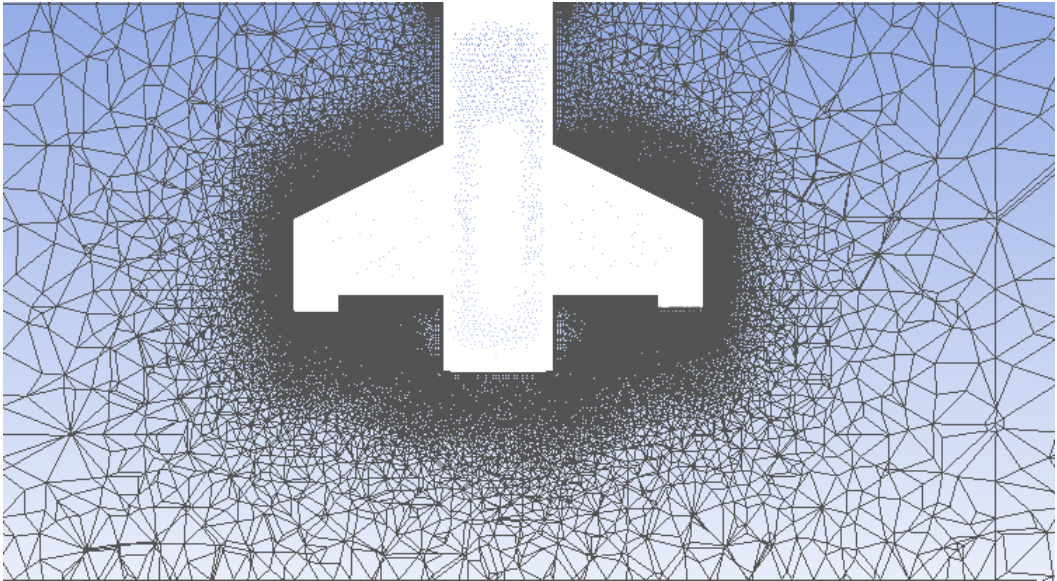
Şekil 3.13: Kanatçık Üzerindeki Ağ Yapısı

roketten uzaklaştıkça büyüyecek şekilde ayarlanmıştır. Burun ucu, kanatçıklar ve trim tab gibi

hesaplamalar açısından hassas sayılabilecek bölgelerde daha küçük ağ yapısına yer verilmiştir. (Şekil 3.14 ve Şekil 3.15)



Şekil 3.14: Burun Etrafındaki Ağ Yapısı



Şekil 3.15: Kanatçık Etrafındaki Ağ Yapısı

Yüzey Adı	Baz boyuta göre min/max oranları
Burun	0.05/0.1
Gövde	0.1/2
Kanatçık	0.05/0.1
Trim Tab	0.05/0.075
Taban	0.05/0.1

Tablo 3.3: Roket yüzeyleri ağ yapısının baz boyuta göre minimum ve maksimum oranları

3.3.10. Ağ Yapısı Bağımsızlığı Çalışması

Nümerik çözümlerde ağ yapısındaki hücrelerin boyutu çözümü etkiler. Ağ yapısı bağımsızlığı çalışmasının amacı, elde edilen sonuçların hücre sayısına bağlı olarak değişmediğinden emin olmaktır. Bu çalışmada bilgisayar analizleri yapılmadan önce, ağ yapısı boyutu, alınan sonuçların doğruluğu ve çözüm hızının uygunluğu göz önünde bulundurularak en uygun boyutun seçilmesi için ağ bağımsızlığı çalışması yapılmıştır. Ağ yapısı oluşturmadan önce 8 farklı baz boyut belirlenmiştir. Bu baz boyutlarının 0.01 katı minimum hücre boyutu, 300 katı ise maksimum hücre boyutu olarak belirlenmiştir. Baz boyutlara göre elde edilen hücre sayısı **Tablo 3.4**'te verilmiştir.

Çözümün ağ yapısından bağımsız olduğunu kanıtlamak için yalın haldeki roket geometrisinde farklı sıklıklarda ağ yapısı denenmiştir ve elde edilen sonuçlara göre hem hızlı hem de kabul görececek doğrulukta olan çözümü elde etmeyi sağlayacak ağ yapısı bu çalışmanın sonucuna göre seçilmiştir. Farklı hücre sayısında ağ yapıları oluşturulurken, sınır tabaka ağ yapısı boyutu sabit tutulmuştur. Sınır tabaka, 18 kademeden oluşmaktadır ve başlangıç kademesinin boyutu 0.001 cm olarak belirlenmiştir. Ağ yapısı oluşturulurken, bilgisayar ortamında oluşturulan roket modelinin yüzeyleri farklı bölgelere bölünmüştür ve bu bölgeler, baz boyuta göre oranlandırılmıştır. Farklı baz boyutlarında ağ yapısı oluşturulurken bu oranlar sabit tutulmuştur. Yüzey boyut oranları **Tablo 3.3**'te verilmiştir. 7 farklı analiz sonucunda sürüklenme katsayıları elde edilmiştir. Maksimum hücre sayısına sahip ağ yapısının sürüklenme katsayısı baz alınarak, diğer baz sayılarında yapılan analizlerin sürüklenme katsayılarının maksimum hücre sayısındaki sürüklenme katsayı ile arasında olan yüzde farkları hesaplanmıştır. Yüzde 4 farkın altı, çözümün güvenilirliği bakımından yeterli kabul edilmiştir. **Tablo 3.5** tablosundan görüldüğü üzere 1.75 baz sayısı seçilen kritere uygun görülmüştür ve modelleme için ağ yapısı bu baz sayısı üzerinden oluşturulmuştur. **Şekil 3.16**'da görüldüğü üzere, hücre

Baz (m)	Hücre Sayısı
3	862299
2.75	958714
2.5	1123150
2	1784707
1.75	2388052
1.5	3373500
1.25	5145081

Tablo 3.4: Baz alınan hücre büyüklüğüne göre değişen hücre sayısı

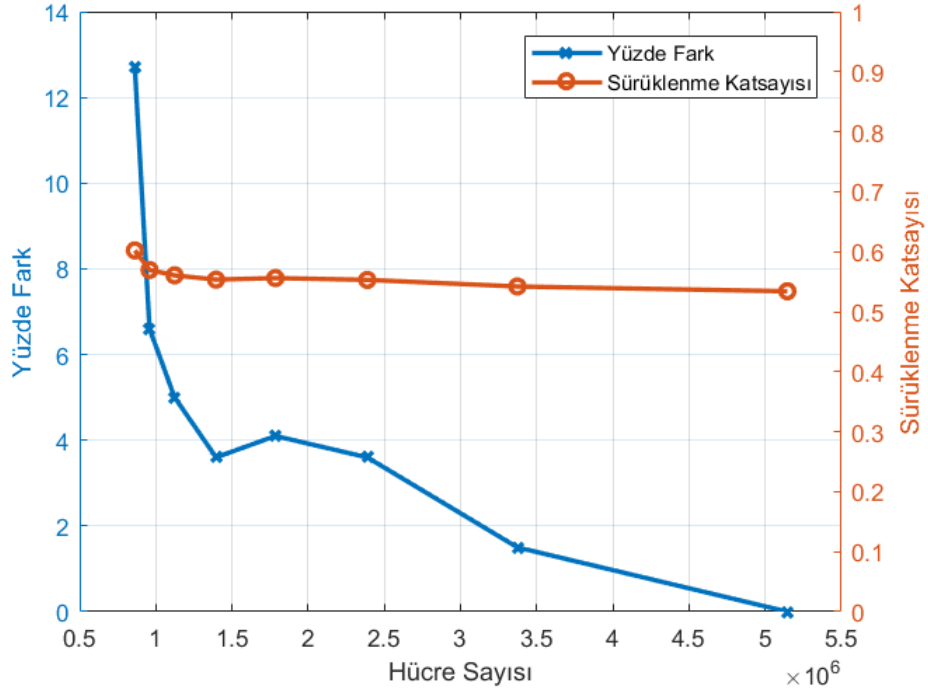
Hücre Sayısı	Sürüklenme Katsayısı	Yüzde Fark
862299	0.602	12.7
958714	0.5695	6.6
1123150	0.5605	5.0
1784707	0.556	4.1
2388052	0.553	3.6
3373500	0.542	1.5
5145081	0.534	0

Tablo 3.5: Hücre sayıları ile elde edilen sürüklenme katsayıları ve bu katsayıların en büyük hücre sayısı ile elde edilen sürüklenme katsayısı ile arasındaki yüzde farkları

sayısının 1 milyondan az olduğu baz boyutlarda, sürüklenme katsayısının değişimi kolaylıkla farkedilmektedir. 1.5 milyon hücre sayısından sonra sürüklenme katsayısındaki fark giderek azalmaktadır. Çözüm hızı ve çözüm doğruluğu göz önünde bulundurularak, daha önce de bahsedildiği gibi 1.75 metre baz boyutunun uygunluğuna karar verilmiştir.

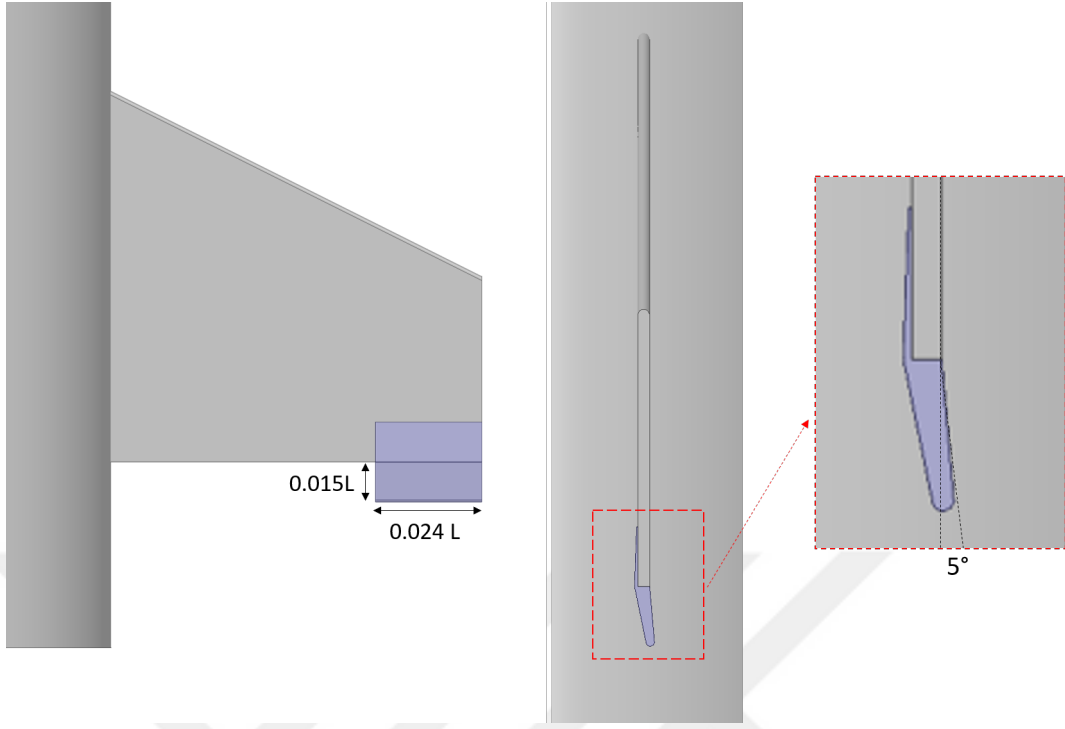
3.4. UÇUŞTA KULLANILAN DÖNME ETKİSİ ELEMANI

Dönme etkisi ile uçuş dengesini sağlayan sonda roketlerinde, dönme hızı genellikle 4-6 Hz arasındadır [16]. Bu çalışmada, maksimum mach sayısında 4 Hz (~ 25 rad/s) dönme hızına ulaşmak hedeflenmiştir. 4 Hz üzeri dönme hızı tercih edilmemiştir. Bunun nedeni yüksek dönme hızlarında, oksitleyici tankında oluşan sıvı sirkülasyonudur. Yüksek hızlarda dönme hızı olan roketin uçuşu sırasında, sıvı sirkülasyonu oksitleyici tankındaki sıvının duvarlara yapışarak yeterli oksitleyici debisinin elde edilememesine sebep olabilir. Analitik hesaplamalar, bilgisayar destekli HAD analizleri ile desteklendikten sonra, 4 Hz dönme hızını verecek iki ayrı dönme etkisi elemanı incelenmiştir ve uçuşta trim tab eğim açısı ile dönme etkisi verilmesine karar verilmiştir. Bunun nedeni, kanatçıgın kök veterden döndürülmesi ile verilen dönme etkisi

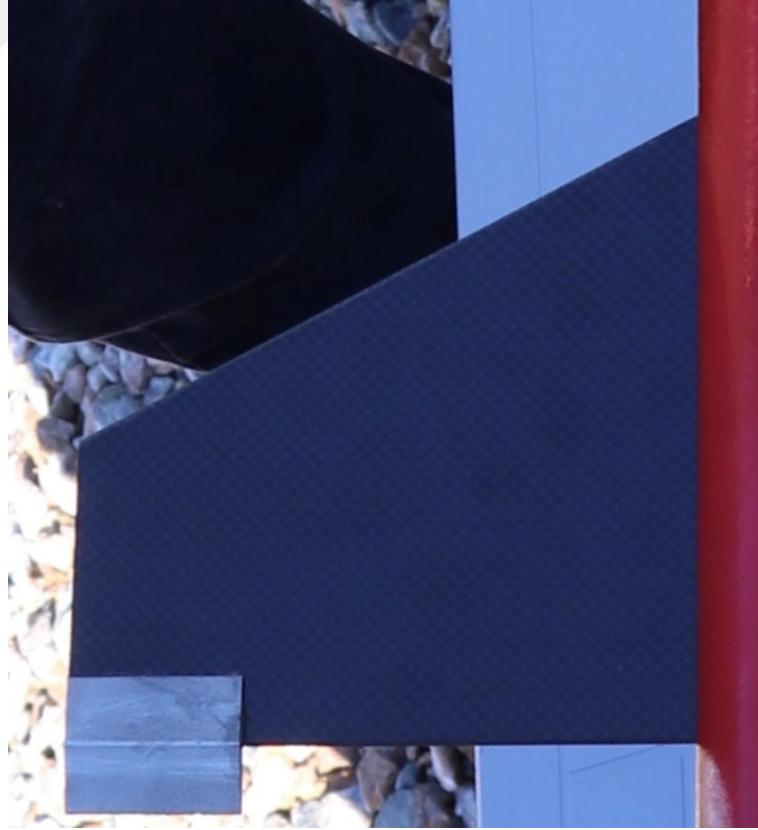


Şekil 3.16: Hücre sayısına bağlı olarak sürüklenme katsayıları ve katsayıların yüzde olarak değişimi grafiği

için 0.5° 'lik bir açı gerektiği hesaplanmıştır. Ancak montajlama sırasında bu denli küçük bir açının bütün kanatçıklara doğru şekilde verilmesi zor olacağından, dönme etkisinin montaj açısından daha kolay olan trim tab yöntemi ile verilmesine karar verilmiştir. Trim tab'ın boyutları 4 Hz dönme hızını verecek şekilde, analitik hesaplara ve HAD analizlerine dayanılarak 5° eğim açısı olacak şekilde tasarlanmıştır. Şekil 3.17'de trim tab boyutları ve montaj modeli görselleştirilmiştir. Kod, analiz ve uçuş verileri aşağıdaki bölümlerde verilmiştir. Trim tab üretim malzemesi olarak alüminyum 6061 seçilmiştir. Trim tab üretimi için malzeme seçimi yapılırken, roketin toplam ağırlığına etkisinin az olmasına ve uçuş sırasında üzerine gelen yüklere dayanıklı bir malzeme olmasına dikkat edilmiştir. Ayrıca, trim tab geometrisi göz önünde bulundurulduğunda kolay işlenebilen bir malzeme tercih edilmiştir. Hem hafif hem dayanıklı hem de işlenmesi kolay bir malzeme olan alüminyum 6061, trim tab'ın üretileceği malzemesi olarak seçilmiştir. CNC tezgahında 5° eğim açısı kusursuzca verilmiştir. Trim tab, uçuş öncesinde karbon fiber kanatçıklara Epoxy Resin güçlü yapıştırıcı ile montajlanmıştır.



Şekil 3.17: Trim tab Ölçüleri



Şekil 3.18: Trim tab montajı

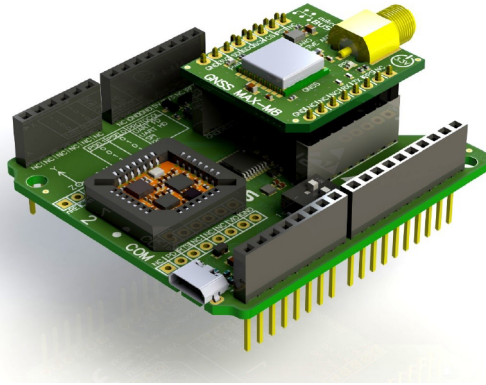


Şekil 3.19: Bu çalışmada uçuşu gerçekleştirilen hibrit yakıtlı sonda roketi

3.5. UÇUŞ VERİ TOPLAMA

3.5.1. Veri okuma ve kaydetme

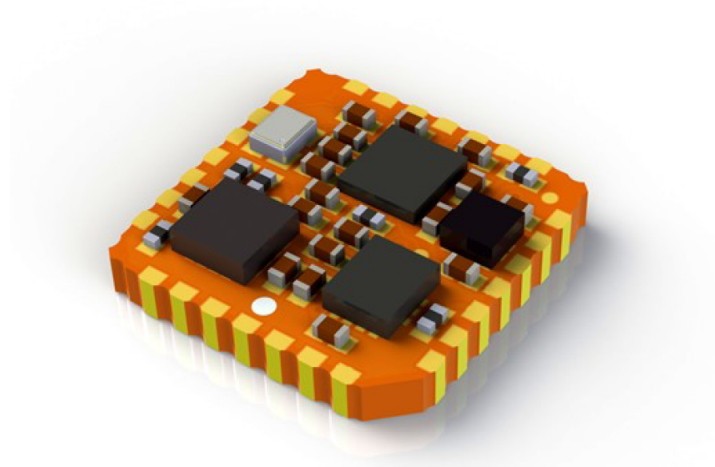
Uçuş sırasında verilerin elde edilmesi için, roketin burun kısmına aviyonik sistemler yerleştirilmiştir. Bu çalışmada, yuvarlanma, yalpalama, yunuslama, hız ve pozisyon verilerini uçuş süresince kaydedebilen GNSS/INS modülü Xsens Mti-7 (Şekil 3.21) sensörü kullanılmıştır. Bu sensör geliştirme kartı içinde bulunur (Şekil 3.20) ve yer kontrol noktası ile haberleşmesini anten ile sağlar. Uçuş sırasında bu sensörden alınan veriler, yer kontrolü tarafından kayıtlı edilmiştir. Xsens elektronik kartı ve GNSS/INS modülü sırasıyla Şekil 3.20 ve Şekil 3.21’de verilmiştir.



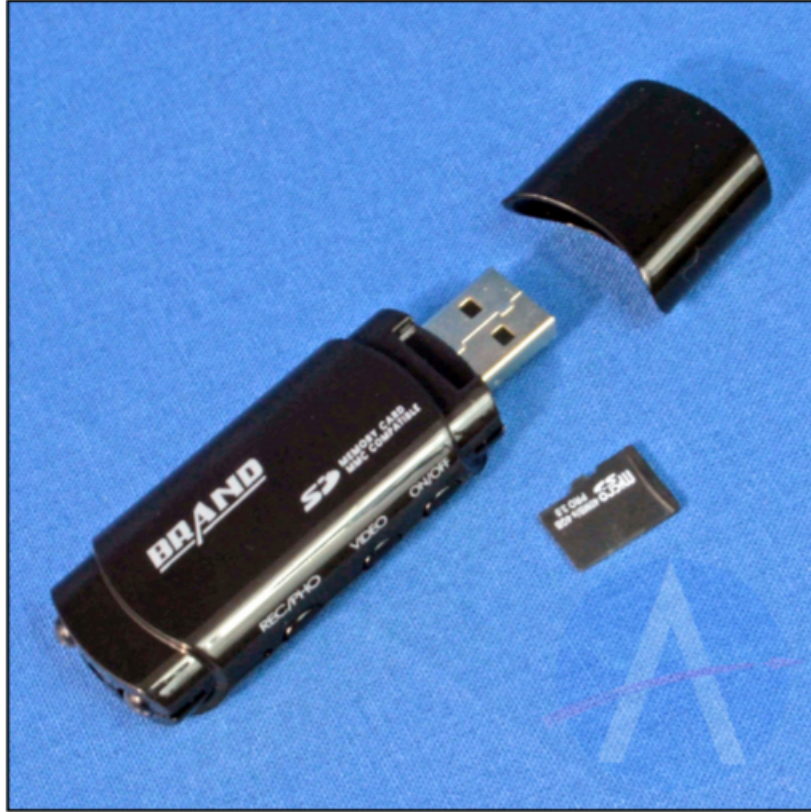
Şekil 3.20: XSENS Mti-7 Sensör [17]

3.5.2. Görüntü alma

Uçuş süresince görüntü kaydı almak üzere roket gövdesine kamera yerleştirilmiştir. Kamera yerleşimi için roketin gövde kısmına yuva açılmıştır. Seçilen kamera genellikle model roketlerde görüntü almak için kullanılan U-838 HD video kamerasıdır. Hareket tespit sensörleri sayesinde, durağan halden hareket haline geçtiğinde kayıt etmeye başlar. Kamera görseli Şekil 3.22’de verilmiştir.



Şekil 3.21: XSENS Mti-7, GNSS/INS Sensör Modülü[17]



Şekil 3.22: U-838 HD Video kamera [18]

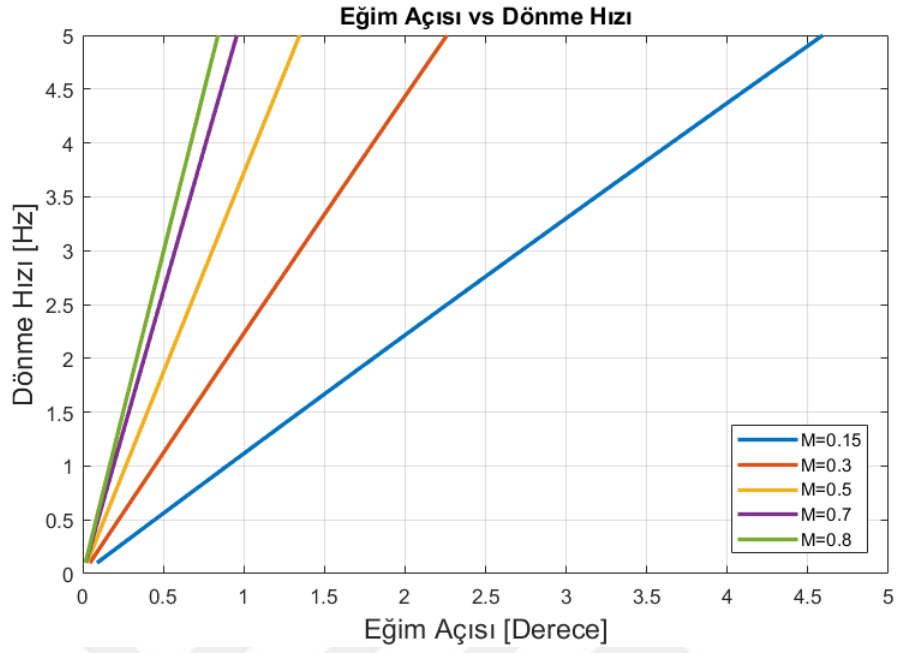
4. BULGULAR

Bu bölümde analitik hesaplamaların yapıldığı kod sonuçlarına, bilgisayar destekli HAD analizleri sonuçlarına, gerçekleştirilen uçuşların sonuçlarına, roketin uçuş sırasında dönme hızında görülen beklenmeyen düşüşün sebebi olduğu düşünülen yalpalama/yunuslama doğal frekansına ve son olarak bu verilerin karşılaştırmalarına yer verilmiştir.

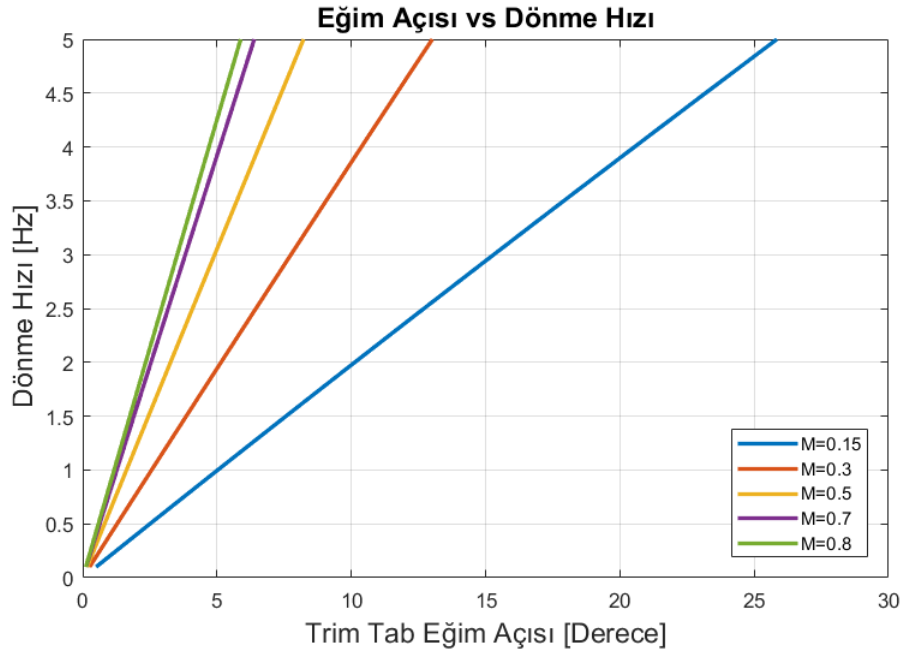
4.1. KOD SONUÇLARI

Yapılan analitik hesaplamalar sonucunda, farklı mach sayıları için dönme hızının eğim açısına göre değişimleri elde edilmiştir. İki ayrı eğim açısının grafikleri **Şekil 4.1** ve **Şekil 4.2'** de verilmiştir. Grafiklerde eğim açısının artması ile dönme hızının da arttığı görülmüştür.

Analitik hesabın aksine, gerçek uçuş anında dönme hızının beklendiği üzere tamamen doğrusal olmadığı tespit edilmiştir. Kanatçığın döndürülmesi ile verilen dönme etkisinde çok daha hassas açılar ile istenilen dönme hızının elde edildiği görülebilir. Bunun nedeni tüm kanatçık yüzey alanı, eğim açısı ile beraber moment oluşturan yüzeye katılmasıdır ve daha fazla moment oluşturmaktadır. Trim tab ile verilen dönme etkisinde moment oluşturan yüzey alanı daha az olduğundan daha büyük açılar ile istenilen dönme hızı elde edilebilir.



Şekil 4.1: Kök veterin döndürülmesi ile verilen eğim açısının farklı Mach sayılarına göre oluşturduğu dönme hızları grafiği



Şekil 4.2: Trim tab ile verilen eğim açısının farklı Mach sayılarına göre oluşturduğu dönme hızları grafiği

4.2. ANALİZ SONUÇLARI

Önceki bölümlerde de bahsedildiği gibi, 2 farklı eğim açısı yönteminin HAD analizleri farklı mach sayılarında gerçekleştirilmiştir. Aşağıdaki tablolarda HAD analizleri dönme hızı sonuçlarını verilmiştir. Tablolardaki veriler incelendiğinde, analitik hesaplamaları doğrulayıcı

Mach Sayısı	Dönme Hızı (rad/s)
0.15	6
0.3	12
0.5	20.9
0.7	27
0.8	29

Tablo 4.1: 5 derece eğim açılı trim tab dönme hızı değer tablosu

Mach Sayısı	Dönme Hızı (rad/s)
0.15	4
0.3	7.6
0.5	13
0.7	17.3
0.8	19.1

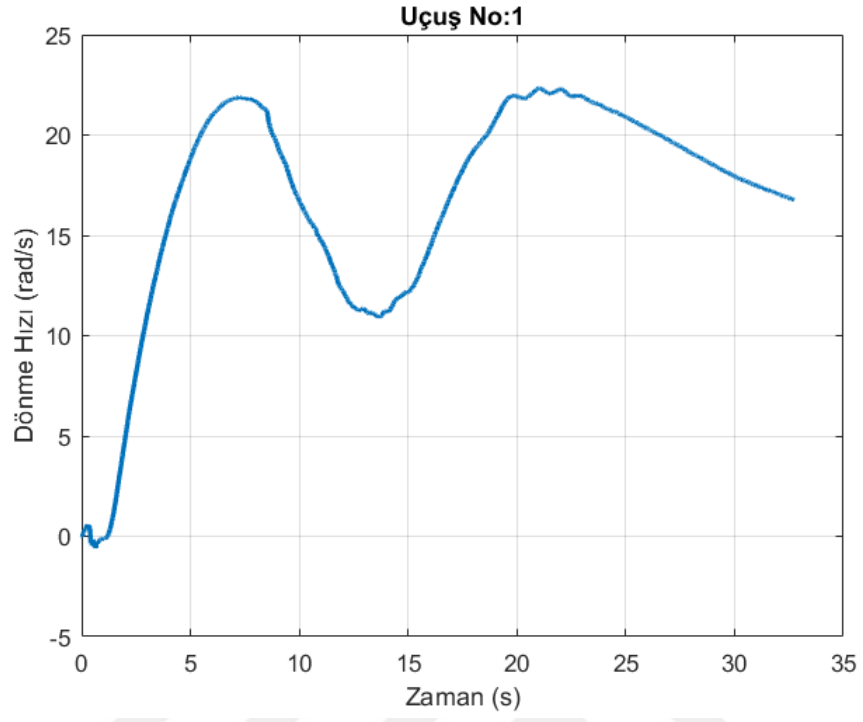
Tablo 4.2: 0.5 derece eğim açılı kanatçık dönme hızı değer tablosu

değerler görülmüştür. Mach sayısının artması ile beraber dönme hızının arttığı görülmüştür. Bunun nedeni kanatçık ve trim tab ile oluşan momentin mach sayısı ile doğru orantılı bir şekilde artması ile ilişkilendirilebilir.

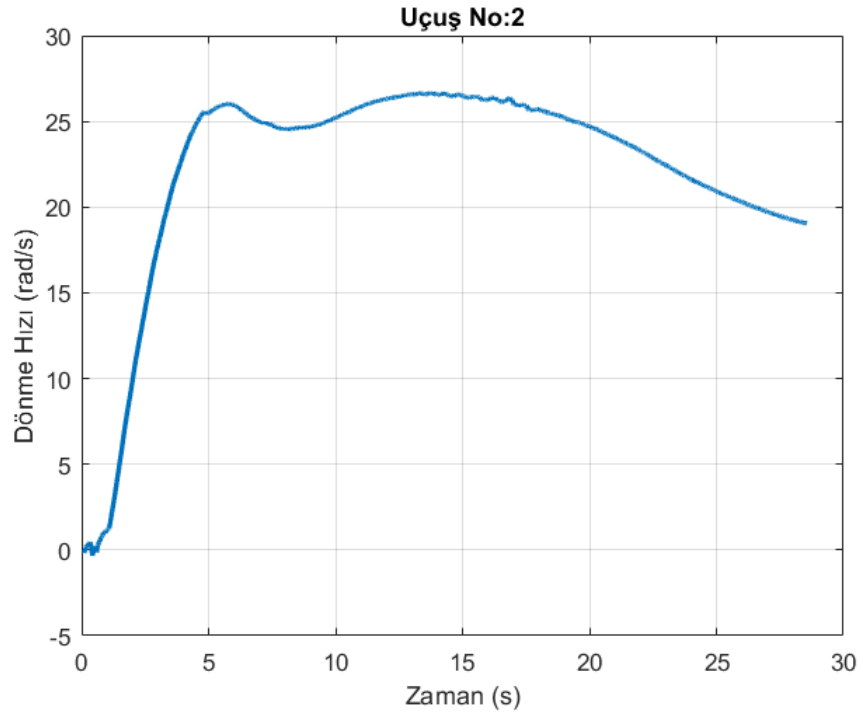
4.3. UÇUŞ SONUÇLARI

Bu çalışma kapsamında, aynı kanatçık ve trim tab konfigürasyonu ile 3 uçuş gerçekleştirilmiştir. **Şekil 4.3**, **Şekil 4.4** ve **Şekil 4.5**'te uçuşların dönme hızı grafiklerini ve **Şekil 4.6**'da ise bu verilerin karşılaştırılması görselleştirilmiştir.

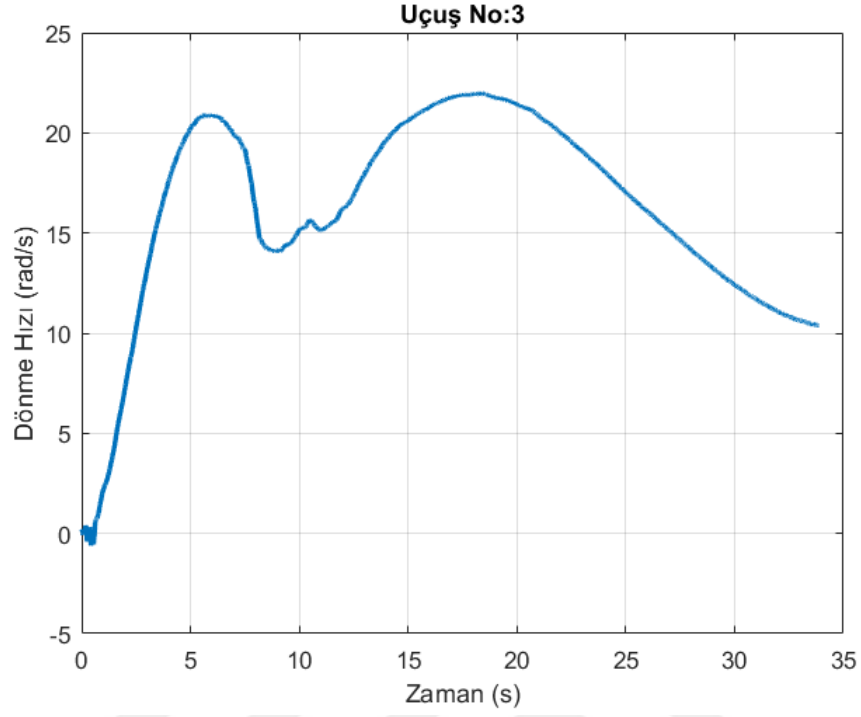
Gerçekleştirilen uçuşların uçuş süreleri, konulan oksitleyici miktarının aynı olmamasından dolayı farklıdır. Oksitleyici miktarı dışında roketlerin fiziksel özellikleri aynıdır. Buna rağmen, dönme hızlarında farklılıklar görülmüştür. Bunun sebebi, roket uçuşlarının farklı günlerde, farklı hava koşullarında gerçekleştirilmesidir. Roketin fırlatma açısı, rüzgar gibi etkiler dönme hızlarında değişiklik görülmesine neden olmuş olabilir.



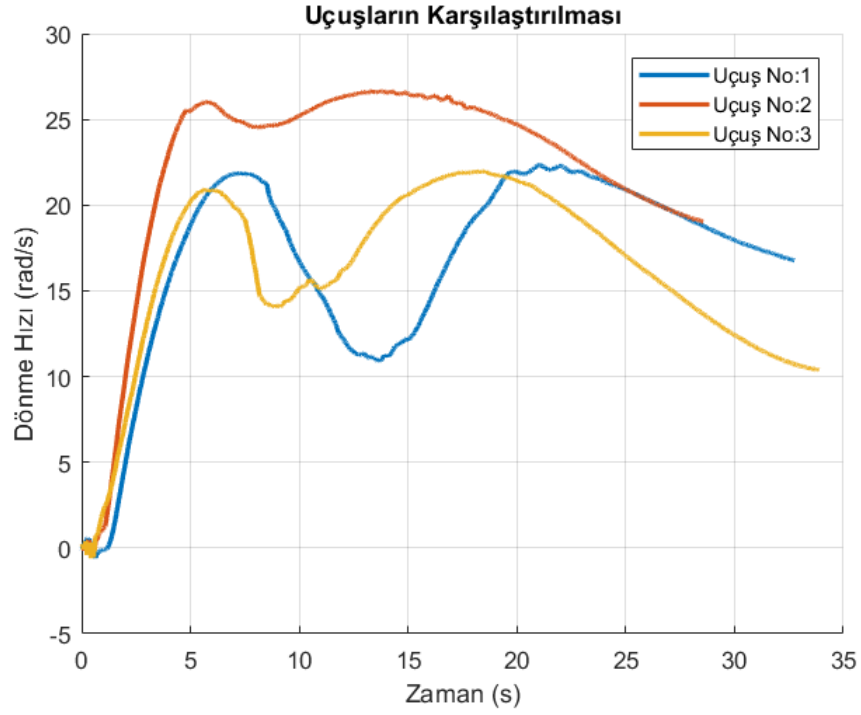
Şekil 4.3: 1. Uçuş dönme hızı grafiği



Şekil 4.4: 2. Uçuş dönme hızı grafiği



Şekil 4.5: 3. Uçuş dönme hızı grafiği



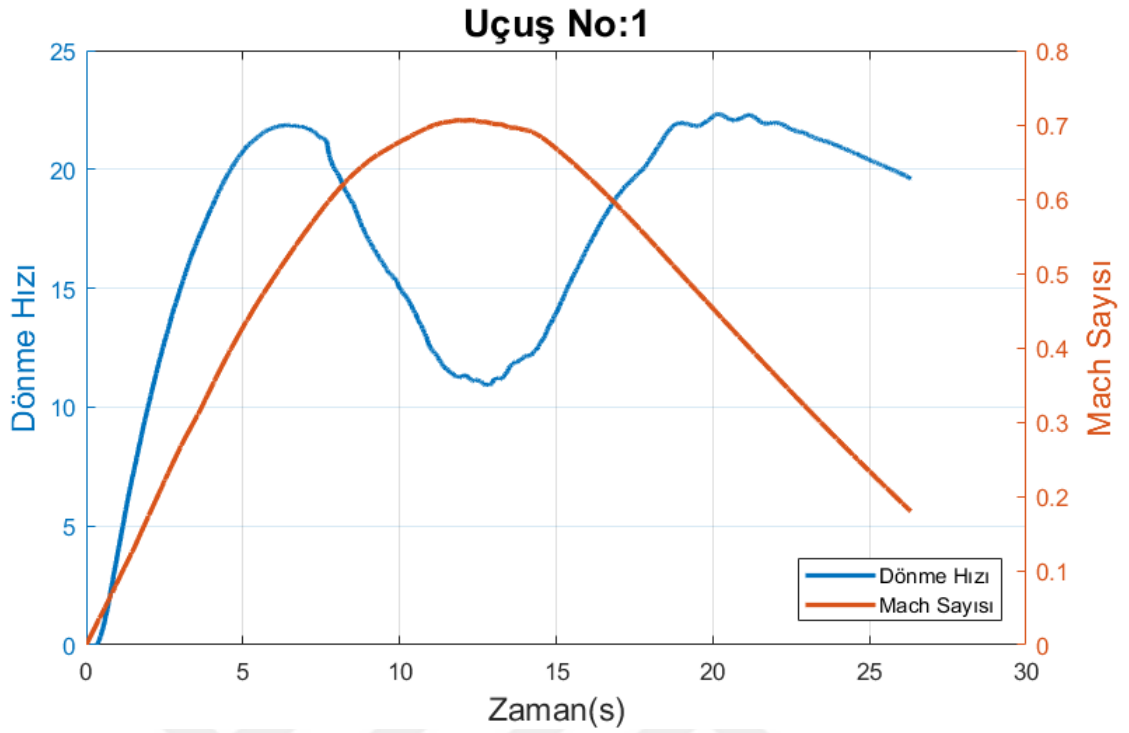
Şekil 4.6: Uçuş Dönme hızlarının karşılaştırması

1 ve 3 numaralı uçuşlarda, roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girmesinden kaynaklı dönme hızı düşüşü görülürken 2 numaralı uçuşta böyle bir düşüş görülmemiştir çünkü bu uçuşta daha fazla dönme hızı elde edilmiştir ve yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile kesişme durumu yaşanmamıştır. Buna rağmen dönme hızı beklenen eğride devam etmemiştir, bunun sebebi ise dönme hızındaki az sayılabilecek düşüşün olduğu sırada roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile dönme hızının birbirine yaklaşmasıdır. Frekansların kesişmesinin dışında, bu iki frekansın birbirine yaklaşması da roketin dönme hızında olumsuz etki yaratmaktadır. Uçuların karşılaştırıldığı grafikte, 2 numaralı uçuş haricinde diğer iki uçuştaki dönme hızındaki düşüşün hemen hemen aynı saniyelerde meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Uçuş verilerinde elde edilen dönme hızlarının doğruluğunun teyit edilmesi için, uçuş sırasında roketin gövde kısmına monte edilen kamera görüntüleri incelenmiştir. Kamera görüntülerinde, göz ile kolay seçilebilen bir bölge referans noktası olarak kabul edilip bu referans bölgenin 1 tam turu, kaç saniyede geçen kare sayısında tamamladığına bakılmıştır. İncelemeler sonucunda uçuş verileri ile kamera görüntülerinden hesaplanan dönme hızlarının birbirini doğruladığı tespit edilmiştir. **Şekil 4.7**'de kamera görüntüsünden bir kesit verilmiştir.

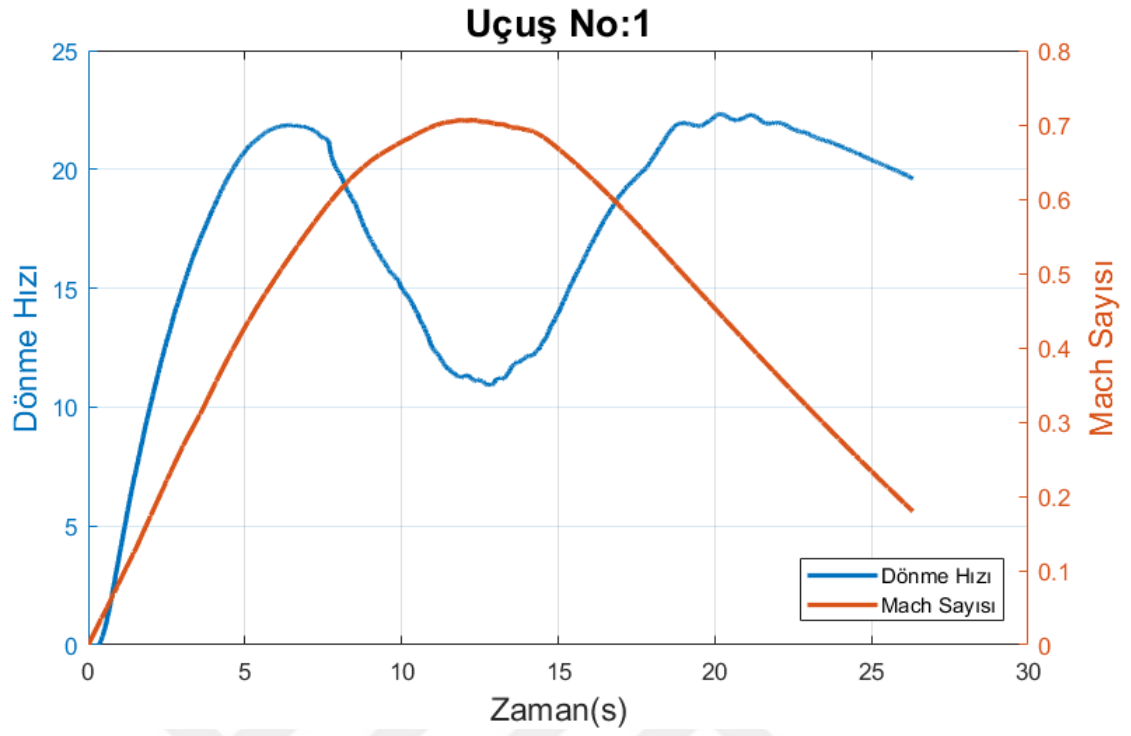


Şekil 4.7: Roket gövdesinde bulunan kamera görüntüsünden bir kesit

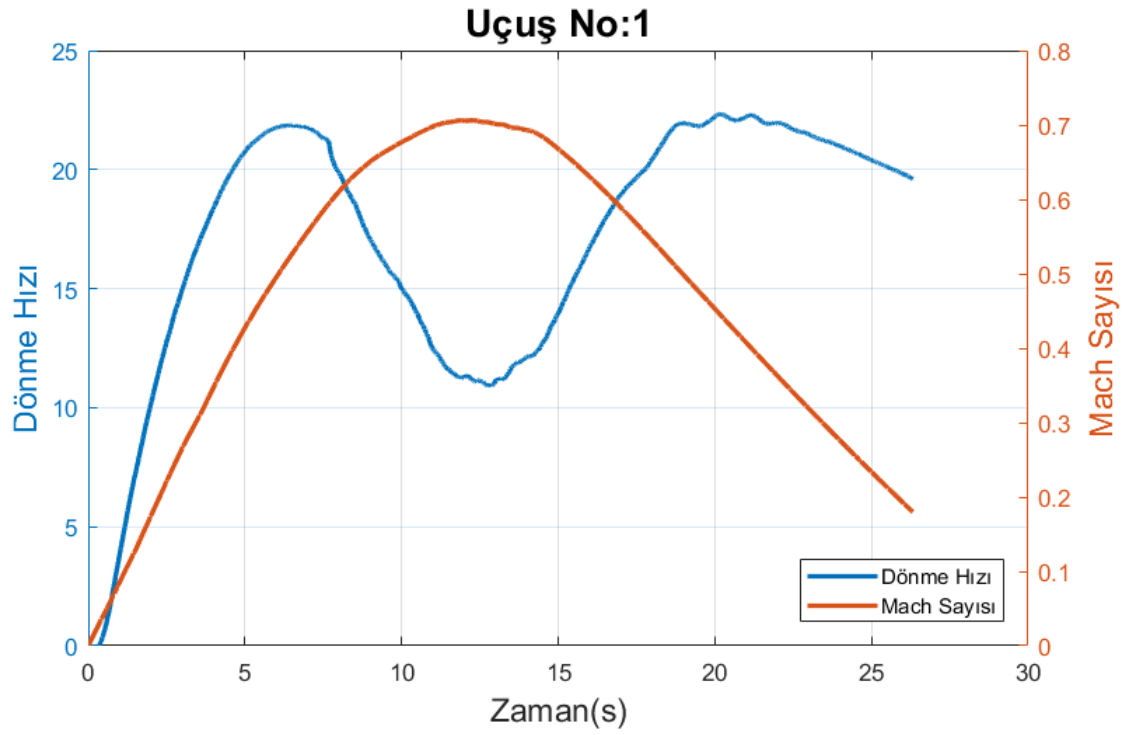


Şekil 4.8: Uçuş No:1 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği

Şekil 4.8, Şekil 4.9 ve Şekil 4.10 grafiklerinde, her uçuş için roketin dönme hızı ve mach sayısının zamana bağlı değişimleri verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde, roketin maksimum mach sayısında maksimum dönme hızına ulaşamadığı görülmüştür. Analitik hesaplamalarda ve HAD analizlerinde öngörülen dönme hızlarına yüksek mach sayılarında ulaşamamasının sebebi, roketin uçuş anında dönme hızının yuvarlanma kenetlenmesi dolayısıyla beklenmeyen bir düşüş yaşanması olarak düşünülmektedir.



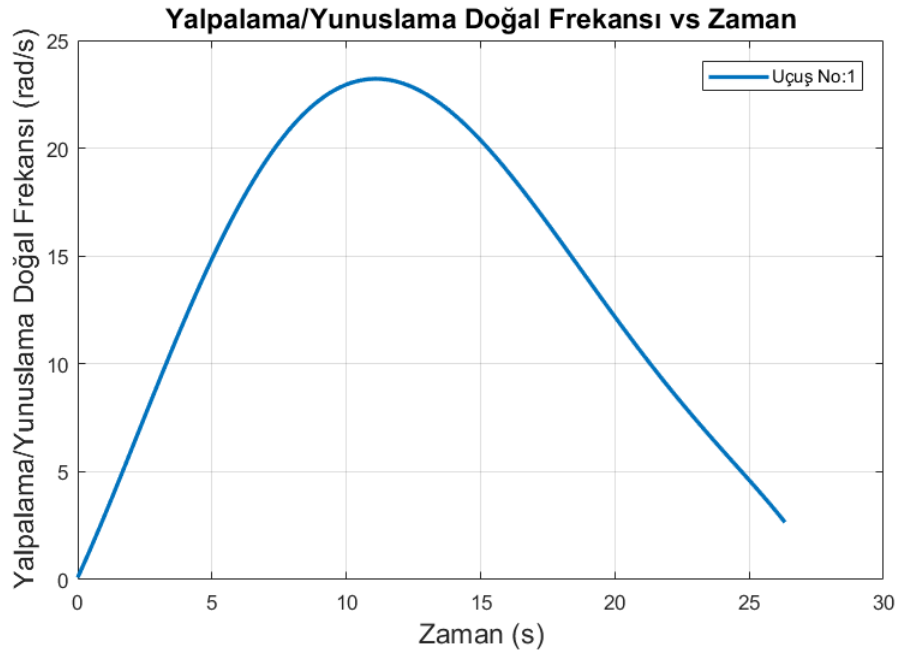
Şekil 4.9: Uçuş No:2 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği



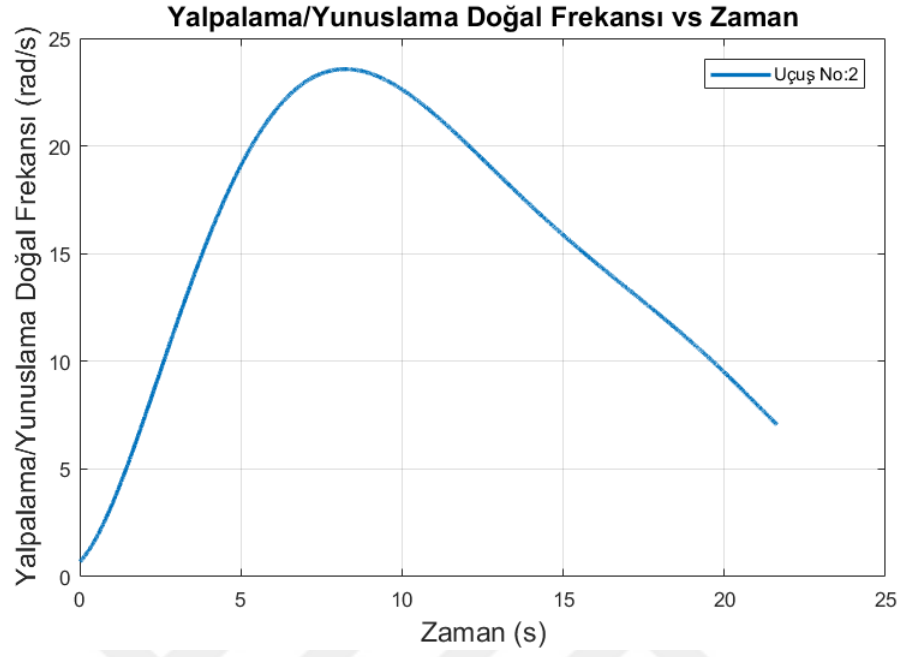
Şekil 4.10: Uçuş No:3 Dönme Hızı ve Mach sayısının zamana bağlı değişim grafiği

4.4. ROKETİN YALPALAMA/YUNUSLAMA DOĞAL FREKANSI

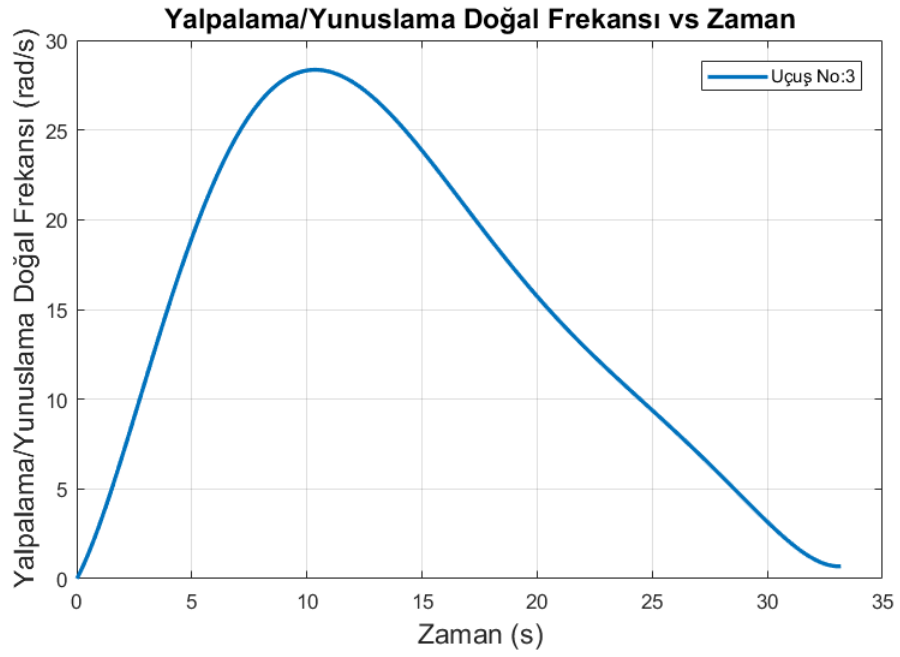
Teorik hesaplamalar sonucunda uçuşların yalpalama/yunuslama doğal frekanslarının zamana göre değişimleri aşağıdaki grafiklerde verilmiştir. Grafikler incelendiğinde zamana bağlı değişimleri beklendiği üzere önce zamanla artış gösterip daha sonra roketin hızının azalması ile birlikte doğal frekansı da düşmeye başlamıştır. Gerçekleştirilen 3 uçuşta, roketlerin zamana bağlı hızlarının ve bulundukları irtifaların aynı olmamasından dolayı teorik olarak hesaplanan yalpalama/yunuslama doğal frekanslarının farklılık gösterdiği düşünülmektedir. 3. uçuşta uçuş süresinin ve ulaşılan mach sayısının daha fazla olmasından dolayı doğal frekansı 1 ve 2 numaralı uçuşlara göre daha yüksek çıkmıştır.



Şekil 4.11: Uçuş No:1 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği

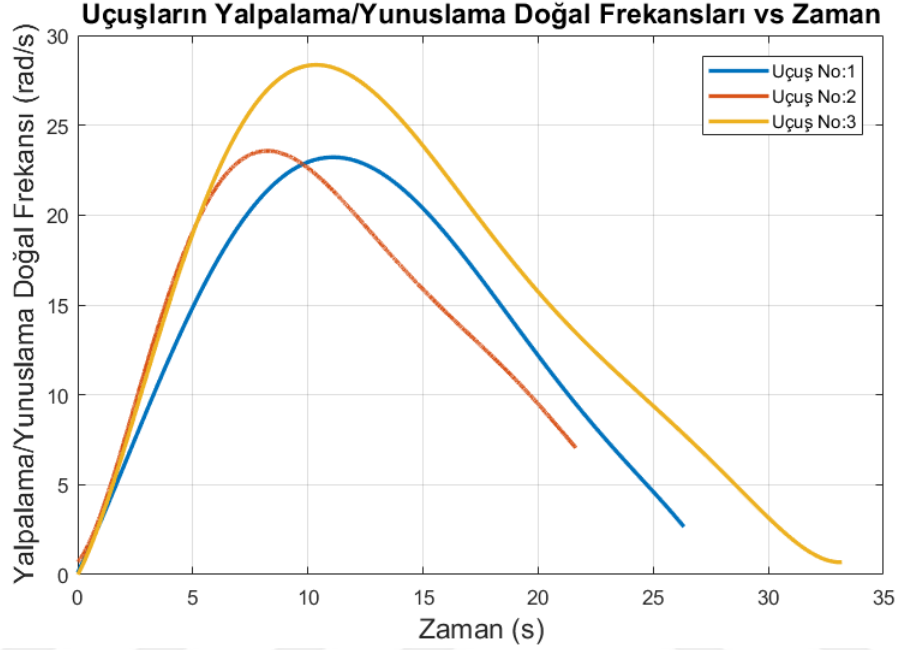


Şekil 4.12: Uçuş No:2 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği



Şekil 4.13: Uçuş No:3 Yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana bağlı değişim grafiği

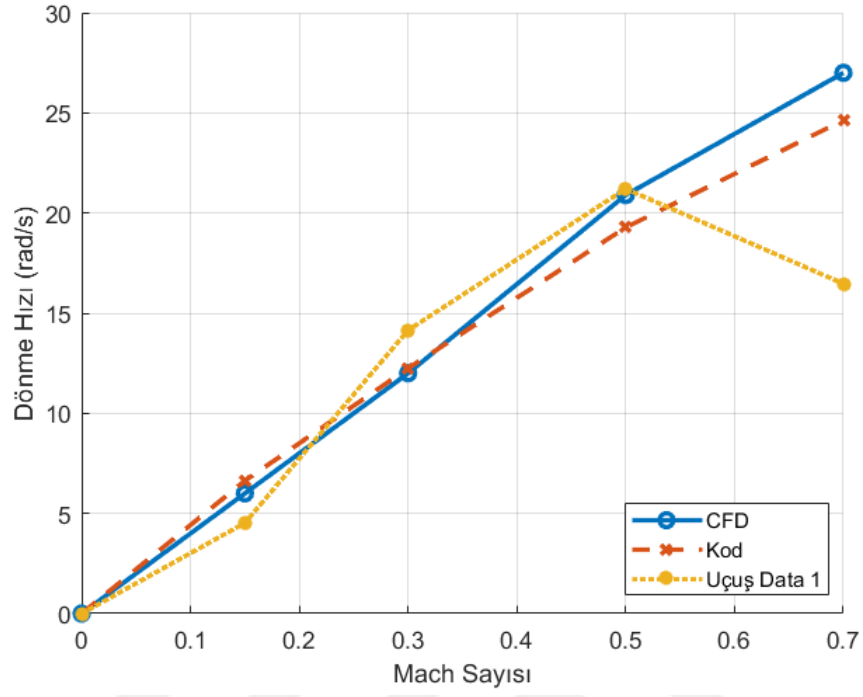
Şekil 4.14 numaralı şekilde, 3 ayrı uçuşun yalpalama/yunuslama doğal frekansları birlikte verilmiştir. Daha önceden de bahsedildiği üzere 3 numaralı uçuşun, oksitleyici seviyesi daha fazla olduğu için daha yüksek mach sayılarına ulaşmıştır ve diğer uçuşlara göre daha yüksek doğal frekans değerlerine sahiptir.



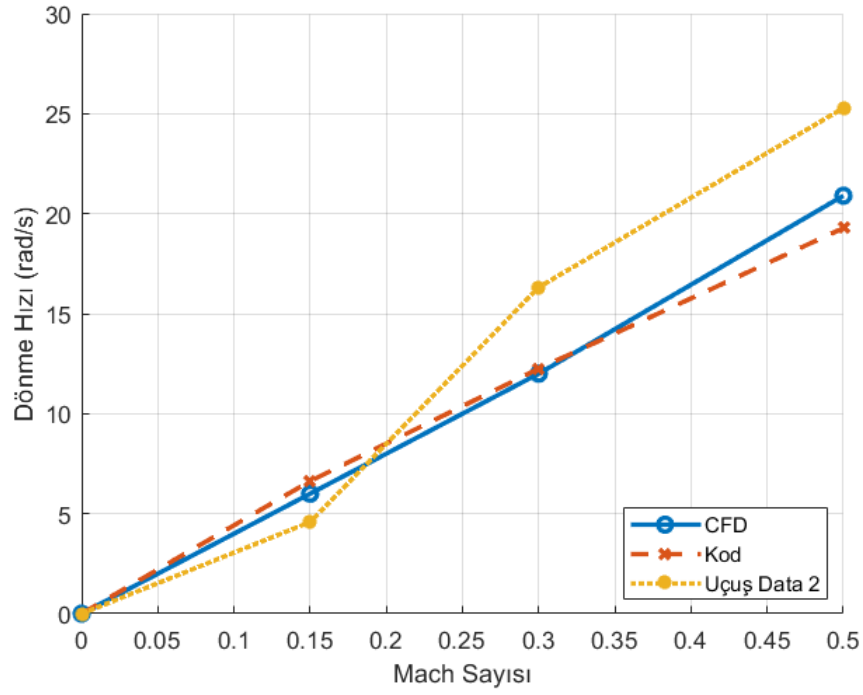
Şekil 4.14: Uçuşların yalpalama/yunuslama doğal frekanslarının zamana bağlı değişimleri grafiği

4.5. VERİLERİN KARŞILAŞTIRILMASI

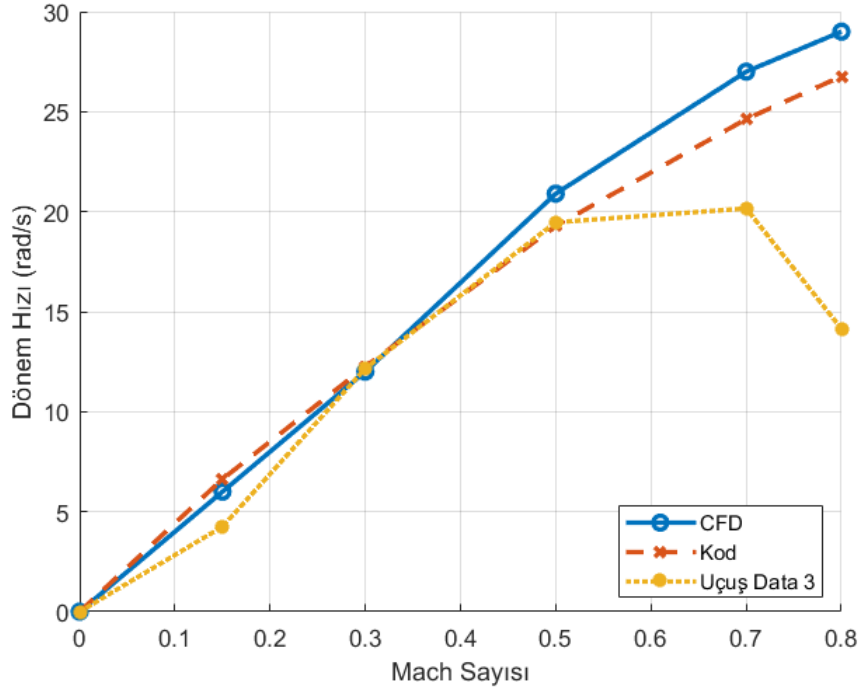
Bu bölümde yapılan analizlerin ve analitik hesapların uçuş sonrası elde edilen verileri ile karşılaştırılmasına yer verilmiştir.



Şekil 4.15: Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması

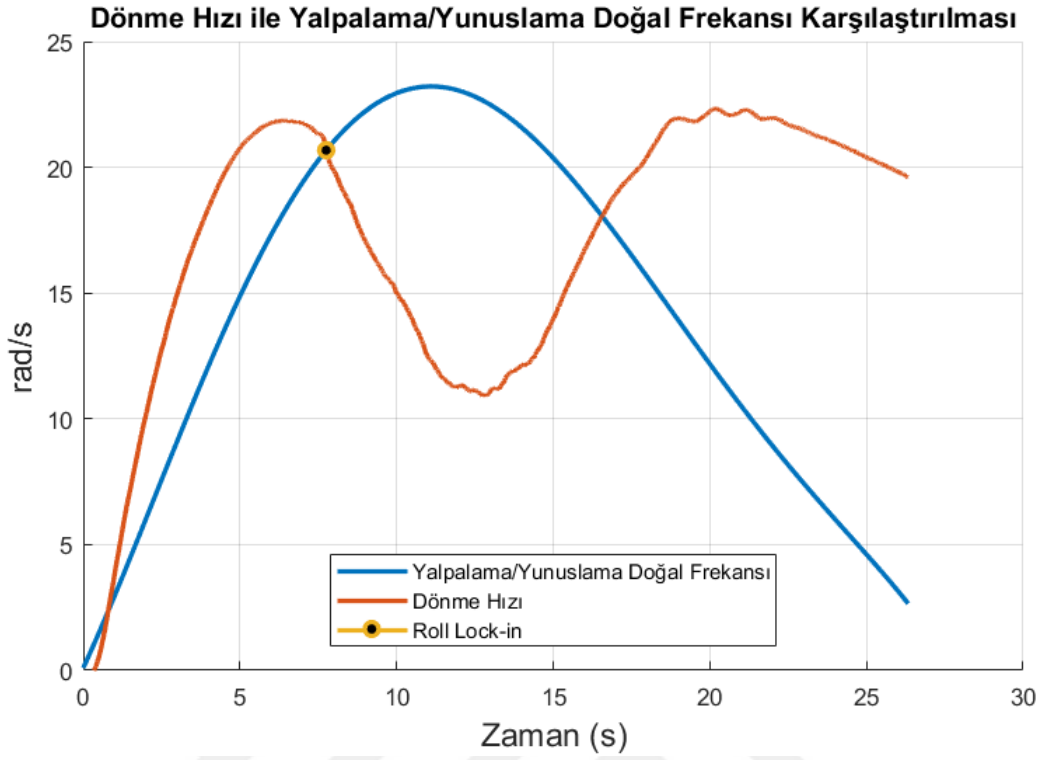


Şekil 4.16: Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması

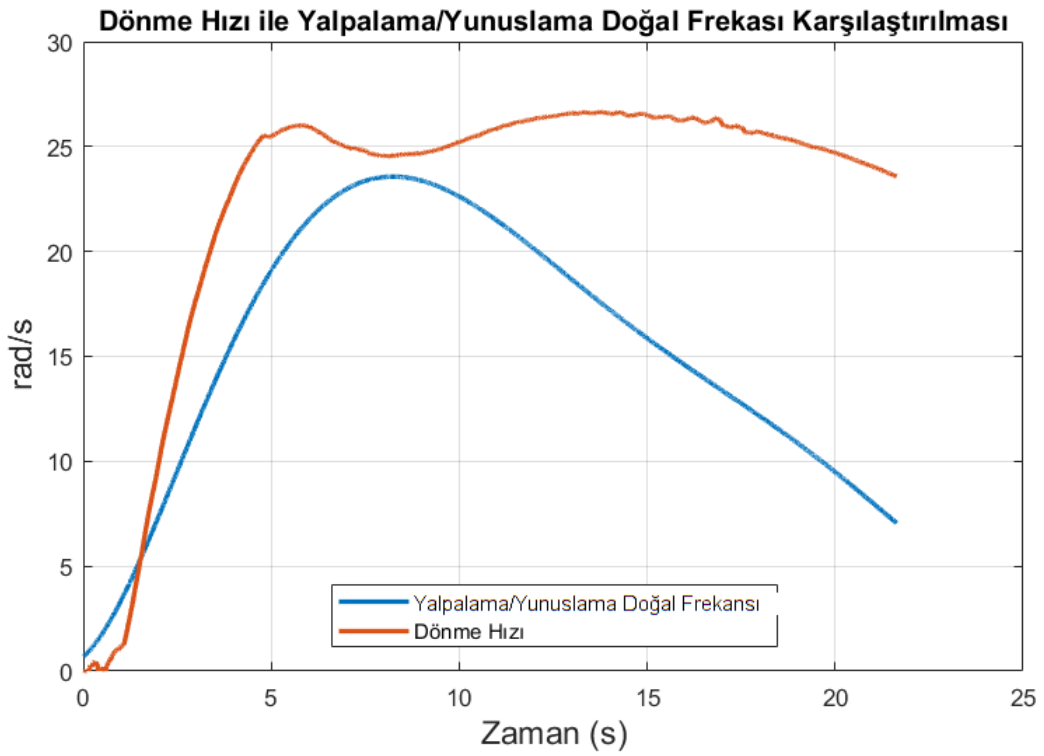


Şekil 4.17: Uçuş Dönme Hızlarının Karşılaştırması

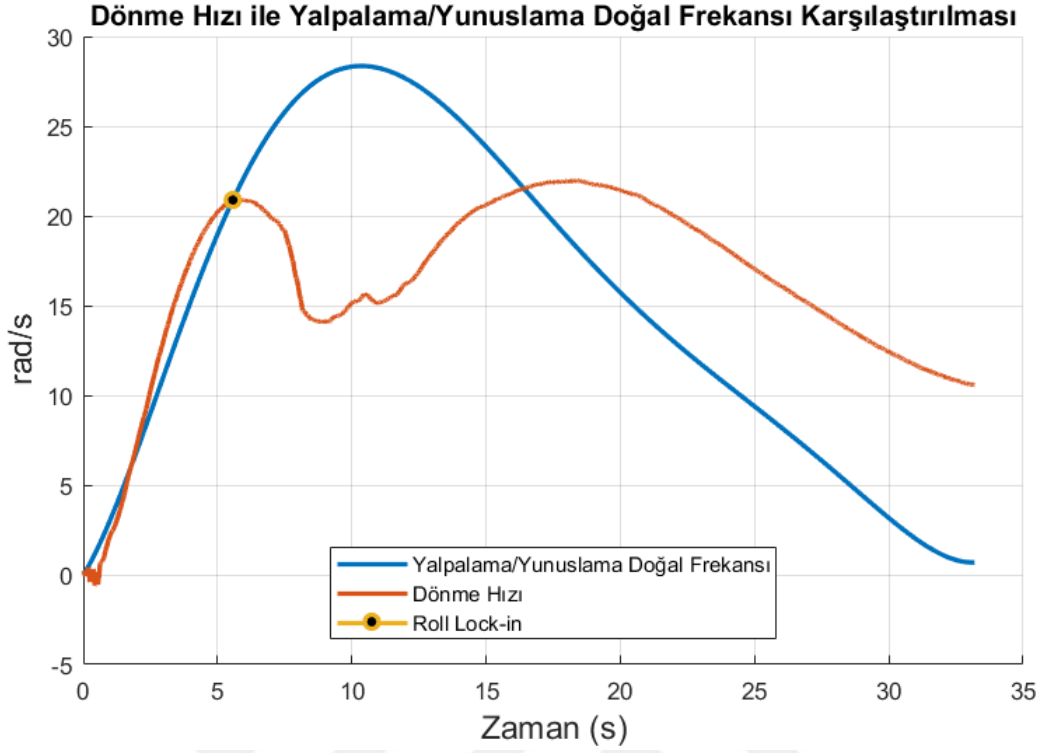
Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17’te görüldüğü üzere, 3 ayrı uçuş için de kod ve analiz sonuçları, uçuş verileri ile örtüşen değerlere sahiptir. Mach sayısının yaklaşık 0-0.2 aralığında olduğu ilk saniyelerde, 3 uçuş verisinde de kod ve analiz sonuçlarına göre dönme hızının daha az olduğu görülmüştür. Bunun nedeni, kod ve analizlerde çözümlemelerin durağan duruma göre yapılmasıdır. Roketin çıkış anındaki atalet momentinden kaynaklı bu farklılık, kod ve analizlerde roketin istenilen dönme hızına anında ulaşabildiği varsayımı ile yapıldığından hesaba katılmamıştır. Ancak uçuşun devamında yüksek mach sayılarında dönme hızı değerleri örtüşmemektedir. Mach sayısının artması ile dönme hızının da artması beklenirken, 1 ve 3 numaralı uçuşlarda, roketin maksimum mach sayısına ulaştığı zamanlarda dönme hızlarında bir düşüş görülmüştür. Beklenmeyen bu durumun nedeni, araştırmalardan sonra roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girmesinden kaynaklandığı düşünülmüştür ve roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansının zamana göre değişimi bulunmuştur.



Şekil 4.18: Uçuş No:1 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği



Şekil 4.19: Uçuş No:2 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği



Şekil 4.20: Uçuş No:3 Dönme Hızı - Yalpalama/Yunuslama Doğal Frekans Grafiği

Grafikler incelendiğinde, 2 numaralı uçuşta roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girmediği düşünülmektedir. 2 numaralı uçuşta, dönme hızı diğer uçuşlara göre daha fazladır, böylece yalpalama/yunuslama doğal frekansı dönme hızı ile kritik bölgede çakışmamıştır. 1 ve 3 numaralı uçuşlarda ise dönme hızının doğal frekans ile kesiştiği noktadan sonra dönme hızında bir düşüş görülmüştür. Bu durum, roketin yuvarlanma kenetlenmesi haline girdiğinin düşünülmesine sebep olmuştur ancak yuvarlanma kenetlenmesinin kesin olarak yaşandığından emin olunamamaktadır. Her 3 uçuşun ilk 2 saniyesinde de yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile dönme hızı kesişmiştir ancak düşük mach sayılarında ve uçuş başlangıcında meydana gelen bu kesişme, uçuşun ilk saniyelerinde meydana gelmesi dolayısıyla roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girmesine sebep olmadığı düşünülmektedir.

5. TARTIŞMA VE SONUÇ

5.1. ARAŞTIRMA GENEL DEĞERLENDİRME

Analitik hesaplama ile elde edilen dönme hızları, bilgisayar destekli HAD analizleri ile desteklenmiştir. Roketin uçurulmasından sonra elde edilen veriler ile hesaplamaların ve HAD analizlerinin doğruluğu desteklenmiştir.

1 ve 3 numaralı uçuşlarda, yalpalama/yunuslama doğal frekansının dönme hızı ile kesişmesi dolayısıyla yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girdikleri düşünülmektedir. 2 numaralı uçuşta dönme hızı ile yalpalama/yunuslama doğal frekansı grafiklerinde kesişme olmadığından yuvarlanma kenetlenmesine girilmeden sağlıklı bir uçuş gerçekleştirdiği düşünülmektedir. Ancak **Şekil 4.19** grafiğinden de görüldüğü üzere bu iki eğrinin birbirine yaklaştığı bölgede (5-10 saniyeler arası) dönme hızında az da olsa bir düşüş yaşanmıştır. Bu da yuvarlanma kenetlenmesi durumuna girilmeden de bu iki eğrinin birbirine yaklaşmasının bile dönme etkisi üzerinde olumsuz etki oluşturduğunu göstermektedir. 1 ve 3 numaralı uçuşlarda, yuvarlanma kenetlenmesi dolayısıyla düşüğe geçtiği düşünülen dönme hızının bir süre sonra tekrar artmaya başladığı gözlemlenmiştir. Bu durum roketin yuvarlanma kenetlenmesi durumundan kurtulabildiğini gösterdiği düşünülmektedir. Ancak kurtulabilmesinin nedeni tam olarak bilinmemektedir. Roketin rijit yapıda (sağlam montajlanmış, hareketli aksamı bulunmayan) olması ve ağırlık merkezinin aksenal kaçıklığının bulunmamasının bu durumdan kurtulabilmesinde etkili olduğu düşünülmektedir.

Bu çalışmanın sonucunda, roketin uçuştaki dönme hızının kararlaştırılması aşamasında, roketin yalpalama/yunuslama doğal frekansının teorik olarak hesaplanması gerektiği anlaşılmıştır. Teorik olarak hesaplanan yalpalama/yunuslama doğal frekansı ile dönme hızı karşılaştırılarak, bu iki frekansın kesişmesi durumunda bu olayın engellenmesi için dönme hızı arttırılarak yalpalama/yunuslama doğal frekansı eğrisi ile kesişmesi engellenmeli ya da kesişme durumunun uçuşun erken süreçlerinde düşük mach sayılarında kontrollü bir şekilde gerçekleşmesi sağlanmalıdır.

5.2. GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu çalışmada, ses altı hızlarda çalışılmıştır, uygulanan yöntemlerin ses üstü hızlardaki doğruluğu bilinmemektedir. Gelecek çalışmalar için ses üstü hızlarda analitik hesaplama yöntemleri test edilip iyileştirilebilir.

Roketin yuvarlanma kenetlenmesi haline girip girmediğinin anlaşılması ve roketin dönme hızının düşmesinden sonra bu durumdan kurtulabilmesinin nedeni gelecek araştırmalar için göz önünde bulundurulabilir.



KAYNAKLAR

- [1] Benson, T., 2014, *Brief history of rockets*, [https : //www.grc.nasa.gov/WWW/k – 12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html](https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html), [Ziyaret tarihi: 4 Kasım 2019].
- [2] Reynolds, J. R., 1989, *Final report of the NASA/DOE/INSRP STS 51-L and titan 34D-9 explosion working group*, Vols. I and II, NASA KSC.
- [3] Weaver, J. R. and Ward, Jr, J. A., 1998, *Delta II fragmentation model final report*, RTI/6762/06-12F.
- [4] Willoughby, A. B., Wilton, C., Mansfield, J., 1968, *Liquid Propellant Explosive Hazards Final Report*, Volume 2 – Test Data, AFRPL-TR-68-92
- [5] . Gordon K. Mandell, George J. Caporaso, William P. Bengan, 1973, *Topics in advanced model rocketry*, MIT Press, Cambridge Mass., ISBN:0262632780.
- [6] Chowdhury, S.M., 2012, *Design and performance simulation of a hybrid sounding rocket*, Thesis (Msc), University of KwaZulu-Natal, Mechanical Engineering.
- [7] Busse, J. R., and Kraft, G. E., 1966, Aerobee 150 Structural And Aerodynamic Pitch Coupling, National Aeronautics and Space Administration.
- [8] Hoult, C., and Tran, H., 2015, Sounding rocket fin design to mitigate roll lock-in, 2015 *IEEE Aerospace Conference*, DOI:10.1109/aero.2015.7119025.
- [9] Nicolaides, J. D., 1953, *On the free flight motion of missiles having slight configurational asymmetries*, Institute of Aeronautical Sciences.
- [10] Morote, J., 2006, Resonant lock-in unguided rockets having nonlinear aerodynamic properties, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit*, 9-12 January 2006, Reno, Nevada
- [11] Barrowman, J. S., 1967, *The practical calculation of the aerodynamic characteristics of a slender finned vehicle*, Thesis (Msc), The Catholic University of America, Faculty of the School of Engineering Faculty of Information and Natural Sciences.
- [12] Niskanen, S., 2009, *Development of an Open Source model rocket simulation software*, Thesis (Msc), Helsinki University of Technology, Faculty of Information and Natural Sciences.
- [13] Raymer, D. P., 1989, *Aircraft design: a conceptual approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 370 L'Enfant Promenade, S.W., Washington, D.C. 20024, ISBN 0-930403-51-7.
- [14] [http : //www.rsandt.com/reports.html](http://www.rsandt.com/reports.html) ,[Ziyaret tarihi: 10 Eylül 2019].

- [15] Halliday, D., Resnick, R., Halliday, D., and Walker, J., 2013, *Fundamentals of physics*, Hoboken, NJ: Wiley, ISBN: 978-1-118-230718.
- [16] Bekkeng, J. K., 2007, *Prototype development of a low-cost sounding rocket attitude determination system and an electric field instrument*, Thesis (PhD), Department of Physics, University of Oslo
- [17] Xsens Mti Series Hardware Integration Manual
- [18] U-838 HD Video Camera User Manual
- [19] ANSYS, Inc., 1997, Ansys: modeling and meshing guide release 5.4, Canonsburg, PA.
- [20] ANSYS, Inc., 2002, Ansys: release 6.1, Canonsburg, PA.
- [21] Dowell, E. H., 1995 , *A Modern Course In Aeroelasticity*, Springer,ISBN 978-94-011-0499-9.

EKLER

Roketin Zamana Bağlı Atalet Momenti Hesabı Kodu

```

1 function y = fcn5(t)
2 %% Rocket's constants
3 %%Rocket's CG from Above [m]
4 mRocketEmpty = 12;           %Mass of rocket without Fuel and Lox
5 rocketCGempty = 1.2823; %CG of empty rocket
6 IxxR= 0.2;                   %Initial MOI Ixx kg*m^2
7 IyyR= 5.2;                   %Initial MOI Iyy kg*m^2 Iyy=Izz
8 IzzR = 5.2;                 %Initial MOI Iyy kg*m^2 Iyy=Izz
9 Ixy=0;
10 Ixz=0;
11 Iyz=0;
12
13 %% Fuel's Moment of Inertia
14
15 mdotf = 0.0467;             %Fuel mass flow rate kg/s
16 roF = 0.032;                %Outer radius [m]
17 rhoF = 928;                 %Density of Fuel [kg/m^3]
18 FuelMass = 0.56;            %Mass of fuel
19 CFMass= FuelMass-mdotf*t;    %Current Mass of fuel at t (s)
20 CVol= CFMass / rhoF;        %Current Volume of fuel at t (s)
21 Cur_Lenght= CVol/(pi*roF^2); %Current level of fuel
22 FBot= 0.251;                %Bottom height of fuel m
23 FuelCG = FBot - Cur_Lenght/2; %CG of Fuel
24
25 IxxFuel = CFMass*(roF^2)*0.5;
26 IzzFuel = (CFMass/12).*(3*roF^2+Cur_Lenght.^2);
27 IyyFuel = IzzFuel;
28

```

```

29 %% Oxidizer Tank Moment of Inertia
30
31 mdotl=0.3; %Oxidizer mass flow rate kg/s
32 roox = 0.0468; %Radius of Oxidizer tank
33 roL = 772; %Density of oxidizer [kg/m^3]
34 OxMass = 3.6; %Mass of oxidizer
35 CLMass= OxMass-mdotl*t; %Current Mass of Oxidizer at t (s)
36 OxVol = CLMass/roL; %Current Volume of Oxidizer at t (s)
37 OxLenght = OxVol/(pi*roox^2); %Current level of oxidizer
38 OxBot = 0.63 ; %Bottom height of Oxidizer tank m
39 OxCG = OxBot - OxLenght/2; %CG of oxidizer tank
40
41 IxxIRF = CLMass*roox^2*0.5;
42 IyyIRF = (CLMass/12)*(3*roox^2+OxLenght^2);
43 IzzIRF = IyyIRF;
44 CG = 0.315;
45
46 if t<12
47     m_total=mRocketEmpty+CLMass+CFMass;
48     %CG of rocket from above
49     CG = ((mRocketEmpty*rocketCGempty)+(CFMass*FuelCG)+...
50         (CLMass*OxCG))/(mRocketEmpty+CLMass+CFMass);
51
52     %Total Ixx (Parallel axes theroem)
53     IxxTOTAL= (IxxR + IxxFuel + IxxIRF );
54     IyyTOTAL= (IyyR+mRocketEmpty*(rocketCGempty-CG)^2)+ ...
55         (IyyFuel+ CFMass*(FuelCG-CG)^2) + (IyyIRF+CLMass*(OxCG-CG)^2);
56     IzzTOTAL = IyyTOTAL;
57
58 else
59     IxxTOTAL=IxxR;
60     IyyTOTAL=IyyR;
61     IzzTOTAL=IzzR;

```

```
62     m_total=mRocketEmpty ;  
63     CG=CG;  
64 end  
65 y=[IxxTOTAL ;IyyTOTAL ;IzzTOTAL ;Ixy ;Ixz ;Iyz ;m_total;CG] ;
```



Kanatçık Eğim Açısı Kodu

```

1  b = ; % Span (fin length outside of body)
2  d = ; % Body diameter mm
3  cr = ; % Root chord
4  ct = ; % Tip chord
5  tr = ct/cr; %Taper ratio
6  MAC = 2/3*cr*(1+tr+tr^2)/(1+tr); % Mean aerodynamic chord
7  gamma_LE = atan2((cr-ct),b); % LE sweep angle
8  gamma_50 = (atan2((cr/2-ct/2),b)); % wing mean sweep angle
9  s = b/2 ; %Semispan (For Barrowman Equations)
10 y = linspace(d/2,d/2+b,1000);
11 dy = y(2)-y(1);
12 S = dy*(ct + cot(gamma_LE)*((d/2+b-y-dy)/2)); % Section areas of fin
13 Sfin = ct*b + (cr-ct)*b/2; % Total area
14 Aref = pi*(d/2)^2;
15 rho = 1.112; %kg/m^3
16 Vref = [50.4 100.8 168 235.62 268.16]; % m/s
17 w = 0.1:0.01:5; %Hz
18 yMAC = b/3*(cr+2*ct)/(cr+ct);
19 w = w*2*pi; % rad/s
20 M = Vref/336.4; % Mach number
21 beta = sqrt(1-M.^2);
22 nu = 1;
23 AR = 2*((b+d)^2)/Sfin; % aspect ratio
24
25 CLalpha = 2*pi*AR./(2+sqrt(4+AR^2*beta.^2/nu.^2.*...
26 (1+(tan(gamma_50))^2./beta.^2))); % per rad Lift coefficient
27 CD = 2; %Drag coefficient
28
29 for k = 1:length(Vref)
30     for j = 1:length(w)
31         sumA = 0; sumR = 0; sumCant = 0;

```

```

32     for i = 1:length(y)
33         sumA = sumA + S(i)*y(i)*CLalpha(k)*(atan2(w(j)*y(i),Vref(k)
34         sumR = sumR + CD*(w(j)*y(i))^2*S(i)*y(i)/Vref(k)^2;
35         sumCant = sumCant + S(i)*y(i)*CLalpha(k);
36     end
37     cant(j,k) = (180/pi)*(sumA+sumR)/sumCant;
38 end
39 figure(1)
40 hold on
41 plot(cant(:,k),w/2/pi,'LineWidth',2)
42 end

```

Kanatçık Trim Tab Eğim Açısı Kodu

```

1  b = ..; % Span (fin length outside of body)
2  d = ..; % Body diameter mm
3  ctab = ..; % Tab chord mm
4  cr = .. +ctab; % Root chord
5  ct = .. +ctab; % Tip chord
6  tr = ct / cr;
7  MAC = 2/3*cr*(1+tr+tr^2)/(1+tr); % Mean aerodynamic chord
8  gamma_LE = atan2((cr-ct),b); % LE sweep angle
9  gamma_50 = atan2((cr/2-ct/2),b); % wing mean sweep angle
10 Ltab = 40;
11
12 Sfin = ct*b + (cr-ct)*b/2 - ctab*(b+d/2-Ltab)+...
13     d/2*cr + d^2/8*tan(gamma_LE); % Total area of one fin
14 AR = (2*b+d)^2/(2*Sfin); % aspect ratio
15
16 yfin = linspace(d/2,d/2+b-Ltab,1000);
17 ytab = linspace(d/2+b-Ltab,d/2+b,1000);
18
19 dy = yfin(2)-yfin(1);
20 dy2 = ytab(2) - ytab(1);
21
22 Sn = dy*(ct-ctab + tan(gamma_LE)*(d/2+b-yfin-dy/2));
23 Stab = dy2*(ct + tan(gamma_LE)*(d/2+b-ytab-dy2/2));
24 S = Sn + Stab;
25
26 Vref = [50.4 100.8 168 235.62 268.16]; % m/s
27 w = 0.1:0.01:5; %Hz
28 w = w*2*pi; % rad/s
29 M = Vref/336; % Mach number
30
31 %%

```

```

32 Stab = Stab/1e6; Sn = Sn/1e6; S=S/1e6;
33 yfin = yfin/1e3; ytab = ytab/1e3; Sfin = Sfin/1e6; %unit conversion
34
35 %beta = sqrt(abs(1-M.^2));
36 beta = (M.^2-1);
37 nu = 0.95;
38 CD = 2;
39
40 Kf = 0.9;
41 gammaHL = 0;
42 gamma = 1.4;
43 gamma_tau = 15*pi/180;
44
45 for k = 1:length(Vref)
46     if M(k) > 1/cos(gamma_LE)
47         CLalpha(k) = 4./beta(k);
48     else
49         CLalpha(k) = 2*pi*AR./(2+sqrt(4+AR^2*beta(k).^2/nu^2.*...
50             (1+(tan(gamma_50))^2./beta(k).^2))); % per rad
51     end
52     for j = 1:length(w)
53         sumA = 0; sumR = 0; sumTab = 0;
54         sumA2 = 0; sumR2 = 0; sumTab2 = 0;
55         sumeff = 0; sumResist3 = 0;
56         for i = 1:length(ytab) %withtab
57             sumA = sumA + Stab(i)*ytab(i)*CLalpha(k)*...
58                 (atan2(w(j)*ytab(i),Vref(k)));
59             sumR = sumR + CD/Vref(k)^2*w(j)^2*ytab(i)^2 ...
60                 *Stab(i)*ytab(i);
61             sumResist3 = sumResist3 + CD*Stab(i)*ytab(i)*...
62                 atan2(w(j)*ytab(i),Vref(k));
63             c_r(i) = ctab/(ct+(cr-ct)/b*(b-ytab(i)*1000+d/2)); %chordra
64             Cltau(i) = -45.171*c_r(i)^2 + 26*c_r(i) + 0.1578;

```

```

65      CLtau(i) = 0.9*Kf*CLtau(i)*cos(gammaHL);
66
67      if M(k) > 1/cos(gamma_LE)
68          CLtau(k) = (2*gamma_tau./beta(k)^0.5)+((gamma+1)*...
69          M(k)^4-4*beta(k))*gamma_tau^2./(2*beta(k)^2)+...
70          (((gamma+1)^2/16)*M(k)^8-((7+12*gamma-3*gamma^2)/12)
71          *M(k)^6+1.5*(gamma+1)*M(k)^4-2*M(k)^2+4/3)./...
72          beta(k)^(7/2))*gamma_tau^3;
73      else
74          CLtau(k) = 0.85*Kf*CLtau(i)*cos(gammaHL); % per rad
75      end
76
77      sumTab = sumTab + Stab(i)*ytab(i)*CLtau(k);
78      sumeff = sumeff + Stab(i)*ytab(i)*atan2(w(j)*...
79      ytab(i),Vref(k))*CLtau(k);
80  end
81
82  for i = 1:length(yfin) %without tab
83
84      sumA2 = sumA2 + Sn(i)*yfin(i)*CLalpha(k)*...
85      (atan2(w(j)*yfin(i),Vref(k)));
86      sumR2 = sumR2 + CD/Vref(k)^2*w(j)^2*yfin(i)^2*Sn(i)*yfin(i)
87  end
88      tau(j,k) = (180/pi)*((sumA+sumA2+sumR+sumR2+sumeff)/sumTab);
89  end
90  figure(1)
91  hold on
92  plot(tau(:,k),w/2/pi,'LineWidth',2)
93  end

```

Ana Kod

```

1 load('rho1.mat')
2 data = csvread('FD.csv',1,0);
3 t = data(s:f,1);
4 acc = data3(s:f,6);
5
6 %% Velocity
7 acc = acc+9.81;
8 vel(1) = 0 ;
9 for i=2:length(acc) - 1
10     vel(i) = vel(i-1) + (acc(i) + acc(i+1))*0.5*(t(i+1)-t(i)) ;
11 end
12 vel(length(vel) + 1 ) = vel(end) ;
13
14 %% Range
15 h(1) = 0.001 ;
16 for i=2:length(vel) - 1
17     h(i) = h(i-1) + (vel(i) + vel(i+1))*0.5*(t(i+1)-t(i)) ;
18 end
19 h(length(h) + 1 ) = h(end) ;
20
21 %% Inertia
22 for i =1:length(t)
23     I(:,i) = fcn(t(i));
24 end
25
26 %% Pitch Natural Frequency
27 for i = 1:length(vel);
28     a(i)=h(i)/10;
29     a(i)=ceil(a(i));
30     mach(i)=vel(i)/sos;
31     w_n(i)=sqrt(-rho(a(i))*abs(vel(i))^2*S*Cm_a(i)*d*180/pi/2/I(2,i));

```

```
32     w_n(i)=w_n(i)/2/pi;  
33 end
```





ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler	
Adı Soyadı	Büşra Nimet EREN
Doğum Yeri	ÇANKAYA
Doğum Tarihi	02.01.1994
Uyruğu	☒ T.C. ☐ Diğer:
Telefon	0537 888 88 73
E-Posta Adresi	busran.eren@gmail.com



Eğitim Bilgileri	
Lisans	
Üniversite	Türk Hava Kurumu Üniversitesi
Fakülte	Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Bölümü	Uçak Mühendisliği
Mezuniyet Yılı	2017