

T.C.
MILLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ
EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ KOŞULLARINDAKİ
BİR HEDEF İHA'NIN İTKİ VE YAKIT
SİSTEMLERİ TASARIMI VE HAVA ALIĞI
ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ALİ AVANLIER
2201107

TEZ DANIŞMANI: DR. ÖĞR. ÜYESİ SERHAT YILMAZ

İSTANBUL
TEMMUZ 2023

T.C.
MILLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ
EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ KOŞULLARINDAKİ
BİR HEDEF İHA'NIN İTKİ VE YAKIT
SİSTEMLERİ TASARIMI VE HAVA ALIĞI
ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ALİ AVANLIER
2201107

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 19.07.2023
Tezin Savunulduğu Tarih: 20.06.2023

Tez Oy birliği / Oy çokluğu ile başarılı bulunmuştur.

	Unvan Ad Soyad	İmza
Tez Danışmanı	Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ	
Jüri Üyeleri	Prof. Dr. Fırat Oğuz EDİS	
	Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR	

İSTANBUL
TEMMUZ 2023

ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 75 sayfalık kısmına ilişkin, 14.07.2023 tarihinde şahsım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %6'dır.

Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç/dâhil
- 3- 5 kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Ali AVANLIER
19.07.2023

ETİK BEYAN

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Dönem Projesi ve Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Millî Savunma Üniversitesi ve Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

Ali AVANLIER
19.07.2023



Canım Oğluma...

TEŞEKKÜR ve ÖNSÖZ

Bu tezde, yüksek subsonik hızlarda uçan bir insansız hava aracının itki ve yakıt sistemleri tasarımının tüm aşamalarından bahsedilecektir. Ayrıca sıkıştırılabilir akış koşullarındaki hava alığı tasarımı da bu çalışmada aktarılacaktır. Bu çalışma yapılırken gerekli yerleşim ve tasarımlar NX programı üzerinden oluşturulmuş, ihtiyaç olan analiz ve simülasyonlar ise AMESIM programı üzerinden yapılmıştır. Daha sonra yapılan çalışmalar ilgili testlerle doğrulanarak bir tasarım sürecinin tüm aşamaları gösterilmek istenmiştir.

En başta bu tez konusunu seçerken fikirlerimi önemseyen ve bana desteklerini esirgemeyen tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Serhat Yılmaz'a, nasıl bir yol izleyeceğim hususunda bana fikirlerini sunan Dr. Öğr. Üyesi Bayram Çelik'e teşekkür ederim. Çalışmalarında bana mesleki tecrübelerini aktarıp beni yönlendiren yöneticilerime, benle fikir ve bilgilerini paylaşıp beni cesaretlendiren çalışma arkadaşlarım Mümin Türkyılmaz ve İbrahim Ethem Kazancı'ya, son olarak da eğitim hayatım boyunca desteklerini esirgemeyen kıymetli babam Ahmet Avanlier'e, annem Leyla Avanlier'e, kardeşim Azra Avanlier'e ve bana her zaman destek olan eşim Didem Avanlier'e şükranlarımı sunarım.

İstanbul; Temmuz 2023

Ali AVANLIER

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZGÜNLÜK RAPORU	
ETİK BEYAN	
TEŞEKKÜR ve ÖNSÖZ	
İÇİNDEKİLER	vii
TABLolar LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	x
SEMBOL LİSTESİ	xii
KISALTMALAR.....	xiii
TÜRKÇE ÖZ.....	xiv
İNGİLİZCE ÖZ (ABSTRACT)	xv
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı.....	2
1.3. İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi	3
1.4. Literatüre Bir Bakış.....	4
2. SİSTEM TASARIMLARI.....	5
2.1. Hava Aracı Özellikleri	5
2.2. Yakıt Sistemi Gereksinimleri.....	6
2.3. İtki Sistemi Gereksinimleri	7
2.4. Tasarım Ekipmanlarının Seçimi	7
2.4.1. Yakıt Sistemi Ekipmanlarının Seçimi.....	7
2.4.2. İtki Sistemi Motorunun Seçimi	11
2.5. Sistemlerin Tasarım ve Yerleşimleri	14
2.5.1. Yakıt Sistemi Kolektör Tank Tasarımı	14
2.5.2. Yakıt Sistemi Yerleşimi	15
2.5.3. Yakıt Hortumlarının Rotalama Tasarımları	17
2.5.4. İtki Sistemi Yerleşimi	18
3. YAKIT SİSTEMİ ANALİZ VE SİMÜLASYONLARI.....	20
3.1. Analizlerin Altyapısında Kullanılan Denklemler	20
3.2. Yakıt Sistemi Tasarımını Doğrulama Analizleri	21
3.3. Yakıt Dinamiği Analizleri.....	28
3.4. Yakıt Seviye Sensörü Kalibrasyon Analizleri	35
3.4.1. Yakıt Seviye Sensörü Kalibrasyonunun Matlab Kodu	38

4. SİSTEM DOĞRULAMA TESTLERİ.....	41
4.1. İtki ve Yakıt İşlevsellik Testi.....	41
4.1.1. İtki ve Yakıt İşlevsellik Testi Sonuçları.....	45
4.2. Yakıt Sızdırmazlık Testi	48
4.2.1. Testin Kapsamı	48
4.2.2. Yakıt Sızdırmazlık Testi Adımları.....	49
4.2.3. Yakıt Sızdırmazlık Testi Sonucu	51
5. SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ KOŞULLARINDAKİ HAVA ALIĞININ TASARIMI	52
6. SONUÇ.....	56
ÖZGEÇMİŞ.....	60

TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1: HİHA Görev Profili Özeti.....	6
Tablo 2.2: Motor Teknik Özellikleri	12
Tablo 4.1: 3. Test Adımı Sonuçları	44
Tablo 4.2: İtici İşlevsellik Testi Sonuçları	45
Tablo 4.3: Yakıt Sızdırmazlık Testi Tablosu	50
Tablo 5.1: Referans Eksenel Uzunluklarına Göre Farklı Alık Tasarımları.....	54



ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1:	HİHA Boyutları..... 5
Şekil 2.2:	HİHA Aerodinamik Yapısı 6
Şekil 2.3:	Yakıt Sistemi Tasarımı 1. Mimari..... 7
Şekil 2.4:	Yakıt Sistemi Tasarımı 2. Mimari..... 8
Şekil 2.5:	Yakıt Sistemi Tasarımı 3. Mimari..... 8
Şekil 2.6:	Yakıt Sistemi Tasarımı 4. Mimari..... 8
Şekil 2.7:	Transfer Pompası Basınç Değişimi vs. Yakıt Debisi Grafiği..... 10
Şekil 2.8:	İtki Sistemi Motoru 13
Şekil 2.9:	Motor Çalışma Zarfı..... 13
Şekil 2.10:	Kolektör Tank Tasarımı 14
Şekil 2.11:	Kolektör Tank Üretimi 15
Şekil 2.12:	Ana Yakıt Tankı Tasarımı..... 15
Şekil 2.13:	Yakıt Sistemi Yerleşimi 16
Şekil 2.14:	Yakıt Sistemi Yerleşiminin HİHA Üstünde Görünümü..... 16
Şekil 2.15:	Hortum Rotalama Tasarımları..... 17
Şekil 2.16:	İtki Sistemi Yerleşimi..... 18
Şekil 2.17:	İtki Sistemi Yerleşiminin HİHA Üstünde Görünümü..... 19
Şekil 3.1:	Yakıt Sistemi Analiz Mimarisi..... 22
Şekil 3.2:	HİHA Hareket ve İvmelerinin Analize Dahil Edilmesi 22
Şekil 3.3:	Hortum Cad Dosyalarının Analize Gömülmesi 23
Şekil 3.4:	Transfer Pompası Basınç Değişim Grafiğinin Analize Yansıtılması. 23
Şekil 3.5:	Transfer Pompalarından Geçen Yakıt Debileri..... 24
Şekil 3.6:	Transfer Pompaları Çıkışı Yakıt Basıncı..... 25
Şekil 3.7:	Motor Girişi Yakıt Basıncı 26
Şekil 3.8:	15000 ft İrtifada Düz Uçuş (50.saniye)..... 26
Şekil 3.9:	6° Tırmanış Uçuşu (200.saniye)..... 27
Şekil 3.10:	6° Tırmanış Uçuşu (620.saniye)..... 27
Şekil 3.11:	30000 ft İrtifada Düz Uçuş (2100.saniye)..... 27
Şekil 3.12:	Yakıtın Bittiği Durum (2850. saniye)..... 28
Şekil 3.13:	%20 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken 30° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları... 29
Şekil 3.14:	%20 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken 30° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları 29
Şekil 3.15:	%40 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken 45° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları... 30
Şekil 3.16:	%40 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken 45° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları 30
Şekil 3.17:	%60 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken -20° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları . 31
Şekil 3.18:	%60 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°Den 10°Ye Giderken -20° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları..... 31

Şekil 3.19:	%80 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°'Den 10°'Ye Giderken -10° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları .	32
Şekil 3.20:	%80 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°'Den 10°'Ye Giderken -10° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları.....	32
Şekil 3.21:	%20 Yakıt Kütlesi, Roll -20°, Pitch 30° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü.....	33
Şekil 3.22:	%40 Yakıt Kütlesi, Roll -10°, Pitch 45° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü.....	34
Şekil 3.23:	%60 Yakıt Kütlesi, Roll -30°, Pitch -20° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü.....	34
Şekil 3.24:	%80 Yakıt Kütlesi, Roll 10°, Pitch -10° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü.....	35
Şekil 3.25:	Yakıt Seviye Sensörü	36
Şekil 3.26:	Yakıt Kalibrasyon Analizi AMESIM Mimarisi	37
Şekil 3.27:	Seviye Sensörünün Farklı Pitch Açılarındaki Voltaj vs. Hacim Grafiği	38
Şekil 4.1:	Test Bremzesi Motor Tutma Braketi.....	41
Şekil 4.2:	Bremze Test Sehpası	42
Şekil 4.3:	Tehlikeli Alanlar.....	43
Şekil 4.4:	İtki İşlevsellik Testi - Gaz Kolu vs. Motor Hızı Grafiği	46
Şekil 4.5:	İtki İşlevsellik Testi - Motor Hızı vs. EGT Grafiği.....	46
Şekil 4.6:	Yağ Ayırıcı Bölgesi Yağ Kaçağı.....	47
Şekil 4.7:	Basınç Düzenleyicisi Bölgesi Yağ Kaçağı.....	47
Şekil 4.8:	Yakıt Sızdırmazlık Test Cihazı	48
Şekil 4.9:	Sızdırmazlık Test Cihazı Fiziksel Şeması	49
Şekil 4.10:	Körlenecek Bağlantılar.....	50
Şekil 4.11:	Bağlantı Noktaları	51
Şekil 5.1:	Toplam Basınç Kazanımları Analizi	54
Şekil 5.2:	Tasarım 6 HAD Analizi.....	55
Şekil 5.3:	Tasarım 6 CAD Görüntüsü.....	55
Şekil 6.1:	Tasarım Süreci.....	56

SEMBOL LİSTESİ

P	: Statik Basınç
T	: Statik Sıcaklık
P_0	: Toplam Basınç
T_0	: Toplam Sıcaklık
γ	: Kalori Açısından Mükemmel Bir Gaz İçin Özgül Isıların Oranı
μ	: Toplam Basınçlar Oranı
t	: Zaman
ρ	: Havanın Yoğunluğu
β_{eff}	: Sıvı/Boru Efektif Bulk Modulus
v	: Hız
g	: Yer Çekimi İvmesi
h	: Yükseklik
m_{tot}	: Toplam Kütle
m_k	: Belirli Bir Sıvının Kütlesi
CG_{ov}	: Tüm Ağırlık Merkezi
CG_k	: Belirli Bir Sıvının Ağırlık Merkezi
I_{tot}	: Toplam Inertia
I_k	: Belirli Bir Sıvı İçin Inertia
G_{ov}	: Toplam Ağırlık
G_k	: Belirli Bir Sıvı İçin Ağırlık

KISALTMALAR

A.B.D	: Ana Bilim Dalı
DARPA	: Defense Advanced Research Projects Agency
İHA	: İnsansız Hava Aracı
HİHA	: Hedef İnsansız Hava Aracı
İHS	: İnsansız Hava Sistemleri
GPS	: Küresel Konumlandırma Sistemi
TUSAŞ	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.
MALE	: Orta İrtifa Uzun Dayanıklılık
HALE	: Yüksek İrtifa Uzun Dayanıklılık
EGT	: Engine Gas Temperature
ECU	: Engine Control Unit
NACA	: Natural Advisory Committee On Aerodynamic

ÖZ

Sıkıştırılabilir Akış Koşullarındaki Bir Hedef İHA'nın İtki Ve Yakıt Sistemleri Tasarımı Ve Hava Alığı Analizi

Ali AVANLIER

Millî Savunma Üniversitesi, Atatürk Stratejik Araştırmalar ve
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
İstanbul, Temmuz 2023

İnsansız hava araçları havacılık alanında birçok avantaj sağlayan teknolojilerdir. Sivil ve askeri alanda kullanılabilen bu teknolojiler özellikle tarım, haritalama, gözetleme, hedef imha etme ve son zamanlarda hava-hava savaşlarına yönelik de kullanılabilir. İHA'nın yaygın olarak kullanıldığı alanlardan bir diğeri ise hedef hava aracı olarak kullanılmasıdır. Bu sayede ilgili silah sistemleri ve hava sistemleri ürünlerini test edebilmektedir. Bu hedef İHA'lar vurulmak üzere tasarlandığı için esas olan konulardan biri de maliyetinin olabildiğince düşük olarak tasarlanmasıdır. Silah sistemlerinin gelişmesiyle birlikte ülkemizde ve dünyada bu hedef İHA'ların da geliştirilmesi ihtiyacı oluşmuştur. Bu kapsamda 0.8 M hızlarında uçacak yüksek subsonik hızdaki bir hedef İHA, gelişen silah sistemlerini test edebilmek için bir ihtiyaç haline gelmiştir.

Bu çalışma kapsamında da yüksek subsonik hızda uçacak bir hedef İHA'nın itki ve yakıt sistemi tasarımının, yerleşiminin, analiz ve testlerinin nasıl yapıldığı açıklanmıştır. Bunlara ek olarak sıkıştırılabilir akış koşullarındaki hava alığı tasarımından da bahsedilmiştir. Tasarım ve yerleşim çalışmalarında NX programı kullanılmış ve ayrıca sistemlerde kullanılan ürünlerin seçiminde nelere dikkat edildiğinden bahsedilmiştir. Tasarım ve yerleşimlerin doğrulanması için AMESIM üzerinden analiz ve simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Ayrıca bu analiz ve simülasyonların altyapısında kullanılan denklemlerden de bu çalışmada bahsedilmiştir. Bunlara ek olarak yakıt kalibrasyon tablosu AMESIM kullanılarak oluşturulmuş ve MATLAB üzerinden hazırlanan küçük bir kodla hava aracının farklı açılarında seviye sensörünün belli voltaj değerleri için yakıt deposunda ne kadar hacim olduğu tablosu oluşturulmuştur. Tasarım aşamasının son kısmı olarak yapılan çalışmalar testlerle doğrulanarak çalışma nihayete erdirilmiştir.

Anahtar Sözcükler: İHA, Hedef İHA, AMESIM, NX, Yakıt Sistemleri, İtki Sistemleri, Analiz, Simülasyon, Tasarım.

Bilim Kodu : 93105

Sayfa Sayısı : xv + 60

Tez Danışmanı : Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ

ABSTRACT

Propulsion and Fuel Systems Design and Intake Analysis of a Target UAV in Compressible Flow Conditions

Ali AVANLIER

National Defense University, Atatürk Strategic Studies and

Graduate Institute

Istanbul, July 2023

Unmanned aerial vehicles are technologies that provide many advantages in the field of aviation. These technologies, which can be used in civil and military fields, can also be used for agriculture, mapping, surveillance, target destruction and recently air-air wars. Another area in which the UAV is widely used is its use as a target aircraft. In this way, it can be tested related weapon systems and air systems products. Since these target UAVs are designed to be hit, one of the main issues is to design the cost as low as possible. With the development of weapon systems, there has been a need to develop these target UAVs in our country and in the world. In this context, a high subsonic target UAV that will fly at 0.8 M speeds has become a necessity in order to test the developing weapon systems.

In this study, it is explained how the propulsion and fuel system design, installation, analysis and tests of a target UAV that will fly at high subsonic speed are made. In addition to these, air intake design in compressible flow conditions is also mentioned. The NX program was used in the design and installation studies, and it was also mentioned that what was taken into consideration in the selection of the products used in the systems. Analysis and simulations were carried out on AMESIM to verify the design and installation. In addition, the equations used in the infrastructure of these analyzes and simulations are also mentioned in this study. In addition to these, the fuel calibration table was created using AMESIM and with a small code prepared on MATLAB, the table of how much volume is in the fuel tank for certain voltage values of the level sensor at different angles of the aircraft was created. The studies carried out as the last part of the design phase were verified with tests and the study was concluded.

Keywords : UAV, Target UAV, AMESIM, NX, Fuel Systems, Propulsion Systems, Analysis, Simulation, Design.

Science Code : 93105

Pages : xv + 60

Supervisor : Asst.Prof. Serhat YILMAZ, Ph.D.

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçlarına drone da denilmektedir. Bu çalışmada bahsedilen hedef İHA literatürde hedef drone olarak da geçmektedir. Esasen bir İHA, yerleşik sensörler ve bir küresel konumlandırma sistemi (GPS) ile birlikte çalışan gömülü sistemlerindeki yazılım kontrollü uçuş planlarını kullanarak uzaktan kontrol edilebilen veya otonom olarak uçabilen uçan bir robottur (Ben Lutkevich., 2021).

İnsansız hava araçları (İHA) sabit kanatlı ve döner kanatlı olmak üzere ikiye ayrılabilir. Sabit kanatlı İHA'lar ise kullanım amaçlarına göre taktik İHA, silahlı İHA ve hedef İHA (HİHA) olmak üzere üçe ayrılabilir. Gelişen silah sistemlerin test ihtiyaçlarıyla birlikte HİHA'lar gittikçe yaygınlaşmıştır.

Havadan hedefe yönelik insansız hava araçları ve İHS (insansız hava sistemleri), havadan havaya ve havadan yüzeye tehditlere karşı gerçekçi eğitim sağlamak veya füze veya top gibi silah sistemlerini test etmek ve kalibre etmek için ordu tarafından kullanılır (Technical Editor, 2022).

Bu HİHA'ların en önemli sistemlerinden ikisi de itki ve yakıt sistemleridir. Bu sistemlerin doğru bir şekilde tasarlanması, seçilmesi, analiz ve testlerinin doğru bir şekilde yapılması tasarlanan HİHA'nın başarıya ulaşması için çok önemlidir.

Bir HİHA'da seçilecek itki sistemi motoru HİHA'nın hız isterlerini karşılayabilmeli, mümkün olduğunca hafif olmalıdır. HİHA'lar imha edilmek üzere tasarlandıkları için seçilecek motorun bakım periyodu aralıklarının uzun olması nispeten önemli bir parametre olmamaktadır. Tasarlanacak yakıt sisteminde ise seçilecek yakıt sistemi elemanları maliyet açısından çok yüksek olmamalı ve kurgu motorun en yüksek yakıt tüketimini gerçekleştireceği senaryoda ihtiyaç duyduğu yakıtı karşılamak üzere olmalıdır. Ayrıca uçuş sırasında oluşacak yakıt çalkalanmalarının önüne geçecek bir tasarım düşünülmelidir. Doğru tasarlanacak bir hava alığı ise itki sistemleri motorunun yeterli ve düzgün bir hava alabilmesi çok önemlidir.

Erken tasarım aşamasında doğru tasarım kararları vermek, bir projenin başarısı için hayati önem taşır. Tasarım aşamasında veya üretim aşamasında bir hatayı düzeltmek, planlama aşamasında düzeltmekten 100 kat daha pahalı olabilir. Operasyonel bir

uçakta bir modifikasyonu uyarlamak son derece pahalıdır. Erken tasarımda yararlı araç ve yöntemlerin önemi bu nedenle hafife alınmamalıdır (Hampus Gavel, 2007).

1.1. Tezin Amacı

Bir uçaktaki en büyük ve en önemli sıvı sistemi yakıt sistemidir. Açıkçası, tüm uçak projeleri bir dereceye kadar bir yakıt sisteminin tasarımını içerir (Hampus Gavel, 2007). Yakıt sisteminin tasarımı, uçak sistemi gereksinimlerini karşılamanın yanı sıra hafifliği, yüksek güvenilirliği, basitliği, bakım yapılabilirliği vb. korumak için birçok yeniden tasarım yoluyla bir optimizasyon sürecine ihtiyaç duyar (Changduk Kong Myoung, 2006). Bunun yanı sıra itki sistemleri de bir hava aracının en önemli sistemlerinden biridir. Bu sebeple bu iki sistem tasarlanırken hava aracının gereksinimleri, sistemlerin güvenilirliği dikkate alınmalıdır.

Bu çalışma kapsamında ise yüksek subsonik hızlarda uçacak bir HİHA'nın itki ve yakıt sistemlerinin tüm tasarım aşamaları ortaya konarak böyle bir hava aracında tasarım süreçlerinde nelere dikkat edilmesi gerektiğini göstermek amaçlanmaktadır. Bunlara ek olarak itki sistemleri motorunun yeterli ve düzgün bir havayı alabilmesi için hava alığının da nasıl tasarlandığı ortaya konmuştur. Tasarım aşamaları ise ihtiyaç duyulan tasarımların, yerleşimlerin, analizlerin, simülasyonların ve testlerin hepsini kapsamaktadır. Böylelikle bu tez çalışmasında tüm bu süreçler incelenmiş olacaktır.

1.2. Tezin Yöntemi

Bu çalışmada, bir HİHA'nın itki ve yakıt sistemi tasarım süreçlerinin nasıl yapılması gerektiği ele alınmıştır. Bunun için öncelikle hava aracı sisteminin ilgili sistemler için gereksinimleri belirlenecektir. Daha sonra bu gereksinimlere göre sistemler için ihtiyaç duyulan ekipmanlar belirlenerek tasarım sürecine başlanacaktır. Öncelikle itki sistemi için motor seçimi yapılacaktır. Bu motorun ihtiyacına göre ise olası yakıt mimarileri oluşturulup ilgili yakıt sistemi ekipmanları belirlenecektir. Yakıt sistemleri elemanlarının belirlenmesiyle birlikte yakıt sisteminin yerleşim tasarımına başlanacaktır. Diğer sistemlerin kısıtlarına göre yerleşim tasarımında ilerlenecektir. Yerleşim tasarımının şekillenmesiyle birlikte yakıt sistemleri analizlerine ve simülasyonlarına başlanacaktır. Bu analizlerde AMESIM programının kullandığı akış denklemlerinden bu çalışmada bahsedilecektir. Ayrıca küçük bir MATLAB koduyla oluşturulan yakıt sistemi kalibrasyonunda ortaya konacaktır. Tüm bu süreçlerin

tamamlanmasıyla birlikte yakıt sistemi sızdırmazlık ve işlevsellik testleriyle yakıt sistemi doğrulanacaktır.

İtki sisteminde ise seçilen motor için yerleşim tasarımı yapılacak ve motorun yeterliliği itki işlevsellik testleri ile doğrulanacaktır.

Son olarak sıkıştırılabilir akış koşullarında bir hava alığı tasarımı ortaya konarak motorun yeterli ve düzgün havayı alabilmesi sağlanacaktır.

Bu çalışma itki ve yakıt sisteminin tasarımı hakkında genel olarak fikir verdiği gibi özel olarak yüksek subsonik hızda uçacak bir HİHA için ortaya konacaktır.

1.3. İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi

İnsanların gökyüzüne olan ilgisi çok eskilere kadar dayanmaktadır. Balonlarla başlayan hava aracı serüveni en son insansız hava araçlarına kadar ulaşmıştır. İnsanlı hava araçlarından sonra mühendisler ve bilim insanları insansız hava araçlarını geliştirmişlerdir. İnsansız hava araçlarının çıkışındaki temel sebep ise insanı riske etmeden muharebeye girme ihtiyacıdır. Ayrıca insanın ihtiyaçlarından dolayı çok uzun süre gökyüzünde kalamaması uzun süreli gözetleme ve keşif ihtiyaçları için mühendisleri İHA teknolojisini bulma ve geliştirmeye itmiştir. 1918'de Kraliyet Hava Kuvvetleri başladığında, Birleşik Krallık pilotları eğitmek için etkili yöntemlere ihtiyaç duyuyordu. Hedef tatbikatı tipik olarak planörleri mürettebatlı uçağın arkasına çekerek gerçekleştirildi. Ancak bu yöntem, düşman savaşçıları canlı çatışmaya sokmak için gerçekçi bir simülasyon sağlamada başarısız oldu. Buna karşılık, De Havilland DH.82B Queen Bee uçağında, havadan hedef tatbikatı için geliştirilmiş düşük maliyetli, radyo kontrollü bir drone kullanıldı. Birçok kişi tarafından ilk modern drone olarak kabul edilir (David Daly, 2020). Görüldüğü üzere aslında ilk modern çapta tanımlanabilecek İHA'da bir hedef İHA olarak geliştirilmiştir.

Günümüzde ise bu HİHA'lar transonik hızlara ulaşabilecek seviyelere gelmişlerdir. Ülkemizde ise TUSAŞ'ın tasarlayıp ürettiği Şimşek ve Süper Şimşek HİHA'ları bir çok silah ve hava aracı sistemlerini geliştirmek için hedef İHA olarak başarılı bir şekilde görev almaktadır.

İlerleyen süreçlerde bu HİHA'ların aktif olarak kamikaze İHA olarak bir silah sistemi şeklinde kullanılabileceği de bilim insanları ve mühendisler tarafından ortaya konmaktadır.

1.4. Literatüre Bir Bakış

Literatürde itki ve yakıt sistemlerinin tasarım süreçlerine makaleler bulunmaktadır. Ancak bu sistemleri bir İHA üzerinde anlatan makaleler yok denecek kadar az düzeydedir. Özellikle yüksek subsonik hızda bir hedef İHA için bu sistemlerin çalışması literatürde neredeyse yoktur. Zaten bu tezdeki amaçlardan biri de literatürde olan bu boşluğu gidermektir.

Fakat literatürden bir itki ve yakıt sistemi tasarım süreçlerinde nelere dikkat edilmesi gerektiği husunda genel olarak bilgi sahibi olabiliyoruz.

Yakıt sistemi yerleşimi ve yakıt deposu, toplam yakıt hacmi, yakıt debisi, güvenilirlik, ağırlık, ağırlık merkezi vb. hususlar dikkate alınarak belirlenir. Hidrofor pompaları, jet pompaları, boru sistemi, havalandırma alt sistemi, yakıt ikmali ve yakıt boşaltma alt sistemi, motor yakıt akışı gereksinimi, basınç kaybı, bileşen arıza oranı, ağırlık ve ağırlık merkezi dikkate alınır. Son olarak ön tasarımı yapılan yakıt sisteminin güvenilirlik analizi yapılır (Changduk Kong,2006).

Uzun dayanım kabiliyeti talebini karşılamak için MALE (orta irtifa uzun dayanıklılık) ve HALE (yüksek irtifa uzun dayanıklılık) İHA'ları, yakıt yüklerini artırmak için genellikle kanat tankları ile donatılır. MALE ve HALE İHA'ları, daha büyük kanat alanı ve daha küçük kanat kalınlığı sağlamak için nispeten daha büyük en boy oranına sahip kanat kullanır, böylece kanat tankının göreceli kalınlığı daha küçüktür ve ağırlık merkezi, uçağın ağırlık merkezinden ve atalet momentinden daha uzaktadır daha büyüktür (Liu Xiaodong ve diğ., 2015).

Ancak bu çalışmada, bir HİHA tasarlanacağı için yakıt sisteminde kanat depoları söz konusu olmayacaktır.

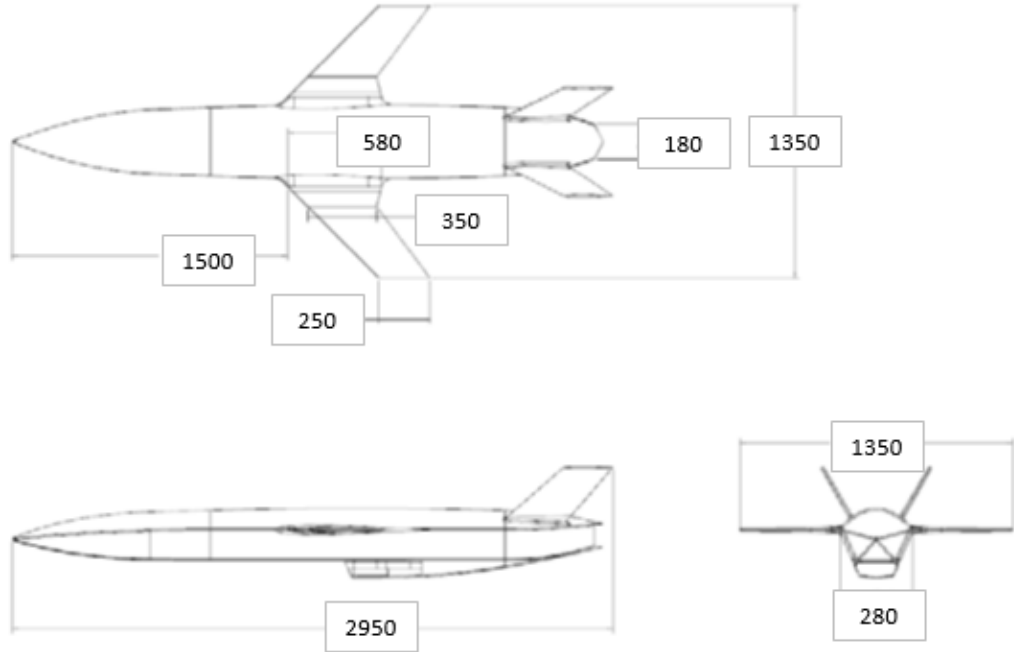
Modern modelleme, simülasyon ve optimizasyon teknikleri kullanılarak, tasarım sürecinin kavramsal kısmında da büyük gelişmeler elde edilebilir. Bununla birlikte, öngörülebilir bir gelecekte tasarım sürecinin insani veya ölçülemez muhakeme gerektiren ve bu nedenle otomasyon için uygun olmayan bölümleri olacağı kabul edilmektedir (Hampus Gavel, 2007).

Aslında literatürde olan bu bilgilere baktığımızda hepsi birbirini tamamlayıcı niteliktedir. Bu sebeple birbirinden bağımsız olarak düşünülemez.

2. SİSTEM TASARIMLARI

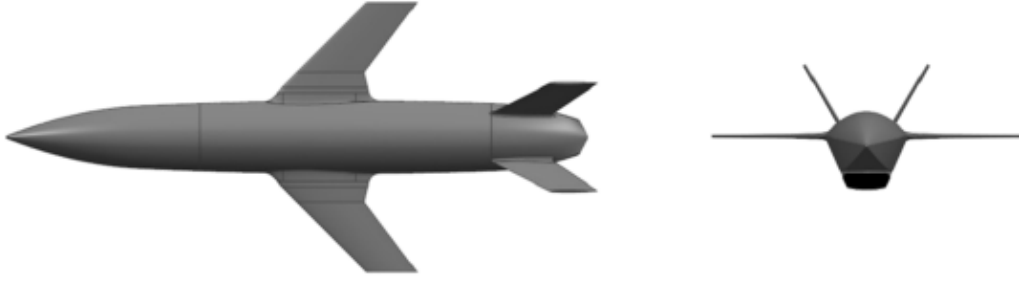
2.1. Hava Aracı Özellikleri

İtki ve yakıt sistemleri tasarımı yapılacak hava aracı bir HİHA olduğu için hava aracının boyutları ve aerodinamik yapısı da bu özelliğine göre tasarlanmıştır. Görev profile de yine bu özelliğine göre düşünülmüştür. Bu çalışmadaki itki ve yakıt sistemleri elemanlarının seçiminde hava aracının görev profili önemli rol oynarken sistem yerleşiminde de hava aracının boyutları, aerodinamik yapısı ve diğer sistemlerin etkisi önemli rol oynayacaktır. Şekil 2.1’de hava aracının boyutları, görülmektedir. Şekil 2.1’de görüldüğü üzere bu HİHA diğer hedef uçaklara kıyasla daha uzundur; uzunluğu yaklaşık 3 m, kanat açıklığı 1.4 m ve genişliği de 0.3 m civarındadır. Bu özelliğinde üstlendiği görev profili etkindir.



Şekil 2.1: HİHA Boyutları

Şekil 2.2’de ise HİHA’nın aerodinamik yapısı görülmektedir.



Şekil 2.2: HİHA Aerodinamik Yapısı

HİHA’nın aerodinamik yapısı şekil 2.2’de de görüldüğü üzere hedef hava aracı olmak üzere oluşturulmuştur. Yüksek subsonik hızlara çıkabilmek için de daha sivri aerodinamik hatlara sahiptir.

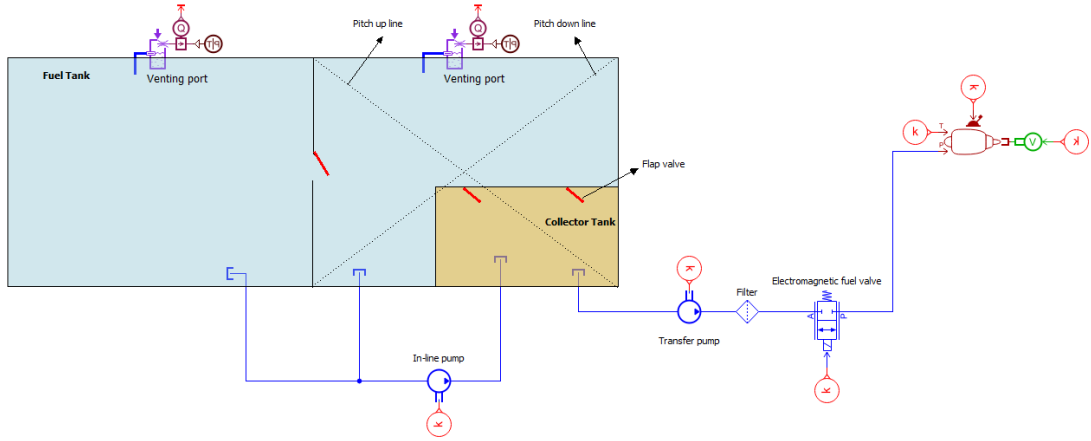
İtki ve yakıt sistemleri gereksinimlerinin oluşturulabilmesi için hava aracının boyutları ve aerodinamik yapısı ile birlikte görev profili de önemli paya sahip olacaktır. HİHA’nın görev profili ise tablo 2.1’de özetlenmiştir.

Tablo 2.1: HİHA Görev Profili Özeti

Maksimum Kalkış Ağırlığı	185-245 kg	Uçuş Süresi (optimum hızda)	45 m
Maksimum Fadalı Yük Ağırlığı	>15 kg	İrtifa Tavanı	25-35 kft
Yakıt	60-70 kg	Kanat Alanı	< 0.6 m ²
T/W	>0.45	Menzil	550 km
Max Hız	0.8 Mach		

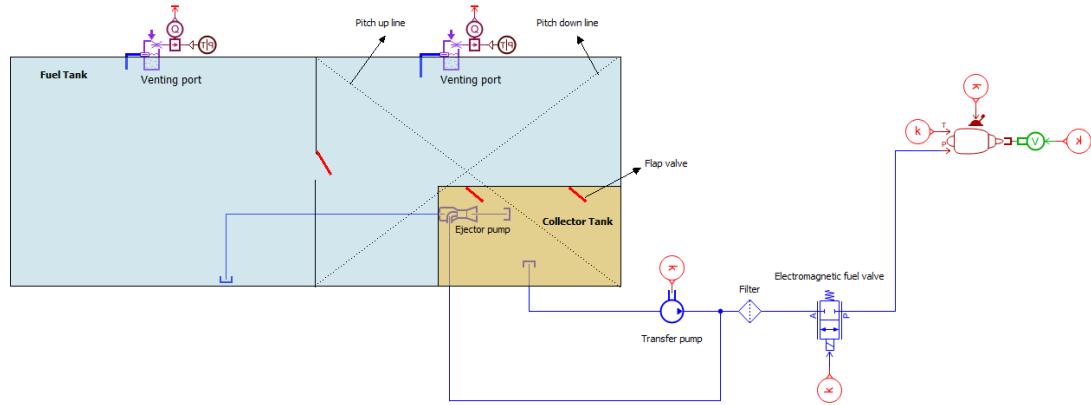
2.2. Yakıt Sistemi Gereksinimleri

Yakıt sistemi gereksinimlerini fonksiyonel, operasyonel, arayüz, güç, idame edilebilirlik ve ağırlık gereksinimleri olarak yedi başlıkta toplanabilir. Yakıt miktarını bir yakıt seviye sensörü ile ölçme ihtiyacı fonksiyonel bir gereksinimizdir. Yakıt sisteminde biriken suyun tahliyesini sağlama ihtiyacı ise bir arayüz gereksinimizdir.



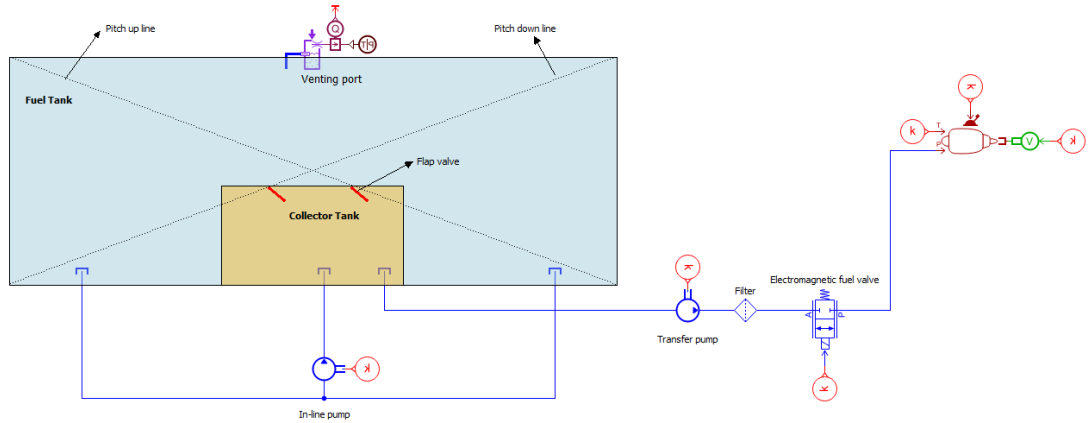
Şekil 2.4: Yakıt Sistemi Tasarımı 2. Mimari

Şekil 2.5'te kolektör tank içine pompa yerleştirilmiştir.



Şekil 2.5: Yakıt Sistemi Tasarımı 3. Mimari

Şekil 2.6'da tank ortasındaki rib kaldırılmıştır.

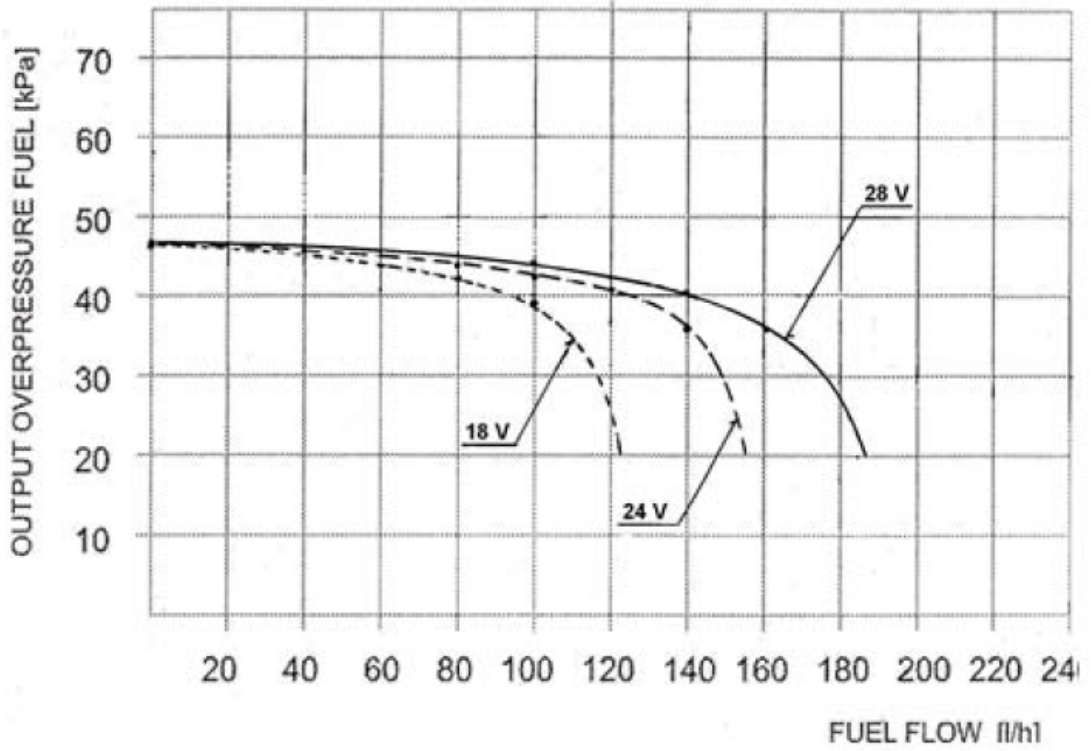


Şekil 2.6: Yakıt Sistemi Tasarımı 4. Mimari

Hazırlanan bu tasarım mimarilerinin hepsinde yakıt tankının bir ana tank ve bir de kolektör tank olmak üzere iki tanktan oluşması kararlaştırılmıştır. Bunun sebebi ise olası yakıt çalkalanmalarında kolektör tankı sürekli dolu tutarak motorun yakıtsız kalmasının önüne geçmektir. Kolektör tankı sürekli dolu tutmak için de kolektör tankı, ana yakıt tankından kolektör tanka sürekli yakıt basacak bir pompayla beslemek mantıklı olacaktır. Ayrıca kolektör tankın yüzeyi eğimli tasarlanıp ve birkaç noktadan kolektör tanka pencereler açıp bu tankı doğal akış yoluyla beslemek de kolektör tankın sürekli dolu olmasında önemli role sahip olacaktır. Bu sebeple kolektör tankın konumu ise HIHA'nın yukarı aşağı hareketleri düşünülürse en ortaya konumlandırılması mantıklı olacaktır. Motora yakıtı yeterli debi ve basınçta gönderebilmek için de bir transfer pompasının sistemde olması gerekir. Yakıtın temizliğini garantiye almak için sisteme yakıt filtresi eklenmiştir. Motorun susturulmasıyla birlikte yakıt akışının motora gitmesinin önüne geçip sistemi tamamen güvenli hale getirmek amacıyla sistem tasarımına elektromanyetik yakıt valfi de konulmuştur. Son olarak da yakıt dolusunda tankın şişip patlamasını önlemek veya yakıt buharını sistemden tahliye edebilmek amacıyla basınç dengesini sağlayabilmek için havalandırma valfi sisteme eklenmiştir.

Tüm bu bilgiler ışığında ve sistem yerleşim kısıtları düşünülerek oluşturulan mimariler harmanlanmıştır. Böylelikle kolektör tankın en arkada yer aldığı, bir adet havalandırma valfinin, bir adet ana yakıt tankından kolektör tanka yakıt pompalayan yakıt pompasının, iki adet kolektör tanktan motora yakıt pompalayan transfer pompasının, bir adet yakıt filtresinin, bir adet de elektromanyetik valfin bulunduğu yakıt sistemi ekipmanları seçilmiştir.

Motorun en yüksek yakıt tüketimi 260 l/h olması ve motor girişindeki yakıt toplam basıncının 50 kPa altına düşmemesi gereksiniminden ötürü transfer pompası iki adet seçilmiştir. Çünkü seçilen transfer pompasının basınç değişimi – yakıt debisi grafiği aşağıdaki gibidir.



Şekil 2.7: Transfer Pompası Basınç Değişimi vs. Yakıt Debisi Grafiği

Sistem gereksinimlerinden dolayı voltaj 28V'dur. Şekil 2.7'deki grafikte anlaşıldığı üzere motorun yüksek yakıt tüketiminde pompanın basınç değişimi negatif olmaktadır. Bu sebeple de motor girişindeki minimum yakıt basıncını karşılayamamaktadır. Bunu engellemek amacıyla iki adet yakıt pompası kullanılmıştır. Böylelikle motor tarafından tüketilen yakıt debisi iki pompaya ortak bölünecektir. Pompalardan geçen debi yarı yarıya olacağından pompalar artık sistemi yeteri kadar basınçlandırmış olacaktır. Ayrıca analiz ve testler yapılmadan önce aşağıdaki analitik hesaplar yapılarak da tek bir transfer pompasının da 15000 ft irtifadan itibaren motor için uygun olacağı ortaya konmuştur. Daha sonra yapılan bu sistem tasarımının doğruluğu analiz ve testlerle doğrulanmıştır. Yapılan analitik hesap şu şekildedir:

Motor performans haritasına göre 15000 ft irtifada motorun en yüksek yakıt tüketimi 181.22 l/h olacaktır. Deniz seviyesinde ise en yüksek yakıt tüketimi 205.64 l/h'tir. Deniz seviyesinde yakıt tüketiminin daha yüksek olması mantıklıdır çünkü itki değeri aşağıdaki denklemlerden de görüldüğü üzere irtifada basınç değişimine bağlı olarak azalmaktadır.

$$F = (m_{dot_0} + m_{dot_f})V_9 - m_{dot_0}V_0 \quad (2.1)$$

İndirgenmiş kuvvet aşağıdaki denklemle bulunacaktır.

$$F_c = \frac{F_h}{\delta} \quad (2.2)$$

Denklem 2.2’de gösterilen δ denklem 2.3’te gösterildiği gibi bulunabilir.

$$\delta = \frac{P}{P_{ref}} \quad (2.3)$$

Yakıt tüketimi ise irtifa arttıkça azalmaktadır. Çünkü motor girişi ve çıkışı arasındaki sıcaklık farkının artması motoru daha verimli hale getirerek yakıt tüketiminin azalması ile sonuçlanır.

Motorun dahili olan pompası ECU'nun gönderdiği bilgiye göre ihtiyacı olan yakıt miktarı hızını ayarlayarak kendisi çekmektedir. Transfer pompası da bu çekilen miktar kadar yakıtı motora yollamakta geri kalan ise şekil 2. 7’deki grafikte gösterildiği kadar sistem basınçlandırması oluşturmaktadır. Bu hesaplamalara göre ilgili irtifada oluşan sistem basıncı motor tarafından izin verilen sınırlar içindedir.

15000 ft’de atm basıncı -----> 57.18 kPa

15000 ft’de 181.22 l/h için pompanın oluşturduğu sistem basıncı -----> 28 kPa

15000 ft için toplam basınç (absolute press.) -----> 85.18 kPa

15000 ft irtifada motor girişinde olması gereken yakıt basıncı -----> 30 – 100 kPa

2.4.2. İtki Sistemi Motorunun Seçimi

İtki sistemleri gereksinimlerinde belirtilen ihtiyaçlara göre motor araştırılması yapılmıştır. Yapılan bu motor araştırmaları neticesinde hem hafifliği, hem havada çalıştırılabilme özelliği hem de sağladığı itki kuvveti ile HİHA’nın hedeflediği 0.8 M hıza çıkarabileceği için aşağıda özellikleri belirtilen turbojet motoru hava aracının itki sistemi için uygun görülmüştür. Aşağıdaki tablo 2.2’de de görüldüğü üzere bu motor 21.1 kg’dır. Hafif olmasıyla birlikte 1250 N itki kuvveti sağlayarak HİHA’yı 0.8 M hızlarına ulaştırabilmektedir.

Tablo 2.2: Motor Teknik Özellikleri

Maksimum İtki (20 min)	1250 N
İtki (Sürekli verilebilecek)	1000 N
Maksimum Dış Çap	272 mm
Egozoz Nozul İle Birlikte Toplam Uzunluk	636 mm
Motor Ağırlığı (Aksesuarlar Dahil)	21.1 kg
Motor Operasyon Hızı	30000-60600 RPM
Motor Hızı (%100)	59000 RPM
Kompresör Basınç Oranı	5.1
Hava Kütle Debisi	1.95 kg/s
Maksimum İtkide SFC	0.115 kg/N/h
Rolantide Yakıt Tüketimi	700 ml/min
Maksimum Yakıt Tüketimi	3000 ml/min
Maksimum Yağ Tüketimi	50 ml/h
Yağ Tankı Kapasitesi	550 ml
Egzoz Gaz Sıcaklığı (EGT)	Max. 820 °C
Rolantiden Maksimuma İvmelenme Hızı	< 8 s
Maksimumdan Rolantiye Yavaşlama Hızı	< 17 s

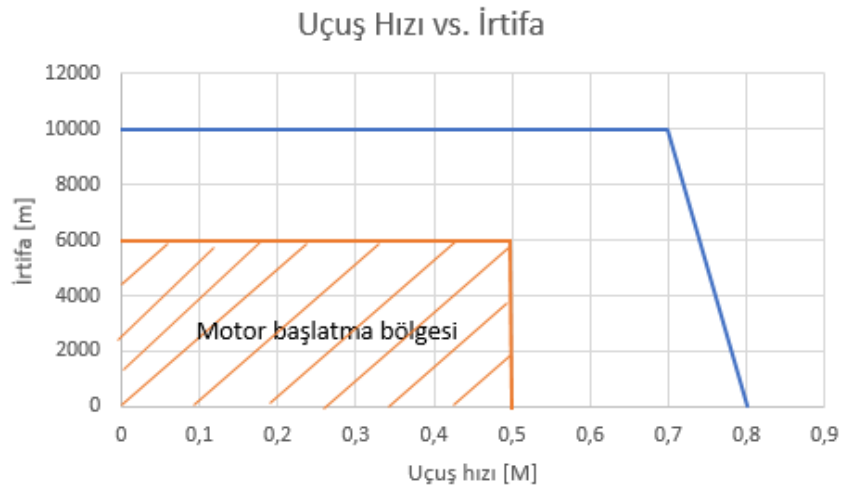
Seçilem bu motorda dahili olarak ECU bulunmaktadır. Böylelikle motor birçok güvenlik tedbirini, hava aracı ile haberleşmesini otomatik olarak yapabilmektedir. Motorun ilk enerjisi için yine üstünde dahili olarak fırçasız başlatma jenaratörü bulunmaktadır. Motor sahip olduğu yakıt ve yağ pompasıyla kendi yağını ve yakıtını da pompalayabilmektedir. Bu çalışmada motora ayrıca iki transfer pompasıyla yakıt pompalaması yapılarak yüksek yakıt tüketimlerinde motorun yakıt ihtiyacı karşılanmak istenmiştir. Motor egzoz bölgesinde sahip olduğu sıcaklık sensörü ile EGT sıcaklığı bilgisini hava aracına göndererek kullanıcıyı da bilgilendirmektedir. Böylelikle bu motor itki sistemi gereksinimlerimizin tümünü karşılayabilme kapasitesindedir. Şekil 2.8’de motor görülebilmektedir.



Şekil 2.8: İtki Sistemi Motoru

(PBS Aerospace, 2020)

İtki Sistemi tasarımı yapılacak HİHA, başka bir hava aracından bırakılmak üzere tasarlanmıştır. Bu sebeple seçtiğimiz motorun havada çalıştırılabilme özelliği de bulunmak zorundadır. Seçilen bu turbojet motoru şekil 2.9’da görülen grafiklerden de anlaşıldığı üzere 6000 m irtifaya kadar havada çalıştırılabilme özelliğine sahiptir. Ayrıca motor 0.8 M hıza çıkabilme özelliğine de sahiptir. HİHA diğer hava aracından 5000 m’den 0.3 M hızında bırakılacağı için bu motor HİHA için uygun olacaktır.



Şekil 2.9: Motor Çalışma Zarfı

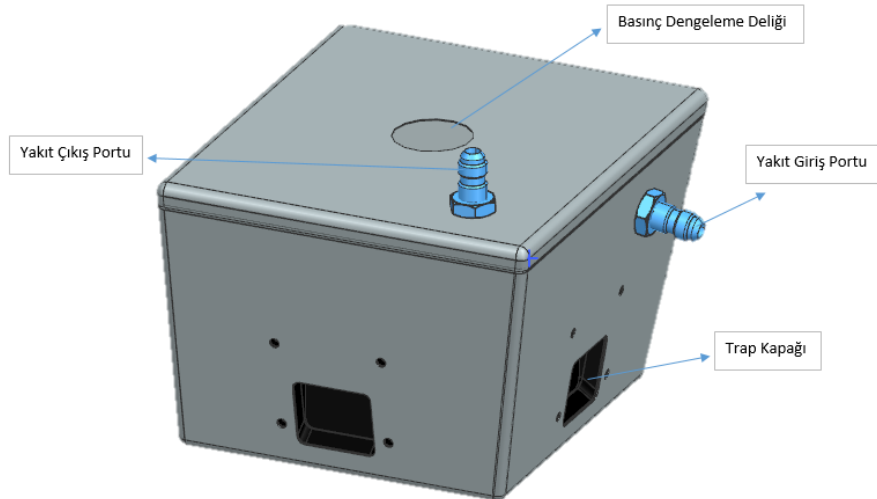
Bunların yanı sıra seçilen motor radial kompresöre sahip olduğu için hava alığı tasarımı için de daha geniş bozulma katsayısı aralığına sahip olacaktır. Bu sebeple hava alığı tasarımı da kolaylaşacaktır.

2.5. Sistemlerin Tasarım ve Yerleşimleri

Ekipman seçimleri tamamlandıktan sonra itki ve yakıt sistemlerinin HİHA'nın boyutlarına, aerodinamik yapısına ve diğer sistemlerin kısıtlarına göre yerleşimleri yapılmıştır. Yakıt sistemlerin yerleşiminde ayrıca yakıt hortumlarının kırılmamasına dikkat edilmiş ve hortum rotalama tasarımlarında da bu kıstas göz önüne alınmıştır.

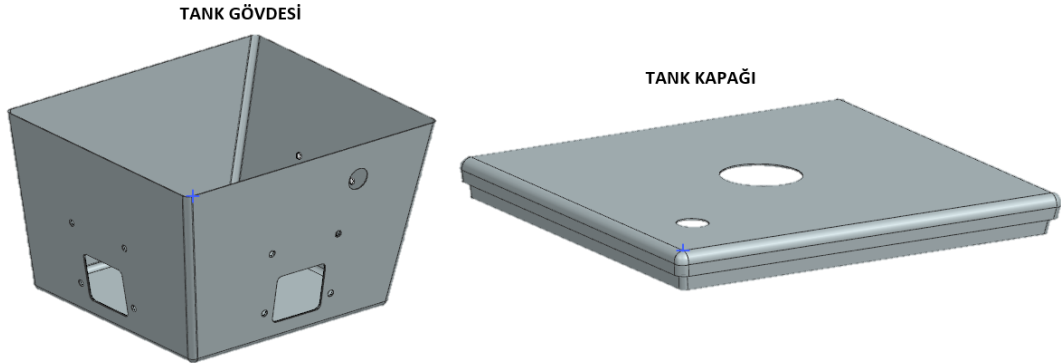
2.5.1. Yakıt Sistemi Kolektör Tank Tasarımı

Yakıt sisteminin kolektör tank tasarımı yapılırken daha önce planlanan mimariler göz önüne alınmıştır. Kolektör tanka uçuş sırasında yer çekimi etkisiyle doğal yakıt akışı sağlama amacıyla tankın yüzeyleri şekil 2.10'da görüldüğü üzere içeri doğru yamuk olarak tasarlanmıştır. Böylelikle kolektör tankın yüzeyinde açılan pencerele yerleştirilen trap kapaklarından doğal yakıt akışı sağlanacaktır. Ayrıca kolektör tankın üst kapağına basınç dengelemesini sağlamak amacıyla delik açılmıştır. Burada amaç tankın şişip patlamasını engellemektir. Kolektör tankın malzemesi hafiflik sağlamak amacıyla kompozit olarak seçilmiştir.



Şekil 2.10: Kolektör Tank Tasarımı

Trap kapaklarının montajını sağlayabilmek için de kolektör tankın üretimi şekil 2.11’de görüldüğü üzere kapak ve tank kısmı olarak iki parçada planlanmıştır.

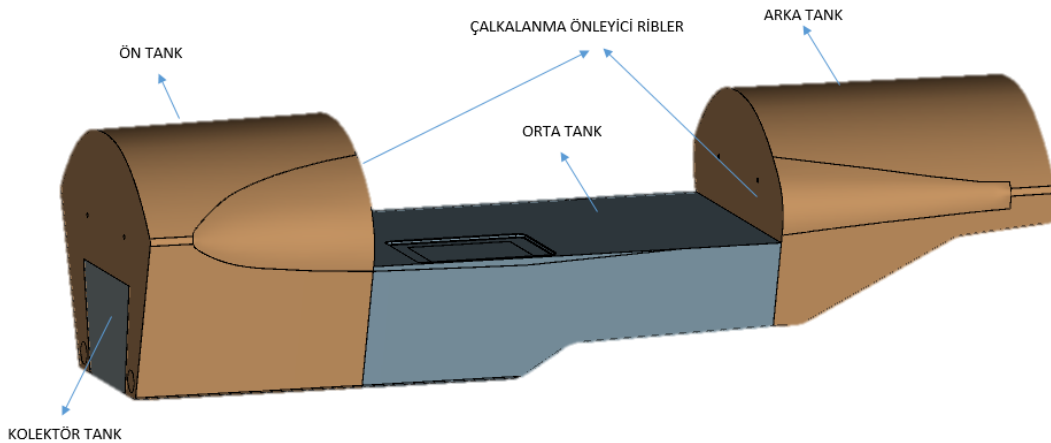


Şekil 2.11: Kolektör Tank Üretimi

2.5.2. Yakıt Sistemi Yerleşimi

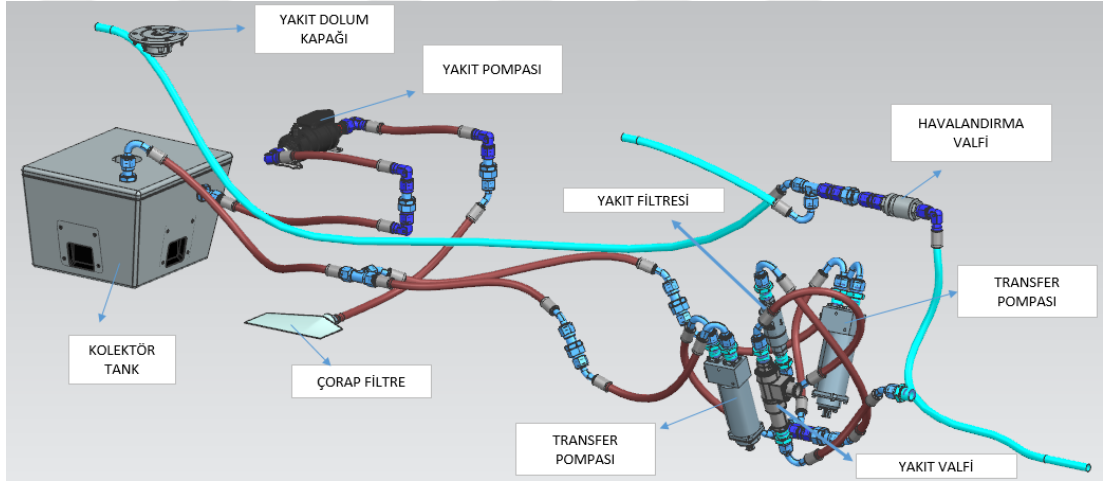
İhtiyaç olan tasarımlar yapıldıktan sonra ekipman seçimleri yapılırken oluşturulan mimariler ışığında ve hortum rotalama tasarımları düşünülerek yakıt sistemi elemanlarının yerleşimleri yapılmıştır.

Yakıt sistemi ana tankı şekil 2.12’de görüldüğü üzere eğri yüzeylere sahip bir U şeklindedir ve üçe bölünmüştür. Bu şekli HİHA’nın diğer sistemlerinin ihtiyacı ve toplam yakıt kapasitesi ihtiyacı birlikte düşünülerek ortaya çıkmıştır.



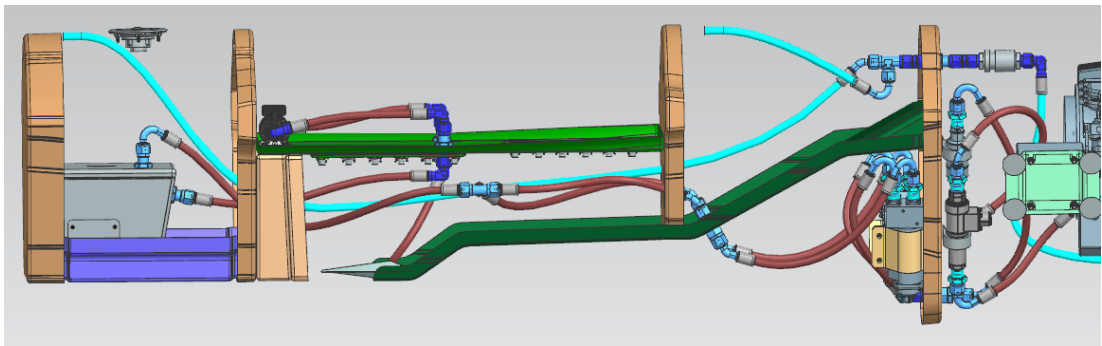
Şekil 2.12: Ana Yakıt Tankı Tasarımı

Ön, orta ve arka tank olmak üzere üçe bölünen ana yakıt tankının ön ve orta tanklarıyla arka ve orta tankları arasında çalkalanmayı minimuma indirebilme için çalkalanma azaltıcı ribler konulmuştur. Ana yakıt tankı bu şekli sebebiyle hem ön tank kısmının hem de arka tank kısmının havalandırılmasına ihtiyaç duymaktadır. Bu sebeple arka tank kısmına yerleştirilen tek yönlü bir havalandırma valfinden iki hortum çıkartılıp biri ön tank kısmına biri de arka tank kısmına sabitlenmiştir. Havalandırma valfinin diğer ucundan ise atmosphere çıkarılacak hortum rotalaması yapılmıştır. Orta tank kısmından kolektör tanka yakıt pompalayan yakıt pompası orta tank tepsi üzerine konumlandırılmıştır. Bu pompanın çekeceği yakıt çorap filtreden geçirilerek yakıtın temizliği garanti altına alınmıştır. Bunları ve diğer yakıt ekipmanlarının yerleşimi şekil 2.13 ve 2.14’te detaylıca görülebilir.



Şekil 2.13: Yakıt Sistemi Yerleşimi

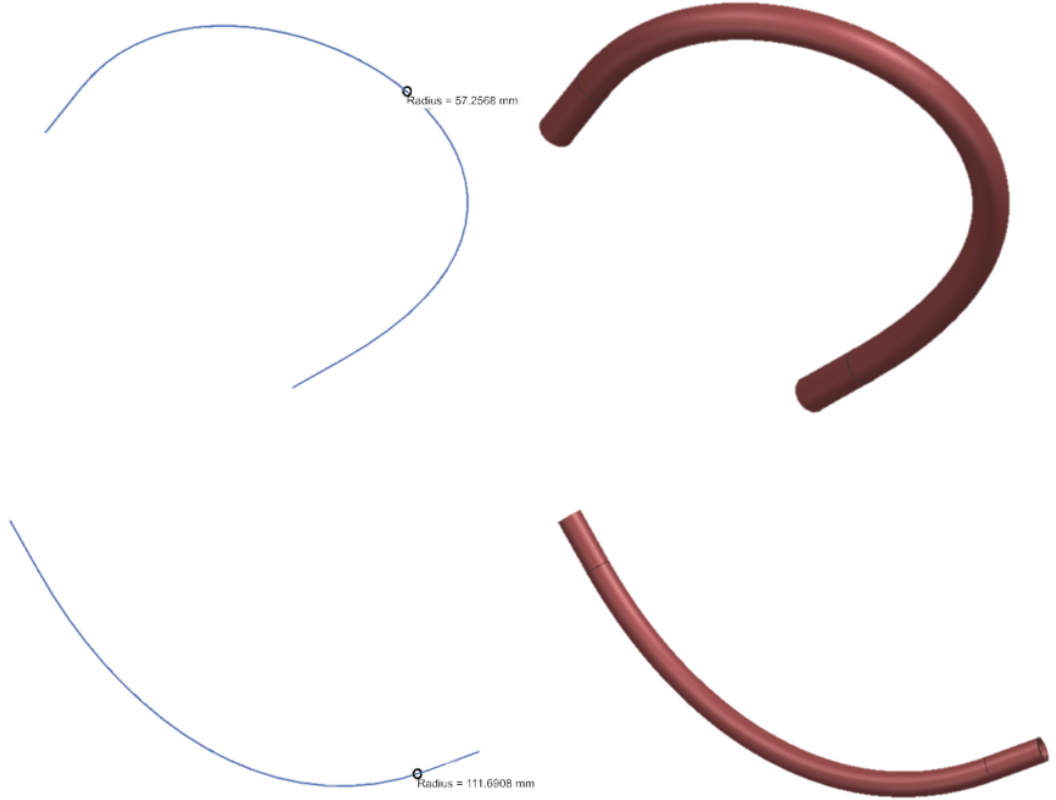
Şekil 2.14’te HİHA üstünde görünüm yer almaktadır.



Şekil 2.14: Yakıt Sistemi Yerleşiminin HİHA Üstünde Görünümü

2.5.3. Yakıt Hortumlarının Rotalama Tasarımları

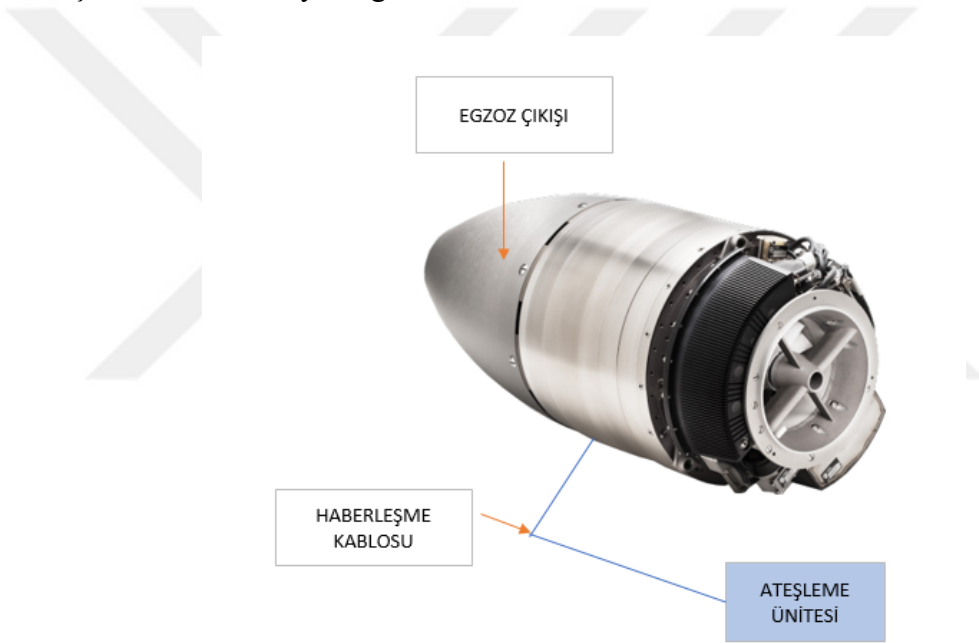
Yakıt hortumlarının rotalama tasarımları yapılırken hortum kırılması olmamasına dikkat edilmiştir. Çünkü hortum kırılması olması durumunda yakıt buradan geçemeyecek ve motora yakıt ulaşamayacaktır. Ayrıca sistem gittikçe basınçlanacak yakıt sisteminin patlamasına yol açabilecektir. Bu yakıt sisteminde kullanılan yakıt hortumlarının kırılmaması için hortumlarda minimum 55 mm yarıçapın sağlanması gerekmektedir. Sistemde kullanılan tüm hortumlarda bu gereksinim karşılanmış ve rotalama tasarımları buna göre yapılmıştır. Bunlardan ikisinin örneği şekil 2.15'te verilmiştir. Şekilde de görüldüğü üzere üstteki hortumda ekipmanlar arası dönüş zor olduğu için yarıçap 57.25 mm olmuş ancak 55 mm'nin altına düşmemiştir. Altındaki hortumda ise dönüş rahat olduğu için minimum yarıçap 111.7 mm olmuş ve rahatlıkla rotalama yapılabilmektedir.



Şekil 2.15: Hortum Rotalama Tasarımları

2.5.4. İtki Sistemi Yerleşimi

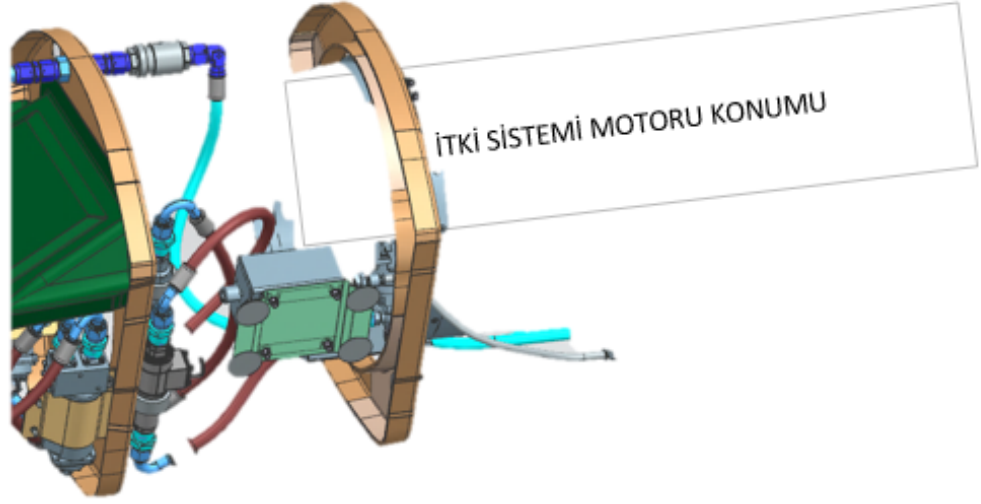
İtki sistemi; motor, motorun ateşlemesini yapabilmek için ateşleme ünitesi ve motor ile bu ateşleme ünitesinin haberleşmesinin sağlayabilmek için iki ekipman arasındaki haberleşme kablosundan oluşmaktadır. Motor bir turbojet motoru olduğu için HİHA'ya itiş sağlayacaktır. Bu sebeple HİHA'nın en arkasına yerleştirilmiştir. Ayrıca HİHA'nın ağırlık merkezini dengeleyebilmek ve eksen kaymasının önüne geçmek için motor x-ekseninde kaymanın önüne geçecek şekilde konumlandırılmıştır. Haberleşme kablosunun boyu göz önüne alınarak ateşleme ünitesi ve haberleşme kablosu yerleşimi tamamlanmıştır. Tüm bu yerleşimler yapılırken diğer sistemlerin gereksinimleri de göz önünde bulundurulmuştur. İtki sistemi ekipmanlarının bu yerleşimleri şekil 2.16 ve şekil 2.17'de detaylıca görülebilir.



Şekil 2.16: İtki Sistemi Yerleşimi

PBS Aerospace (2020)'den uyarlanmıştır.

İtki sistemi yerleşiminin HİHA üstünde görünümü şekil 2.17'de gösterildiği gibidir.



Şekil 2.17: İtki Sistemi Yerleşiminin HIHA Üstünde Görünümü

3. YAKIT SİSTEMİ ANALİZ VE SİMÜLASYONLARI

Yakıt sisteminin analiz ve simülasyonları yapılırken AMESIM programından faydalanılmıştır. Yapılan bu analiz ve simülasyonlarda amaç tasarlanan yakıt sisteminin düzgün çalıştığını, HİHA'nın uçuş süresi gereksinimini karşıladığını, pompaların motor girişinde yeterli basınç oluşturduğunu doğrulamaktır. Analizlerin altyapısında kullanılan denklemlerde bu çalışmada açıklanmıştır. Yapılan analizlerde ekipmanların özellikleri, hortumların bükümleri ve boyları aynen yansıtılmıştır. Böylelikle tüm basınç düşümlerinin olduğu gibi görülmesi amaçlanmıştır. Bunların yanı sıra uçuş dinamiği ekiplerini besleyebilmek için yakıt dinamiğinin yakıt azalmasıyla birlikte nasıl değişeceği de bu analiz ve simülasyonlarda gösterilmiştir. Son olarak da seviye sensörünün kalibrasyonunu yapabilmek için bir model oluşturulmuş ve bu model küçük bir matlab koduyla birleştirilerek yakıt seviye sensörü kalibrasyonu oluşturulmuştur.

3.1. Analizlerin Altyapısında Kullanılan Denklemler

Hortumlardaki basınç düşümünü görebilmek amacıyla aşağıdaki eşitlikten faydalanılmaktadır.

$$\frac{dp}{dt} = \beta_{eff} \left(\frac{1}{\rho} \left(\frac{d\rho}{dt} \right) + \alpha \left(\frac{dT}{dt} \right) \right) \quad (3.1)$$

Sistemdeki analizler yapılırken motorun yakıt tüketim verisi girilmektedir. HİHA'nın ivmelenmesi de göz ardı edilmektedir. Bu sebeple sistemdeki basınç değişikliklerini hesaplayabilmek için sıkıştırılabilir akış denklemi olan Bernoulli denklemi kullanılabilir.

$$P_1 + 0.5\rho v^2 + \rho gh = constant \quad (3.2)$$

Yakıt dinamiğini hesaplamalarında da ağırlık merkezi ve inertia değişimlerini bulmak için aşağıdaki eşitlikler kullanılmıştır.

Toplam yakıt kütlesi bulunurken tüm depolardan gelen sıvı kütleleri toplanmıştır.

$$m_{tot} = \sum_k m_k \quad (3.3)$$

Tüm sıvının ağırlık merkezini bulabilmek için sıvıların her birinin ağırlık merkezlerinin kütleleriyle çarpımı toplam sıvı kütlelerine bölünmüştür.

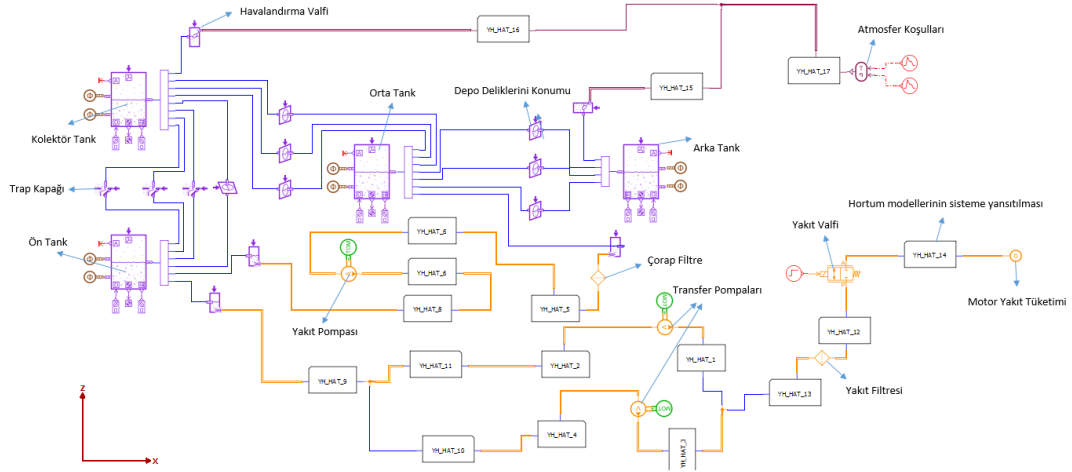
$$CG_{ov} = \frac{\sum_k m_k * CG_k}{m_{tot}} \quad (3.4)$$

Tüm sistemin inertia hesaplaması için aşağıda ifade edilen Huygen teoremi kullanılmıştır.

$$I_{tot} G_{ov} = \sum_k I_k * G_k + m_k * G_{ov} G_k^2 \quad (3.5)$$

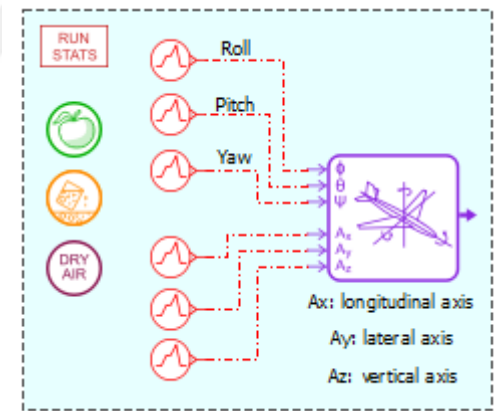
3.2. Yakıt Sistemi Tasarımını Doğrulama Analizleri

Tasarlanan yakıt sistemini doğrulayabilmek için şekil 3.1'de gösterilen yakıt sistemi tasarım mimarisi analize sokulmuştur. Bu mimaride tüm yakıt sistemi ekipmanları, yakıt sistemindeki depolar, depolardaki deliklerin konumu gösterilmiştir. Hortumlar, basınç düşümlerini tam yansıtabilmek için, tüm büküm detayları gösterilerek mimariye eklenmiştir. Analizin yapıldığı irtifadaki atmosfer basıncı ve sıcaklığı sisteme yansıtılmıştır. Motor yakıt tüketimi analize girdi olarak verilerek yakıt tüketimi analize aktarılmıştır.



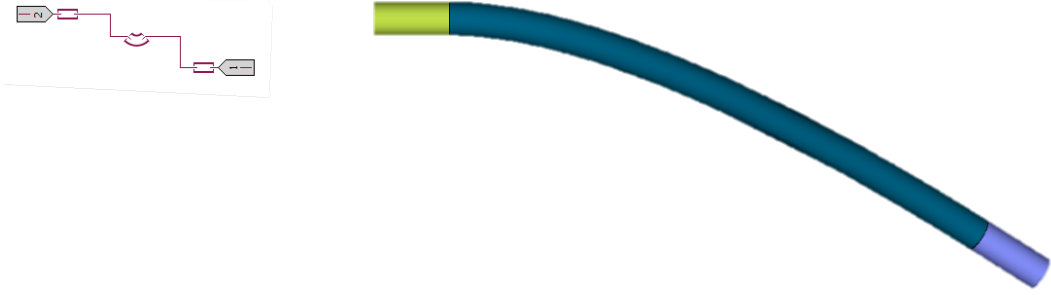
Şekil 3.1: Yakıt Sistemi Analiz Mimarisi

HİHA'nın hareketleri ve ivmelenmesi ise şekil 3.2'de gösterildiği gibi analizlere dahil edilmiştir. Yapılan analizlerde HİHA'nın her eksende ivmesi sıfır olarak kabul edilmiştir.



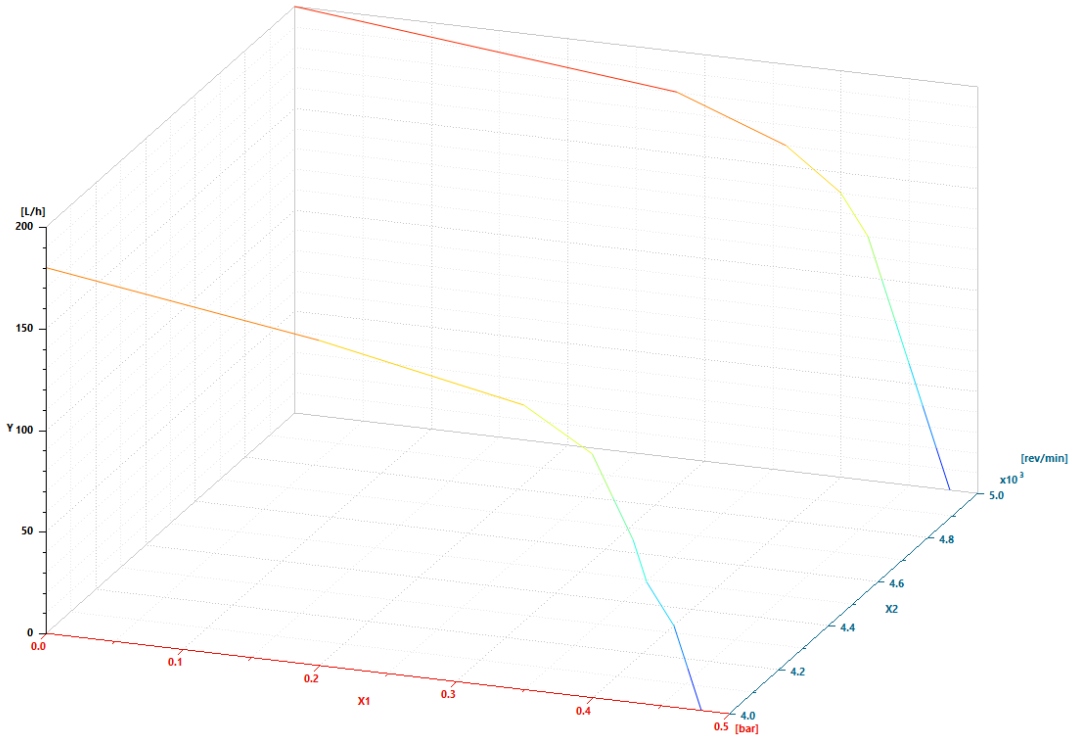
Şekil 3.2: HİHA Hareket ve İvmelerinin Analize Dahil Edilmesi

Hortumlarının tüm boyutlarının analize yansıtılabilmesi için şekil 3.3'te görüldüğü gibi hortum cad dosyaları analize olduğu gibi gömülmüştür.



Şekil 3.3: Hortum Cad Dosyalarının Analize Gömülmesi

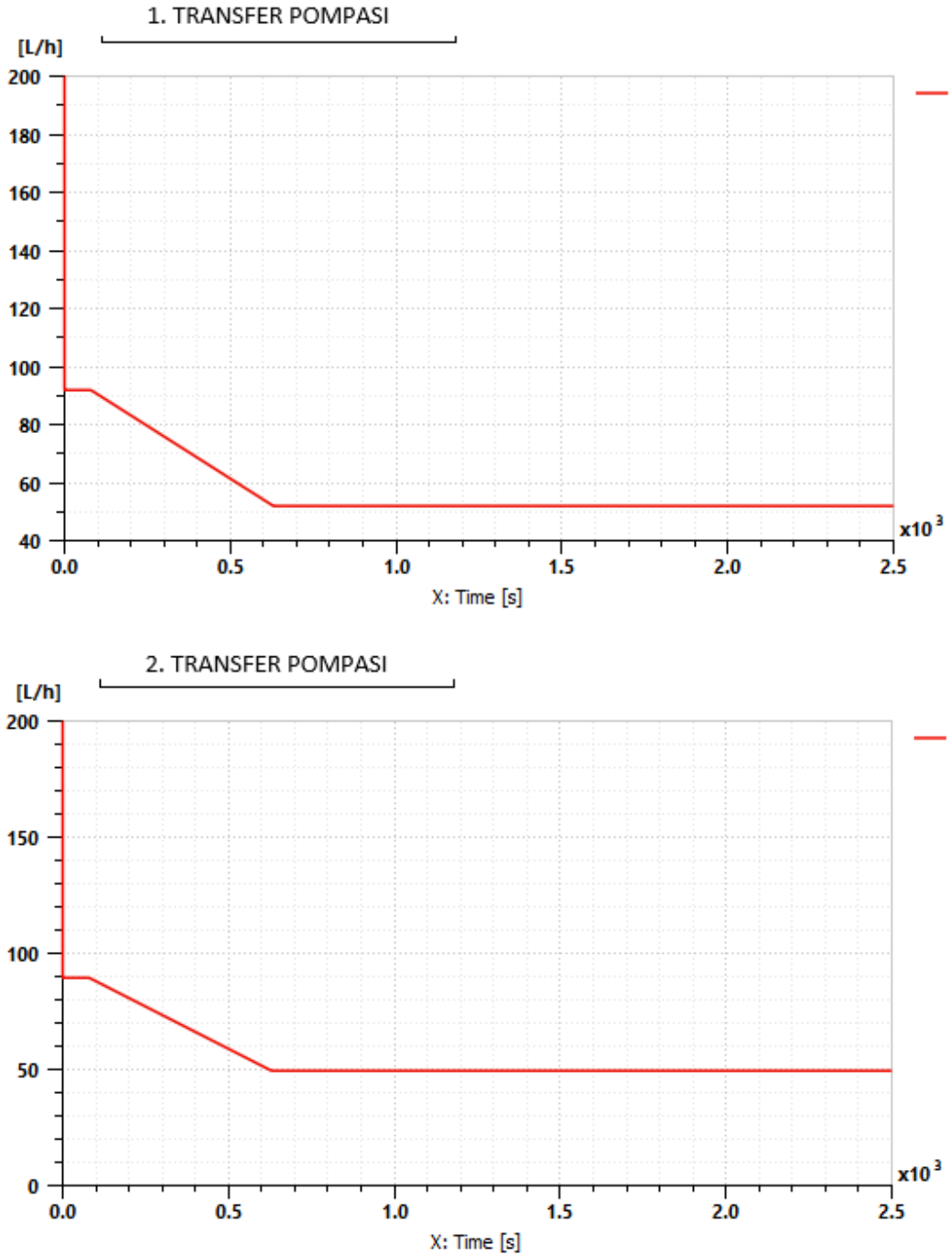
Ekipmanlardaki basınç düşümlerinin analizlerde gösterilebilmesi için pompaların yakıt debisine bağlı basınç değişimi grafikleriyle filtre ve yakıt valfinin geometrik özellikleri analize girdi olarak sağlanmıştır.



Şekil 3.4: Transfer Pompası Basınç Değişim Grafiğinin Analize Yansıtılması

Analizlerin gerçekleştiği durum için yakıt tüketiminin en çok olacağı en kötü senaryo düşünülmüştür. Buna göre HİHA 15000 ft irtifada başka bir hava aracından bırakılacak bu irtifada 80 s boyunca düz uçuş yapacaktır. Ancak düz uçuşunda da kendi tasarımından kaynaklı +1° pitch açısı bulunmaktadır. Daha sonra 10 s içinde pitch

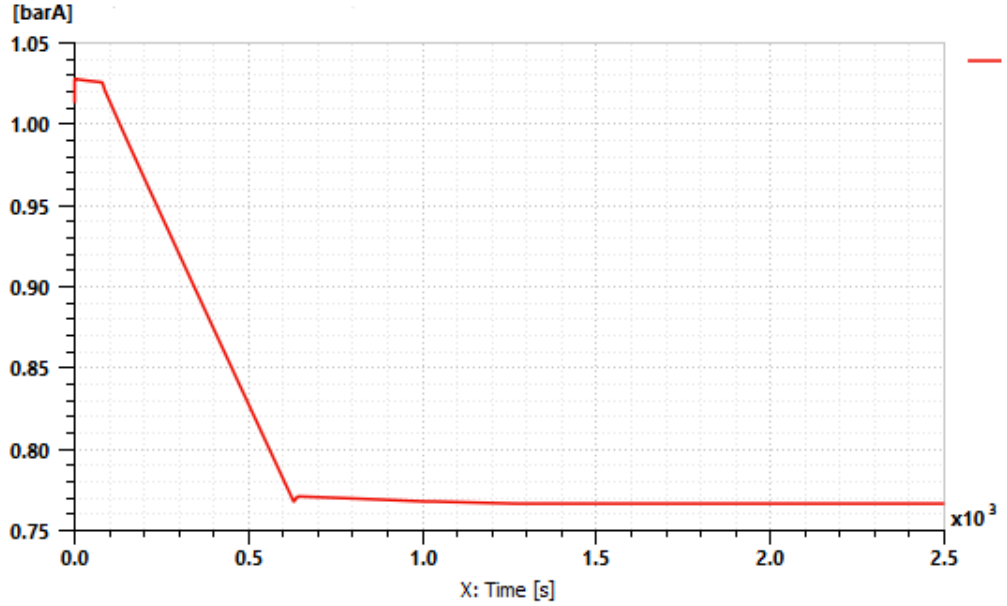
açısını $+1^\circ$ 'den $+6^\circ$ 'ye getirecektir. $+6^\circ$ 'lik pitch açısıyla 540 s'de 30000 ft irtifaya tırmanacak ve tekrar 10 s'de pitch açısını $+1^\circ$ 'ye getirerek düz uçuş yapacaktır. Motor 15000 ft irtifada maksimum 181.2 l/h, 30000 ft irtifada ise 101.2 l/h yakıt tüketmektedir. Transfer pompalarının istenilen yakıt debisini geçirdiği şekil 3.5'teki grafiklerden görülebilir.



Şekil 3.5: Transfer Pompalarından Geçen Yakıt Debileri

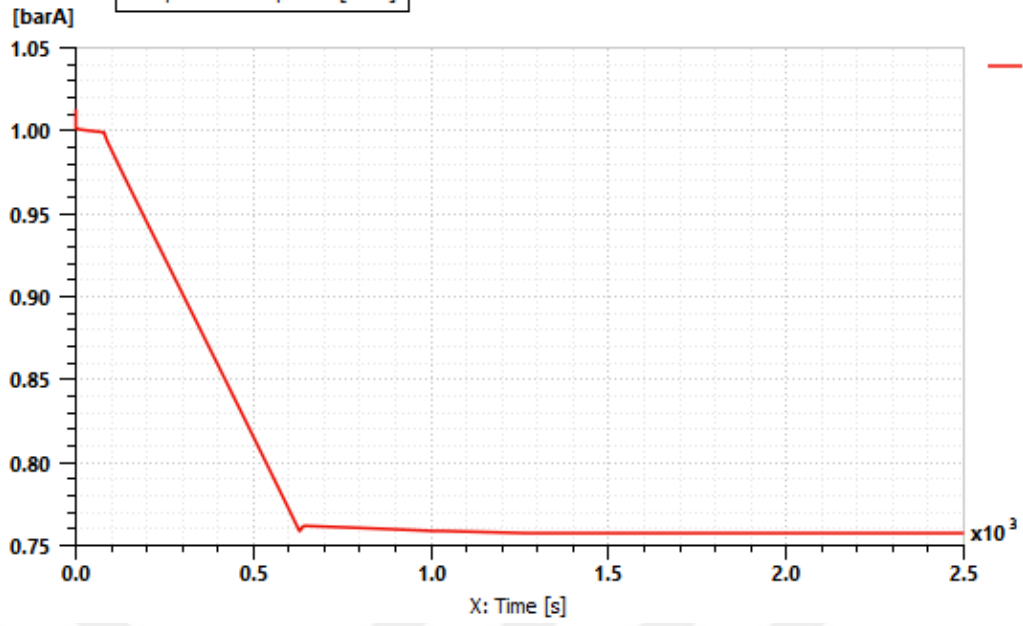
Grafiklerden de anlaşıldığı transfer pompalarından geçen yakıt debileri toplamı motor yakıt tüketimini karşılamaktadır.

Motorun girişindeki yakıt basıncının 15000 ft irtifada 30 -100 kPa arasında, 30000 ft irtifada da 10-80 kPa arasında olması gerekmektedir. Şekil 3.6'daki grafikte transfer pompalarının sistemi ne kadar basınçlandırdığı görülmektedir. Bu grafiklerden de anlaşıldığı üzere transfer pompalarının sistemi basınçlandırması yeterlidir. Şekil 3.'deki analiz mimarisinden de görüleceği üzere transfer pompalarından sonra motor girişine kadar hortumlar, yakıt filtresi ve yakıt valfi bulunmaktadır. Bunlar da sistem de basınç kaybına neden olacaktır.



Şekil 3.6: Transfer Pompaları Çıkışı Yakıt Basıncı

Şekil 3.7'deki grafikte ise motor girişindeki yakıt basıncı gözükmemektedir. Bu grafikten motor girişindeki yakıt basıncı gereksiniminin her durumda karşılandığını görmekteyiz. Ayrıca transfer pompalarıyla motor arasındaki ekipman ve hortumların toplamda yaklaşık 1 kPa basınç kaybına yol açtığını gözlemleyebiliriz. Çünkü son durumda transfer pompalarından çıkan yakıt basıncı 76 kPa olarak gözükmekteyken motor girişindeki yakıt basıncıysa yaklaşık 75 kPa olarak gözükmemektedir.

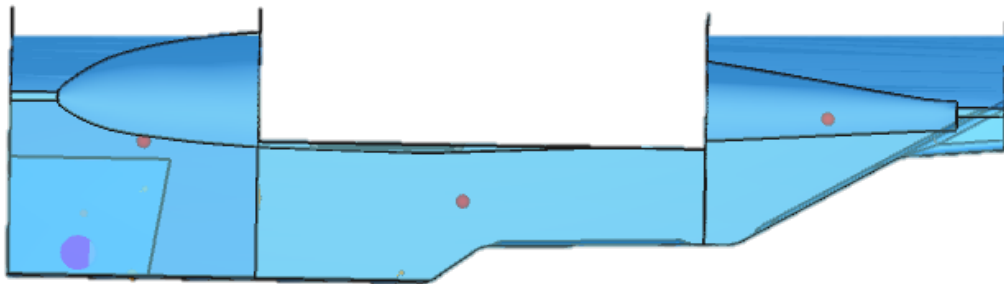


Şekil 3.7: Motor Giriş Yakıt Basıncı

Bu analiz sonuçlarından transfer pompalarının motor girişi için yeteri kadar yakıt debisini ve basıncı karşıladığını doğruluyabiliriz.

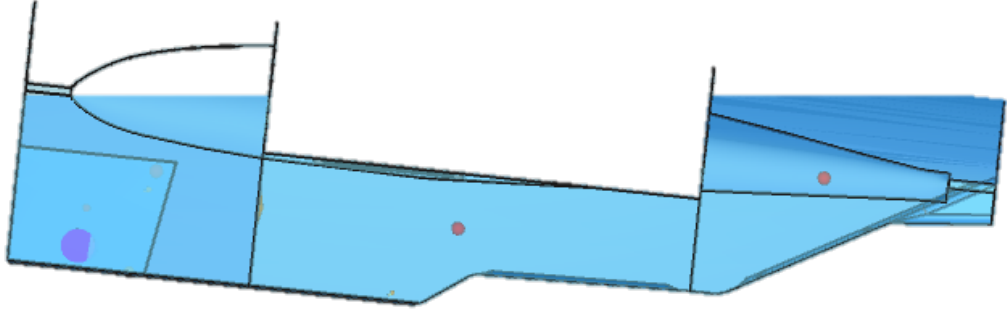
Yukarıdaki analiz koşullarına göre yapılan bu analize göre toplamda 120 litre yakıt hacmi içeren bu yakıt depolarıyla HİHA yaklaşık olarak 2850 s yani 47.5 dakika havada kalabilmektedir. HİHA'nın havada kalma gereksinimi ise 45 dakikadır. Yani tasarlanan yakıt sistemi tasarımı HİHA'nın havada kalma süresini fazlasıyla karşılayacaktır.

Havada kalma süresinin ve analiz koşullarında yakıtın depo içindeki hareketlerinin simülasyon görüntüleri aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



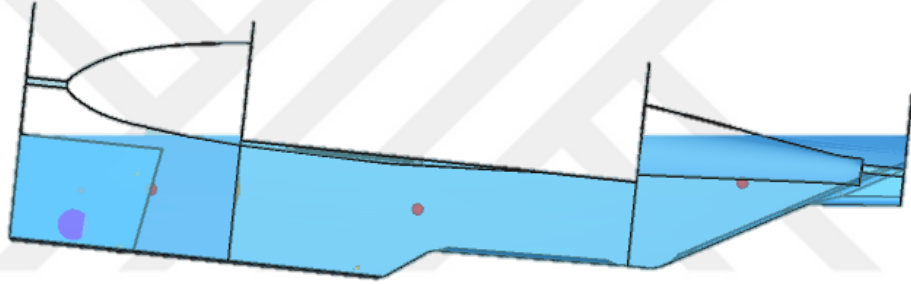
Şekil 3.8: 15000 ft İrtifada Düz Uçuş (50.saniye)

Şekil 3.9'da simülasyonun 200. Saniyesi yer almaktadır.



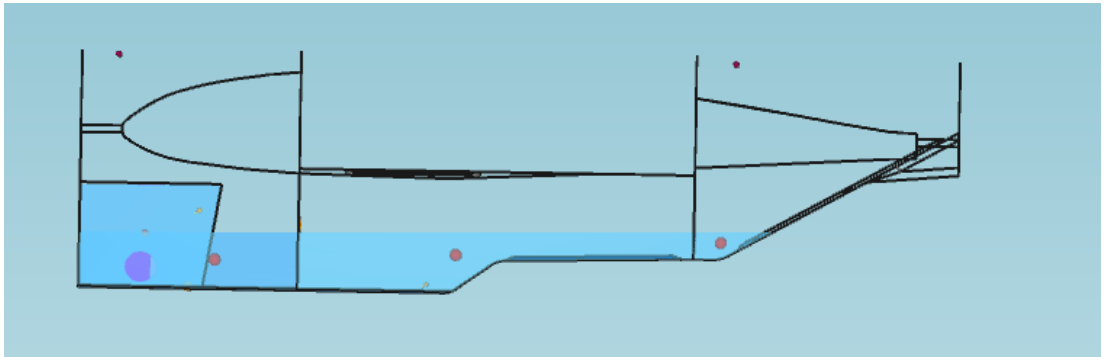
Şekil 3.9: 6° Tırmanış Uçusu (200.saniye)

Şekil 3.10'da 6° tırmanış açısında 620. saniyede yakıtın aldığı durum gösterilmektedir.



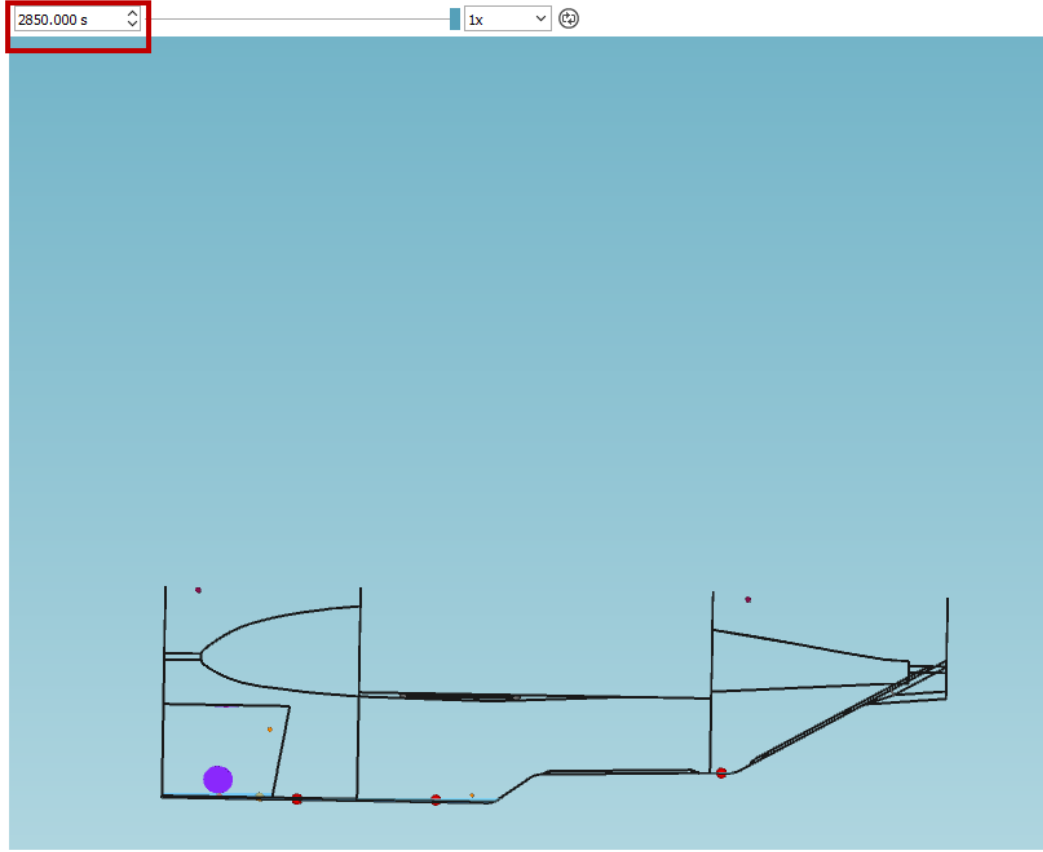
Şekil 3.10: 6° Tırmanış Uçusu (620.saniye)

Şekil 3.11'de 30000 ft irtifada düz uçuş gösterilmektedir.



Şekil 3.11: 30000 ft İrtifada Düz Uçuş (2100.saniye)

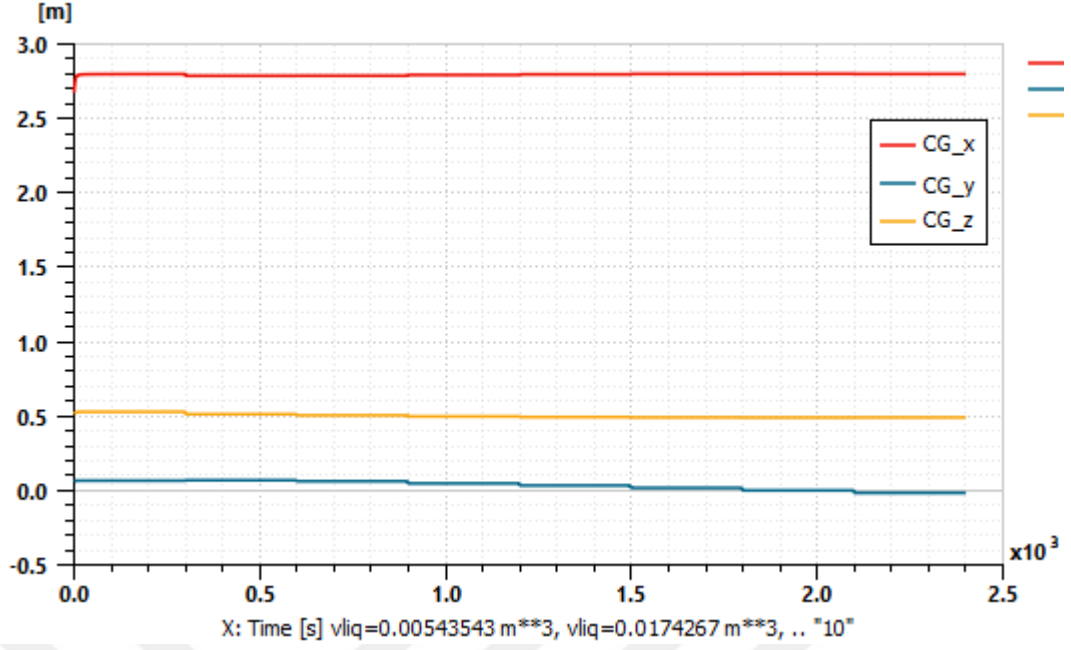
Şekil 3.12'de yakıtın tamamen bittiği durum gösterilmiştir.



Şekil 3.12: Yakıtın Bittiği Durum (2850. saniye)

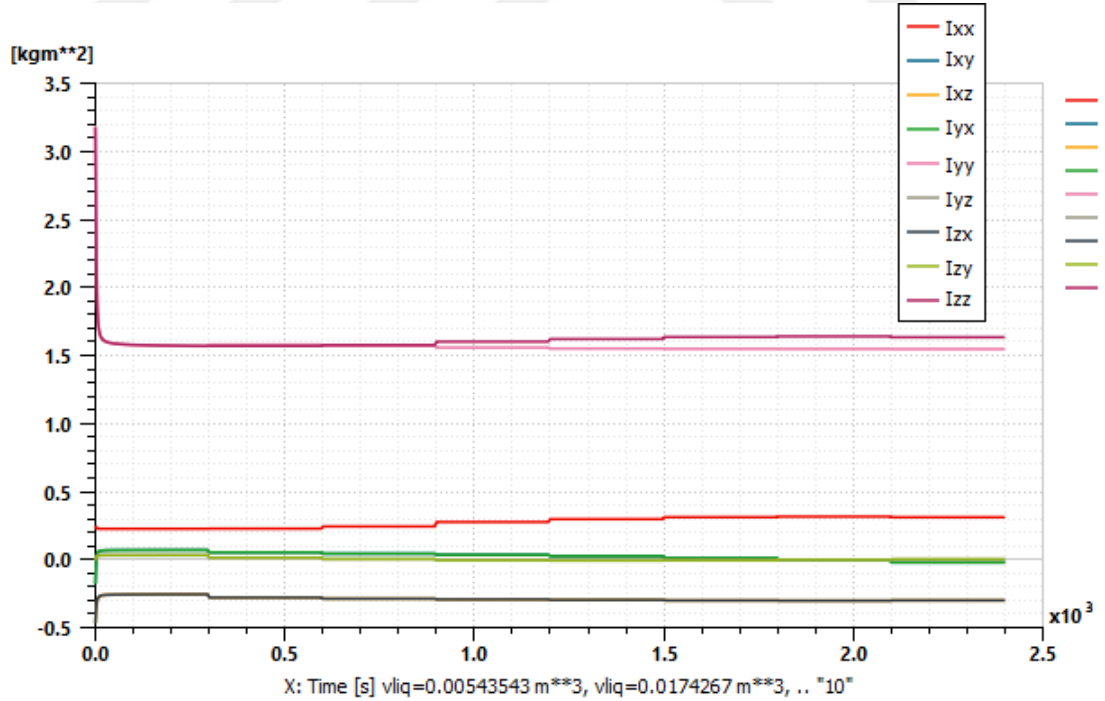
3.3. Yakıt Dinamiği Analizleri

Yapılan yakıt dinamiği analizlerinde amaç farklı uçuş koşullarında yakıt tankının içinde %20, %40, %60 ve %80 oranında yakıt var olduğu durumlardaki toplam ağırlık merkezi ve inertia bilgilerini almaktır. Buradaki bilgiler uçuş mekaniği ekibinin uçuş analizlerini yaparken kullanması için ihtiyaç olan bilgilerdir. Çalışmada, bu yakıt oranları, HİHA'nın roll açısı -90° 'den 90° 'ye giderken -90° ile 90° arasındaki farklı pitch açıları için analize sokulmuştur. Bu tezde ise yapılan bu çalışmalardan aşağıdaki grafiklerde gösterilen bazıları aktarılmıştır. Aşağıdaki şekilde %20 yakıt kütlesi varken ve roll açısı -90° 'den 10° 'ye giderken 30° pitch açısı durumunda ağırlık merkezi değişim sonuçları gösterilmiştir.



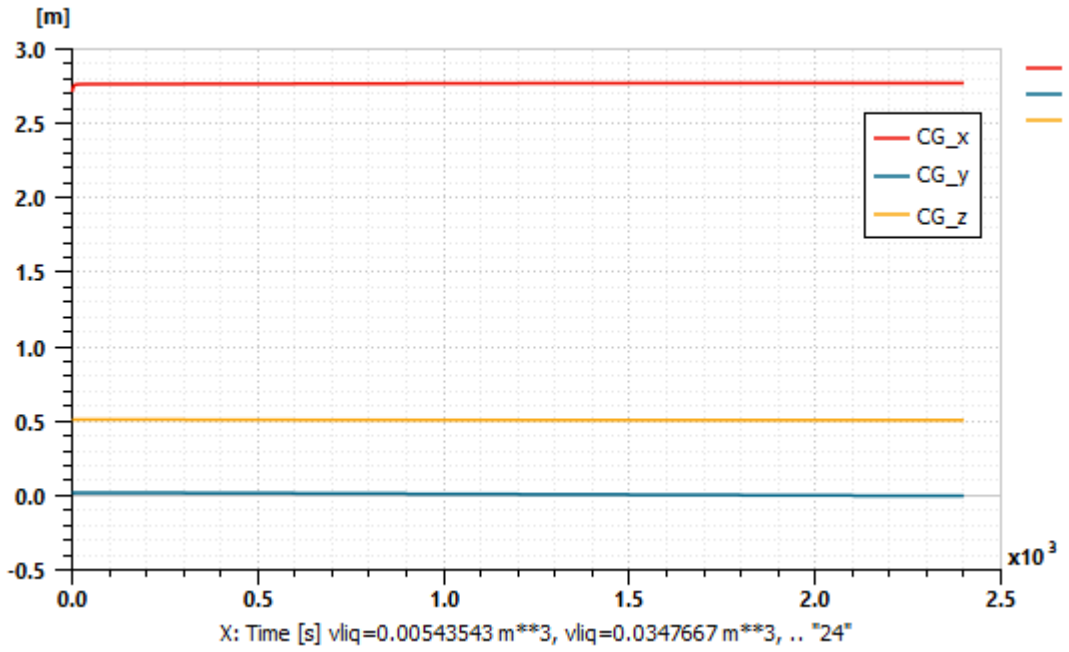
Şekil 3.13: %20 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°'Den 10°'Ye Giderken 30° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları

Şekil 3.14'te aynı durumun inertia değişim sonuçları yer almaktadır.



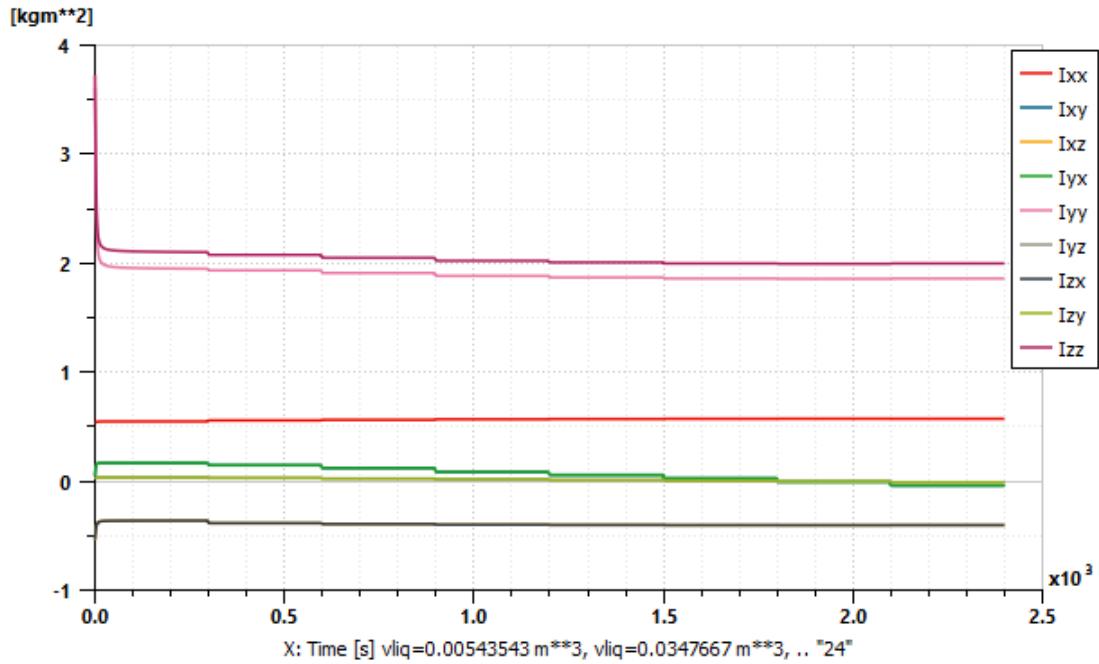
Şekil 3.14: %20 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90°'Den 10°'Ye Giderken 30° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları

Şekil 3.15'te %40 yakıt kütlesi varken ve roll açısı -90° 'den 10° 'ye giderken 45° pitch açısında ağırlık merkezi değişim sonuçları görülmektedir.



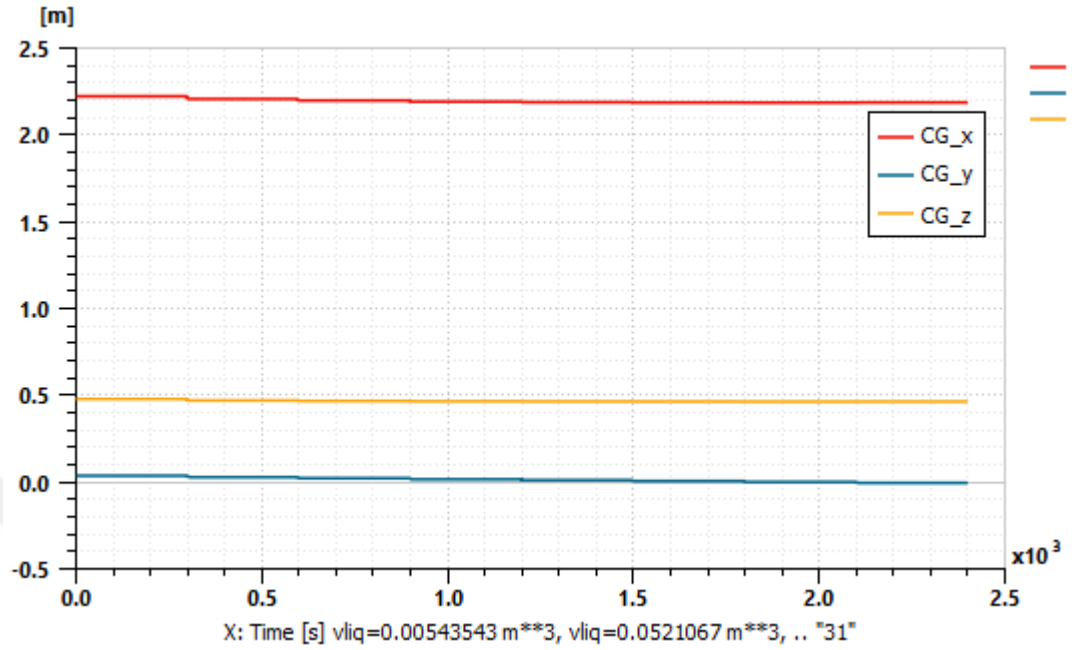
Şekil 3.15: %40 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken 45° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları

Şekil 3.16'da aynı durumun inertia değişim sonuçları verilmiştir.



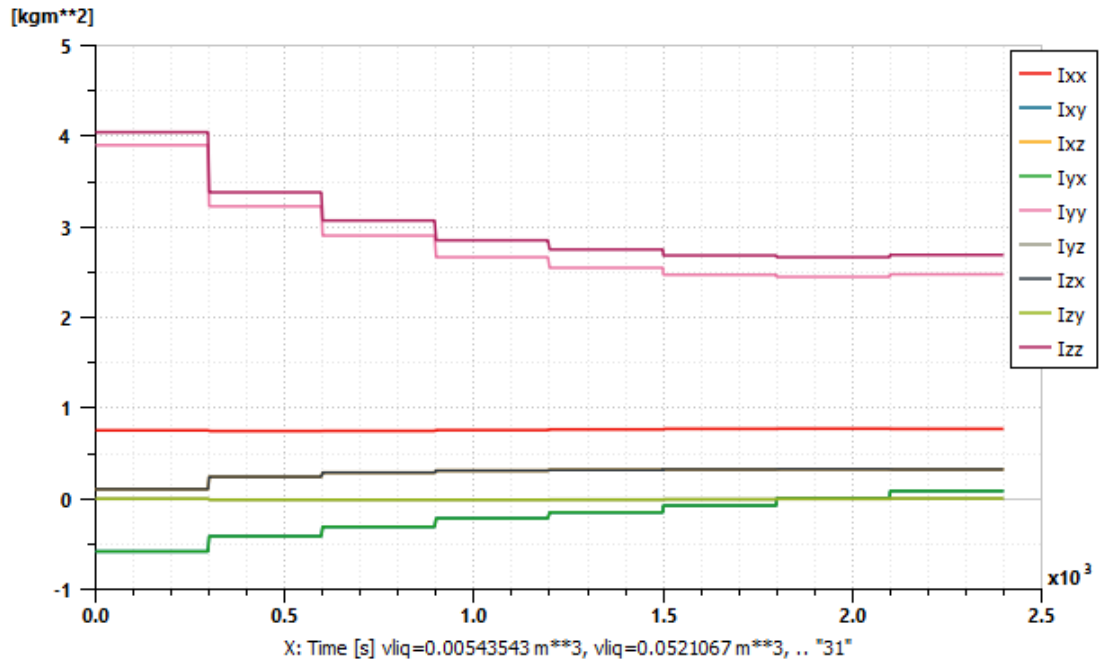
Şekil 3.16: %40 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken 45° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları

Aşağıdaki şekilde %60 yakıt kütlesi varken ve roll açısı -90° 'den 10° 'ye giderken -20° pitch açısı için ağırlık merkezi değişim sonuçları yer almaktadır.



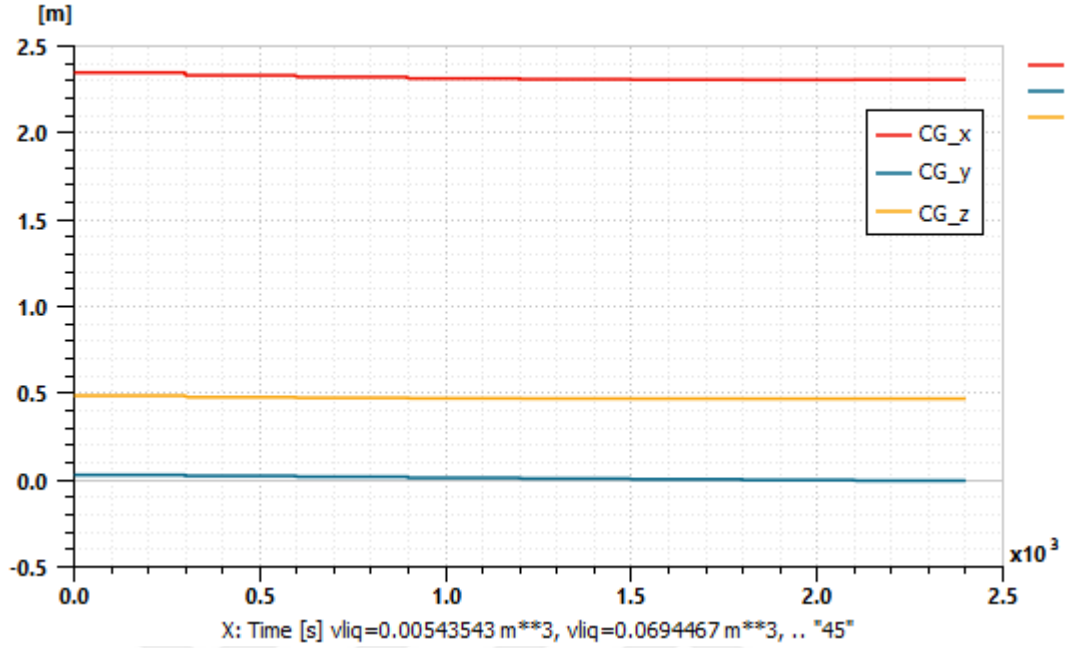
Şekil 3.17: %60 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken -20° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları

Şekil 3.18'de aynı durumun inertia değişim sonuçları görülmektedir.



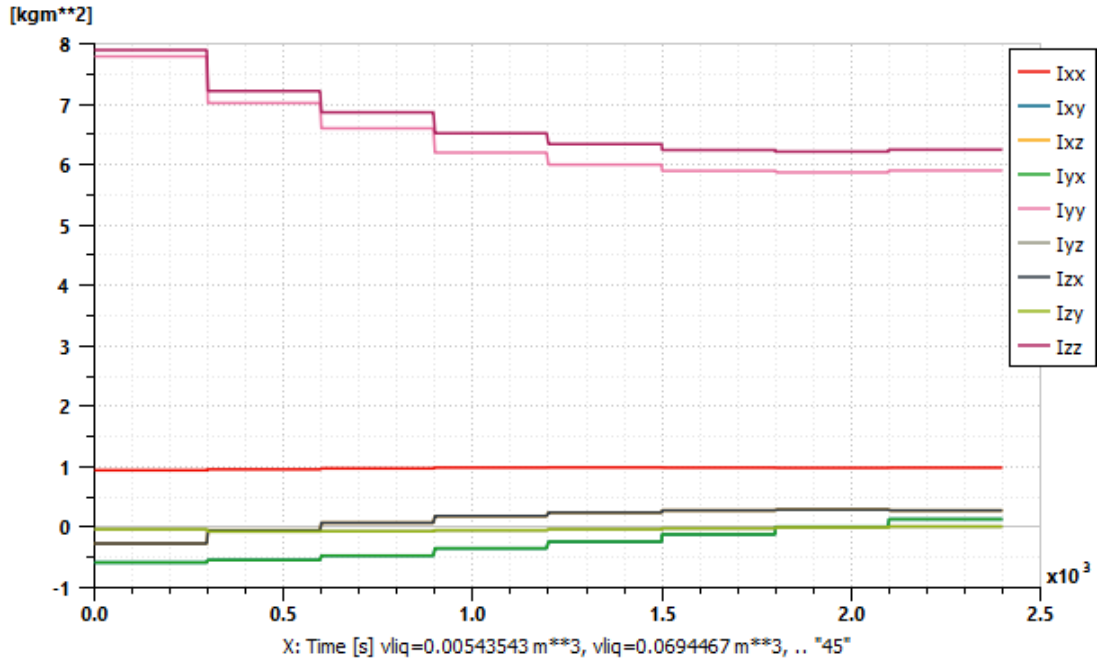
Şekil 3.18: %60 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken -20° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları

Şekil 3.19'da %80 yakıt kütlesi varken ve roll açısı -90° 'den 100° 'ye giderken -10° pitch açısı için ağırlık merkezi değişim sonuçları yer almaktadır.



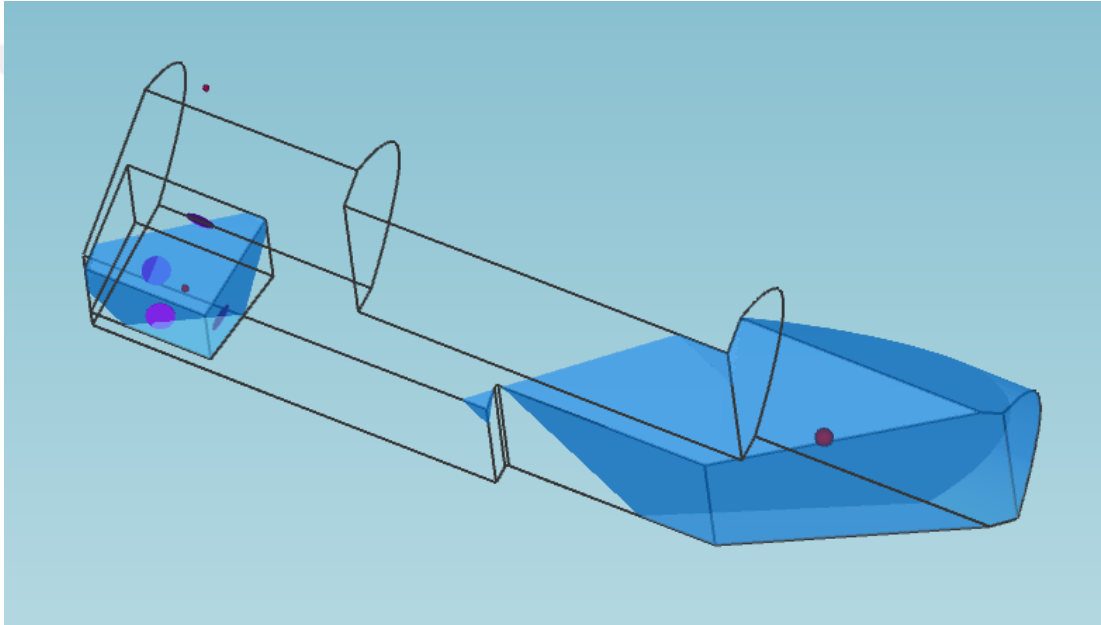
Şekil 3.19: %80 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken -10° Pitch Açısı için Ağırlık Merkezi Değişim Sonuçları

Şekil 3.20'de aynı durumun inertia değişim sonuçları gösterilmiştir.



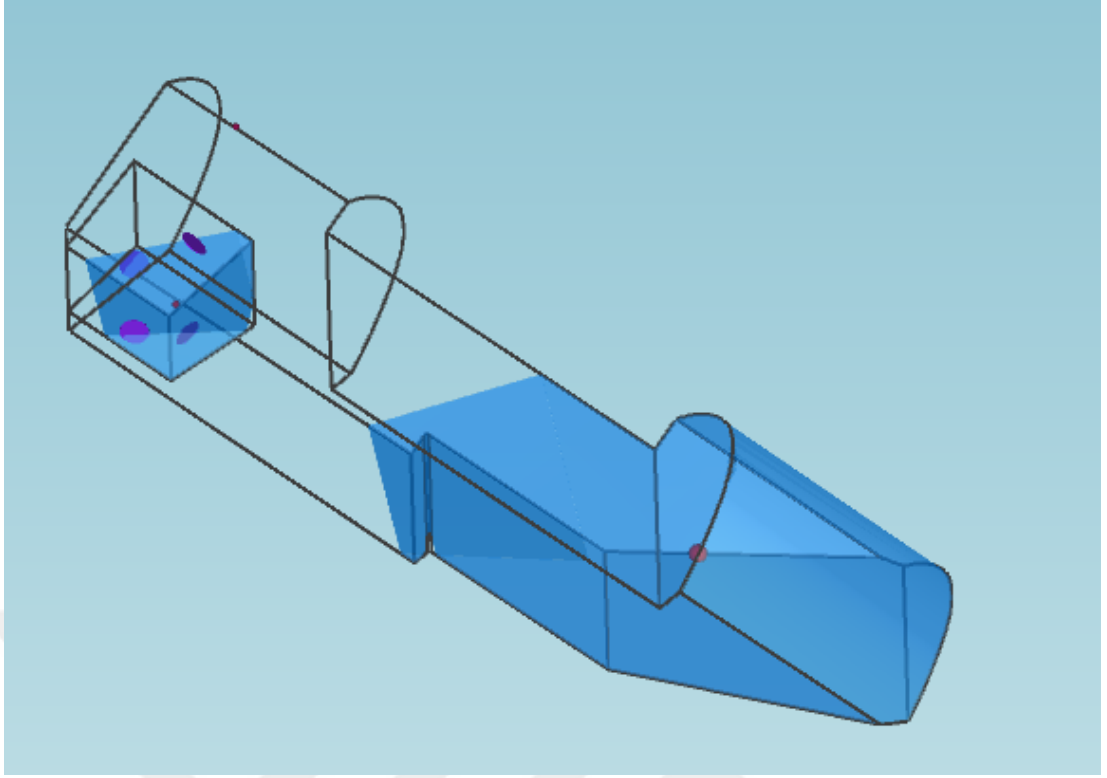
Şekil 3.20: %80 Yakıt Kütlesi Varken Ve Roll Açısı -90° 'Den 10° 'Ye Giderken -10° Pitch Açısı için Inertia Değişim Sonuçları

Şekil 3.13'ten şekil 3.20'ye kadar olan grafiklerden de görüldüğü üzere ağırlık merkezi yakıtın dengeli dağılımından dolayı çok fazla değişmemektedir. Yakıt miktarı azaldıkça artan açılarda ağırlık merkezi değişimi x-ekseninde daha fazla olmaktadır. Bu beklenen bir sonuçtur çünkü HİHA pitch açısı yaptığında hava aracının x-ekseni yukarı ya da aşağı yapmaktadır. Inertia değişimi ise ağırlık merkezi değişimlerine göre daha bariz olmaktadır. Huygen teoremine uygun olarak $I_{xy} = I_{yx}$, $I_{xz} = I_{zx}$, $I_{yz} = I_{zy}$ çıkmaktadır. I_{zz} değeri ise kütle artımına bağlı olarak artmaktadır. Bu değişimlerin sebebi simülasyon üzerinden aşağıda verilen şekillerde sırasıyla örneklendirilmiştir.



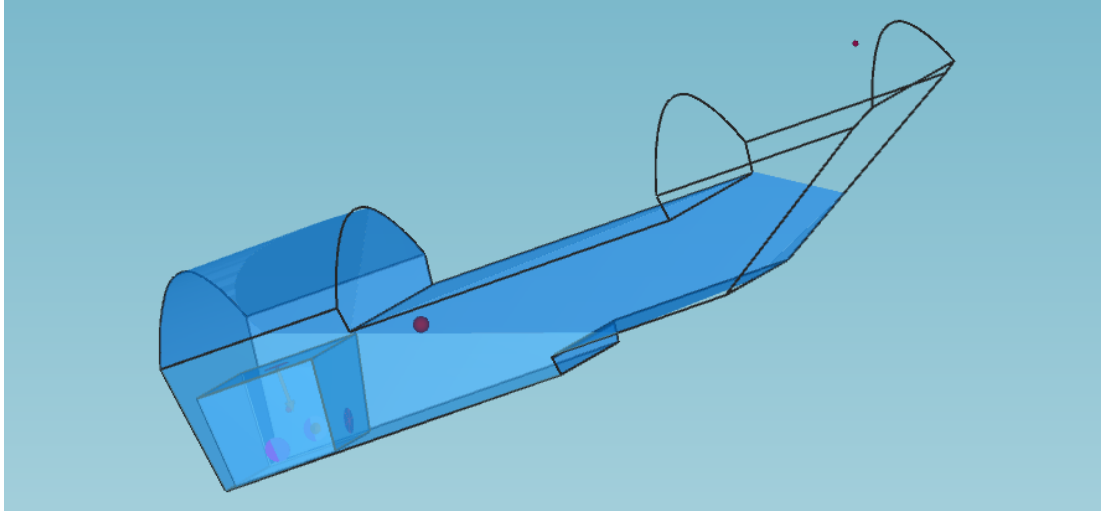
Şekil 3.21: %20 Yakıt Kütlesi, Roll -20°, Pitch 30° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü

Şekil 3.22'de 45° pitch açısı durumunda yakıtın simülasyon görüntüsü yer almaktadır.



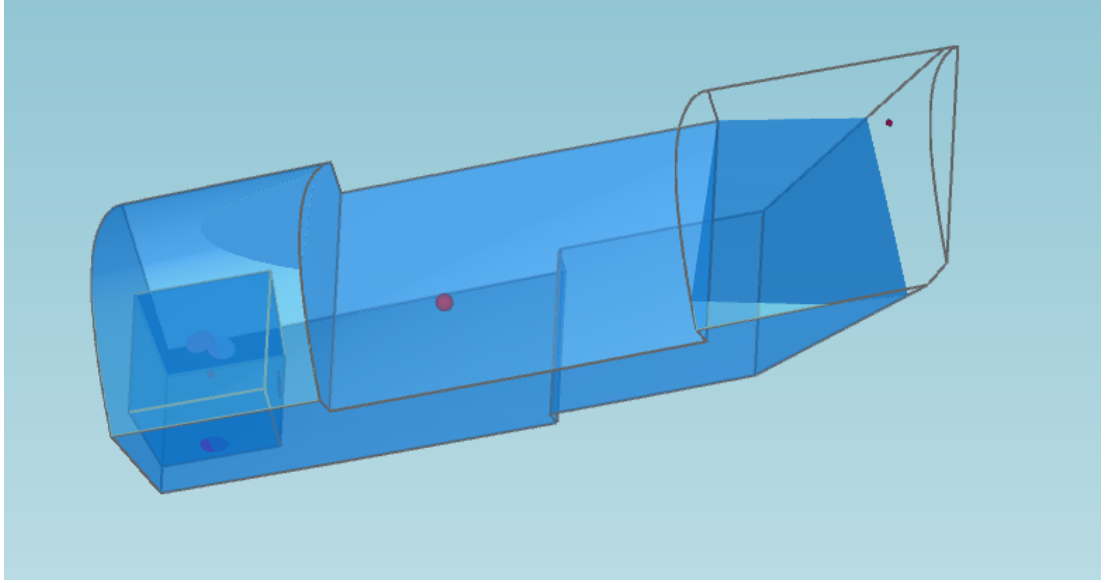
Şekil 3.22: %40 Yakıt Kütlesi, Roll -10°, Pitch 45° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü

Şekil 3.23'te roll açısı -30° iken yakıtın durumu görülmektedir.



Şekil 3.23: %60 Yakıt Kütlesi, Roll -30°, Pitch -20° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü

Şekil 3.24'te %80 yakıt kütlesinde yakıtın yığılması gösterilmektedir.

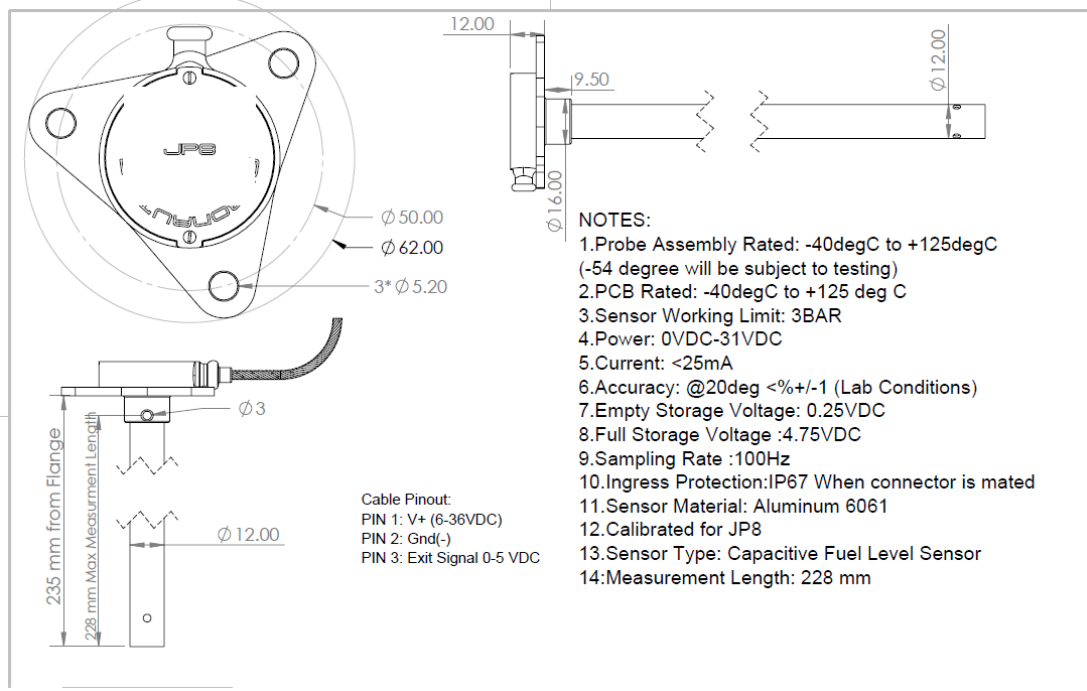


Şekil 3.24: %80 Yakıt Kütlesi, Roll 10°, Pitch -10° Durumunda Yakıtın Simülasyon Görünümü

Yukarıdaki şekil 3.21 ve şekil 3.24 arasındaki simülasyon görüntülerinden de görüldüğü üzere analizler sırasında kolektör tank her daim dolu kabul edilmiştir. Yakıt kütlesi arttıkça yakıt tüm depoyu kapladığı için roll ve pitch hareketlerinde ağırlık merkezi daha az değişmektedir. Kütle artımına bağlı olarak inertia değerleri artmaktadır. Bu sebeple grafikler ile simülasyonlar birbirini destekler konumdadır.

3.4. Yakıt Seviye Sensörü Kalibrasyon Analizleri

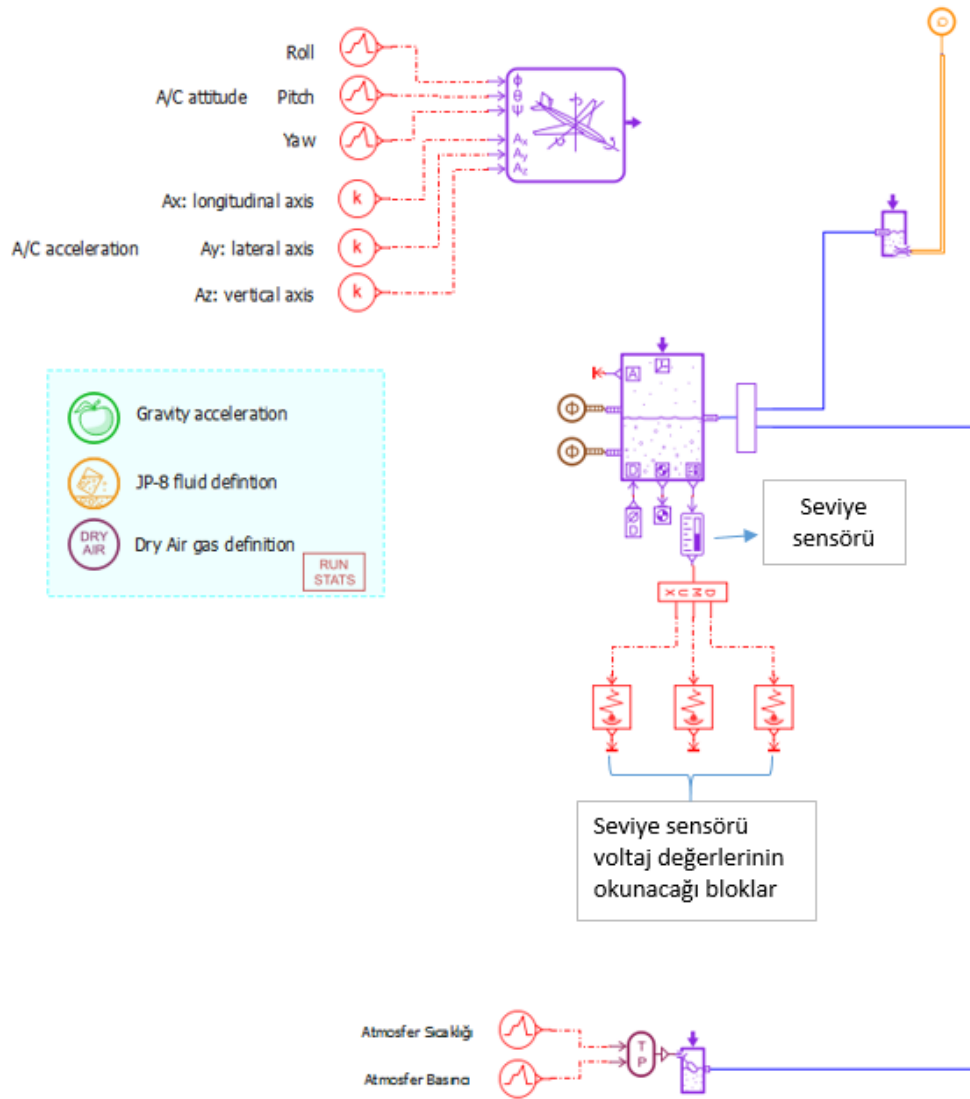
Hava aracındaki yakıt seviyesini HİHA uçuşu boyunca gözlemleyebilmek için yakıt deposundaki yakıt, şekil 3.25'te teknik resmi ve teknik bilgileri gösterilen yakıt seviye sensörü ile ölçülecektir.



Şekil 3.25: Yakıt Seviye Sensörü

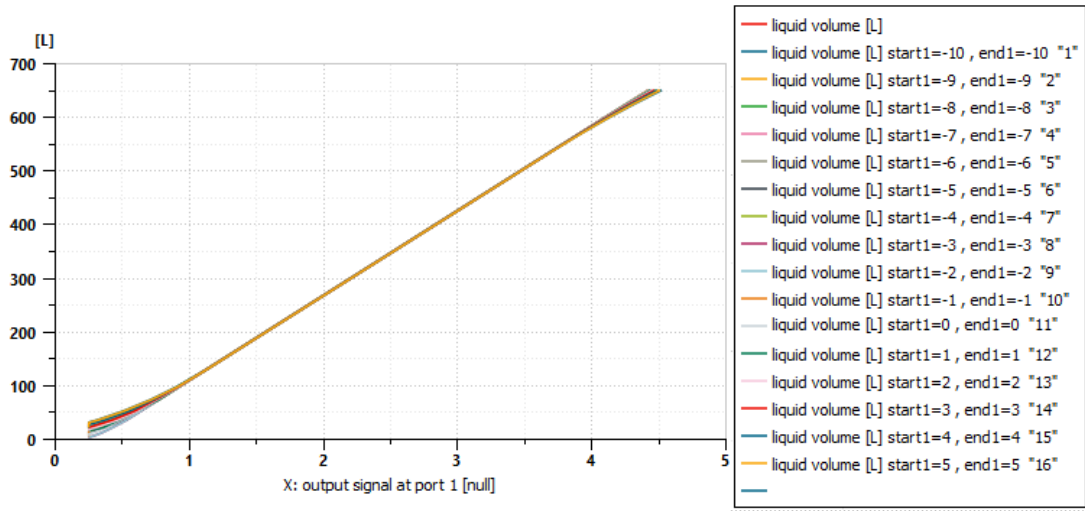
Seviye sensörü çalışma mantığında yakıtın ölçüm çubuğunu ıslattığı yere kadar olan voltajı gösterme vardır. Diğer bir deyişle, seviye sensörünün ölçüm çubuğunun ıslandığı yere kadar seviye sensörü bir voltaj değeri üretir ve bunu kullanıcıya bildirir. Kullanıcının bu voltaj değerini hacim cinsinden anlamlandırması gerekmektedir. Bu çalışmada kullanılan seviye sensörü ölçüm çubuğuna hiç yakıt değmezken 0.25 V göstermektedir. Yakıt, seviye sensörü ölçüm çubuğunun tamamına değdiğinde ise sensör 4.75 V voltaj değeri belirtmektedir. Dolayısıyla bu voltaj değerlerinde ne kadar hacimde yakıt olduğu bilgisini anlayabilmemiz için farklı uçuş koşullarında yakıt seviye sensörünün kalibrasyon analizini yapmamız gerekmektedir.

Bu çalışmada kalibrasyon, roll açısı hep 0° iken pitch açısının -10°'den +5°'ye kadar değiştiği durumlar için yapılmıştır. Bu kalibrasyonun yapılabilmesi için yakıt, saniyede 1 litre azaltılmış ve her yakıt seviyesinde sensör voltajına gelen yakıt hacmi öğrenilmiştir. Analizi yapabilmek için şekil 3.26'daki AMESIM modeli kurulmuştur.



Şekil 3.26: Yakıt Kalibrasyon Analizi AMESIM Mimarisi

Analiz sonucunda her bir voltaj değerine gelen yakıt hacmi miktarları şekil 3.27'deki grafikte görüldüğü gibi oluşmuştur. Seviye sensörü kalibrasyonu 650 litrelik bir depo için yapılmıştır. Bunun sebebi ilgili HİHA'nın zamanla uçuş zarfını uzatabilmek adına yakıt miktarını arttırma ihtiyacıdır.



Şekil 3.27: Seviye Sensörünün Farklı Pitch Açılarındaki Voltaj vs. Hacim Grafiği

Grafikte de görüldüğü üzere hava aracının değişik pitch açılarındaki oluşan yakıt hacminin seviye sensörü voltaj karşılıkları başarıyla elde edilmiştir. Bu grafikten belli bir voltaj değeri için kaç litre yakıt hacmi olduğu bilgisi öğrenilmektedir. Yapılan çalışmada her pitch açısını için voltajları ortaklayabilmek adına da aşağıdaki matlab kodu oluşturulmuş ve tüm pitch açılarında voltajlar ortaklanıp bu voltajlara denk gelen hacim değerleri gösterilerek bilginin işlenmesi kolaylaştırılmıştır.

3.4.1. Yakıt Seviye Sensörü Kalibrasyonunun Matlab Kodu

Matlab kodundaki işlemlerin açıklamaları eşitliklerin yanlarında ifade edilmiştir. Bu kodla birlikte kalibrasyon bilgisinin işlenmesi kolaylaşacaktır çünkü tüm pitch açılarında artık voltaj değerleri ortak olacaktır. Hespinde aynı sayıda voltaj değerine denk gelen hacim değeri okunarak bir kare matris elde edilecektir. Oluşturulan Matlab kodu ve işlem açıklamaları aşağıdaki gibidir.

```
clc
clear
lookup3 = readmatrix('LFFT_S1_LOOKUP_TABLE.xlsx'); % Bu satırda
amesimden alınan her pitch değeri için voltaj-volume değerleri okunmaktadır.
q=0;
```

for x = 1:2:61 % Bu for döngüsü bakılmak istenen pitch sayısına göre her bir sütunu okumak için çalışır.

q = q+1;

b=1;

a=[];

for y = 1:61:13 % Bu for döngüsü alınan verinin her bir satırının kaydedilmesi için çalışır.

if lookup3 (y,x) > 0.25 % Bu if koşulu seviye sensörleri 0.25'den küçük değer oluşturmadıkları için boş kalan hücrelerdeki sıfır '0' değerini elimine etmekte kullanılır.

a(y,1) = lookup3 (y,x); % Her bir voltaj değeri bir arraye yazılır.

b = b+1;

end

end

b = b-1;

for z = 1:(b) % Bu döngü bir önceki if koşulunda alınan voltaj verisiyle aynı sayıda litre verisi almak için yazılmıştır.

a (z,2) = lookup3 (z,x+1);

end

a1 = a(:,1);

b1= a(:,2);

p = polyfit (a1,b1,5); % Bu dört satırda voltaj ve hacim değerleri arasında her bir pitch için bir trendline oluşturarak uçak yazılımı tarafından istenen çözünürlükte voltaja karşılık gelen hacim değerini oluşturmaktadır.

voltage = (0.2: 0.005: 4.75);

voltage1=voltage';

```
y = polyval (p,voltage1);
```

for c = 1:911 % Bu döngüyse 0.25 ile 4.75 volt arasında 5 milivoltluk aralıklarla bir array oluşturmak için kullanılmaktadır.

```
if y (c, 1)<0
```

```
y(c,1) = 0;
```

```
end
```

```
if y (c, 1)>625
```

```
y(c,1) = 625;
```

```
end
```

```
lookup(q+1,c) = y (c,1);
```

```
end
```

```
end
```

```
lookup(1,:)= voltage1;
```

```
lookup1=lookup';
```

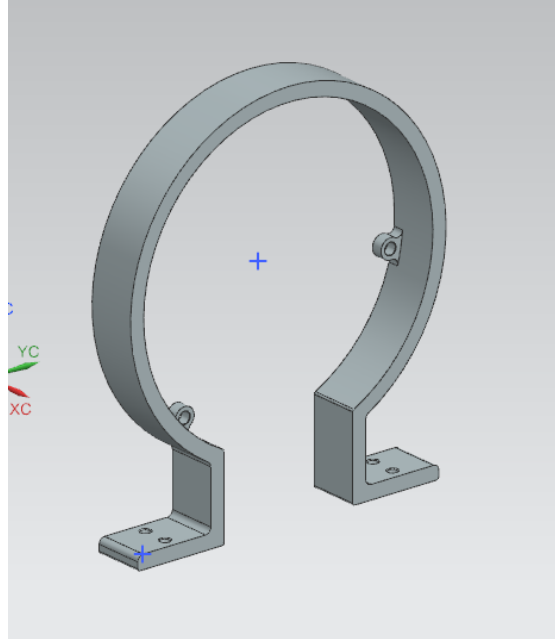
```
lookup2 = array2table(lookup1);
```

4. SİSTEM DOĞRULAMA TESTLERİ

Tasarımları ve analizleri tamamlanan itki ve yakıt sistemlerinin tamalanabilmesi için son aşama olarak sistem doğrulam testleri yapılmıştır. Bu kapsamda itki ve yakıt işlevsellik testi ile yakıt sızdırmazlık testi icra edilmiştir.

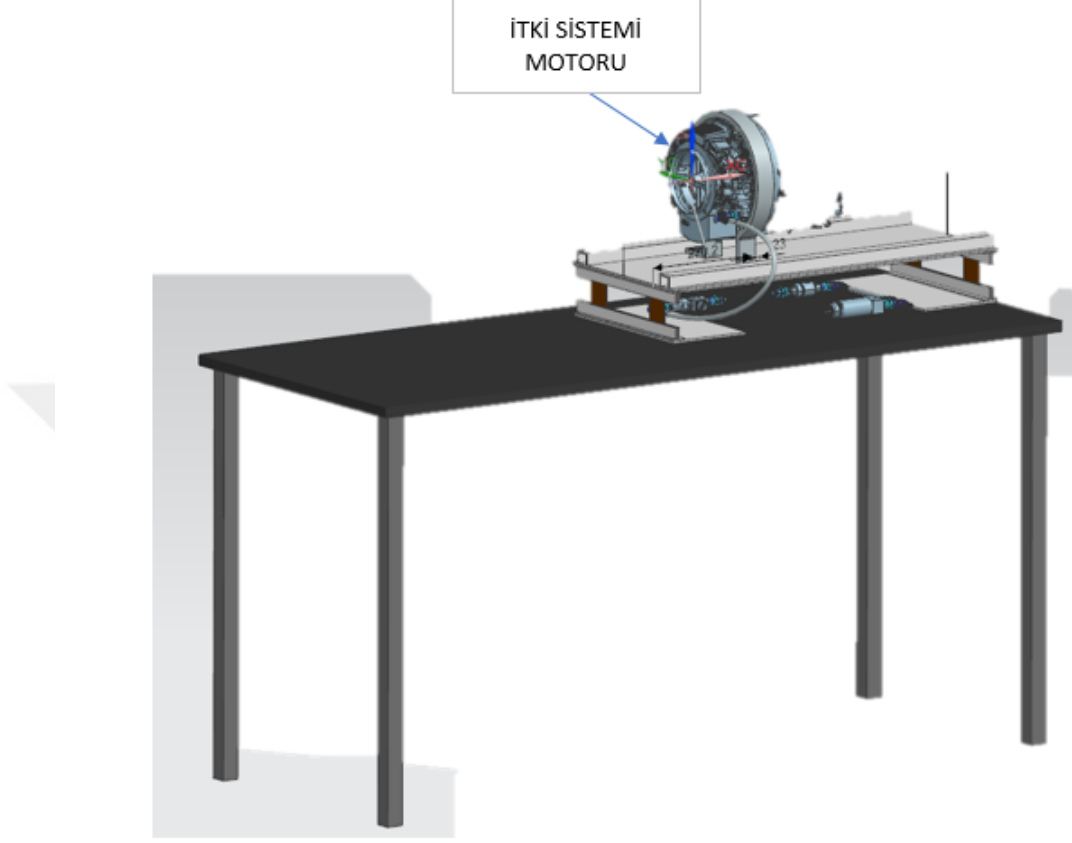
4.1. İtki ve Yakıt İşlevsellik Testi

Bu testte temel olarak motorun işlevselliği kontrol edilerek motorun istenilen parametrelerde çalıştığı kontrol edilmiştir. Bunun için motorun RPM ve EGT değerleriyle ivmelenme ve yavaşlama süreleri test kapsamında detaylıca incelenmiştir. Test bremzesi kurulurken yakıt elemanları da bremmeye bağlandığı için itki işlevsellik testi icra edilirken aynı zamanda yakıt işlevsellik testi de icra edilmiştir. Testi yapabilmek için şekil 4.1’de gösterilen motor tutma braketi ile şekil 4.2’de gösterilen test sehpası tasarımı yapılmıştır.



Şekil 4.1: Test Bremzesi Motor Tutma Braketi

Tasarlanan bu motor tutma braketinin malzemesi hem hafiflik hem de dayanıklılık bakımından alüminyum olarak belirlenmiştir.



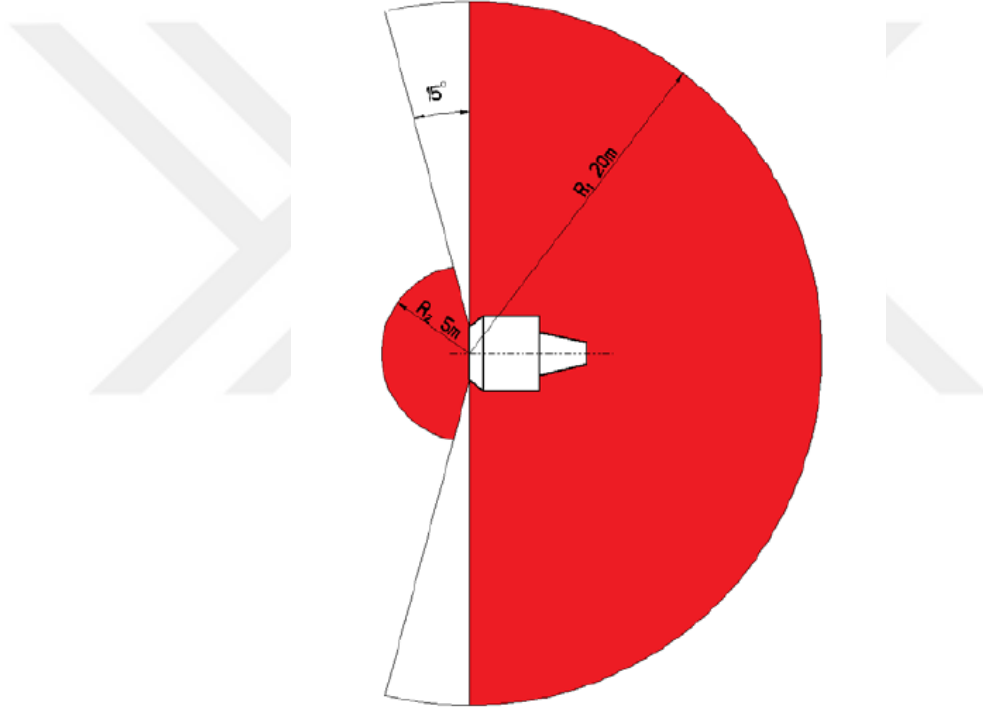
Şekil 4.2: Bremze Test Sehpası

Şekilde de görüldüğü üzere test sehpası motor, motor tutma braketini ve yakıt elemanlarından oluşmaktadır.

Testin yapılabilmesi için motorun özellikleri göz önünde bulundurularak aşağıda listelenen güvenlik önlemleri oluşturulmuştur.

- Motoru yabancı obje hasarından korumak için ekipmanlar sabitlenmeli ve etrafında yabancı obje bırakılmamalıdır.
- Motor yüksek aksel itki üretmektedir; bu sebeple test sehpasının hareket etmesini önlemek için sehpa bu itkiye yeterli olacak şekilde sabitlenmelidir.
- Egzoz gaz sıcaklığı 820°C'ye kadar çıkmaktadır ve 4 m mesafede yaklaşık 100°C olarak etki etmektedir. Bu sıcaklıklar düşünülerek olası yangın risklerine karşı tedbirler alınmalıdır.

- Motorun sesi 1 m mesafede 134 dB'e kadar ulaşmaktadır. Bu nedenle motor testi sırasında bu ses seviyesine uygun kulaklıklar kullanılmalıdır.
- Motor kullanılmadığı zamanlarda motor ve yakıt sistemi kirlenmeye ve açıkta kalmaya karşı korunmalıdır.
- Motor üzerinde üreticinin izni olmadan herhangi bir modifikasyon yapılmamalıdır.
- Motoru test ederken dönen parçaların, motor hava girişinin ve egzoz gaz çıkışının olduğu alanlardan uzak durmak gerekmektedir. Test ekipmanları ve test personeli şekil 4.3'te işaretlenen tehlikeli alanlarda durmamalıdır.



Şekil 4.3: Tehlikeli Alanlar

İtki işlevsellik testine başlamadan önce aşağıda listelenen adımların yapılması uygun olacaktır.

- Kompresör kanatçıklarının rahat döndüğünü kontrol et.
- Motor hava girişi bölgesinin temizliğini kontrol et.
- Yakıt tankı seviyesini kontrol et. (Motor maksimum güçte 4.3 l/dk yakıt tüketmektedir.)
- Yağ tankı seviyesini kontrol et. (Minimumun altına düşmemelidir.)

- Hava alığı ve egzoz koruyucuların çıkartıldığını teyit et.

Teste başlayabilmek için 28 V voltaj ve 100 A akımda besleme yapabilecek bir güç kaynağına ihtiyaç olacaktır. Çünkü motor ilk çalışmada 100 A'e kadar akım çekebilmektedir. Motorun ve ekipmanların çalışma voltajı ise 28 V değerindedir.

Testte istenilen parametrelerin kontrol edebilmek için bu çalışmada aşağıda listelenen test adımları uygulanmıştır.

1. Motor programı üzerinden "START 0" komutu yollayarak motoru çalıştır.
2. Motorun idle devrine 35 s'den kısa bir sürede gelip stabil kaldığını teyit et ($n_{main} \approx 57.63$) (34000±500 rpm).
3. RPM değerini %10 arttırarak %100 rpm değerine çık (59000±500), her bir rpm değeri için aşağıdaki tabloyu doldur. Maksimum RPM değerinde 30 saniye durduktan sonra idle RPM'e dön ($n_{main} \approx 57.63$). Testi iki defa tekrarla. Bu test adımının sonuçlarını aşağıdaki tabloya yaz.

Tablo 4.1: 3. Test Adımı Sonuçları

n_main [%]	RPM	EGT [°C]
57.63		
60		
70		
80		
90		
100		

UYARI: EGT değeri operasyon sırasında 3s için 850°C'yi, başlatma sırasında 3s için 1000°C'yi görebilir. Bu durumlar dışında EGT değeri 820°C'yi aşarsa motor susturulmalıdır. EGT değeri 820°C sıcaklıkta maksimum 20 dakika kalabilir.

UYARI: Motor hızı 61200 RPM değerini geçerse motoru sustur. Maksimum güçte 60600 RPM değeri görülebilir.

4. Motorun idle RPM devrinde (34000±500 rpm) stabil olduğunu gör.

5. %95 rpm değerine çıkma komutu ver ve motorun bu rpm değerine 40 s'den kısa bir sürede çıktığını teyit et. Motorun bu rpm'de (56050±500) stabil olduğunu gördükten sonra 10 s bu rpm'de bekle.
6. %95 rpm'den %80 rpm değerine 13 s'den kısa bir sürede düştüğünü teyit et. Daha sonra %75 rpm değerine düş.
7. %75 rpm değerinden %95 rpm değerine 4 s'den kısa bir sürede çıktığını teyit et.
8. Idle rpm değerine gelip 1 dakika bekle. 34000±500 rpm'de stabil olduğunu gözlemler.
9. Program üzerinden "STOP" tuşuna basıp motoru sustur. EGT sıcaklığı 100°C'nin altına inene kadar motor soğutma yapacaktır. Bu sebeple enerjiyi kesme. EGT sıcaklığı 100°C'nin altına inse bile en az 20 s soğutma işlemi sürecektir. Motor soğutma işlemini tamamladığında enerjiyi kes.

Bu uygulanan test adımlarıyla motorun görülmek istenen tüm parametreleri görülebilecek ve itki işlevsellik testi amacına uygun olarak gerçekleştirilebilecektir. Ayrıca test sırasında yakıt ekipmanları da test bremzesine bağlı olduğundan yakıt işlevsellik testi de gerçekleştirilmiş olacaktır.

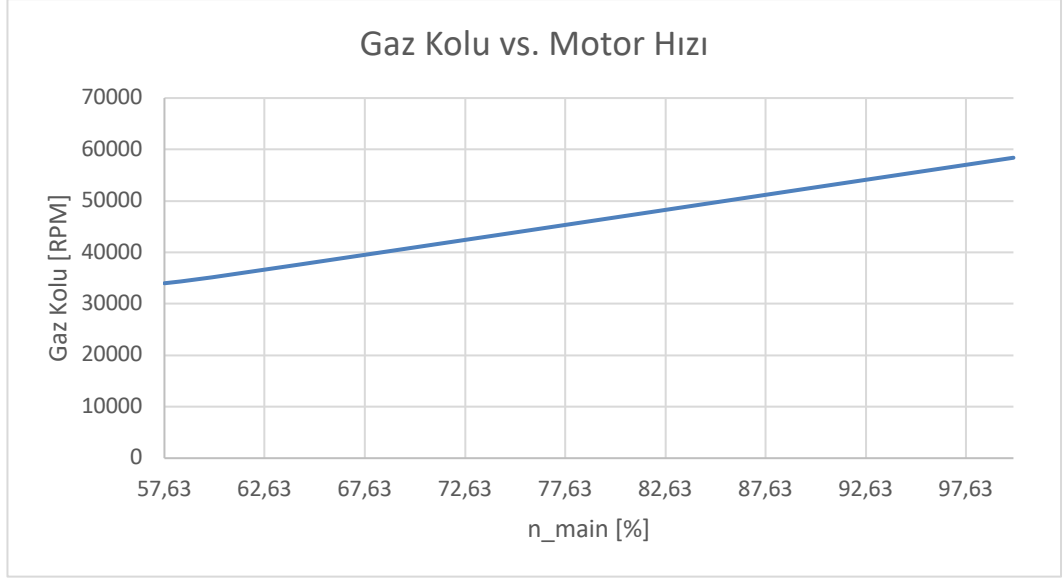
4.1.1. İtki ve Yakıt İşlevsellik Testi Sonuçları

Bu çalışmada yukarıda bahsedilen test adımları uygulanarak itki ve yakıt işlevsellik testi gerçekleştirilmiştir. Testte yakıt sistemiyle ilgili herhangi bir kaçak görülmemiş ve yakıt sistemi ekipmanları sıkıntısız bir şekilde çalışmıştır. İtki tarafında ise motordaki parametreler aşağıdaki tablo ve grafiklerde de görülebileceği gibi istenilen değerlerde elde edilmiştir.

Tablo 4.2: İtki İşlevsellik Testi Sonuçları

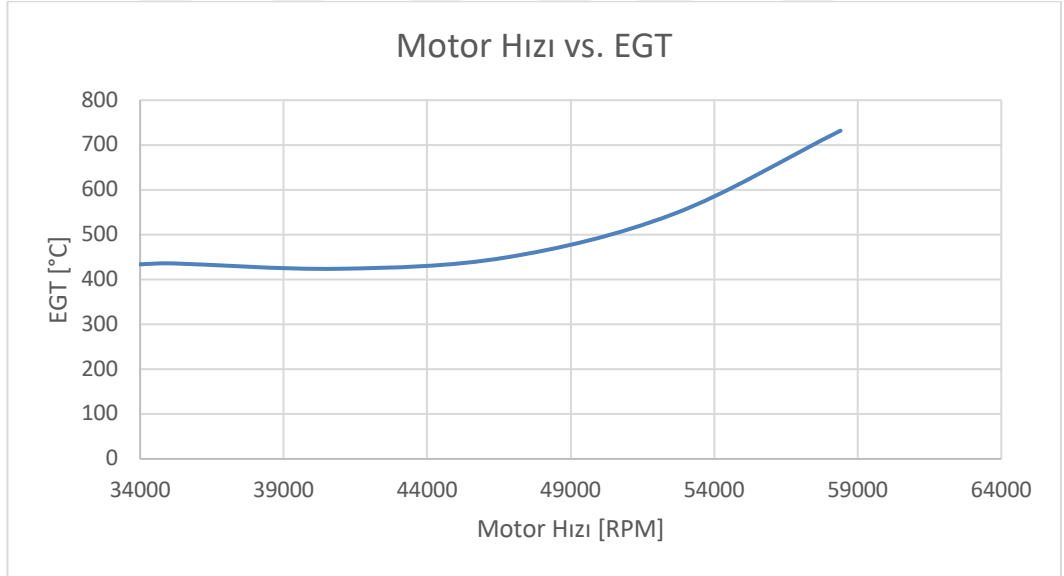
n_main [%]	RPM	EGT [°C]
57.63	34000	434
60	35150	436
70	40900	424
80	46720	449
90	52575	546
100	58400	732

Şekil 4.4'te gaz koluna bağlı oluşan RPM değerinin grafiğe aktarılmış hali verilmiştir.



Şekil 4.4: İtki İşlevsellik Testi - Gaz Kolu vs. Motor Hızı Grafiği

Şekil 4.5'te RPM değerine bağlı oluşan EGT değerinin grafiğe aktarılmış hali verilmiştir.



Şekil 4.5: İtki İşlevsellik Testi - Motor Hızı vs. EGT Grafiği

Bu HİHA için kullanılan motorun bilgilerinde motorun rölanti hızının 34000 ± 750 RPM, maksimum hızının ise 59000 ± 750 RPM olduğu bilgisi verilmektedir. Ayrıca EGT değerinin ise rölanti hızı için 450 ± 50 , maksimum hız içinse 750 ± 50 olduğu bilgisi mevcuttur. Yapılan itki işlevsellik testinde de bu bilgiler başarıyla teyit edilip motor doğrulanmıştır.

Bunun yanında motorda bazı noktalarda aşağıdaki şekillerde de gözlemlenebilecek yağ kaçakları tespit edilmiştir.



Şekil 4.6: Yağ Ayırıcı Bölgesi Yağ Kaçağı

Şekil 4.7’de basınç düzenleyicisi bölgesindeki yağ kaçağı görülmektedir.



Şekil 4.7: Basınç Düzenleyicisi Bölgesi Yağ Kaçağı

Motor bu testte ilk defa çalıştırıldığı için oluşan bu yağ kaçaklarının normal olduğu sonucuna varılmıştır. Çünkü motorun ısınmasıyla birlikte bağlayıcılar genişecek ve

sonraki çalıştırmalar için yuvalarına tam olarak basacaklardır. Sonradan yapılan testlerde bu bilgi teyit edilmiş ve yağ kaçağı gözlemlenmemiştir.

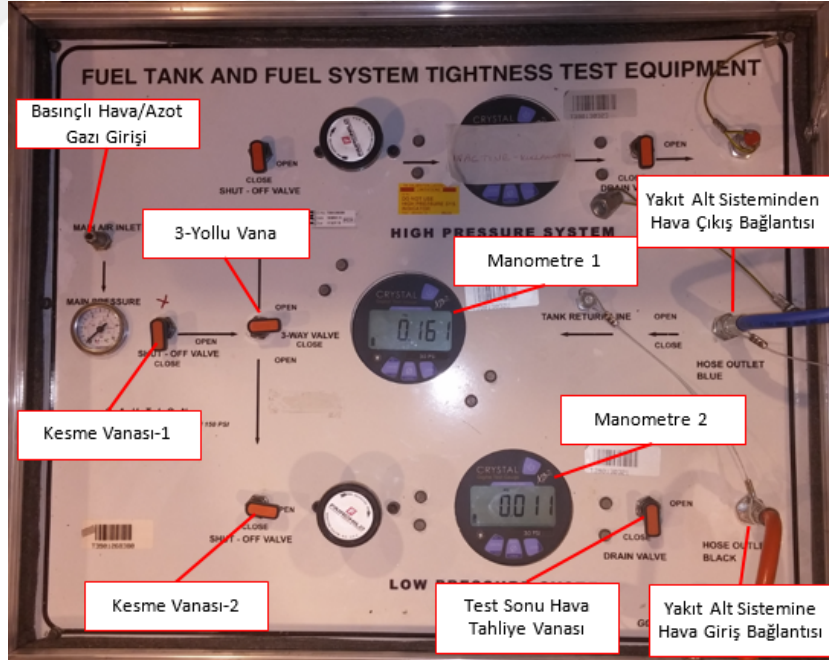
4.2. Yakıt Sızdırmazlık Testi

Bu test, hedef insansız hava aracı için tasarlanan yakıt sisteminin kendisinin, yakıt besleme ve havalandırma hatlarının sızdırmazlık testleri adımlarını tanımlamaktadır. Bu test ile hava aracı üzerinde yerleşimi tamamlanmış sistemin, yakıt besleme ve havalandırma hatlarının sızdırmazlığı doğrulanacaktır.

4.2.1. Testin Kapsamı

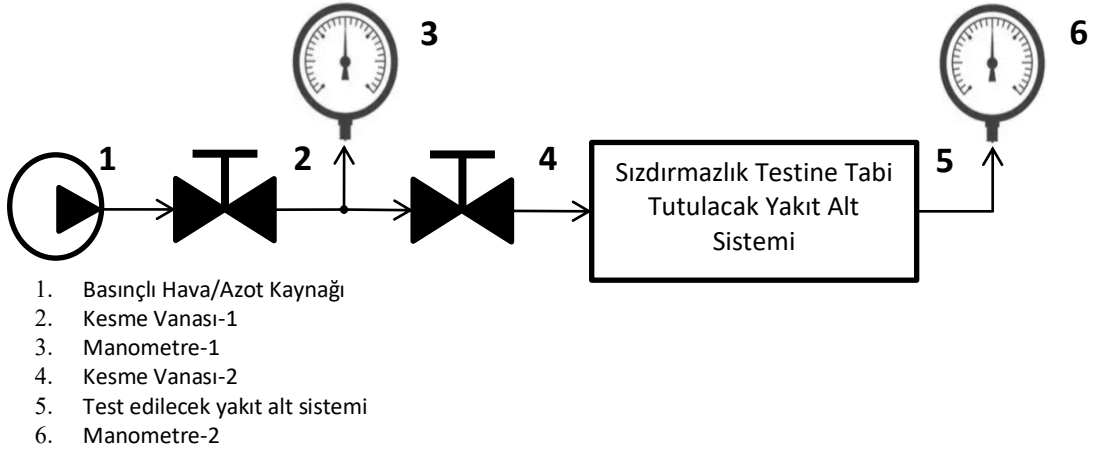
Bu test, HİHA projesi kapsamında tasarlanmış yakıt sisteminin hava aracına yerleşimi yapıldıktan sonra sağlanması gereken sızdırmazlık isterlerini, yakıt besleme ve havalandırma hatlarının sızdırmazlık isterlerini tanımlanmaktadır. Bu isterler bu çalışma içerisinde bulunan test adımları ile doğrulanabilir.

Her yeni sistem yerleşiminde ve ekipman sök/tak işlemlerinden sonra yakıt sisteminin sızdırmazlık testi yapılmalıdır. Üretilen her Hava Aracı için sızdırmazlık testi koşulumak zorundadır. Test şekil 4.8 de gösterilen test cihazıyla yapılacaktır.



Şekil 4.8: Yakıt Sızdırmazlık Test Cihazı

Bu cihazın fiziksel şeması ise aşağıdaki şekilde gösterildiği gibidir.



Şekil 4.9: Sızdırmazlık Test Cihazı Fiziksel Şeması

4.2.2. Yakıt Sızdırmazlık Testi Adımları

Test adımlarında aşağıda listelenen uyarılar dikkate alınmalıdır.

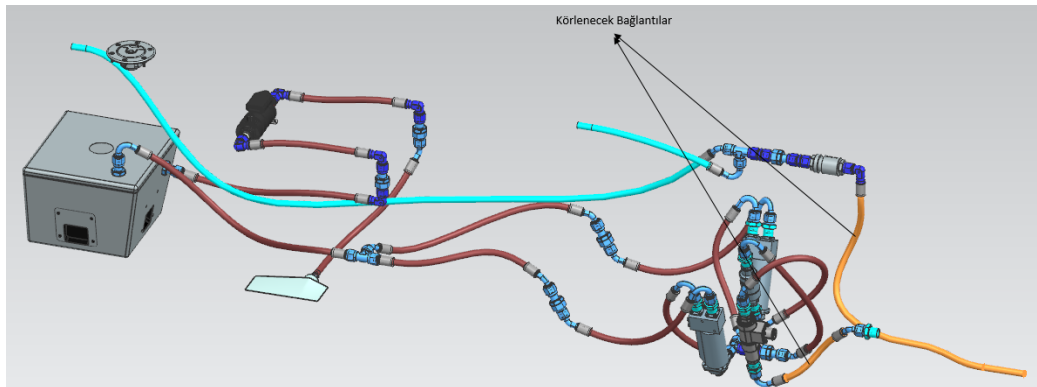
- Belirtilen azami basınç değerlerinin üzerinde bir basınç uygulanması yakıt sisteminde hasara sebep olabilir.
- Sisteme ani bir şekilde ve yüksek hızda/debide hava/azot verilmemelidir. Aksi halde test edilen sistem üzerindeki ekipmanlarda kalıcı hasar oluşabilir.
- Sisteme verilen havanın kuru olmasına dikkat edilmeli gerekiyorsa filtre kullanılmalıdır. Aksi halde test edilen sistem üzerinde bulunan ekipmanlarda paslanma, korozyon vb. istenmeyen durumlar oluşabilir.

Bu uyarılar dikkate alınarak aşağıdaki tabloda belirtilen adımlar uygulanarak yakıt sızdırmazlık testi gerçekleştirilmiştir.

Tablo 4.3: Yakıt Sızdırmazlık Testi Tablosu

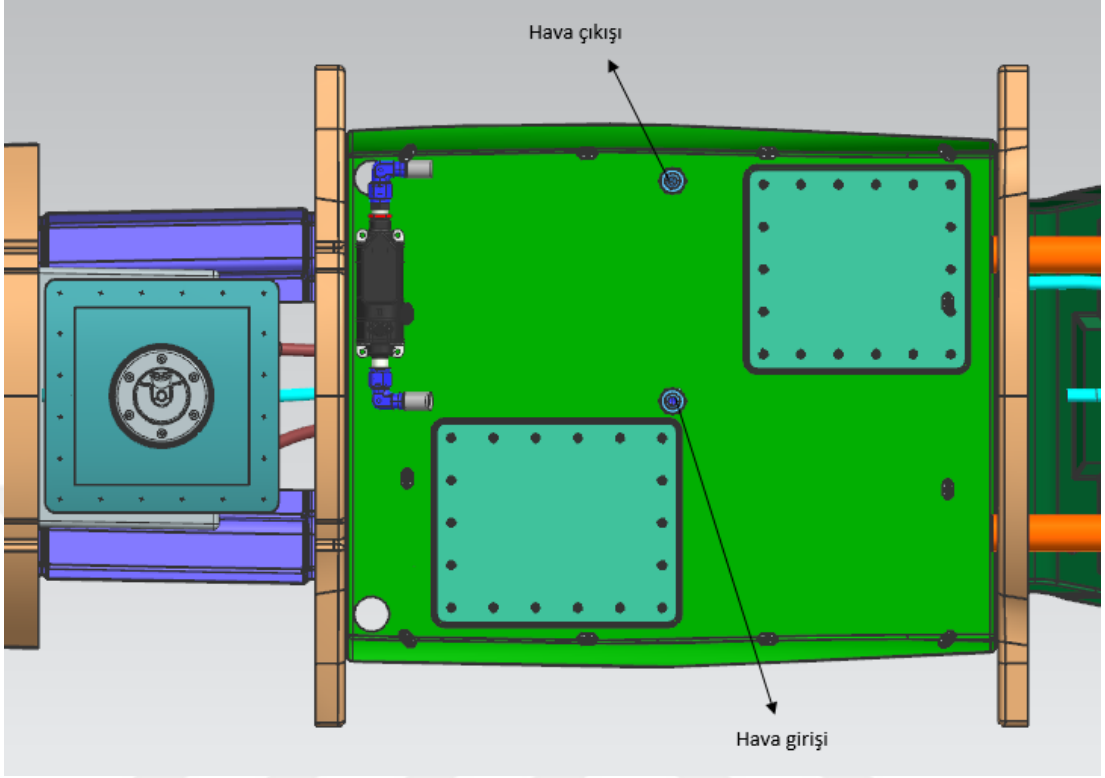
Adım	İşlem	Kontrol
1	Testi yapılacak olan yakıt sistemi montajının doğru şekilde yapıldığından, bağlantılara gereken tork değerlerinin uygulandığından emin olunmalıdır. Testi yapılan tarafta sadece iki adet dış ortama açılan noktanın olduğundan ve geri kalan açıklıkların tapa, sealant vb. elemanlarla kapatıldığından emin olunmalıdır.	
2	Motor yakıt transfer hortumu bağlantısı ve havalandırma hattı uygun tapa ile körlenmelidir.(bkz. Şekil 4.10)	
3	Yakıt basınç test cihazı üzerindeki “yakıt alt sistemine hava girişi” ve “yakıt alt sisteminden hava çıkışı” yakıt deposu üzerindeki aviyonik tepsisinde bulunan portlara bağlanmalıdır. Dolayısıyla sisteme kolektör tankını besleyen yakıt pompası bağlanmadan sistem test edilecektir. (bkz. Şekil 4.11)	
4	Basınçlı hava/azot uygulanmadan önce kesme vanası-2'nin kapalı olduğu ve manometrelerden okunan basınç değerlerinin 0mBar civarında olduğu teyit edilir.	
5	Kesme vanası-2 açılarak uygulanan basınç kademeli olarak azami 30 mbar'a kadar artırılır. Her kademede basınç kaynağı ile bağlantı kesilmeden yeterli süre beklenmeli ve basınç düşüşü gözlemlenmemelidir.	
6	Basınç son olarak 30 mbar'a geldiğinde en az 10 dak. havanın kararlı hale gelmesi beklenmeli, basınç en fazla 0.01 psi (1mbar) değişmelidir. Gözlemlenen basınç değerleri kaydedilmelidir.	
7	Basıncın belirlenen değerler arasında kaldığı gözlemlenirse yakıt sızdırmazlık test cihazı üzerindeki kesme vanası-1,2 ile 3 yollu vana kapatılmalı ve 15 dak. boyunca manometre-1 ve manometre-2'den basınç gözlemlenmelidir.	
8	15 dak. sonrasında basınçtaki azalma 0.01 psi (1mbar) değerini aşmamalıdır. Gözlemlenen basınç değerleri kaydedilmelidir.	
9	Test sonunda sistemde bulunan hava/azot kontrollü bir şekilde boşaltılmalı ve tüm bağlantılar eski haline getirilmelidir.	

Şekil 4.10'da teste başlarken körlenecek bağlantılar gösterilmektedir.



Şekil 4.10: Körlenecek Bağlantılar

Şekil 4.11’de yakıt test cihazının bağlanacağı portlar gösterilmektedir.



Şekil 4.11: Bağlantı Noktaları

4.2.3. Yakıt Sızdırmazlık Testi Sonucu

Yukarıda açıklanan test adımlarına göre yakıt sızdırmazlık testi bu çalışma kapsamında icra edilmiş ve tüm yakıt elamanlarının sızdırmazlığı doğrulanarak test başarılı bir şekilde sonuçlandırılmıştır. Sisteme 30 mbar hava verildikten sonra 10 dakika beklenmiş sistem çıkışındaki hava 29.48 mbar olarak okunmuştur. Çıkan bu sonuç sistemin sızdırmaz olduğunu ispatlamaktadır.

5. SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ KOŞULLARINDAKİ HAVA ALIĞININ TASARIMI

İtki sistemleri tasarımının bir parçası da hiç şüphesiz hava alığıdır. O sebepten itki sistemlerinin tasarımının tam anlamıyla tamamlanabilmesi için motorun gerekli hava debisini düzgün bir şekilde alabileceği bir hava alığına ihtiyaç vardır. Tasarlanacak hava alığında dikkat edilmesi gereken özellikler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Hava alığı kısaca havanın motora girdiği bölümdür.
- Hava alıkları kompresörün ön tarafına konumlandırılır.
- Hava alıkları hava üzerinde iş yapmaz.
- Hava alıkları motorun ihtiyacı olacak hava debisini sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır.
- Bir hava alığı motorun birinci kademe kompresörüne alık boyunca minimum enerji kaybıyla türbülanssız bir hava beslemesi sağlamak üzere tasarlanır.
- Hava alığının tatmin edici bir şekilde çalışması için hava kompresörün birinci kademesinin tüm yüzeyine eşit olarak dağılmış tekdüze tip bir basınçla ulaşmalıdır.
- Düşük radar görünürlüğü de hava alığı tasarımı kriterlerinden biridir.
- Uçağın hız karakteristiğine göre hava alığı tasarımları da farklılık göstermektedir.

Bu çalışma kapsamında ise temelde düşük radar görünürlüğü sağlamak amacıyla hem de hava aracının yerleşimi sebebiyle s-tipi alık tasarlanmıştır.

Hava alığı tasarımında temelde üç tip performans karakteristiği vardır. Bunlar aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Toplam Basınç Kazanımı
- Hava Alığının Dağıtma Sürüklemesi
- Kompresör Tarafında Akış Bozulması

Bu çalışmada hava alığı tasarımı yapılacak hava aracı 0.3 M hızından daha yukarı hızlarda görev yapacağından sıkıştırılabilir akış denklemleri analizlerde uygulanmıştır. Yani hava alığı analizlerinde Bernouilli denklemi uygulanmaya müsait değildir, çünkü bu denklem sıkıştırılabilir akış koşullarında geçerlidir. Bu çalışmada sıcaklık ve basınç denklemleri aşağıda gösterildiği gibi sıkıştırılabilir akış koşullarına göre uygulanmıştır.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) * M^2 \quad (5.1)$$

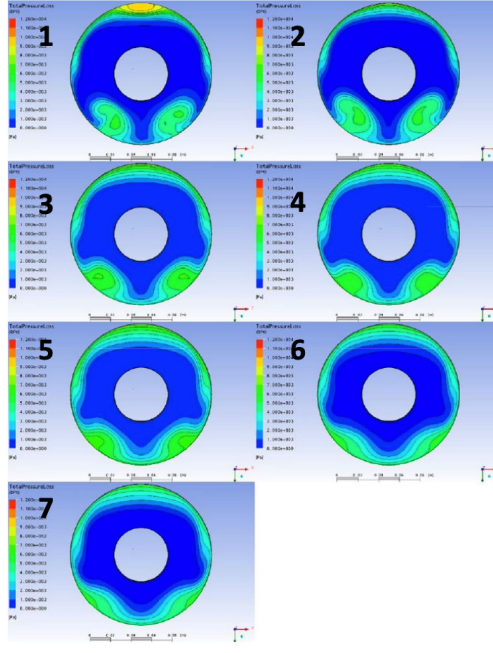
Toplam basınç ve toplam sıcaklık arasındaki ilişki aşağıdaki denklemde gösterilmiştir.

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.2)$$

Bu çalışma kapsamında tasarlanan hava alığı için toplam basınç kazanımı incelenmiştir. Toplam basınç kazanımı hava alığı çıkışındaki ortalama toplam basıncın serbest akış toplam basıncına oranıdır.

$$\eta = \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad (5.3)$$

Alabileceği maksimum değer 1'dir. Toplam basınç kazanımı ne kadar büyükse hava alığı performansı açısından o kadar iyidir. Toplam basınç kazanımı; alığın şekli, hava aracının hızı, motorun hava debisi ihtiyacı ve hava aracının manevrası gibi birçok etkene bağlıdır. Basınç kazanımı kayıpları ise alık yüzeyindeki sınır tabakayla ve alıkta akış ayrılmalarıyla ilişkilendirilebilir. Bu çalışmada yedi farklı alık tasarımının toplam basınç kazanımı analiz edilmiş ve şekil 5.1'de görülen sonuçlar oluşmuştur.



Şekil 5.1: Toplam Basınç Kazanımları Analizi

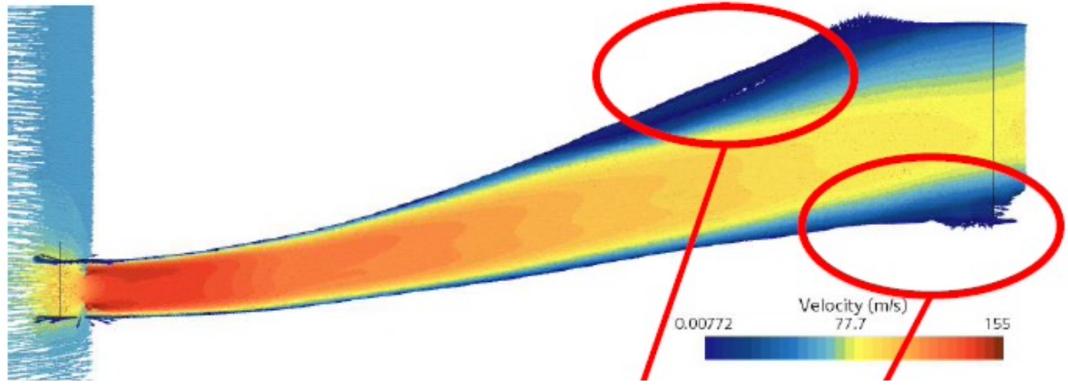
İncelenen alıkların referans aksel uzunları ise tblo 5.1’de gösterildiği gibidir.

Tablo 5.1: Referans Aksel Uzunluklarına Göre Farklı Alık Tasarımları

Tasarım no #	Referans Aksel Uzunluk [mm]
1	450
2	550
3	650
4	750
5	800
6	900
7	950

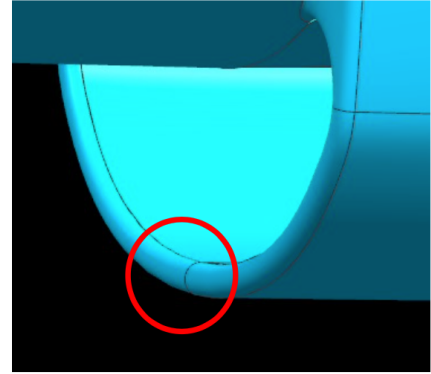
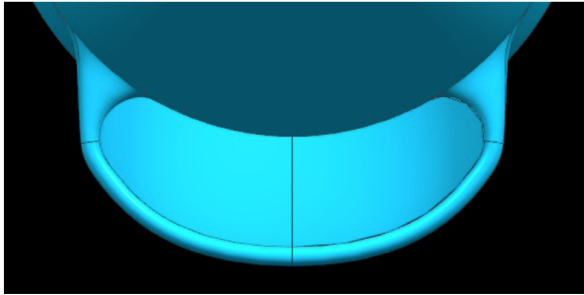
Görüldüğü üzere daha uzun kanallar için artan iç duvar alanı artan duvar sürtünmesine ve kayıp üretimine yol açarken aynı zamanda daha yüksek jet motoru performansı için kritik bir özellik olan toplam basınç kayıplarının daha düzgün dağılımına yol açar.

Optimum tasarımın seçiminde sadece toplam basınç kayıpları değil, aynı zamanda kompresörün yüzeyindeki dağılımın tekdüzeliği de hesaba katılmalıdır. Bu sebeple bu çalışmada 6 numaralı tasarım seçilmiştir. Bu tasarımın HAD analizi görüntüsü ve 3D CAD görüntüsü sırasıyla şekil 5.2 ve 5.3’te gösterilmiştir.



Şekil 5.2: Tasarımların HAD Analizi

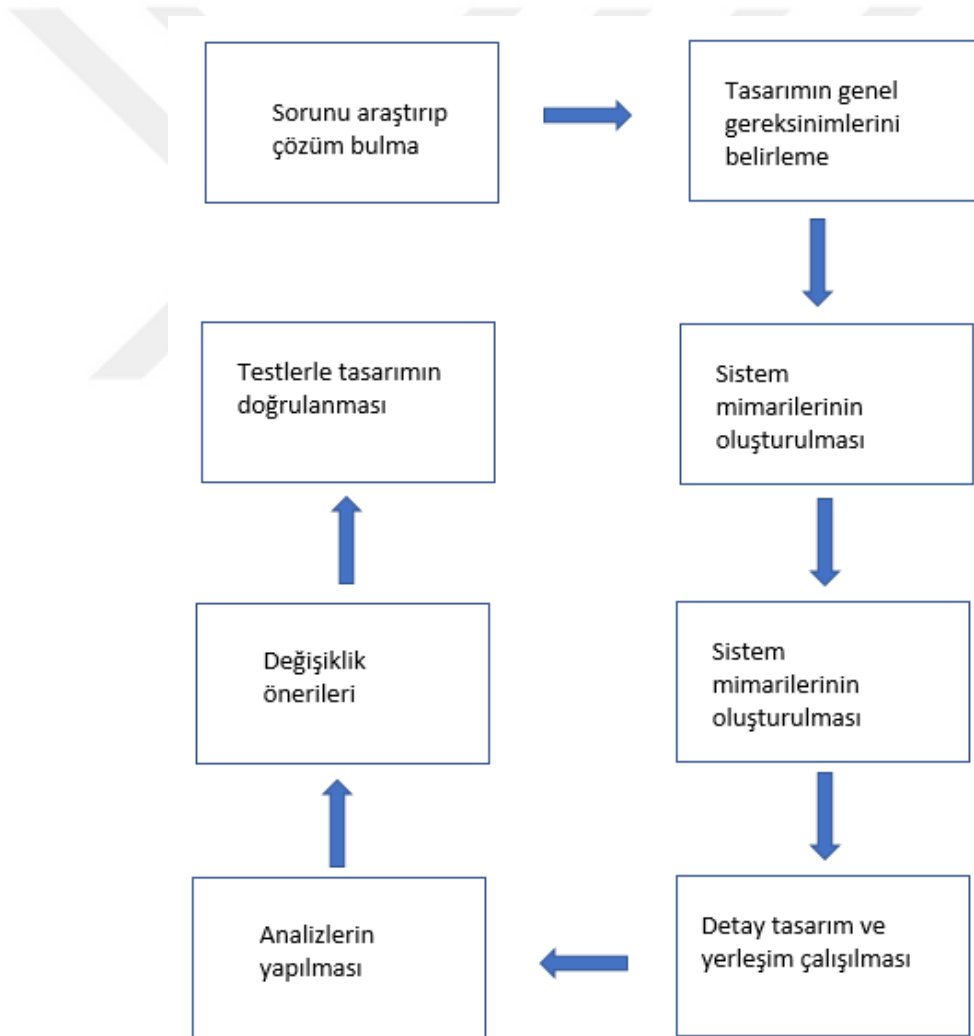
Hava alığı dudak tasarımında ise şekil 5.3'te de işaretlendiği gibi NACA profili kullanılmıştır. Buradaki amaç akışın alığa girerken bozulmasını en aza indirmektir.



Şekil 5.3: Tasarımların CAD Görüntüsü

6. SONUÇ

Bu çalışmada, bir HİHA'nın itki ve yakıt sistemleri tasarımının tüm aşamalarından bahsedilmiştir. Bir tasarım süreci, şekil 5.1'de de kabaca gösterildiği gibi, genel hatlarıyla sistem gereksinimlerinin ve ön çalışmaların şekillendirilmesi, cad tasarımı ve yerleşimlerinin yapılması ve tasarım doğrulama analizleri ve testlerinin uygulanmasıyla tamamlanmış olur.



Şekil 6.1: Tasarım Süreci

Bu süreçlerden birinin eksikliğiyle ya tasarım hiç ortaya çıkamaz, ya maliyet artar ya da tasarımın güvenilirliği azalır. Bu sebeple bu çalışmada da bir tasarım sürecinde olması gereken tüm adımlar uygulanmıştır. Tasarımları yapılmak istenen itki ve yakıt sistemlerinin ilk önce gereksinimleri tespit edilmiştir. Daha sonra tespit edilen bu gereksinimlere göre ilgili sistemler için ekipman seçimleri, tasarım mimarilerinin oluşturulması gibi ön çalışmalar yapılmıştır. Bu adımlardan sonra detay tasarıma geçilmiş ve bu aşamada da ihtiyaç duyulan cad tasarımlarının yapılması, seçilen ekipmanların yerleştirilmesi tamamlanmıştır. Detay tasarımdan sonra tasarım doğrulama aşamaları başlatılmıştır. Tasarım doğrulamada sistem analizleri ve testleri icra edilmiştir. Yapılan analizler testlerde nereye yoğunlaşılacağı hakkında fikir vererek test maliyetleri düşürmüştür. Yapılan testlerin başarısıyla da tasarımlar tamamen doğrulanmış ve tasarlanan sistemlerin güvenilirliği ispatlanmıştır.

Bu çalışma kapsamında bir HİHA için itki ve yakıt sistemleri gereksinimlerinin nasıl belirlendiğinden etraflıca bahsedilmiştir. Hazırlanan bu gereksinimler her ne kadar bir HİHA'nın itki ve yakıt sistemleri özelinde olsa da tüm hava araçlarının diğer sistemleri için de fikir verici niteliktedir. Çalışmada hazırlanan gereksinimlere göre de ekipmanların nasıl seçildiğinden söz edilmiş ve ekipmanların özelliğinin nasıl incelendiği üzerinde durulmuştur. Yapılan analizlerde yakıtın uçuş gereksinimlerine yeteceği, ön tasarım aşamasında seçilen ekipmanların uygunluğu, yakıt hareketlerinin ağırlık merkezi ve inertia üzerine olan etkileri detaylıca incelenmiştir. Ayrıca bir yakıt seviye sensörünün kalibrasyonunun nasıl yapılacağına üzerinde durulması ve bunun hazırlanan bir MATLAB koduyla işlenmesinin nasıl kolay hale getirileceğinden bahsedilmesi bu çalışmanın önemli kazanımlarından biridir. Bu çalışmanın diğer kazanımlarından biri de AMESIM programı üzerinden yakıt sistemine dair tüm analizlerin yapılabileceğinin ortaya konmasıdır. Bu çalışma itki ve yakıt sistemleri işlevsellik testiyle yakıt sızdırmazlık testinin nasıl yapılabileceği konusunda da detaylı bilgiler verilmiştir. Bu çalışma sayesinde bir HİHA sisteminin itki ve yakıt sistemleri tasarımının baştan sona nasıl yapılabileceği ortaya çıkmıştır. Son olarak bu çalışma kapsamında sıkıştırılabilir akış koşullarındaki bu HİHA için hava alığı tasarımı ve analizlerinden bahsedilerek hava alığı sistemi ele alınmıştır.

Her ne kadar yakıt sistemi analizlerinde 1D analizler doğruya yakın sonuçlar verse de bu çalışma 3D HAD analizleriyle daha da kuvvetlendirilerek analiz bölümleri daha güvenilir hale getirilebilir. Ayrıca itki sistemlerinin analizlerinin de yapılması test maliyetlerini düşürecektir. Hava analizlerinde ise akış bozulması ve sürüklenme

katsayısı analizlerin detaylıca yapılması hava alığı tasarımının güvenilirliğini arttıracaktır.



KAYNAKÇA

- Anderson, J. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*.
- Changduk Kong, M.-c. K.-h.-j. (2006). *Fuel System Design Of The Smart UAV Considering Operational Reliability*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology.
- Daly, D. (2020). <https://consotiq.com/uas-resources/short-history-unmanned-aerial-vehicles-uavs>.
- Egolfopoulos, F. (2008). *Identification of Target Validation Data for Development of Surrogate Jet Fuels*.
- Gavel, H. (2007). *On Aircraft Fuel Systems Conceptual Design and Modeling*. Linköping: Linköping Studies in Science and Technology, Dissertations.
- GOODRIDGE. (2020). *PARTS CATALOGUE: PERFORMANCE FLUID TRANSFER*.
- Liu Xiaodong, L. S. (2015). *Fuel System Configuration and Restructuring of MALE and HALEUAV*. Switzerland: Applied Mechanics and Materials.
- Lutkevich, B. (2021). <https://www.techtarget.com/iotagenda/definition/drone>.
- Martinez, I. (1995). *Fuel Data For Combustion With Air*.
- Mattingly, J. D. (2006). *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*.
- PBS Aerospace (2020). <https://www.pbsaerospace.com/aerospace-products/engines/turbojet-engines/tj-100-turbojet-engine>
- Raymer, D. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington.
- SIEMENS. (n.d). connector between fuel tanks and flight dynamics body. *AMESIM Help* (s. ACF2FD01). içinde
- Siemens. (n.d). thermal-hydraulic pipe - elementary compressibility. *AMESIM HELP* (s. TFL000). içinde
- Stephen Lucas, R. A. (2021). *Liquid Jet Fuel Property Impacts on Combustion Performance*. AIAA SciTech Forum.
- UAV Tech. (2022). <https://www.unmannedsystemstechnology.com/expo/aerial-targets/>.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : AVANLIER, Ali
Uyruğu : T.C.

Eğitim

Derece	Üniversite ve Bölüm	Mezuniyet tarihi
--------	---------------------	------------------

Yüksek lisans

	MSÜ Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Havacılık ve Uzay Mühendisliği A.B.D. Havacılık Mühendisliği Programı	2023
--	--	------

Lisans

	Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği	2018
--	--	------

Yabancı Dil

İngilizce

Yayımları

Tezden Türetilen Yayınları/Sunumları

9th International “Başkent” Congress On Physical, Engineering, And Applied Sciences on May 20-23, 2023

“Propulsion and Fuel Systems Design Of A Target UAV With High Subsonic Speed”