

**T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**FÜZE KONTROL TAHRİK SİSTEMİ YÜKSEK SICAKLIK
BÖLGELERİNİN PELTİER MODÜLLERİ İLE SOĞUTULMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Berk BOYRAZ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Makina Tasarım ve İmalat Bilim Dalı

EKİM 2024

**T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**FÜZE KONTROL TAHRİK SİSTEMİ YÜKSEK SICAKLIK
BÖLGELERİNİN PELTİER MODÜLLERİ İLE SOĞUTULMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Berk BOYRAZ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Makina Tasarım ve İmalat Bilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof.Dr. Halit YAŞAR

EKİM 2024

Berk BOYRAZ tarafından hazırlanan “Füze Kontrol Tahrik Sistemi Yüksek Sıcaklık Bölgelerinin Peltier Modülleri İle Soğutulması” adlı tez çalışması 24.10.2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği/oy çokluğu ile Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim **Dalı Makina Mühendisliği Bilim** Dalı’nda **Yüksek Lisans tezi** olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

Jüri Başkanı : **Prof.Dr. Halit YAŞAR (Danışman)**
Sakarya Üniversitesi

Jüri Üyesi : **Doç.Dr. Cemil YİĞİT**
Sakarya Üniversitesi

Jüri Üyesi : **Prof. Dr. İdris CESUR**
Sakarya Üniversitesi



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Lisansüstü Eğitim-Öğretim Yönetmeliğine ve Yükseköğretim Kurumları Bilimsel Araştırma ve Yayın Etiği Yönergesine uygun olarak hazırlamış olduğum “Füze Kontrol Tahrik Sistemi Yüksek Sıcaklık Bölgelerinin Peltier Modülleri İle Soğutulması” başlıklı tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın tüm aşamalarında yukarıda belirtilen yönetmelik ve yönergeye uygun davrandığımı, tezin içerdiği yenilik ve sonuçları başka bir yerden almadığımı, tezde kullandığım eserleri usulüne göre kaynak olarak gösterdiğimi, bu tezi başka bir bilim kuruluna akademik amaç ve unvan almak amacıyla vermediğimi ve 20.04.2016 tarihli Resmi Gazete’de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince Sakarya Üniversitesi’nin abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Enstitü tarafından belirlenmiş ölçütlere uygun rapor alındığımı, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun ortaya çıkması halinde doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi beyan ederim.

(...../...../20.....).

(imza)

Öğrencinin Adı Soyadı

Berk BOYRAZ



TEŞEKKÜR

Bu tezin oluşturma ve geliştirme aşamalarının tümünde teknik bilgi ve tecrübesiyle destek olan danışmanım sayın Prof. Dr. Halit YAşAR hocama çok teşekkür ediyorum. Çalışmalarım boyunca, anlayışını ve desteğini hiçbir zaman esirgemeyen her konuda özverili davranan eşime ve bugünlere gelmemde en büyük katkısı olan aileme teşekkürü borç bilirim. Ayrıca tez analiz süreçlerinde bana destek olan Doç.Dr. Cemil YİğİT ve Sercan ÖZTÜRK’e de teşekkür ederim.

Berk BOYRAZ



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ	v
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
KISALTMALAR.....	xiii
SİMGELER.....	xv
TABLolar LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Antik Dönem	1
1.2. Orta Çağ.....	1
1.3. Roketçilik Rönesansı.....	1
1.4. İkinci Dünya Savaşının Füze Teknolojisinin Gelişimine Etkisi	2
1.5. Soğuk Savaş ve Uzay Yarışı.....	3
1.6. Cruise Füzelereinin Yükselişi	3
1.7. Modern Gelişmeler:	3
2. TÜRK SAVUNMA SANAYİSİNDE FÜZELERİN ÖNEMİ	5
2.1. Savunma.....	5
2.2. Keşif.....	5
2.3. Savaş Alanını Yeniden Tanımlayan Yetenekler	5
2.3.1. Geniş menzil	5
2.3.2. Yüksek hassasiyet.....	5
2.3.3. Manevra kabiliyeti.....	6
2.3.4. Hipersonik hız.....	6
2.4. Füzelerein Stratejik Önemi.....	6
2.4.1. Caydırıcılığı güçlendirme	6
2.4.2. Global güç projeksiyonu	6
2.4.3. Savunma sanayi büyümesini teşvik.....	6
2.4.4. Teknolojik bağımsızlık.....	6
3. FÜZELER HAKKINDA GENEL BİLGİLER.....	7
3.1. Füzelerein Bölümleri	7
3.1.1. Arayıcı başlık (Seeker)	7
3.1.2. GÜDÜM (Guidance) bölümü.....	9
3.1.3. Harp başlığı (Warhead) bölümü.....	11
3.1.4. Tapa (Fuze) bölümü.....	14
3.1.5. Yakıt (Fuel) sistemi	16
3.2. Füze Tasarım Kriterleri.....	19
3.2.1. Hedefe ulaşma güdüsü	19
3.2.2. İdare edilebilirlik ve kontrol	19
3.2.3. Ataletsel navigasyon ve takip	19

3.2.4. İleri işleyiş tahrik sistemi	19
3.2.5. Güvenlik ve kaçınma sistemleri	20
3.2.6. Yakalanmama ve savunma yetenekleri	20
3.2.7. Yakıt verimliliği ve menzil	20
3.2.8. Çoklu hedef yetenekleri	20
3.2.9. Dayanıklılık ve çevresel koşullar	20
3.2.10. Lojistik ve bakım kolaylığı	20
3.3. Füze Yapımında Kullanılan Malzemeler	21
3.3.1. Füze endüstrisinde malzemelerin karşılaştığı zorluklar	22
3.4. Füze Üretiminde Dikkat Edilmesi Gereken Hususlar	23
3.4.1. Malzeme seçimi	23
3.4.2. Hassas üretim	23
3.4.3. Kalite güvencesi	23
3.4.4. Çevresel açıdan dikkate alınması gerekenler	23
3.4.5. Sürekli yenilik	24
4. FÜZE KONTROL TAHRİK SİSTEMİNİN DETAYLI ANLATIMI	25
4.1. Füze Kontrol Tahrik Sisteminin Bileşenleri	25
4.1.1. Kontrol yüzeyleri	25
4.1.2. Aktüatörler	25
4.1.3. Kontrol elektronikleri	26
4.1.4. Güç kaynağı	26
4.1.5. Füze aktüatörlerinin türleri	27
4.1.6. Kapalı döngü kontrol sistemi	28
4.1.7. Füze aktüasyonunda temel zorluklar	28
4.2. Kontrol Tahrik Sisteminin Füze Kazandırdığı Kabiliyetler	29
4.2.1. Hassas kontrol	29
4.2.2. Manevra kabiliyeti	29
4.2.3. Geliştirilmiş hedefleme	29
4.2.4. Çeşitli ortamlara uyum sağlama	30
4.2.5. Hedefe daha hızlı ulaşma	30
4.2.6. Artırılmış sağkalım	30
5. FÜZE JET MOTORUNUN DETAYLI ANLATIMI	31
5.1. Hava alığı	31
5.2. Kompresör	31
5.3. Yanma odası	32
5.4. Türbin	32
5.5. Egzoz lülesi	33
5.6. Turbojetin Füze Kazandırdığı Kabiliyetler	34
5.6.1. Menzil	34
5.6.2. Hız	34
5.6.3. Yük	35
5.6.4. Operasyonel esneklik	35
5.6.5. Kapsamın genişletilmesi	35
6. KONTROL TAHRİK SİSTEMİNİN CAD ORTAMINDA MODELLENMESİ VE SOĞUTMA SİSTEMİNİN OPTİMİZASYONU	37
6.1. Tasarıma Genel Bakış	38
6.2. KTS Mekanik Bütünü	39
6.2.1. Eyleyici (DC Motor)	40
6.2.2. Sürücü kartı	42
6.3. Soğutma Sistemi	42

6.3.1. Peltier modülleri	42
6.4. Turbojet Gövdesi.....	44
6.5. Analiz Çalışmaları.....	45
6.5.1. Analizlerde kullanılan sınır şartları ve yapılan kabuller	45
6.5.2. Isı taşınım katsayısının (h) hesaplanması.....	46
6.5.3. SpaceClaim ile peltier podülü 3D modelinin oluşturulması	47
6.5.4. Ansys ile peltier modülü analiz modelinin oluşturulması.....	48
6.5.5. SpaceClaim ile toplamda 4 peltier modüllü KTS gövdesi 3D modelinin oluşturulması	56
6.5.6. Ansys ile toplamda 4 peltier modüllü KTS gövdesi analiz modelinin oluşturulması	57
6.5.7. SpaceClaim ile toplamda 8 peltier modüllü KTS gövdesi 3D modelinin oluşturulması	58
6.5.8. Ansys ile toplamda 8 peltier modüllü KTS gövdesi analiz modelinin oluşturulması	59
6.5.9. Analiz sonuçları.....	61
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	63
KAYNAKLAR.....	65
ÖZGEÇMİŞ	67



KISALTMALAR

CAD	: Computer Aided Design
CNC	: Computer Numerical Control
DC	: Direct Current
JP10	: Jet Propellant 10
KG	: Kalite Güvencesi
KTS	: Kontrol Tahrik Sistemi
TEC	: Termoelektrik Soğutucu
TJ	: Turbojet
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri



SİMGELER

°F	: Fahrenheit
MPa	: Megapascal
°C	: Celsius degree
Psi	: Pounds Per Square Inch
Cp	: Sabit basınç özgül ısı [kJ/kg*K]
kJ	: Kilo joule
K	: Kelvin
Kg	: Kilogram
m³	: Metreküp
%	: Yüzde
T	: Sıcaklık [°C]
V	: Hız [m/s]
ρ	: Özgül Kütle [kg/m ³]
k	: Isıl İletkenlik [W/m*K]
v	: Kinematik Viskozite [m ² /s]
Pr	: Prandtl Sayısı
Re	: Reynold Sayısı
h	: Isı Taşınım Katsayısı [W/m ² *K]
D	: Çap [mm]
W	: Birim Zamanda Geçen Isı [Joule]
P	: Güç [Watt]
I	: Akım [Amper]
V	: Voltaj [Volt]
n	: Birim Adet
mm	: Milimetre



TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 6.1. DC Motor Verileri.	41
Tablo 6.2. Isıl Değerler Tablosu.	46
Tablo 6.3. P Tipi Peltier Modülü Geri Görme Katsayısı ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	48
Tablo 6.4. P Tipi Peltier Modülü Direnç ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	49
Tablo 6.5. P Tipi Peltier Modülü Termal İletkenlik ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	49
Tablo 6.6. N Tipi Peltier Modülü Geri Görme Katsayısı ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	50
Tablo 6.7. N Tipi Peltier Modülü Direnç ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	51
Tablo 6.8. N Tipi Peltier Modülü Termal İletkenlik ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).	52



ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1. Robert Goddard ilk sıvı yakıtlı roketi (Bowdoin, 2000).....	2
Şekil 1.2. V-2 füzesinin motoru (Bowdoin, 2000).....	2
Şekil 3.1. Füzeyi Oluşturan Sistemler (Moran, 2010).	7
Şekil 3.2. Arayıcı Başlık (Moran, 2010).	7
Şekil 3.3. Güdüm Bölümü (Moran, 2010).....	9
Şekil 3.4. Harp Başlığı (Moran, 2010).....	12
Şekil 3.5. Tapa Bölümü (Moran, 2010).	14
Şekil 3.6. Yakıt Bölümü (Ahmed, 2017).	17
Şekil 4.1. Kontrol yüzeyi ve aktüatörler (Balakrishnan 2012).....	25
Şekil 4.2. DC Motor (Bilyalı Vida ile Birlikte) (Balakrishnan 2012).	26
Şekil 4.3. Baskılı Devre Kartı (Robotistan İnternet Sitesi, 2024).	26
Şekil 4.4. Güç Kaynağı (Balakrishnan 2012).....	27
Şekil 4.5. Kontrol yüzeyi ve aktüatörler (Balakrishnan 2012).....	27
Şekil 5.1. Merkezkaç Akımlı Kompresör (Ahmed, 2017).	31
Şekil 5.2. Eksenel Akımlı Kompresör (Rotor ve Stator) (Ahmed, 2017).	32
Şekil 5.3. Tek Türbin Teker (Ahmed, 2017).....	33
Şekil 5.4. İtme Kanat Montajı ve Tepki Kanat Montajı (Ahmed, 2017).....	33
Şekil 5.5. Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basınç Değişimleri (Ahmed, 2017).....	34
Şekil 6.1. Tasarıma Genel Bakış.	39
Şekil 6.2. Soğutma Sistemi.	39
Şekil 6.3. Kontrol Tahrik Sistemi Komponentleri.	40
Şekil 6.4. Kontrol Tahrik Sistemi Mekanik Bütünü.	40
Şekil 6.5. DC Motor.	41
Şekil 6.6. DC Motor Teknik Özellikleri.	41
Şekil 6.7. Peltier Modülü.	43
Şekil 6.8. Peltier Modülünün Boyutları (Abbas, 2013).	44
Şekil 6.9. Turbojetin Gövdesi.....	45
Şekil 6.10. Sıcaklık Bölgeleri.	46
Şekil 6.11. Üç Boyutlu Peltier Modülü Modeli.	47
Şekil 6.12. Üç Boyutlu Peltier Modülü Modeli.	47
Şekil 6.13. Termal Elektrik Modülünde N Tipi İçin Malzeme Tanımlama İşlemi. ...	53
Şekil 6.14. Termal Elektrik Modülünde P Tipi İçin Malzeme Tanımlama İşlemi. ...	54
Şekil 6.15. Termal Elektrik Modülünde Bakır Malzeme Tanımlama İşlemi.	54
Şekil 6.16. Termal Elektrik Modülünde Seramik Malzeme Tanımlama İşlemi.	55
Şekil 6.17. Termal Elektrik Modülünde Seramik Malzeme Tanımlama İşlemi.	55
Şekil 6.18. Termal Elektrik Modülünde Teknik Değerlerin Tanımlanması.....	56
Şekil 6.19. Toplamda 4 Peltier Modüllü Kontrol Tahrik Sistemi Komplexinin Modellenmesi.....	56
Şekil 6.20. Mesh Ağının Oluşturulması.	57
Şekil 6.21. Kontrol Tahrik Sistemi Gövdesi Analiz Çıktısı.	58

Şekil 6.22. Toplamda 8 Peltier Modüllü Kontrol Tahrik Sistemi Komplexinin Modellenmesi.	59
Şekil 6.23. ANSYS Kararlı Durum Termal Modülü.	60
Şekil 6.24. Mesh Ağının Oluşturulması.	60
Şekil 6.25. Kontrol Tahrik Sistemi Gövdesi Analiz Çıktısı.	61
Şekil 6.26. Peltier Modülü Analiz Çıktısı.	62



FÜZE KONTROL TAHRİK SİSTEMİ YÜKSEK SICAKLIK BÖLGELERİNİN PELTİER MODÜLLERİ İLE SOĞUTULMASI

ÖZET

Bu çalışma ile turbojetli füzelerden yayılan yüksek sıcaklıklardan etkilenen Kontrol Tahrik Sistemi elektroniklerinin soğutulması amaçlanmıştır. Bahsi geçen bu bölgedeki sınırlı tasarım alanları ve yüksek sıcaklık maruziyeti sebebiyle soğutma işlemi oldukça zordur. Yapılan literatür araştırmaları sonrası ülkemizde ve dünyada soğutma için farklı örnekler bulunmaktadır. Bunlardan bazıları termal pedler yardımıyla ve özel bir sıvının dolaştırıldığı kapalı bir döngü sistemi ile soğutmadır. Termal pedler ile yapılan soğutmalarda istenilen soğutma değerleri yakalanamamakla birlikte sıvı ile yapılan soğutmalar kompleks ve maliyetlidir. Aynı zamanda soğutmanın yapıldığı bölgenin dışında bir çok alt sistemde tasarım değişikliği ihtiyacının doğmasına neden olmaktadır. Tüm bunları göz önünde bulundurduğumuzda soğutma için basit ve daha güvenilir bir ürünün kullanılması ihtiyacı aşikardır. Bu kapsamda soğutma için kendini başka sektörlerde de kanıtlamış olan Peltier modüllerinin kullanımına karar verilmiştir. Peltier modüllerinin kullanımı ile birlikte ihtiyaç olan soğutmanın sağlanabileceği öngörülmüş olup CAD ortamında yapılacak tasarım ve analizler ile de bu öngörü desteklenecektir.

Bu tasarım çalışması ile birlikte Turbojet motorun ürettiği yüksek sıcaklıkların KTS gövdesi ve alt komplelerine olan etkisini minimize etmek amacıyla geliştirilen soğutma sistemi tanımlanmıştır. Yüksek sıcaklıklar sonrası 50x150 mm boyutundaki sürücü kartının çalışması olumsuz etkilenmekte olup soğutma sistemi ile birlikte sürücü kartı üzerindeki sıcaklığın düşürülmesi hedeflenmektedir. Bu soğutma işlemi Peltier modüller tarafından sağlanacaktır.

Peltier soğutucular, ısı transferi sayesinde yüzeylerin ısıtılması ve soğutulmasıyla görevlidir. Bu kabiliyet birçok sektörde kullanılmakla birlikte oldukça fazla kazanımlar sağlamaktadır. Çalışma prensibi elektrik akımının iki iletken arasında sıcaklık farkı yaratmasına dayanır. Bu durum da ısı transferi olmasına olanak sağlar. Peltier soğutucular, kullanım alanlarına ve tasarım kriterlerine bağlı olarak -40°C ile 280°C arasında soğutma sağlayabilirler.

Bu soğutma sistemi ile birlikte turbojet gövdesi yüzey sıcaklığının KTS yüzeyine olan etkisini minimize etmek amacıyla optimum seviyede soğutma planlanmaktadır. KTS içi sıcaklığın max. 120°C olması hedeflenmektedir. Peltier seçimi bu kapsamda yapılmıştır. Bu isterler göz önüne alınarak literatür araştırması yapılmıştır. Hi-Z Technology şirketi yüksek sıcaklık uygulamaları için özel olarak tasarlanmış termoelektrik modüller üretir. Örneğin, Hi-Z Technology'nin HZ-20 modülü, yüksek sıcaklık farklarına dayanabilir. Literatür araştırması sonrasında HZ-20 modülünü projede soğutucu olarak kullanma kararı alınmıştır. Analizlerde kullanılan sınır şartları;

Füzenin 0.7 Mach hızında uçtuğu varsayılmıştır.

Ortam sıcaklığının 40°C olduğu varsayılmıştır.

KTS Gövdesi içerisinde herhangi bir gaz akışı olmadığı varsayılmıştır.

Uçuş süresinin 600 saniye olduğu varsayılmıştır.

TJ Motor yalıtım üstü yüzey sıcaklığı 250°C kabul edilmiştir.

Soğutulması gereken KTS içerisindeki elektroniğın boyutu 50x150 mm olarak kabul edilmiştir ve bu minvalde analiz çalışmaları yapılmıştır.

Sonuç olarak istenilen soğutma sağlanmış olup KTS gövdesi içerinde yer alan PCB malzeme 70x170 mm boyutlarında olduğu zaman 50x150 mm'lik sürücü kartı üzerinde istenilen soğutmanın sağlandığı görülmüştür. Bu da KTS kanal başına 2 adet peltier modülüne denk gelmektedir. Bu çalışmanın devamı olarak, tasarlanan ve analiz ıktıları ile desteklenen ürünün üretimi ve deneyleri yapılarak analiz sonuçları ile kıyaslamalar yapılması ve tasarımın nihai optimizasyonu hedeflenmektedir.



COOLING OF HIGH TEMPERATURE ZONES OF MISSILE CONTROL ACTUATION SYSTEM WITH PELTIER MODULES

SUMMARY

With this study, cooling of the electronics of the Control Actuation System affected by high objects emitted from turbojet missiles. The cooling process is quite difficult due to the limited design areas and high temperature exposure in this mentioned region. After the literature research, there are different examples for products and cooling in the world. It is cooling with a closed loop system where a special liquid is circulated and through some thermal mobile vendors. It is a cooling complex and supplement made with liquid, while achieving the desired cooling values in cooling made with thermal pads. At the same time, many subsystem design changes outside the region where cooling is made cause the emergence of prices. When we consider all these, the need to use a simple and more reliable product for cooling is obvious. It was decided to use Peltier modules, which have proven themselves in other sectors, for the cooling of this ability. It was predicted that cooling could be provided with the use of Peltier modules and this prediction will be supported with the design and analysis to be made in the CAD environment.

This study aims to cool the high temperature areas exposed to missile control drive systems with Peltier modules. With this design study, the cooling system developed to minimize the effect of the high temperatures produced by the KTS Turbojet body and the Turbojet engine on the KTS body and subassemblies has been defined. After high temperatures, the operation of the 50x150 mm driver card is negatively affected and it is aimed to reduce the temperature on the driver card with the cooling system. This cooling process will be provided by Peltier modules.

Within the scope of this thesis, the basic schemes of missile control tests will be focused on, especially the energy transfer with turbojet engines will be examined and the effect of these processes on missile performance will be discussed in detail. In this context, the role that technological developments and research in the defense industry can play in security and balance opportunities will be analyzed and current potential application areas will be discussed.

This thesis will be a step towards understanding and optimizing the complex communications between missile control propulsion systems and turbojet engines. The scientific contributions of this system will shed light on the improvement of defense products by helping engineers and academicians in the defense industry.

With this design study, the Control Actuation System (CAS), Turbojet body and the cooling system developed to minimize the effect of the high temperatures produced by the Turbojet engine on the CAS body and subassemblies were defined.

The cooling system is designed to protect the CAS from the high temperatures that occur after the operation of the turbojet. This system integrated on CAS can be considered as a major technological step after optimization.

The Turkish defense industry has evolved rapidly with the development of missile systems led by the ROKETSAN company. These systems, which are indispensable for the Turkish Armed Forces, are of vital importance in various mission profiles.

The structure of a missile must be lightweight, robust and aerodynamic to meet the challenges during launch, flight and interaction. Composite materials and lightweight alloys are often used to achieve these design goals.

Another critical aspect of the missile structure is its ability to protect sensitive electronics and internal components from harsh environmental conditions in flight. Thermal protection systems such as ablation materials are frequently used to block heat from sensitive internal parts.

Missile control propulsion systems are complex mechanisms that enable missiles to follow complex flight paths and hit their targets with precision. These systems are responsible for translating guidance commands from onboard sensors into precise movements of the missile's control surfaces, allowing the missile to follow the desired trajectory.

Missiles are complex weapons and require a wide range of materials to produce. The specific materials used depend on the missile type and purpose. However, some of the most commonly used materials are Aluminum, titanium, Maraging steel, composites, etc.

Missile production, a complex process involving complex engineering, precision manufacturing and meticulous quality control, requires careful consideration of various aspects for the development and deployment of effective and reliable weapon systems. Various factors, from material selection to manufacturing processes and testing protocols, play a significant role in shaping the success of missile production efforts.

Among the numerous components that contribute to the effectiveness of a missile, the Control Actuation System (CAS) stands out as a critical element. CAS improves the overall performance of the missile by providing precise control and maneuverability.

Turbojets revolutionized the missile industry and provided a number of features that made them an indispensable weapon system for militaries around the world. These features have significantly increased the range, speed, payload and operational flexibility of the missiles.

It is possible to further expand the capabilities that turbojets provide to missiles. For example, turbojets can be made more efficient, allowing missiles to reach longer ranges. Additionally, turbojets can be made capable of reaching higher speeds, allowing missiles to hit targets faster. However, the cost and complexity of these improvements may increase.

In order to develop the study and base it on numerical data, a CAD model was designed and supported by analyses.

The CAD model generally consists of CAS Mechanical Unit, TJ Engine Body, Peltier Cooler Plates.

The boundary conditions for CFD analyses were defined as follows;

It was assumed that the missile flies at Mach number of 0.7.

The ambient temperature was assumed to be 40°C.

It was assumed that there was no gas flow inside the CAS Body.

The flight duration was assumed to be 600 seconds.

The surface temperature of the Turbojet engine insulation was assumed to be 250°C.

The size of the electronic card inside the CAS that needs to be cooled was assumed to be 50x150 mm.

The properties of the materials used in CFD analyses were defined as follows:

Heat conduction coefficient of the CAS body material (Aluminum 7075) is 145 W/mK

Heat conduction coefficient of the Thermoelectric Cooler Material (Alumina 99%) is 49 W/mK

Heat conduction coefficient of the Electrical Component- PCB material FR4 is 0.29 W/mk

Analyses were performed using the Steady-State Thermal Module. Fluent and Thermal-Electric will be used together in the following stages for a more comprehensive study.

Then, three-dimensional analysis model and mesh model were created and the cooling system was simulated in the ANSYS environment.

As a result, the following data was obtained.

When the PCB material in the CAS body is 70x170 mm in size, it was seen that the desired cooling was provided on the 50x150 mm driver card. This corresponds to 2 peltier Modules per CAS channel.

If 2 peltier Modules are used for each CAS compartment, only 70x170 mm² area can be cooled. This amount of cooling is sufficient for us. A total of 8 peltiers provide cooling with a power of approximately $P = I \times V \times N = 10 \times 2.5 \times 8 = 200$ watts from 10 amps 2.5 volts. System cooling was provided by using 8 peltier Modules, each costing 90 dollars.

1. GİRİŞ

Füzeler, binlerce yıldır kullanılan bir silah türüdür. İlk füzeler, genellikle barut veya başka bir patlayıcı maddeyle doldurulmuş, uçuş yolunu kontrol etmek için kanatlara sahip basit roketlerdi (Bowdoin, 2000).

1.1. Antik Dönem

Füze teknolojisinin kökleri, antik Çin'e kadar gitmektedir. 9. yüzyılda kullanılan barut tabanlı cihazlar, temelde basit bir tahrik sistemine sahip roketlerdi ve "ateş okları" olarak bilinirdi. Çin'in barut ve roket bilimindeki gelişmeleri, gelecekteki füze teknolojisinin temelini atmıştır (Bowdoin, 2000).

1.2. Orta Çağ

Orta Çağ boyunca, çeşitli medeniyetler ilkel füze sistemleriyle deneyler yapmışlardır. Örneğin, Moğollar, basit silahlar olarak barut dolu tüpleri kullanmışlardır, Osmanlı İmparatorluğu ise daha sofistike roket tasarımları geliştirmiştir. Ancak, bu erken füzeler, günümüzün hassas güdümlü silahlarına kıyasla oldukça primitif kalmıştır (Bowdoin, 2000).

1.3. Roketçilik Rönesansı

Füze teknolojisinin gerçek rönesansı, 20. yüzyılın başında, modern roket biliminin ortaya çıkmasıyla gerçekleşmiştir. Robert H. Goddard ve Konstantin Tsiolkovsky gibi vizyonerlerin çalışmaları, sıvı yakıtlı roketlerin gelişimine temel oluşturmuştur. Goddard'ın 1926'da dünyanın ilk sıvı yakıtlı roketini başarılı bir şekilde fırlatması, füze tarihinde bir dönüm noktasıdır (Bowdoin, 2000) (Şekil 1.1.).



Şekil 1.1. Robert Goddard ilk sıvı yakıtlı roketi (Bowdoin, 2000).

1.4. İkinci Dünya Savaşı'nın Füze Teknolojisinin Gelişimine Etkisi

İkinci Dünya Savaşı ile birlikte, füze gelişiminde önemli bir ivmeye neden oldu. Nazi Almanyası tarafından geliştirilen V2 roketi, dünyanın ilk güdümlü ve uzun menzilli balistik füzesi oldu. Savaşın sonucuna sınırlı bir etkisi olsa da, V2, savaş sonrası füze teknolojisinin temelini attı (Bowdoin, 2000) (Şekil 1.2.).



Şekil 1.2. V-2 füzesinin motoru (Bowdoin, 2000).

1.5. Soğuk Savaş ve Uzay Yarışı

Soğuk Savaş döneminde, Sovyetler Birliği ile Amerika Birleşik Devletleri arasında füze geliştirmede yoğun rekabeti beraberinde getirdi. İnterkıtasal balistik füzeler (ICBM'ler), hem silahlar olarak hem de yükselen uzay yarışının araçları olarak önemli bir rol oynadı. 1962'deki Küba Füze Krizi, bu silahların jeopolitik önemini vurguladı ve küresel gerilimi artırdı (Bowdoin, 2000).

1.6. Cruise Füzelere Yükselişi

Teknoloji ilerledikçe, cruise füzeleri yeni ve çok yönlü bir füze kategorisi olarak ortaya çıktı. Balistik füzelerin aksine, cruise füzeleri uçuşları boyunca tamamen güdümlenebilme özelliğine sahipti, daha büyük hassasiyet ve karmaşık araziye uyum yeteneği sunuyordu. Amerika Birleşik Devletleri tarafından 1980'lerde ilk kez kullanılan Tomahawk cruise füzesi, bu yeni dönemin bir örneğini sergiledi (Bowdoin, 2000).

1.7. Modern Gelişmeler:

20. yüzyılın sonu ve 21. yüzyılın başında, füze teknolojisindeki gelişmeler devam etti. Çoklu bağımsız hedeflenen savaş başlıkları, hipersonik füzeler ve anti-gemi füzeleri, modern cephaneliklerin belirgin özellikleri haline geldi. Dünya genelindeki ülkeler, olası tehditlere karşı koymak için füze savunma sistemlerine büyük yatırımlar yaptılar (Bowdoin, 2000).



2. TÜRK SAVUNMA SANAYİSİNDE FÜZELERİN ÖNEMİ

Türk savunma sanayisi, ROKETSAN şirketinin liderliğindeki füze sistemleri geliştirmesiyle hızla evrim geçirdi. Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) için vazgeçilmez olan bu sistemler, çeşitli görev profillerinde hayati öneme sahiptir.

2.1. Savunma

Füzeler, güçlü bir savunma mekanizması olarak hareket eder, potansiyel hava tehditlerine karşı karşılaşır. Sofistike radar ve hedefleme sistemleri ile Türk füze savunmaları, gelen hava saldırılarını engelleyip etkisiz hale getirerek kritik varlıkları ve bölgeleri korur.

Türk füze sistemleri etkileyici bir saldırı yeteneği sunar, TSK'nın stratejik hedefleri keskin bir şekilde vurmasını sağlar. Bu sistemler sadece çok yönlü değil, aynı zamanda güç projeksiyonu yapma ve tehditlere kararlı bir şekilde yanıt verme olanağı sağlar, Türkiye'nin bölgesel stratejik etkisini artırır (Bowdoin, 2000).

2.2. Keşif

Saldırı ve savunma rollerinin ötesinde, Türk füzeleri keşif amaçları için kullanılır. Gelişmiş sensör paketleri ile donatılmış olanlar, kritik istihbarat toplayabilir ve durumsal farkındalığa katkıda bulunabilir, modern savaş stratejilerinde önemli bir rol oynar.

2.3. Savaş Alanını Yeniden Tanımlayan Yetenekler

2.3.1. Geniş menzil

Türk füze sistemleri etkileyici menzlere sahiptir, hedefleri önemli mesafelerden vurabilme yeteneğine olanak tanır. Bu yetenek, güç projeksiyonu yapma ve ortaya çıkan tehditlere etkili bir şekilde yanıt verme olanağı sağlar (TML Firması, 2024).

2.3.2. Yüksek hassasiyet

Türk füze sistemlerinin hassasiyeti eşsizdir, hedeflerin tam isabetle vurulmasını sağlar. Bu hassasiyet, yan etkileri en aza indirir ve her görevin etkinliğini maksimuma çıkarır.

2.3.3. Manevra kabiliyeti

Türk füze sistemlerinin uçuş sırasında gidişatını değiştirebilme yeteneği, düşman savunmalarını geçme yeteneklerini artırarak hayatta kalabilirliklerini arttırır. Bu manevra kabiliyeti, düşmanların bu gelişmiş sistemlere karşı koymasını zorlaştırır (Bowdoin, 2000).

2.3.4. Hipersonik hız

Beş kat hızın üzerine çıkabilen Türk füze sistemleri, hipersonik hızlarda çalışarak düşman savunmalarını aşma yeteneklerini daha da güçlendirir.

2.4. Füzelerin Stratejik Önemi

2.4.1. Caydırıcılığı güçlendirme

Füzeler, güçlü bir caydırıcı olarak hizmet eder, potansiyel düşmanları saldırganlıktan vazgeçirerek Türkiye'nin etkileyici savunma yeteneklerini sergiler.

2.4.2. Global güç projeksiyonu

Türkiye'nin ileri füze sistemlerine yaptığı yatırım, onu bölgesel ve küresel bir güç olarak konumlandırır. Bu sistemler aracılığıyla sergilenen teknolojik yetenekler, Türkiye'nin uluslararası sahnede etkisini yükseltir (Balakrishnan 2012).

2.4.3. Savunma sanayi büyümesini teşvik

Füze geliştirme, Türk savunma sektörü içinde yenilik, gelişim ve nitelikli işgücü teşvik eder. Bu, ulusal savunma endüstrisinin genel büyümesine ve rekabet gücüne katkıda bulunur.

2.4.4. Teknolojik bağımsızlık

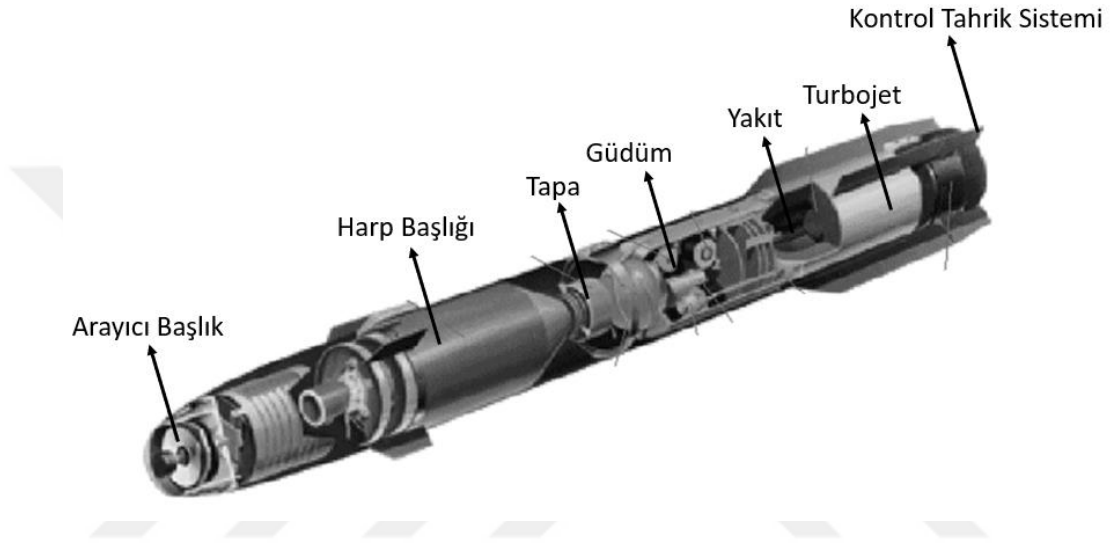
Füze teknolojisine öncelik vererek Türkiye, dış kaynaklara bağımlılığını azaltır ve kritik bir savunma altyapısının üzerinde kontrol sahibi olur.

Türkiye, füze teknolojisine yatırım yapmaya devam ettikçe, ülke savunma endüstrisinin önde gelen bir güç olarak konumunu sürdürecektir. Füzelerin stratejik önemi, savunma yetenekleri üzerindeki doğrudan etkisinin yanı sıra, inovasyon, bağımsızlık ve küresel etki üzerindeki geniş katkılarıyla da ölçülmelidir. Türk füze sistemleri sadece silah değil, aynı zamanda Türkiye'nin güvenlik manzarasının geleceğini şekillendiren vizyoner bir savunma stratejisinin öncüleri olarak nitelendirilebilir (TML Firması, 2024).

3. FÜZELER HAKKINDA GENEL BİLGİLER

3.1. Füzelerin Bölümleri

Füze sistemlerinin yapısını anlamak, yeteneklerini ve sınırlamalarını kavramak açısından kritiktir. Şekil 3.1’de füzeyi oluşturan sistemler görülmektedir (Şekil 3.1.).



Şekil 3.1. Füzeyi Oluşturan Sistemler (Moran, 2010).

3.1.1. Arayıcı başlık (Seeker)

Füze arayıcı başlığı, bir füzenin hedefini tespit etme ve izleme yeteneğini sağlayan kritik bir bileşendir (Şekil 3.2.).



Şekil 3.2. Arayıcı Başlık (Moran, 2010).

3.1.1.1. Algılama ve hedef tespiti

Füze arayıcı başlığı, genellikle çeşitli algılayıcıları içerir. Bu algılayıcılar, elektromanyetik spektrumun farklı bölümlerinde (örneğin, radar, elektro-optik) çalışabilir. Bu algılayıcıların hassasiyeti, çözünürlüğü ve hedef tespiti yetenekleri üzerine vurgu yapılır.

3.1.1.2. İşlem kapasitesi ve veri işleme

Füze arayıcı başlığı, algılanan bilgileri işleyerek hedefin konumunu belirler. Bu, karmaşık bir veri işleme sürecini içerir. Başlığın işlem kapasitesi, hedef takibi algoritmaları ve bilgi işleme hızı gibi faktörler değerlendirilir.

3.1.1.3. Yönlendirme ve takip yetenekleri

Füze arayıcı başlığı, hedefin konumunu belirledikten sonra füzenin yönlendirilmesi ve takip edilmesi süreçlerini yönetir. Başlığın yönlendirme hassasiyeti, hedef takibi sırasındaki performansı ve çeşitli manevra yetenekleri üzerinde durulur.

3.1.1.4. Çoklu hedef takip

Gelişmiş füze sistemleri, aynı anda birden fazla hedefi takip edebilme yeteneğine sahip olabilir. Başlığın çoklu hedef takip algoritmaları, hedef ayırma yetenekleri ve aynı anda izlenebilecek maksimum hedef sayısı gibi özellikler değerlendirilir.

3.1.1.5. Gizlilik ve kaçınma yetenekleri

Füze arayıcı başlığı, düşmanın tespitini zorlaştırmak için gizlilik önlemleri alabilir. Radar kesiti azaltma teknikleri, elektromanyetik gizlilik gibi unsurlar üzerinde durulur.

3.1.1.6. Çeşitli çalışma koşullarına uyum

Füze arayıcı başlığı, farklı atmosferik koşullarda ve çevresel etmenlere maruz kaldığında stabil çalışabilir olmalıdır. Başlığın çeşitli çevresel koşullara (örneğin, yağmur, sis, yoğun duman) karşı direnci ve performans kararlılığı üzerine vurgu yapılır.

3.1.1.7. Gelişmiş elektronik karşı önlemler

Modern savaş ortamlarında, düşman tarafından yapılan elektronik karşı önlemlere karşı dirençli olma önemlidir. Başlığın elektronik harp önlemlerine karşı direnci, sinyal karıştırma yetenekleri ve yanıltma sistemlerine karşı adaptasyon yetenekleri değerlendirilir.

3.1.1.8. Enerji verimliliği

Füze arayıcı başlığı, sınırlı enerji kaynakları ile etkin bir şekilde çalışabilmelidir. Bu, enerji verimliliği, pil ömrü ve enerji yönetimi yetenekleri açısından değerlendirilir. Enerji tüketimi ve başlığın enerji ihtiyacını karşılama kapasitesi üzerinde vurgu yapılır.

3.1.1.9. Veri bağlantısı ve iletişim yetenekleri

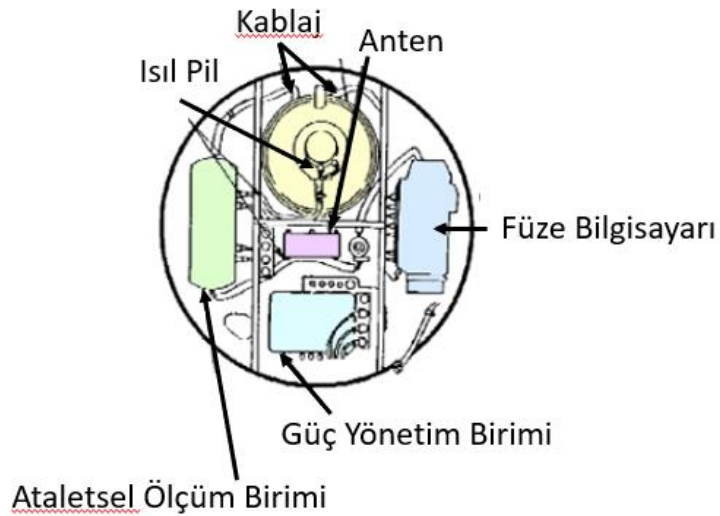
Füze arayıcı başlığı, füze ile ana kontrol merkezi arasında veri iletişimini sağlayabilmelidir. Veri bağlantısı güvenliği, iletişim protokolleri ve veri transfer hızı gibi faktörler üzerinde durulur.

3.1.1.10. Gelişmiş spektral analiz

Füze arayıcı başlığı, elektromanyetik spektrumun geniş bir yelpazesini analiz edebilmelidir. Bu, hedefin tespitini ve ayırt edilmesini optimize eder. Başlığın spektral analiz yetenekleri, frekans çözünürlüğü ve sinyal işleme algoritmaları üzerine vurgu yapılır.

3.1.2. Güdüm (Guidance) bölümü

Füzenin beyni olarak tanımlanabilir. Füze güdümü, bir füzenin uçuşu sırasında belirlenen bir hedefe doğru yönlendirilmesi ve takip edilmesi için kullanılan sistemleri içerir. Bu sistemler, genellikle bir dizi sensör, bilgi işleme birimi ve kontrol mekanizmasını içerir (Şekil 3.3.).



Şekil 3.3. Güdüm Bölümü (Moran, 2010).

3.1.2.1. Güdüm sistemleri

Füze güdümü, genellikle bir dizi güdüm sistemi içerir. Bu sistemler, füzenin uuunu kontrol etmek, hedefi takip etmek ve doğru bir Şekilde yönlendirmek için kullanılır. Güdüm sistemleri genellikle inertial navigasyon, radar güdümü, infraruj güdümü ve elektro-optik güdüm gibi farklı teknikleri içerebilir.

3.1.2.2. Algılama ve sensör sistemleri

Füze güdümü için kullanılan sensörler, genellikle hedefin algılanmasını sağlar. Bu sensörler arasında radarlar, infraruj kameralar, lazer telemetreler ve elektro-optik sensörler bulunabilir. Algılama sistemlerinin hassasiyeti, çeşitliliği ve çevresel koşullara adaptasyon yetenekleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.2.3. İşlem kapasitesi ve veri İşleme

Güdüm sistemleri, algılayıcılar tarafından sağlanan bilgileri işleyerek füzenin doğru bir Şekilde yönlendirilmesini sağlar. Bu, genellikle karmaşık algoritmalar, bilgi işleme birimleri ve hedef takibi mekanizmalarını içerir. Güdüm sistemlerinin işlem kapasitesi, algoritmaların etkinliği ve hedef takibi performansı üzerinde vurgu yapılır.

3.1.2.4. Hedef takip ve ayırt etme

Füze güdüm sistemi, birden fazla hedef arasından doğru hedefi seçebilmeli ve takip edebilmelidir. Hedef takip algoritmalarının doğruluğu, ayırt etme yetenekleri ve çoklu hedef takip performansı değerlendirilir.

3.1.2.5. Yönlendirme ve kontrol mekanizmaları

Güdüm sistemleri, füzenin uuunu kontrol etmek ve yönlendirmek için çeşitli mekanizmaları içerir. Bu mekanizmalar arasında kontrol yüzeyleri, roket motoru yönlendirme sistemleri ve aerodinamik kontrol elemanları yer alabilir. Bu mekanizmaların hassasiyeti, tepki süreleri ve manevra yetenekleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.2.6. İleri güdüm teknolojileri

Gelişmiş füze sistemleri, hedefin daha etkili bir Şekilde takip edilmesini sağlamak için ileri güdüm teknolojilerini kullanabilir. Bu teknolojiler arasında yapay zeka tabanlı algoritmalar, adaptif güdüm sistemleri ve öğrenme yeteneklerine sahip kontrol mekanizmaları yer alabilir. Bu teknolojilerin güdüm sisteminin performansını artırmadaki rolü ve etkinliği üzerinde vurgu yapılır.

3.1.2.7. Gdmn güvenliği

Füze güdüm sistemlerinin güvenliği, düşman tarafından müdahaleye karşı dirençli olma yeteneğini içerir. Bu, siber saldırılara karşı korunma, elektromanyetik karşı önlemler ve kod şifreleme gibi önlemleri içerebilir. Güdüm sistemlerinin güvenliği ve siber güvenlik önlemleri üzerine vurgu yapılır.

3.1.2.8. Çoklu sensör entegrasyonu

Gelişmiş güdüm sistemleri, farklı sensör türlerinden gelen bilgileri entegre ederek daha kapsamlı ve güvenilir bir hedef tespiti sağlayabilir. Çoklu sensör entegrasyonunun avantajları, sensörler arası uyum ve bilgi bütünleme yetenekleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.2.9. Yakınsama ve optimizasyon algoritmaları

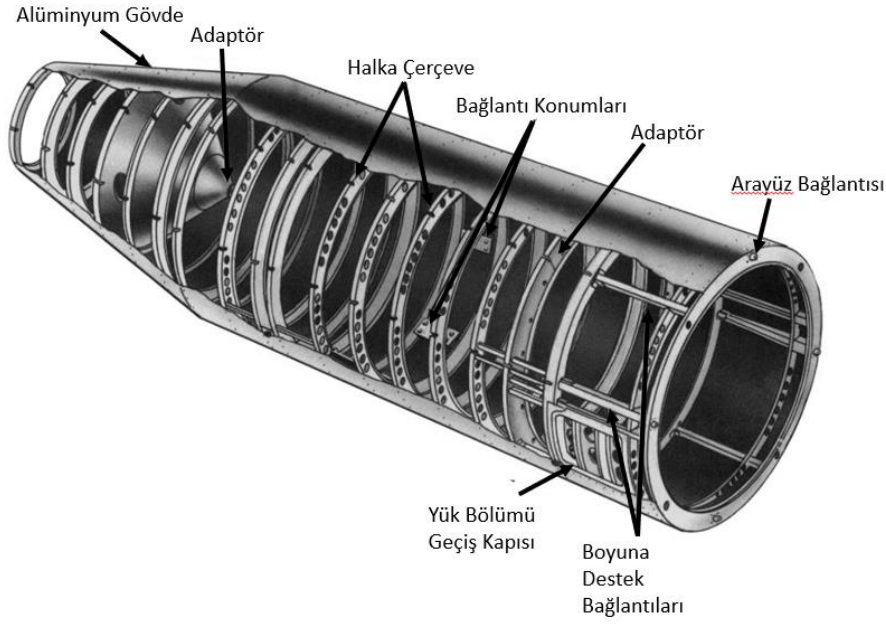
Füze güdümünde kullanılan algoritmalar, hedefe yönlendirme sürecini optimize etmek amacıyla sürekli olarak geliştirilmektedir. Bu algoritmaların yakınsama hızı, znrlk ve gerçek zamanlı uygulanabilirlik gibi faktörlere odaklanılır.

3.1.2.10. Güdüm test ve doğrulama

Füze güdüm sistemleri, tasarım sürecinin bir parçası olarak detaylı test ve doğrulama prosedürlerinden geçer. Güdüm sistemi tasarımının matematiksel modellemesi, simülasyonları ve saha testleri üzerinde yapılan akademik çalışmaların önemi vurgulanır.

3.1.3. Harp başlığı (Warhead) bölümü

Füze harp başlığı, bir füzenin hedefini etkisiz hale getirmek, hasar vermek veya bir tehdidi ortadan kaldırmak amacıyla tasarlanan, genellikle yüksek patlayıcı veya nükleer materyal içeren bir sistemdir (şekil 3.4.).



Şekil 3.4. Harp Başlığı (Moran, 2010).

3.1.3.1. Patlayıcı ve etkinlik

Füze harp başlığı, genellikle bir patlayıcı yük içerir ve bu patlayıcı, hedef üzerinde etkisini göstermek için tasarlanmıştır. Harp başlığının patlayıcı etkisi, patlayıcının enerji yoğunluğu, patlama şekli ve çevresel etkiler gibi faktörlere odaklanılır.

3.1.3.2. Zarar vermeye yönelik tasarım

Füze harp başlığı, hedef üzerinde maksimum zarar ve etki yaratmak üzere tasarlanır. Hedef üzerindeki potansiyel zararı optimize etmek amacıyla harp başlığı tasarımının matematiksel modellenmesi, patlayıcı mühendislik ve etkileşim analizleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.3. Hedef tanıma ve ayırt etme

Gelişmiş füze harp başlıkları, hedef tanıma ve ayırt etme yeteneklerine sahip olabilir. Bu, harp başlığının belirli bir hedefi tanıyabilmesi ve gerektiğinde diğer hedeflerden ayırabilmesi anlamına gelir. Bu yeteneklerin sensör teknolojisi, veri analizi ve yapay zeka algoritmaları ile nasıl entegre edildiği üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.4. Ataletsel navigasyon ve hedef takip

Füze harp başlığı, hedefine doğru doğru bir şekilde yönlendirilmesi ve takip edilmesi için navigasyon sistemleri içerir. İnertial navigasyonun hassasiyeti, hedef takip algoritmalarının etkinliği ve başlığın manevra yetenekleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.5. Nükleer harp başlıkları

Bazı füze harp başlıkları, nükleer materyali içerebilir ve bu başlıklar genellikle büyük çapta yıkıcı etkiler yaratmak amacıyla kullanılır. Nükleer harp başlıklarının tasarımı, radyasyon etkileri, patlama karakteristikleri ve stratejik kullanımı üzerine vurgu yapılır.

3.1.3.6. Elektronik karşı önlemler ve savunma yetenekleri

Füze harp başlıkları, düşmanın savunma sistemlerine karşı dirençli olma yeteneğine sahip olabilir. Elektronik karşı önlemler, yanıltma teknikleri ve savunma mekanizmalarına karşı başlığın adaptasyon yetenekleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.7. Penetrasyon ve delici başlıklar

Bazı füze harp başlıkları, zırhlı hedeflere veya yer altındaki hedeflere karşı etkili olabilmek için penetrasyon yeteneklerine sahip olabilir. Bu başlıklar genellikle zorlu hedeflere nüfuz etme ve etkili bir şekilde patlama yapma kabiliyetine odaklanır. Penetrasyon başlıklarının tasarımında kullanılan matematiksel modeller, malzeme bilimi ve mühendislik prensipleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.8. Hassasiyet ve doğruluk

Füze harp başlığı, hedefi hassas bir şekilde vurmak ve etkisini optimize etmek için tasarlanır. Bu, harp başlığının doğruluğu, güdüm sisteminin hassasiyeti ve hedef takip yetenekleri üzerinde odaklanmayı içerir. Arayıcı başlığın hassasiyetini artırmaya yönelik mühendislik çözümleri ve matematiksel analizler üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.9. Hassas patlama kontrolü

Gelişmiş füze harp başlıkları, patlama anını ve etkisini kontrol etme yeteneğine sahip olabilir. Bu, hedef üzerindeki etkiyi optimize etmek ve yan etkilere karşı hassasiyeti artırmak için tasarlanmıştır. Patlama kontrol algoritmaları, zamanlama mekanizmaları ve etki alanı analizleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.3.10. Çevresel faktörlere direnç

Füze harp başlıkları, farklı atmosferik koşullara, sıcaklık değişimlerine ve diğer çevresel faktörlere dirençli olmalıdır. Başlıkların çevresel koşullara uyum yetenekleri, malzeme seçimi ve tasarım parametreleri üzerinde vurgu yapılır. Füzelerin çevresel faktörlere dirençlerinin tespit edilebilmesi için çevresel koşul testleri yapılır.

3.1.3.11. Uzaktan kontrol ve programlanabilirlik

Bazı modern füze harp başlıkları, uzaktan kontrol yeteneklerine sahiptir ve görev sırasında programlanabilir. Uzaktan kontrol mekanizmaları, iletişim protokolleri ve başlık üzerindeki programlanabilirlik özellikleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4. Tapa (Fuze) bölümü

Füze tapası, bir füzenin harp başlığı ve güdüm sistemini taşıyan, füze başlığını füzeye bağlayan ve fırlatma sırasında başlığın doğru şekilde ayrılmasını sağlayan kilitli bir kapak veya mekanizmadır. Füze tapası tasarımı, füze sisteminin güvenilirliği, aerodinamik performansı ve başlığın etkili bir şekilde hedefe yönlendirilebilmesi için kritik bir rol oynar (Şekil 3.5.).



Şekil 3.5. Tapa Bölümü (Moran, 2010).

3.1.4.1. Bağlantı ve ayırma mekanizmaları

Füze tapası, füze başlığını ana gövdeye bağlayan ve fırlatma sırasında bu bağlantıyı kontrol eden mekanizmalara sahiptir. Bu mekanizmaların dayanıklılığı, hızlı ayrılma yetenekleri ve güvenilirlik üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.2. Aerodinamik performans

Füze tapası, fırlatma anındaki aerodinamik performansı etkileyen bir bileşendir. Tapanın şekli, malzeme seçimi ve aerodinamik stabilite üzerinde yapılan analizler ve optimizasyonlar üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.3. Güvenli bağlantı ve ayırma kontrolleri

Füze tapası, fırlatma sırasında başlığın güvenli bir şekilde bağlanmasını ve uygun bir zamanda kontrollü bir şekilde ayrılmasını sağlamak amacıyla tasarlanır. Bağlantı ve ayırma kontrollerinin matematiksel modellenmesi, simülasyonları ve gerçekleştirilen deneyler üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.4. Çevresel koşullara uyum

Füze tapası, farklı atmosferik koşullara, titreşimlere ve sıcaklık değişimlerine uyum sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır. Tapanın çevresel direnci, malzeme dayanıklılığı ve performans stabilitesi üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.5. Güzüm sistemleri ile entegrasyon

Füze tapası, füze başlığı ve güzüm sistemleri ile etkileşim içinde olmalıdır. Bu, başlığın güzüm sistemleri ile iletişim kurabilmesi ve doğru bir şekilde ayrılabilmesi anlamına gelir. Güzüm sistemleri ile entegrasyonun matematiksel modellenmesi ve güzüm verilerinin transferi üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.6. Çalışma sıcaklık aralığı ve dayanıklılık

Füze tapası, genellikle farklı iklim koşullarında sorunsuz çalışabilme yeteneğine sahip olmalıdır. Tapa malzemelerinin sıcaklık değişimlerine dayanıklılığı, titreşimlere karşı direnci ve uzun süreli depolama koşullarındaki performansı üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.7. Çıkarma ve yerleştirme mekanizmaları

Füze tapası, füzenin fırlatılması ve taşınması sırasında çıkartılabilir ve yerleştirilebilir olmalıdır. Bu, füze sisteminin lojistik ve operasyonel gereksinimlerini karşılamak için önemlidir. Çıkarma ve yerleştirme mekanizmalarının tasarımı, pratik uygulanabilirlik ve güvenlik açısından ele alınır.

3.1.4.8. Güzümsüz mod ve kontrollü mod geçişleri

Füze tapası, fırlatma anındaki güzümsüz moddan güzümlü moda geçişleri yönetebilmelidir. Bu, füzeyi hedefe doğru yönlendirmek için gerekli kontrollerin

başlığın ayrılmasından sonra devralınmasını içerir. Bu geçiş süreçlerinin matematiksel modellenmesi ve kontrol algoritmaları üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.9. Güvenlik ve anti-manipülasyon önlemleri

Füze tapası, manipülasyon veya sabotaj girişimlerine karşı dirençli olmalıdır. Tapa üzerindeki güvenlik önlemleri, anti-manipülasyon teknikleri ve dış müdahalelere karşı direnç üzerinde vurgu yapılır.

3.1.4.10. Fırlatma kontrolleri ve sistem entegrasyonu

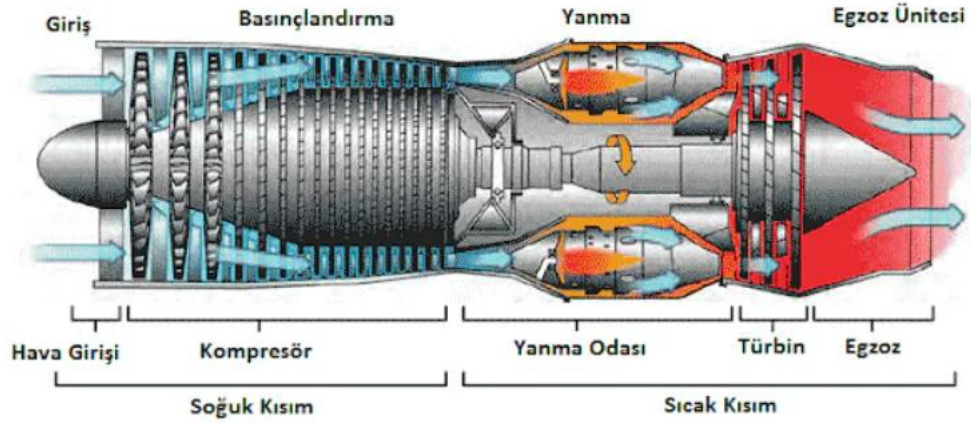
Füze tapası, fırlatma kontrolleri ile entegre olarak çalışabilmelidir. Bu, füze sisteminin fırlatma sırasında başlığı güvenli bir şekilde ayırabilmesini ve fırlatma kontrolleri ile uyum içinde olmasını içerir. Bu entegrasyonun mühendislik açısından kritik unsurları üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5. Yakıt (Fuel) sistemi

Füzelerde yüksek oranda JP10 jet yakıtı kullanılmaktadır. Füze yakıt sistemi, bir füzenin hareketini sağlamak amacıyla gerekli enerjiyi üreten, depolayan ve yöneten karmaşık bir sistemdir. Yakıt sistemi, füzenin hedefine doğru uçuşunu, manevralarını ve diğer görevlerini yerine getirebilmesi için gereken enerjiyi sağlar (Şekil 3.6.).

3.1.5.1. Yakıt türleri ve kimyasal reaksiyonlar

Füze yakıt sistemleri genellikle katı, sıvı veya hibrit yakıtları içerir. Bu yakıtlar, roket motorlarında kimyasal reaksiyonlarla enerji açığa çıkarmak için kullanılır. Yakıt türlerinin seçimi, kimyasal reaksiyon kinetiği ve enerji açığa çıkarma potansiyeli üzerine vurgu yapılır.



Şekil 3.6. Yakıt Bölümü (Ahmed, 2017).

3.1.5.2. Yakıt pompalama ve basınçlandırma sistemleri

Füze yakıt sistemi, roket motoruna yakıtın aktarılması ve basınçlandırılması için özel pompalama sistemlerini içerir. Pompalama mekanizmalarının verimliliği, basınçlandırma sistemlerinin tasarımı ve sistemdeki akış dinamikleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.3. Yakıt depolama ve transfer sistemleri

Füze, yakıtını depolamak ve ihtiyaç duyulduğunda roket motoruna transfer etmek için özel depolama ve transfer sistemlerine sahiptir. Depolama tanklarının malzeme seçimi, yakıt transferi sırasındaki stabilite ve sistem verimliliği üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.4. Yakıt enjeksiyon ve karışım kontrolleri

Füze yakıt sistemi, roket motoruna yakıtın doğru oranlarda enjekte edilmesini sağlamak için karışım kontrollerine sahiptir. Yakıt enjeksiyon sistemlerinin hassasiyeti, karışım oranlarının kontrolü ve roket motorunun performansı üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.5. Yakıt tankları ve yapısal tasarım

Yakıt sistemi, füzenin yapısına entegre edilmiş özel tanklarda depolanan yakıtı içerir. Yakıt tanklarının yapısal dayanıklılığı, malzeme seçimi ve aerodinamik etkiler üzerinde vurgu yapılır. Ek olarak yakıt tanklarının hacim olarak fazla olabilmesi füzelerin menzilleri üzerinde oldukça önemli bir etkiye sahiptir. Özellikle yüksek menzilli füzelerde oldukça önemli bir ihtiyaçtır.

3.1.5.6. Soğutma ve termal kontrol sistemleri

Füze yakıt sistemi, roket motoru sırasında ortaya çıkan yüksek sıcaklıkların kontrolü için soğutma ve termal kontrol sistemlerine sahiptir. Termal denge, soğutma mekanizmalarının etkinliği ve yakıtın sıcaklık hassasiyeti üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.7. Yakıt akış kontrol ve regülasyon

Füze yakıt sistemi, yakıtın motor ve diğer sistemlere düzenli bir şekilde akmasını sağlamak için akış kontrol ve regülasyon mekanizmalarını içerir. Akış kontrol sistemlerinin doğruluğu, regülasyonun kararlılığı ve yakıtın sistem içindeki hareketi üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.8. Yakıt tankı basınçlandırma ve boşaltma

Füze yakıt sistemi, yakıt tanklarının basınçlandırılması ve boşaltılması için özel sistemlere sahiptir. Tank basınçlandırma sistemlerinin tasarımı, tank boşaltma hızı kontrolü ve depolanan yakıtın basınçlandırma stabilitesi üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.9. Yakıt yönetim ve kontrol sistemleri

Füze yakıt sistemi, yakıtın verimli bir şekilde kullanılması için özel yönetim ve kontrol sistemlerine sahiptir. Yakıt yönetim sistemlerinin otomasyonu, enerji optimizasyonu ve yakıt akış kontrolü üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.10. Yakıt sistemi güvenliği ve sorun giderme

Füze yakıt sistemi, güvenlik standartlarına uyum sağlamak ve olası arızalarla başa çıkmak üzere tasarlanmıştır. Sistem güvenliği, sorun giderme protokolleri ve acil durum durdurma mekanizmaları üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.11. Yakıt tüketim modelleri ve performans analizi

Füze yakıt sistemi, yakıt tüketim modellerini içerir ve füze performansının belirlenmesine katkıda bulunur. Tüketim modellerinin matematiksel temsili, füze performans metrikleri ve enerji verimliliği analizleri üzerinde vurgu yapılır.

3.1.5.12. Yakıt sistemi entegrasyonu

Füze yakıt sistemi, genellikle füzenin genel yapısına entegre edilir ve diğer sistemlerle uyum içinde çalışır. Yakıt sistemi entegrasyonunun füze tasarımındaki rolü, sistem arayüzleri ve bütünlüklü performans analizleri üzerinde vurgu yapılır.

3.2. Füze Tasarım Kriterleri

Bir füzenin yapısı, fırlatma, uçuş ve etkileşim sırasındaki zorlukları karşılamak için hafif, sağlam ve aerodinamik olmalıdır. Bu tasarım hedeflerine ulaşmak için genellikle kompozit malzemeler ve hafif alaşımlar kullanılır.

Füze yapısının başka bir kritik yönü, hassas elektronikleri ve iç bileşenleri uçuş sırasındaki zorlu çevre koşullarından koruma yeteneğidir. Hassas iç parçalardan kaynaklanan ısıyı engellemek için ablasyon malzemeleri gibi termal koruma sistemleri sıkça kullanılır.

Füze tasarımı, genellikle bir dizi karmaşık mühendislik prensibi ve kriteri içeren bir disiplindir. Füze tasarımıdaki temel kriterlere odaklanabiliriz. İşte bu kriterlerin birkaç örneği:

3.2.1. Hedefe ulaşma güdüsü

Füze tasarımında temel bir kriter, belirlenen hedefe doğru bir şekilde yönlendirilebilme yeteneğidir. Bu, genellikle bir güdüm sistemi tarafından sağlanır. Füzenin güdüm sisteminin hassasiyeti, doğruluğu ve hedefe ulaşma olasılığı üzerine odaklanılır.

3.2.2. İdare edilebilirlik ve kontrol

Füzenin uçuş sırasında istikrarlı bir şekilde hareket etmesi önemlidir. Bu, aerodinamik stabilite, kontrol yüzeylerinin etkinliği ve uçuş sırasındaki dinamiklerin analizi ile ilgilidir.

3.2.3. Ataletsel navigasyon ve takip

Füze, genellikle inertial navigasyon sistemleri kullanarak kendi konumunu belirler. Bu sistemlerin hassasiyeti, hata düzeltme algoritmaları ve takip yetenekleri üzerine odaklanılır.

3.2.4. İleri işleyiş tahrik sistemi

Füze tasarımında kullanılan itici güç sistemi, genellikle roket motorlarıdır. Bu sistemlerin verimliliği, itme-güç oranı ve yakıt verimliliği gibi faktörler, akademik bir değerlendirmede dikkate alınan kriterlerdir.

3.2.5. Güvenlik ve kaçınma sistemleri

Füze, potansiyel tehlikelerden kaçınma ve güvenlik sistemleri ile donatılmalıdır. Bu sistemlerin güvenilirliği, otomatik savunma mekanizmaları ve çeşitli senaryolara karşı tepki kabiliyeti üzerine vurgu yapılır.

3.2.6. Yakalanmama ve savunma yetenekleri

Modern füze tasarımları genellikle düşmanın tespitinden kaçınma amacı güder. Bu radar kesiti, infraruj görünürlük ve elektromanyetik gizlilik gibi faktörlere odaklanmayı içerir.

Bu kriterler, füze tasarımında genel olarak önemli olan unsurlardan sadece birkaç tanesidir. Füze tasarımı genellikle multidisipliner bir yaklaşım gerektirir ve mühendislik, fizik, matematik ve bilgisayar bilimleri gibi alanlardan gelen uzmanların bir araya gelmesini içerir.

3.2.7. Yakıt verimliliği ve menzil

Füze tasarımında kullanılan itici güç sistemleri, verimli bir şekilde çalışmalı ve belirlenen menzile ulaşmak için yeterli enerji sağlamalıdır. Bu kriterler genellikle enerji yoğunluğu, yakıt türü ve füze boyutu gibi faktörlere odaklanır.

3.2.8. Çoklu hedef yetenekleri

Modern füzeler genellikle birden fazla hedefi aynı anda takip edebilme yeteneğine sahip olmalıdır. Bu, hedef tanıma sistemleri, çoklu güdüm sistemleri ve buna benzer teknolojilerin entegrasyonunu içerir. Bu yeteneklerin doğruluğu, hedef ayırt etme yeteneği ve aynı anda takip edilebilecek maksimum hedef sayısı gibi kriterler önemlidir.

3.2.9. Dayanıklılık ve çevresel koşullar

Füze, genellikle çeşitli çevresel koşullara maruz kalabilir, bu nedenle tasarımın dayanıklılığı önemlidir. Füzenin atmosferik koşullara, titreşimlere ve sıcaklık değişimlerine dayanma yetenekleri gibi özellikler değerlendirilir.

3.2.10. Lojistik ve bakım kolaylığı

Füze sistemleri, kullanım ömrü boyunca düzenli bakım ve lojistik destek gerektirebilir. Füzenin bakım süreçleri, parça değişimi kolaylığı ve lojistik zincirdeki etkinliği gibi faktörlere odaklanılır.

Bu kriterler, füze tasarımında düşünülmesi gereken temel unsurlardan sadece birkaçıdır. Füze tasarımı, genellikle karmaşık bir optimizasyon sürecini içerir ve mühendisler, bilim insanları ve uzmanlar, farklı alanlardan gelen bilgileri birleştirerek etkili ve güvenilir füzelerin tasarımını gerçekleştirirler.

3.3. Füze Yapımında Kullanılan Malzemeler

Füzeler, karmaşık silahlardır ve üretilmeleri için geniş bir malzeme yelpazesine ihtiyaç duyarlar. Kullanılan spesifik malzemeler, füze türüne ve amacına bağlıdır. Ancak, en yaygın kullanılan malzemelerden bazıları şunlardır:

- **Metalik Malzemeler:**

- **Alüminyum:** Alüminyum, hafif ve güçlü bir metaldir ve genellikle füzenin gövdesi için kullanılır. Aynı zamanda korozyona karşı dayanıklıdır ve nispeten kolay işlenir.
- **Titanyum:** Titanyum, alüminyumdan daha güçlü ve hafif bir başka metaldir ve motor ve güdüm sistemi gibi kritik bileşenler için kullanılır. Ayrıca alüminyumdan daha fazla ısı ve korozyona dayanıklıdır.
- **Maraging çeliği:** Maraging çeliği, yüksek mukavemetli bir çeliktir ve genellikle füzenin burun konisi için kullanılır. Aynı zamanda çok sert ve aşınma dirençlidir.

- **Metal olmayan malzemeler:**

- **Kompozitler:** Kompozit malzemeler, iki veya daha fazla malzemenin birleştirilmesiyle, her iki malzemenin tek başına olabileceğinden daha güçlü ve daha hafif bir malzeme oluşturmak için yapılır. Karbon fiber kompozitler, füzenin gövdesi için çok güçlü ve hafif oldukları için genellikle kullanılır.
- **Elektronik:** Füzenin güdüm ve kontrol sistemleri, çeşitli elektronik bileşenler gerektirir. Bu bileşenler arasında yarı iletkenler, dirençler, kapasitörler ve indüktörler bulunur.
- **Tahrik:** Füzenin tahrik sistemi, yakıtlar, iticiler ve ateşleyiciler gibi çeşitli malzemeleri kullanır. Kullanılan spesifik malzemeler, tahrik sistemi türüne bağlıdır.

Füze yapımında kullanılan her malzemenin kendine özgü özellikleri ve avantajları vardır. Malzeme seçimi, füzenin performansını ve güvenilirliğini etkileyebileceğinden, tasarım sürecinin kritik bir parçasıdır.

3.3.1. Füze endüstrisinde malzemelerin karşılaştığı zorluklar

Füze endüstrisi, malzemeler açısından bir dizi zorlukla karşı karşıyadır. Bu zorluklar şunlardır:

- Hafif ve güçlü malzemelere ihtiyaç duyulması
- Isı ve korozyona dayanıklı malzemelere ihtiyaç duyulması
- Farklı türde füzelerin spesifik gereksinimlerini karşılayabilen malzemelere ihtiyaç duyulması

Araştırmacılar, bu zorluklara yanıt olarak yeni malzemeler geliştirmek için sürekli olarak çalışıyorlar. Bazı gelecek vaat eden yeni malzemeler şunlardır:

- Ultra yüksek mukavemetli çelikler: Bu çelikler, geleneksel çeliklerden daha güçlüdür ve hafif ve güçlü bileşenler oluşturmak için kullanılabilir.
- Metal matris kompozitler: Bu kompozitler, bir metal matris ile başka bir malzemenin lifleri veya parçacıkları ile güçlendirilmiş malzemelerdir. Metal matris kompozitler, hafif ve güçlü bileşenler oluşturmak için kullanılabilir ve ayrıca ısı ve korozyona dayanıklıdır.
- Nanomalzemeler: Nanomalzemeler, en az bir boyutu nano ölçekte (1-100 nanometre) olan malzemelerdir. Nanomalzemeler, malzemelerin gücünü ve iletkenliğini iyileştirmek gibi füze yapımında çeşitli potansiyel uygulamalara sahiptir.

Yeni malzemelerin geliştirilmesi, füze endüstrisinin ilerlemesi için esastır. Yeni malzemeler, daha güçlü, daha doğru ve daha güvenilir füzeler oluşturmaya yardımcı olabilir.

Malzemeler, füze endüstrisinde kritik bir rol oynar. Malzeme seçimi, ağırlık, mukavemet, korozyon direnci ve ısı direnci gibi bir dizi faktörü dengeleyen karmaşık bir karardır. Araştırmacılar, füze endüstrisinin zorluklarını karşılayabilecek yeni malzemeler geliştirmek için sürekli olarak çalışıyorlar. Bu yeni malzemeler, füze tasarımını ve performansını devrim yaratabilir.

3.4. Füze Üretiminde Dikkat Edilmesi Gereken Hususlar

Karmaşık mühendislik, hassas üretim ve titiz kalite kontrolünü içeren karmaşık bir süreç olan füze üretimi, etkili ve güvenilir silah sistemlerinin geliştirilmesi ve konuşlandırılması için çeşitli hususların dikkatli bir şekilde göz önünde bulundurulmasını gerektirir. Malzeme seçiminden üretim süreçlerine ve test protokollerine kadar çeşitli faktörler, füze üretim çabalarının başarısının şekillenmesinde önemli bir rol oynar.

3.4.1. Malzeme seçimi

Füze yapımında kullanılan malzemelerin seçimi, füzenin yeteneklerini ve operasyonel özelliklerini doğrudan etkilediğinden, son derece önemlidir. Malzemeler, mukavemet, dayanıklılık, ağırlık ve çeşitli çevresel faktörlere karşı direnç arasında hassas bir denge kurmalıdır. Örneğin, alüminyum ve titanyum gibi hafif malzemeler genellikle füzenin gövdesi için kullanılırken, maraging çelik gibi ısıya dayanıklı ve korozyona dayanıklı malzemeler motor bileşenleri için gereklidir.

3.4.2. Hassas üretim

Füzelerin üretim süreci, olağanüstü hassasiyet ve titiz detaylara dikkat gerektirir. Her bileşen, titiz standartlara göre özenle işlenmeli, monte edilmeli ve test edilmelidir. Bilgisayar destekli tasarım (CAD) ve bilgisayar sayısal kontrol (CNC) işleme gibi ileri üretim teknikleri, yüksek kaliteli ve güvenilir bileşenlerin üretiminde önemli bir rol oynar.

3.4.3. Kalite güvencesi

Kalite güvencesi (KG), her füzenin en yüksek performans ve güvenilirlik standartlarını karşılamasını sağlamak için füze üretiminin ayrılmaz bir bileşenidir. Malzeme denetimlerinden nihai ürün değerlendirmelerine kadar üretim sürecinin her aşamasında titiz test protokolleri uygulanır. Bu testler, füzenin yapısal bütünlüğünü, aerodinamik performansını, güdüm sistemi doğruluğunu ve genel işlevselliğini değerlendirir.

3.4.4. Çevresel açıdan dikkate alınması gerekenler

Füze üretiminde çevresel sürdürülebilirlik giderek kritik bir faktör olarak kabul edilmektedir. Üreticiler, çevresel ayak izlerini en aza indirmek için çevre dostu uygulamalar ve sürdürülebilir malzemeler benimsiyor. Ek olarak, füze üretim

tesislerinde çalışan personeli tehlikelerden korumak ve sağlıklı bir çalışma ortamı sağlamak için sıkı güvenlik protokolleri uygulanmaktadır.

3.4.5. Sürekli yenilik

Füze teknolojisi alanı sürekli gelişiyor ve rekabetçi bir avantajı korumak için sürekli yenilik gerektiriyor. Araştırmacılar, füze yeteneklerini geliştirmek için yeni malzemeler, üretim teknikleri ve tahrik sistemleri arıyorlar. Mach 5 veya daha fazla hıza ulaşabilen hipersonik füzelerin geliştirilmesinden yönlendirilmiş enerji silahlarını keşfetmeye kadar yenilik, füze teknolojisinin geleceğini şekillendiriyor (Bowdoin, 2000).

Sonuç olarak, füze üretimi, etkili ve güvenilir silah sistemlerinin geliştirilmesi ve konuşlandırılması için çeşitli faktörlerin dikkatli bir şekilde göz önünde bulundurulmasını gerektiren karmaşık ve zorlu bir çabadır. Malzeme seçimini, hassas üretimi, kalite güvencesini, çevresel hususları ve sürekli yeniliği öncelikli hale getirerek, füze üreticileri üretim ortamında başarılı bir şekilde gezinebilir ve askeri teknolojinin ilerlemesine katkıda bulunabilirler.

Özellikle dikkat edilmesi gereken bazı hususlar şunlardır:

- Füzenin amacı ve görev profilini dikkate almak: Füzenin hangi hedefe karşı kullanılacağı ve hangi görevleri yerine getirmesi gerektiği, malzeme seçimi, üretim süreçleri ve test protokolleri gibi çeşitli hususları etkileyecektir. Örneğin, uzun menzilli bir balistik füzenin, kısa menzilli bir hava savunma füzelerinden farklı malzemelere, üretim süreçlerine ve test protokollerine ihtiyacı olacaktır.
- Malzemelerin özelliklerini ve sınırlamalarını anlamak: Malzemelerin mukavemeti, dayanıklılığı, ağırlığı ve çevresel faktörlere karşı direnci gibi özellikleri, füzenin performansını ve güvenilirliğini etkileyecektir. Üreticiler, malzeme seçimi yaparken bu faktörleri dikkate almalıdır.
- Üretim süreçlerini ve test protokollerini optimize etmek: Üretim süreçleri ve test protokolleri, füzenin hatasız ve güvenilir bir şekilde üretilmesini sağlamak için kritik öneme sahiptir. Üreticiler, bu süreçleri ve protokolleri sürekli olarak optimize ederek füze üretiminin verimliliğini ve kalitesini artırabilirler.

4. FÜZE KONTROL TAHRİK SİSTEMİNİN DETAYLI ANLATIMI

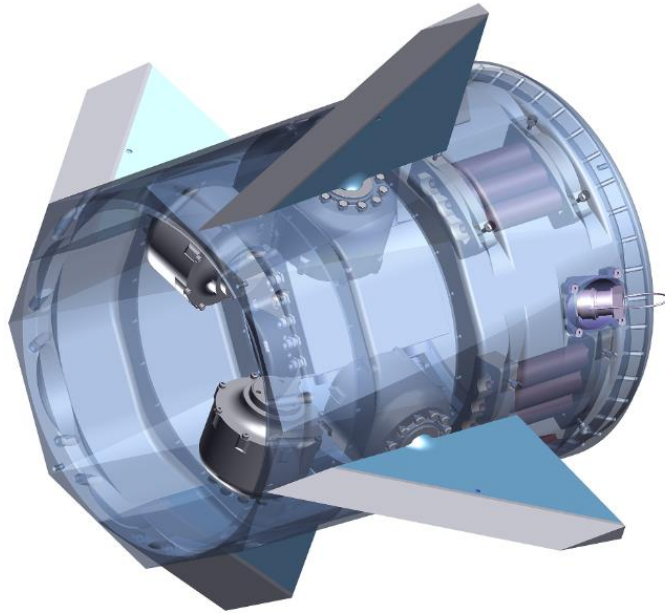
Füze kontrol tahrik sistemleri (KTS), füzelerin karmaşık uçuş yollarını takip etmelerini ve hedeflerini hassas bir şekilde vurmalarını sağlayan karmaşık mekanizmalardır. Bu sistemler, gemideki sensörlerden gelen yönlendirme komutlarını, füzenin kontrol yüzeylerinin hassas hareketlerine dönüştürmekle sorumludur ve füzenin istenen yörüngeyi takip etmesini sağlar.

4.1. Füze Kontrol Tahrik Sisteminin Bileşenleri

Tipik bir füze KTS 'si dört ana bileşenden oluşur:

4.1.1. Kontrol yüzeyleri

Bu, manevra için gereken kuvvetleri üreten aerodinamik yüzeylerdir, örneğin kanatlar ve dümenler (Şekil 4.1.).



Şekil 4.1. Kontrol yüzeyi ve aktüatörler (Balakrishnan 2012).

4.1.2. Aktüatörler

Bu, elektrik sinyallerini mekanik harekete dönüştüren elektromekanik cihazlardır ve kontrol yüzeylerinin hareket etmesini sağlar (Şekil 4.2.).



Şekil 4.2. DC Motor (Bilyalı Vida ile Birlikte) (Balakrishnan 2012).

4.1.3. Kontrol elektronikleri

Bu, yönlendirme komutlarını yorumlayan ve aktüatörlere kontrol sinyalleri sağlayan devrelerdir (Şekil 4.3.).



Şekil 4.3. Baskılı Devre Kartı (Robotistan İnternet Sitesi, 2024).

4.1.4. Güç kaynağı

Aktüatörleri ve kontrol elektroniklerini çalıştıran elektrik enerjisini sağlar (Şekil 4.4.).



Şekil 4.4. Güç Kaynağı (Balakrishnan 2012).

4.1.5. Füze aktüatörlerinin türleri

Füze KTS 'sinde kullanılan iki ana aktüatör türü vardır:

4.1.5.1. Elektromekanik aktüatörler

Bunlar, elektrik enerjisini mekanik dönme hareketine dönüştürmek için elektrik motorları ve dişlileri kullanır. Bu hareket daha sonra kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kullanılır (Şekil 4.5.).



Şekil 4.5. Kontrol yüzeyi ve aktüatörler (Balakrishnan 2012).

4.1.5.2. Hidrolik aktüatörler

Bunlar, basınçlı hidrolik sıvı kullanarak kuvvet üretir. Bu kuvvet daha sonra bir dizi piston ve silindir aracılığıyla kontrol yüzeylerine iletilir.

4.1.6. Kapalı döngü kontrol sistemi

Füze KTS 'leri, hassas ve kararlı uçuş kontrolü sağlamak için genellikle kapalı döngü kontrol sistemini kullanır. Bu sistem, füzenin gerçek konumunu ve tutumunu istenen yörüngeyle sürekli karşılaştırır ve hataları gidermek için aktüatörlere geri beslenen hata sinyalleri üretir. Aktüatörler daha sonra hatayı en aza indirmek için çıktılarını ayarlar ve füzeyi tekrar yoluna sokar.

4.1.7. Füze aktüasyonunda temel zorluklar

Etkili füze KTS'leri tasarlayanın bir takım zorlukları bulunmaktadır.

- **Kompaktlık ve Hafif Tasarım:** Füzeler, yüksek manevra kabiliyeti ve menzil elde etmek için küçük ve hafif olmalıdır. KTS, bu kısıtlamalara uyacak şekilde tasarlanmalı ve performansı tehlikeye atmadan bunu yapmalıdır.
- **Güvenilirlik ve Dayanıklılık:** Füzeler, aşırı sıcaklık, titreşim ve şok gibi zorlu ortamlarda çalışır. KTS, bu koşullara dayanacak kadar güvenilir ve dayanıklı olmalıdır.
- **Hassasiyet ve Tepki Süresi:** Füzeler, yönlendirme komutlarına hızlı ve doğru bir şekilde yanıt vermelidir. KTS, kontrollü bir şekilde yüksek kuvvetler ve tork üretebilmelidir.
- **Elektronik Harp Direnci:** Füzeler, elektronik karıştırma ve sahteleme saldırılarına karşı savunmasızdır. KTS, füzenin mücadele ortamında etkili kalmasını sağlamak için karşı önlemler içermelidir.

Araştırmacılar, füze KTS performansını ve güvenilirliğini iyileştirmek için sürekli olarak yeni teknolojiler geliştiriyorlar. Bazı kilit odak alanları şunlardır:

- **Yeni Aktüatör Tasarımları:** Daha yüksek güç yoğunluğuna, azaltılmış boyuta ve geliştirilmiş performansa sahip aktüatörler geliştirmek.
- **Akıllı Aktüasyon Sistemleri:** Sensörleri ve zeka aktüatörlerine entegre ederek kendi kendini teşhis etme ve değişen koşullara uyum sağlama yeteneği sağlamak.

- Entegre Kontrol Sistemleri: Yönlendirme, navigasyon ve kontrol işlevlerini tek bir, tutarlı birimde birleştiren sistemler geliştirmek.
- Ekstrüzyonlu Üretim: Karmaşık ve hafif aktüatör yapıları oluşturmak için ekstrüzyonlu üretim tekniklerini kullanmak.

Füze kontrol aktüasyon sistemleri, modern silah sistemlerinin kritik bileşenleridir. Füzelerin hassas ve etkili vuruş gerçekleştirmesini sağlarlar. Bu sistemlerin performansı ve güvenilirliği, yeni teknolojilerin sürekli geliştirilmesiyle sürekli olarak artmaktadır. Bu, füzelerin modern savaş alanında zorlu bir güç olmaya devam etmesini sağlar.

4.2. Kontrol Tahrik Sisteminin Füzeye Kazandırdığı Kabiliyetler

Bir füzenin etkinliğine katkıda bulunan sayısız bileşen arasında Kontrol Tahrik Sistemi (KTS), kritik bir unsur olarak öne çıkmaktadır. KTS, füzenin hassas kontrol ve manevra kabiliyetini sağlayarak genel performansını artırır.

4.2.1. Hassas kontrol

Kontrol Tahrik Sistemi'nin temel yeteneklerinden biri, füzenin uçuş yolunun hassas kontrolünü sağlama yeteneğidir. KTS, füzenin belirlenen trajektoryasını hassas bir şekilde takip etmesini sağlamak için sofistike sensörler, rehberlik sistemleri ve kontrol yüzeylerini bir araya getirir. Bu hassasiyet, belirli konumları hedefleme veya minimum yan hasarla gelen tehditleri imha etme konusunda önemlidir.

4.2.2. Manevra kabiliyeti

Kontrol Hareket Sistemleri, bir füzenin çevikliği ve manevra kabiliyetine önemli ölçüde katkıda bulunur. Geleneksel füze tasarımları genellikle hızlı bir şekilde yön değiştirme konusunda sınırlıydı, bu da onları gelişmiş savunma sistemlerine karşı savunmasız hale getiriyordu. Modern KTS teknolojisi, füzelerin karmaşık manevralar, yüksek-G dönüşler ve hızlı yönlendirme de dahil olmak üzere çeşitli manevraları gerçekleştirmesine izin verir, bu da düşman karşı önlemlerini atlatmalarını ve başarılı müdahale şansını artırır.

4.2.3. Geliştirilmiş hedefleme

Kontrol Tahrik Sistemi içindeki gelişmiş sensörler ve rehberlik sistemleri, füze hedefleme yeteneklerini devrim niteliğinde bir şekilde artırmıştır. Modern KTS, hedefleri inanılmaz bir hassasiyetle tanımlamak ve takip etmek için kızılötesi, radar ve

diğer sensör teknolojilerini içerir. Bu geliştirilmiş hedefleme yeteneği, füze saldırılarının doğruluğunu artırmakla kalmaz, aynı zamanda tek bir görev sırasında birden fazla hedefe müdahale etme olanağı sağlar.

4.2.4. Çeşitli ortamlara uyum sağlama

Kontrol Hareket Sistemleri, füzelerin dünya atmosferinden dış uzaya kadar çeşitli ortamlarda etkili bir şekilde çalışmasını sağlamak üzere tasarlanmıştır. Bu uyum yeteneği, füzelerin hava-hava çatışmalarından yüzey-hava savunmasına ve gemi karşı savaşa kadar farklı senaryolarda optimal performans sergilemesi için önemlidir. KTS'nin esnekliği, füze sistemlerinin genel etkinliğini artırır.

4.2.5. Hedefe daha hızlı ulaşma

Bir füzenin hedefe ulaşma süresi, genellikle tehditleri hızlı bir şekilde ortadan kaldırma yeteneği açısından kritik bir faktördür. Kontrol Tahrik Sistemi'nin gelişmiş navigasyon ve kontrol süreçlerini optimize etme yeteneği, bir füzenin hedefine ulaşma süresini azaltmaya katkıda bulunur. Bu yetenek, hızlı hareket eden hedeflere karşı veya anlık tehditlere karşı yanıt verme konusunda oldukça önemlidir ve füze sistemlerinin genel operasyonel verimliliğini artırır.

4.2.6. Artırılmış sağkalım

Bir füzenin mücadele içinde sağkalabilme yeteneği, büyük ölçüde Kontrol Tahrik Sistemi'nin etkinliği ile ilgilidir. Gelişmiş KTS teknolojisi, füzelerin değişen savaş koşullarına otomatik olarak tepki vermesini sağlar, düşman savunmalarından kaçma şansını artırarak hedefine başarıyla ulaşma olasılığını artırır. Bu artırılmış sağkalabilme yeteneği, güvenilir bir caydırıcılık sürdürmek ve görev başarısını elde etmek için kritiktir.

Kontrol Tahrik Sistemi, füze teknolojisinin evriminde temel bir taş olarak durmaktadır, modern füze sistemlerinin etkinliğini şekillendiren bir dizi yetenek getirerek. Hassas kontrol ve manevra kabiliyetinden, geliştirilmiş hedefleme ve çeşitli ortamlara uyum sağlama yeteneğine kadar, KTS, modern füze sistemlerinin genel başarısını belirleyen kilit bir rol oynamaktadır. Teknoloji ilerledikçe, Kontrol Tahrik Sistemi'nin daha fazla iyileştirmeye ve gelecekte daha sofistike ve etkili füze sistemlerinin geliştirilmesine katkı sağlaması muhtemeldir.

5. FÜZE JET MOTORUNUN DETAYLI ANLATIMI

5.1. Hava alğı

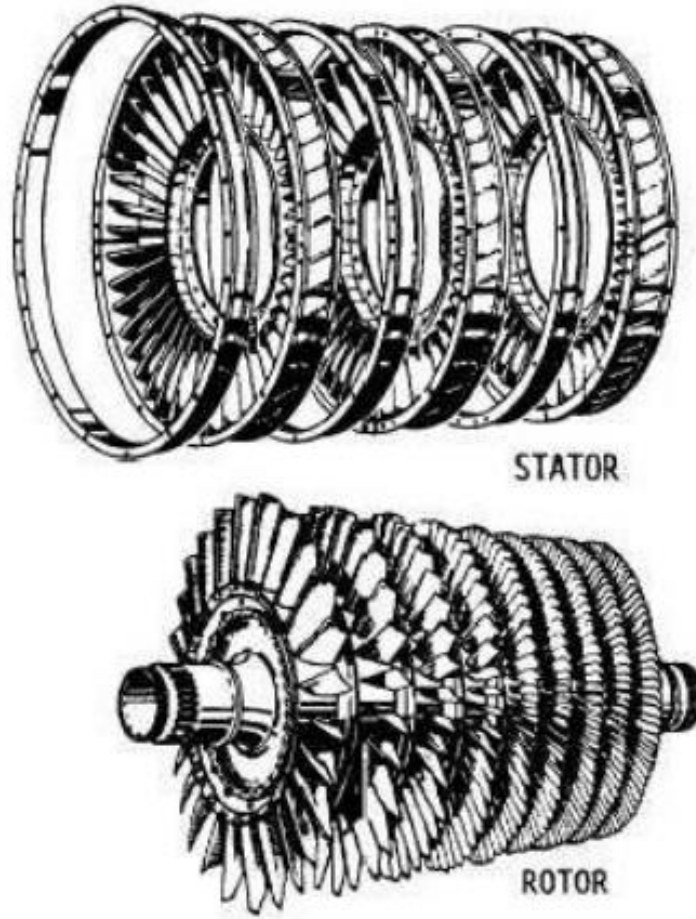
Turbo jet motorlarında, hava, hava alğıından geçer ve kompresöre ulaşır. Ardından Jet motorunun hız, sıcaklık gibi parametreleri, kompresör giriş bölgesindeki havanın özelliklerini değıştirir.

5.2. Kompresör

Jet motorlarında, hava alğıından giren havanın yanma odasında yakıt ile birlikte verimli bir tepkimeye girebilmesi için yanma odasına girmeden önce sıkıştırılması gerekmektedir. Bu sıkıştırma işlemi ile birlikte sıcaklığının artırılması ve birim hacimde maksimum hava girişinin sağlanması hedeflenmektedir. Kompresörler sıkıştırma işleminden sorumlu bileşenlerdir (Ahmed, 2017) (Şekil 5.1.) (Şekil 5.2.).



Şekil 5.1. Merkezkaç Akımlı Kompresör (Ahmed, 2017).



Şekil 5.2. Eksenel Akımlı Kompresör (Rotor ve Stator) (Ahmed, 2017).

5.3. Yanma odası

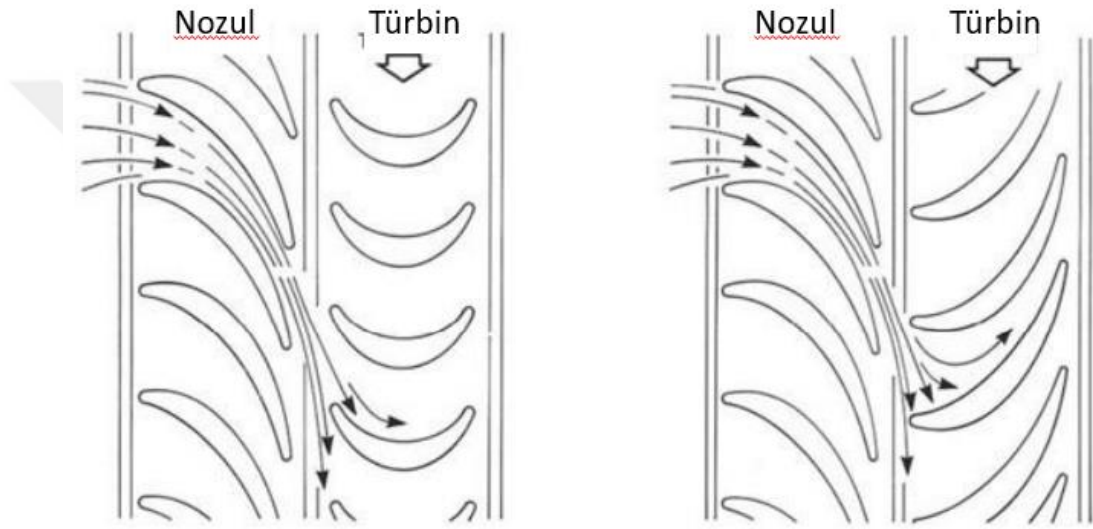
Kompresörlerden sıkıştırılmış halde gelen yüksek basınçlı hava yanma odası içerisinde enjektörlerden püskürtülen yakıt ile birleşir ve yanma olayı gerçekleşir. Sıcaklık yaklaşık olarak 1100°C seviyelerini aşar. Bu kısımda kullanılan malzemeler ekstra dayanımlı olduğu için herhangi bir yıpranma olmaz. Ancak türbin bıçaklarının mukavemeti nedeniyle 1750°C seviyesini aşmamalıdır (Ahmed, 2017).

5.4. Türbin

Yanma odasında yakıt ve oksijenin birleşmesiyle oluşan yüksek sıcaklık ve basınçtaki gaz, türbine doğru ilerler. Türbin, bu gazın enerjisini kullanarak dönmeye başlar. Türbinin dönmesi, kompresörün dönmelerini ve diğer enerji gereksinimi olan parçaların dönmelerini sağlar (Ahmed, 2017) (Şekil 5.3.) (Şekil 5.4.).



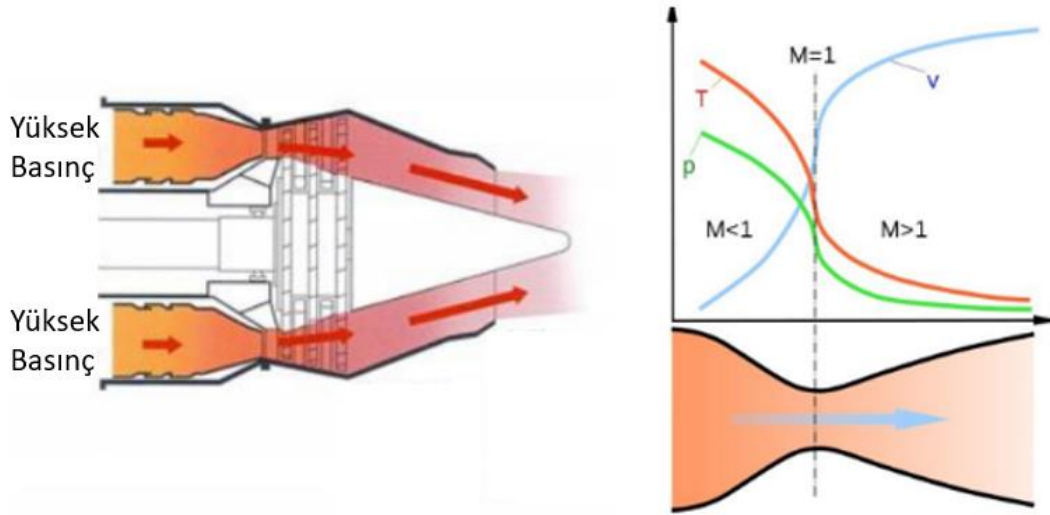
Şekil 5.3. Tek Türbin Tekeri (Ahmed, 2017).



Şekil 5.4. İtme Kanat Montajı ve Tepki Kanat Montajı (Ahmed, 2017).

5.5. Egzoz lülesi

Kompresörlerde sıkıştırılıp yanma odasında yakıtla karışarak yüksek basınç ve sıcaklıktaki itki kuvveti egzoz lülelerinden geçerek yönlenir ve istenilen itki sağlanmış olur (Ahmed, 2017) (Şekil 5.5.).



Şekil 5.5. Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basınç Değişimleri (Ahmed, 2017).

Egzoz lülesinin tasarım parametreleri ve geometrisi sayesinde dışarı atılım yönündeki basınç azalırken hızın artması sağlanır.

5.6. Turbojetin Füze Kazandırdığı Kabiliyetler

Turbojetler, füze endüstrisinde devrim yarattı ve dünya çapındaki ordular için vazgeçilmez bir silah sistemi haline getiren bir dizi özellik sağladı. Bu özellikler, füzelerin menzili, hızı, yükü ve operasyonel esnekliğini önemli ölçüde artırmıştır.

5.6.1. Menzil

Turbojetler, roketlere göre daha yüksek yakıt verimliliğine sahiptir. Bu, turbojetli füzelerin daha uzun menzillere ulaşmasını sağlar. Örneğin, turbojetle çalışan Tomahawk seyir füzesi, 1.500 milden fazla menzile sahiptir. Bu, roketle çalışan seyir füzelerinin menzilinden yaklaşık üç kat daha fazladır (Ahmed, 2017).

5.6.2. Hız

Turbojetler, roketlerden daha yüksek hızlara ulaşabilir. Bu, turbojetli füzelerin daha hızlı hedefleri vurmasını sağlar. Örneğin, turbojetle çalışan AIM-120 AMRAAM havadan havaya füzesi, Mach 4'e (2.193 mil/saat) kadar hıza ulaşabilir. Bu, roketle çalışan havadan havaya füzelerinin hızından yaklaşık iki kat daha fazladır (Ahmed, 2017).

5.6.3. Yük

Turbojetler, roketlerden daha fazla yük taşıyabilir. Bu, turbojetli füzelerin daha yıkıcı savaş başlıkları veya daha fazla sensör ve ekipman taşıyabilmesi anlamına gelir. Örneğın, turbojetle çalışan AGM-86 ALCM seyir füzesi, 2.000 poundluk bir savaş başlığı taşıyabilir. Bu, roketle çalışan seyir füzelerinin savaş başlığı ağırlığından yaklaşık dört kat daha fazladır (Ahmed, 2017).

5.6.4. Operasyonel esneklik

Turbojetler, füzelere daha fazla operasyonel esneklik sağlar. Bu, füzelerin daha alçak irtifalarda uğmasına, arazi maskeleye avantajından yararlanmasına ve daha çeşitli hedefleri vurmasına olanak tanır. Örneğın, turbojetle çalışan AGM-84 Harpoon anti-gemi füzesi, deniz seviyesinde uğabilir. Bu, düşman gemilerinden kağmak için daha zor hedeflere ulaşmak için kullanılabilir.

Turbojetler, füze endüstrisinde devrim yarattı ve dünya ęapındaki ordular için vazgeçilmez bir silah sistemi haline getirdi. Bu zellikler, füzelerin menzili, hızı, yükü ve operasyonel esnekliğini önemli lęde artırmıştır. Bu, turbojetli füzeleri biręok kritik görev için tercih edilen seğenek haline getirmiştir (Ahmed, 2017).

5.6.5. Kapsamın genişletilmesi

Turbojetlerin füzelere sağladığı yetenekleri daha da genişletmek mümkündür. Örneğın, turbojetler daha verimli hale getirilebilir, böylece füzelerin daha uzun menzillere ulaşmasına olanak tanır. Ayrıca, turbojetler daha yüksek hızlara ulaşabilir hale getirilebilir, böylece füzelerin daha hızlı hedefleri vurmasına olanak tanır. Bununla birlikte, bu geliştirmelerin maliyeti ve karmaşıklığı artabilir.



6. KONTROL TAHRİK SİSTEMİNİN CAD ORTAMINDA MODELLENMESİ VE SOĞUTMA SİSTEMİNİN OPTİMİZASYONU

Bu çalışma ile turbojetli füzelerden yayılan yüksek sıcaklıklardan etkilenen Kontrol Tahrik Sistemi elektroniklerinin soğutulması amaçlanmıştır. Bahsi geçen bu bölgedeki sınırlı tasarım alanları ve yüksek sıcaklık maruziyeti sebebiyle soğutma işlemi oldukça zordur. Yapılan literatür araştırmaları sonrası ülkemizde ve dünyada soğutma için farklı örnekler bulunmaktadır. Bunlardan bazıları termal pedler yardımıyla ve özel bir sıvının dolaştırıldığı kapalı bir döngü sistemi ile soğutmadır. Termal pedler ile yapılan soğutmalarda istenilen soğutma değerleri yakalanamamakla birlikte sıvı ile yapılan soğutmalar kompleks ve maliyetlidir. Aynı zamanda soğutmanın yapıldığı bölgenin dışında bir çok alt sistemde tasarım değişikliği ihtiyacının doğmasına neden olmaktadır. Tüm bunları göz önünde bulundurduğumuzda soğutma için basit ve daha güvenilir bir ürünün kullanılması ihtiyacı aşikardır. Bu kapsamda soğutma için kendini başka sektörlerde de kanıtlamış olan Peltier modüllerinin kullanımına karar verilmiştir. Peltier modüllerinin kullanımı ile birlikte ihtiyaç olan soğutmanın sağlanabileceği öngörülmüş olup CAD ortamında yapılacak tasarım ve analizler ile de bu öngörü desteklenecektir.

Turbojetli füzelerde aerodinamik ve tasarım kriterlerinden dolayı, kontrol tahrik sistemi genel olarak turbojet ile aynı bölgede konumlandırılır. Bu durum turbojetin yaydığı yüksek sıcaklıklardan kontrol tahrik sisteminin etkileneceği anlamına gelmektedir. Böylelikle KTS içerisindeki elektronik komponentlerin çalışma şartları zorlanmakta ve hatta çalışmaları olumsuz etkilenmektedir. Bu çalışma ile birlikte KTS üzerindeki yüksek sıcaklık bölgelerinin peltier modülleri ile soğutulması anlatılmıştır. Peltier bir yüzeyi sıcak bir yüzeyi soğuk olan bir modüldür ve sıcak kısım ısındıkça soğuk kısmı daha fazla soğutma prensibine dayanmaktadır. KTS'nin sıcak kısımlarına peltierin soğuk kısmı yapıştırılmış olup KTS'nin iç yüzeyi yani elektroniklerin yer aldığı kısmın soğutulması hedeflenmiştir. Bu kapsamda minimum peltier modülü kullanılarak yapılabilecek en efektif çözümler çalışılmış ve analiz çalışmalarına bu girdiler yapılmıştır.

CAD modeli genel olarak KTS Mekanik Bütünü, TJ Motor Gövdesi, Peltier Soğutucu Plakalarından oluşmaktadır.

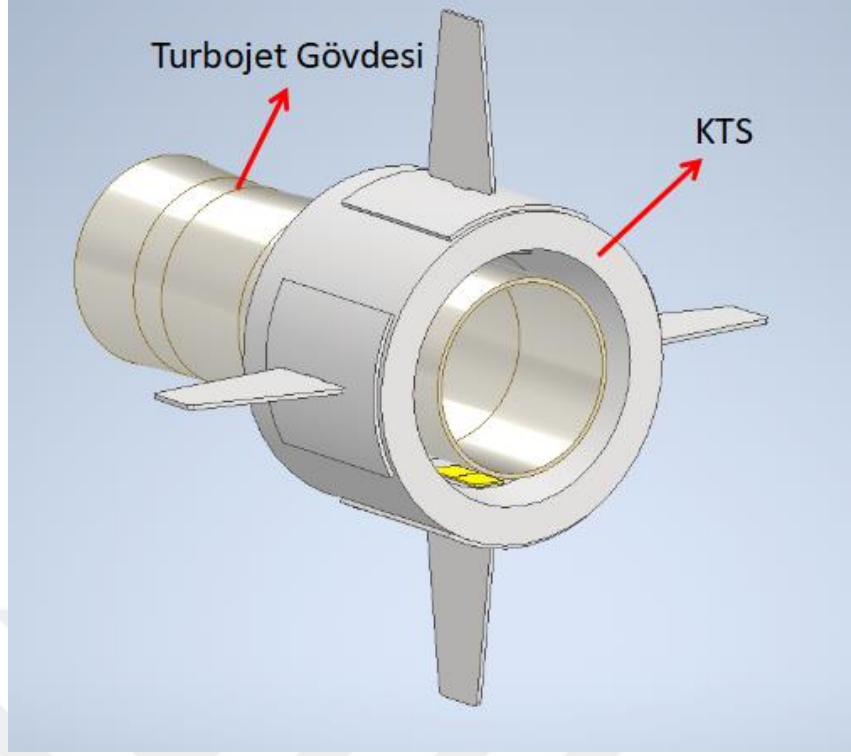
Bu kısımda CAD modellerin detayları anlatılacak olup ilk kez tasarlanan bu çalışmanın teknik detayları anlatılacaktır. Ayrıca Kontrol Tahrik Sisteminin ve alt komponentlerinin harici bir soğutma sistemi ile soğutulmasına ait detaylara yer verilecektir.

6.1. Tasarıma Genel Bakış

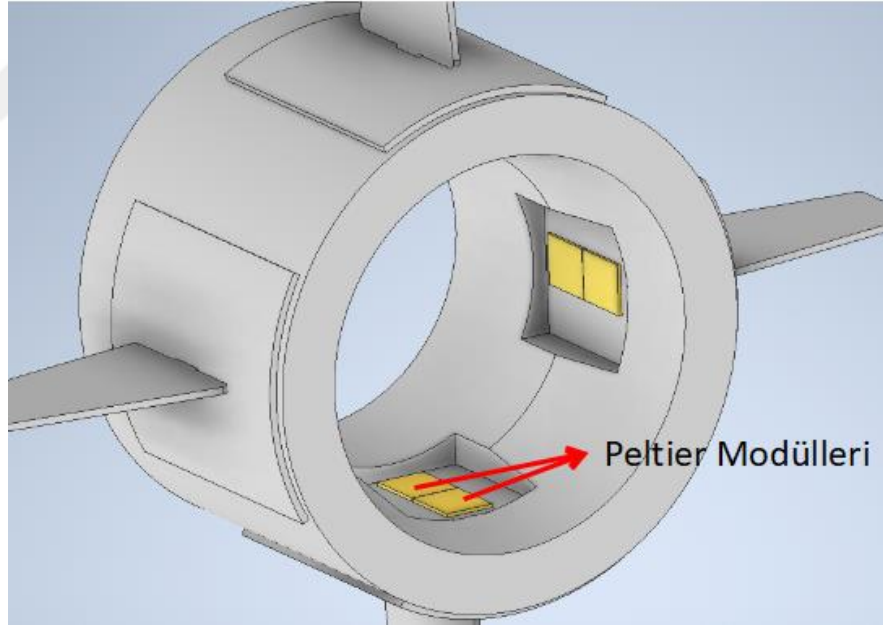
Bu tasarım çalışması ile birlikte KTS, Turbojet gövdesi ile birlikte Turbojet motorun ürettiği yüksek sıcaklıkların KTS gövdesi ve alt komplelerine olan etkisini minimize etmek amacıyla geliştirilen soğutma sistemi tanımlanmıştır. Yüksek sıcaklıklar sonrası 50x150 mm boyutundaki sürücü kartının çalışması olumsuz etkilenmekte olup soğutma sistemi ile birlikte sürücü kartı üzerindeki sıcaklığın düşürülmesi hedeflenmektedir.

Tasarımı oluşturan ana komponentler aşağıdaki gibidir (Şekil 6.1.) (Şekil 6.2.).

- KTS Mekanik Bütünü
- Turbojet Gövdesi
- Soğutma Sistemi (Peltier Modülleri)



Şekil 6.1. Tasarıma Genel Bakış.

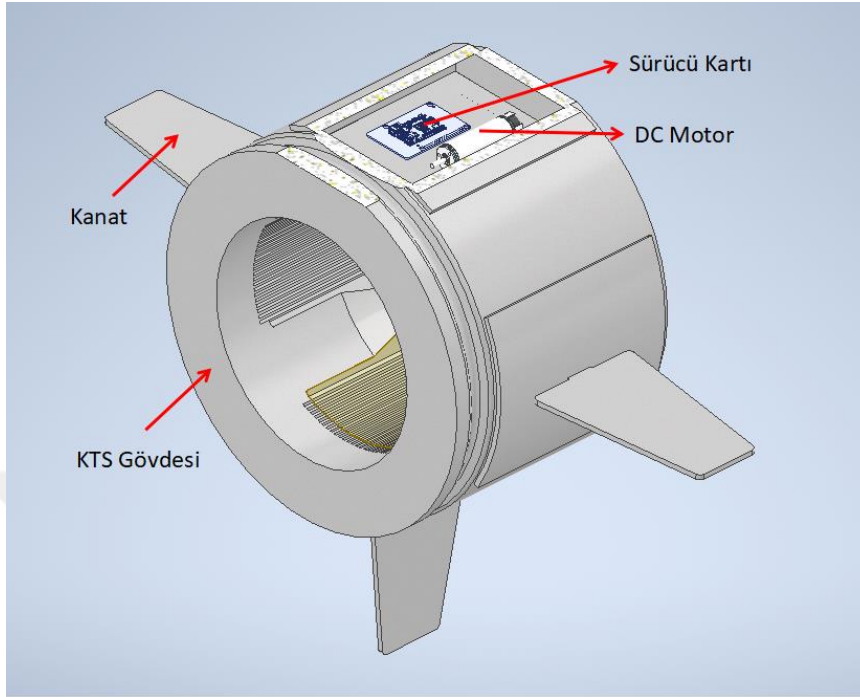


Şekil 6.2. Soğutma Sistemi.

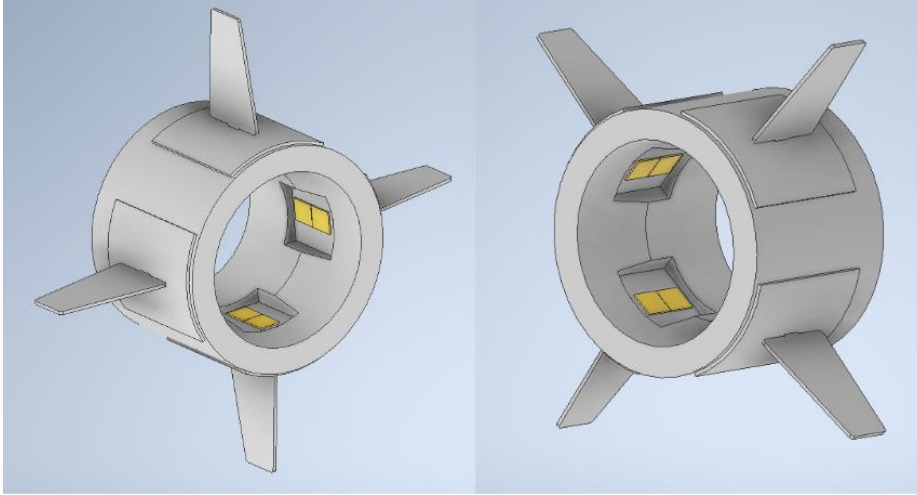
6.2. KTS Mekanik Bütünü

KTS Mekanik bütünü tasarımı yapılırken KTS i çapı (456 mm) ve Turbojet gövdesi çapı (420 mm) sınır şartı olarak kabul edilmiştir. Bu kısımda Kontrol Tahrik Sistemini

oluşturan alt komplelerin CAD modelleri tanıtılmıştır (Şekil 6.3.) (Şekil 6.4.). KTS Dış Çapı: 700 mm'dir. KTS gövde malzemesi alüminyum seçilmiştir.



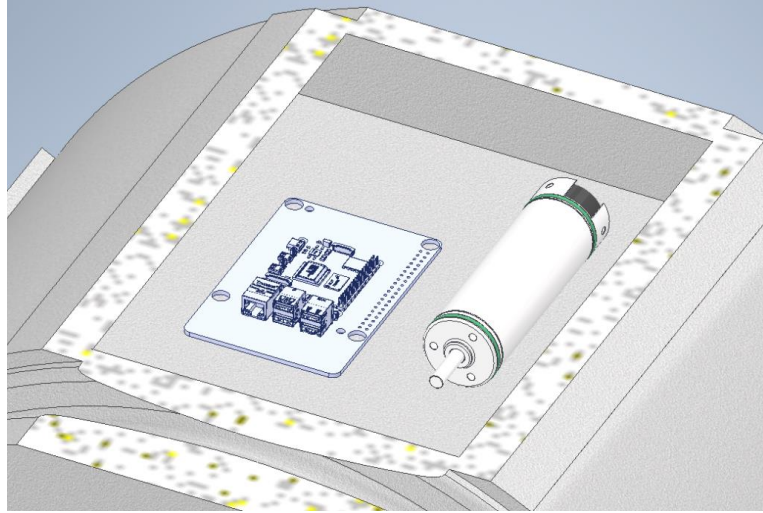
Şekil 6.3. Kontrol Tahrik Sistemi Komponentleri.



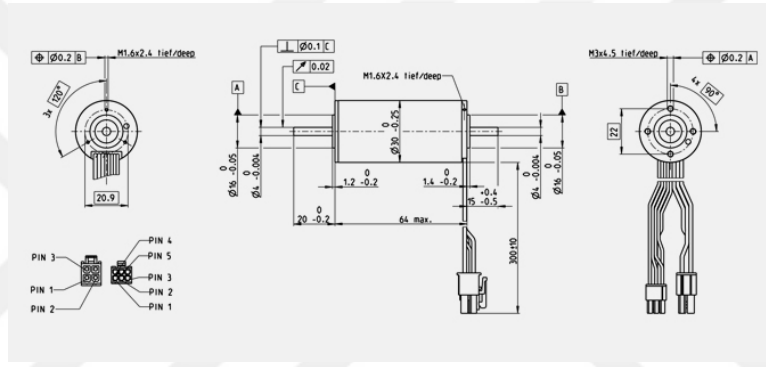
Şekil 6.4. Kontrol Tahrik Sistemi Mekanik Bütünü.

6.2.1. Eyleyici (DC Motor)

KTS'de tasarım koşulları göz önünde bulundurularak 30 mm çap ve 56.640 Watt'lık bir DC motor seçimi yapılmıştır (Şekil 6.5.) (Şekil 6.6.) (Tablo 6.1.).



Şekil 6.5. DC Motor.



Şekil 6.6. DC Motor Teknik Özellikleri.

Füzede kullanılan DC motorun özellikleri Tablo 6.1.'de verilmiştir.

Tablo 6.1. DC Motor Verileri.

Parametre	Değer
Nominal voltaj	12 V
Yüksez akım	394 mA
Nominal hız	6590 rpm
Nominal tork	62.4 mNm
Nominal akım	4.65 A
Kavrama Torku	372 mNm
Kavrama Akımı	25.3 A
Max. Verim	%78

6.2.2. Sürücü kartı

Sürücü kartı, KTS üzerinde bulunan DC motorların hareket etmesi ve DC motora bilgi al-ver işlemlerini gerçekleştirmektedir. Sürücü kartı füze üzerindeki güç yönetim birimi tarafından beslenmektedir. Sürücü kartı boyutu 50x150 mm'dir.

6.3. Soğutma Sistemi

Soğutma sistemi turbojetin çalışması sonrası ortaya çıkan yüksek sıcaklıklardan KTS'yi korumak için tasarlanmıştır. KTS üzerine entegre edilen bu sistem optimizasyonu sonrası büyük bir teknolojik adım olarak değerlendirilebilecektir.

6.3.1. Peltier modülleri

Peltier soğutucular, ısı transferi sayesinde yüzeylerin ısıtılması ve soğutulmasıyla görevlidir. Bu kabiliyet birçok sektörde kullanılmakla birlikte oldukça fazla kazanımlar sağlamaktadır. Çalışma prensibi elektrik akımının iki iletken arasında sıcaklık farkı yaratmasına dayanır. Bu durum da ısı transferi olmasına olanak sağlar. Peltier soğutucular, kullanım alanlarına ve tasarım kriterlerine bağlı olarak -40°C ile 280°C arasında soğutma sağlayabilmektedir.

Seçtiğimiz Peltier modülünün performans ve verimlilik analizi değerlerine bakacak olursak aşağıdaki gibi sonuçlar elde edebiliriz.

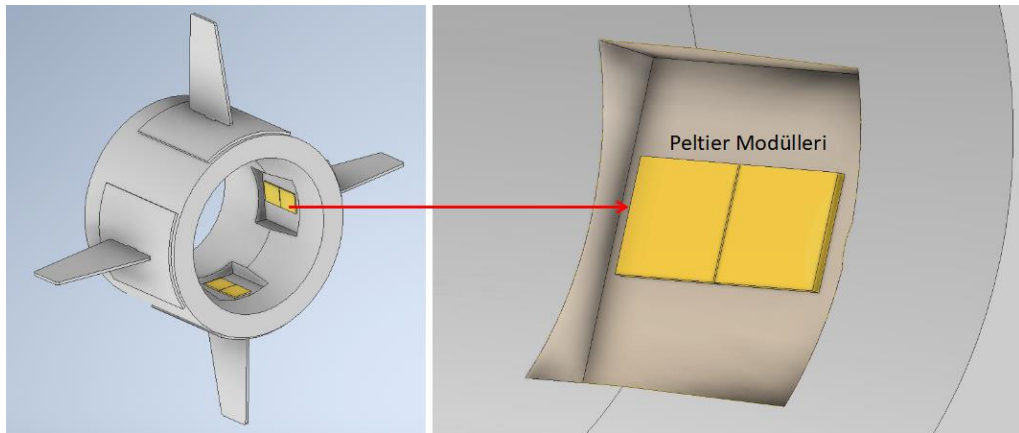
- Akım arttıkça güç 10-12 A civarında maksimuma ulaşır ve yaklaşık 27 W seviyesindedir.
- Aynı noktada güç verimliliği en fazla %3,5 civarında olup, akım arttıkça verimlilik düşüş göstermektedir. Bu, cihazın optimal akım aralığının 10-12 A civarında olduğunu ve bu aralık dışında verimlilik kaybı yaşandığını gösterir.
- Direncin yaklaşık 0.4 ohm olduğu noktada cihaz en yüksek güç olan 27 W seviyesine ulaşır. Ancak direnç arttıkça güç düşer. Örneğin, direnç 1 ohm seviyesine çıktığında güç 10 W civarına geriler. Bu veri, cihazın düşük dirençlerde daha verimli çalıştığını ve direnç arttıkça performansın azaldığını gösterir.
- Farklı çalışma sıcaklıkları altında, sıcaklık farkı arttıkça güç üretimi de artmaktadır. Örneğin 40°C'de sıcaklık farkı 300°C olduğunda cihaz yaklaşık 20 W güç üretmektedir. 100°C'de aynı sıcaklık farkında cihazın ürettiği güç 40 W seviyesine ulaşır. Cihazın daha yüksek çalışma sıcaklıklarında ve daha büyük sıcaklık farklarında önemli ölçüde daha fazla güç ürettiği açıkça görülmektedir.

- Voltaj değerleri sıcaklık farkı ile lineer olarak artmaktadır. 40°C'de 300°C'lik bir sıcaklık farkında voltaj 2.5 V civarındadır. 100°C'de aynı sıcaklık farkında voltaj 3.3 V seviyesine çıkar. Bu durum, sıcaklık farkı arttıkça voltajın daha yüksek olduğunu ve cihazın yüksek sıcaklıklarda daha verimli olduğunu gösterir.
- Verimlilik eğrisi, sıcaklık farkı arttıkça yükselir, ancak her sıcaklık farkında bir doygunluk noktasına ulaşır. 40°C'de, verimlilik 4 W civarında doygunluğa ulaşırken 100°C'de verimlilik 5.5 W seviyesini bulur. Cihazın en yüksek verimliliği, sıcaklık farkı 300°C olduğundadır.

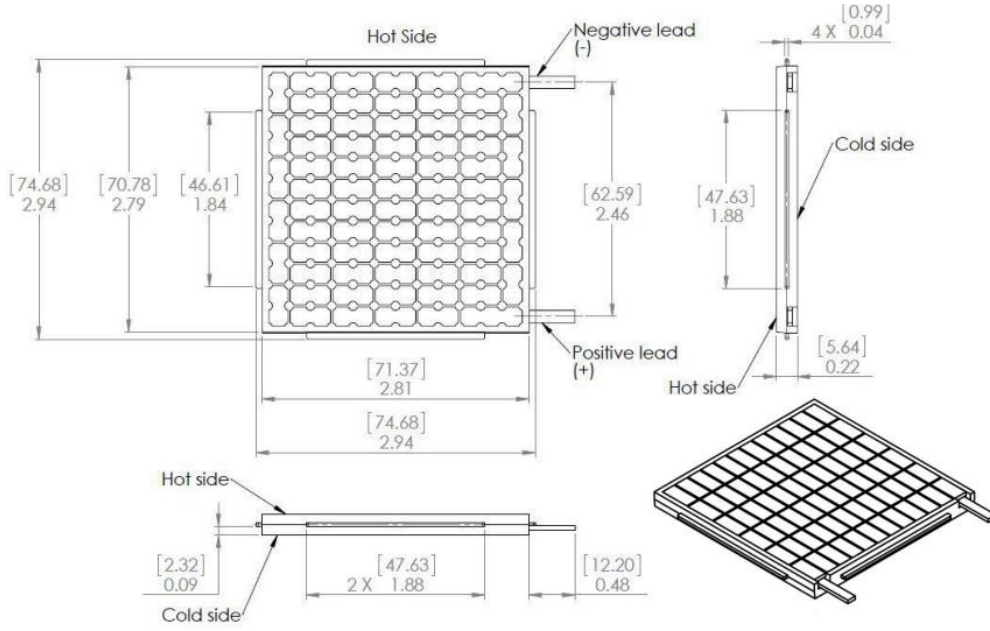
Bu tasarımda Peltier modülü seçimi yapılırken 50x150 mm'lik sürücü kartı boyutu göz önünde bulundurulmuştur.

Bu soğutma sistemi ile birlikte turbojet gövdesi yüzey sıcaklığının KTS yüzeyine olan etkisini minimize etmek amacıyla optimum seviyede soğutma planlanmaktadır. KTS içi sıcaklığın max. 120°C olması hedeflenmektedir. Peltier seçimi bu kapsamda yapılmıştır. Bu isterler göz önüne alınarak literatür araştırması yapılmıştır. Hi-Z Technology şirketi yüksek sıcaklık uygulamaları için özel olarak tasarlanmış termoelektrik modüller üretir. Örneğin, Hi-Z Technology'nin HZ-20 modülü, yüksek sıcaklık farklarına dayanabilir. Literatür araştırması sonrasında HZ-20 modülünü projede soğutucu olarak kullanma kararı alınmıştır.

50x150 mm'lik KTS iç yüzeyini kaplayacak şekilde her bir KTS bölmesi için (toplamda 4 adet KTS bölmesi var) toplamda 8 adet 70x85 mm'lik peltier modülü kullanılmıştır. Kullanılan peltier modülleri raf ürünü olup istenirse daha büyük ölçülerde özel peltier bloğu tasarlatılabilir (Şekil 6.7.) (Şekil 6.8.).



Şekil 6.7. Peltier Modülü.



Şekil 6.8. Peltier Modülünün Boyutları (Abbas, 2013).

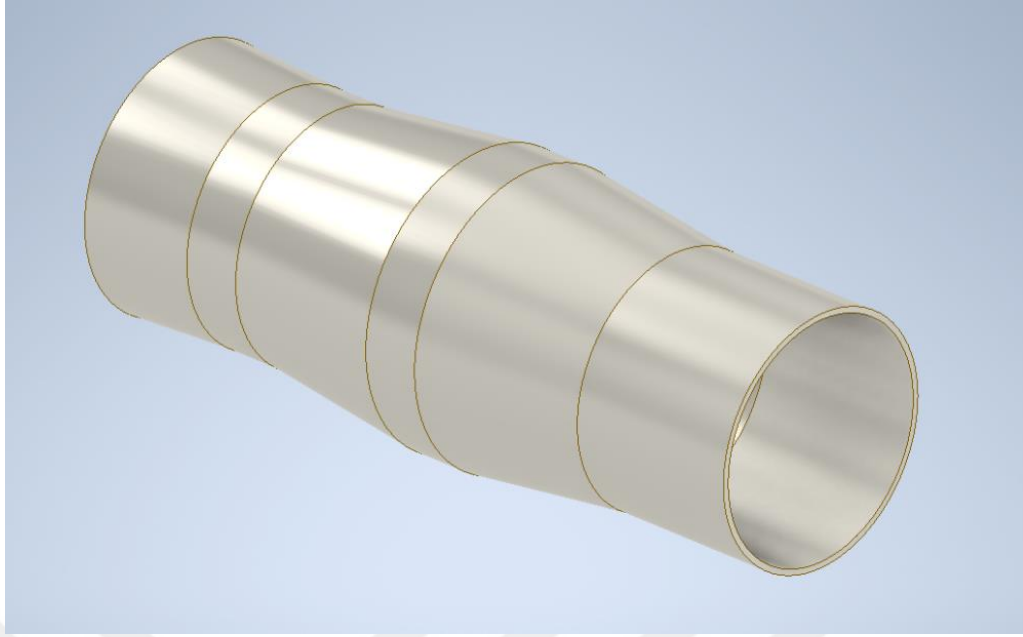
6.4. Turbojet Gövdesi

Turbojet gövdesi çapı 420 mm olarak seçilmiştir. Turbojet gövdesi ile soğutma sistemi arası minimum mesafe 18 mm mertebelerindedir.

Turbojet gövde malzemesi yüksek sıcaklık dayanımı olan titanyum seçilmiştir. Titanyum oldukça yüksek dayanıklılığa sahiptir. Yoğunluğu düşük olması nedeniyle hafifliğiyle ön plana çıkmaktadır. Esnektir ve yüksek erime noktası sayesinde yüksek sıcaklıklara maruz kalan bölgelerde sıklıkla kullanılabilir.

Titanyum fazlasıyla sert bir metal ve zayıf bir ısı iletkenidir. Çelik ve benzeri metallerde de olduğu gibi titanyumlarda da yaşam ömrünü tayin eden bir yorulma sınırı vardır.

Tüm bu açıklamaları göz önünde bulundurduğumuzda turbojet gövdesinin malzemesi titanyum olarak seçilmiştir (Şekil 6.9.).



Şekil 6.9. Turbojetin Gövdesi.

6.5. Analiz Çalışmaları

6.5.1. Analizlerde kullanılan sınır şartları ve yapılan kabuller

Analizleri gerçekleştirilmesi sürecinde aşağıdaki sınır şartları ve kabuller uygulanmıştır:

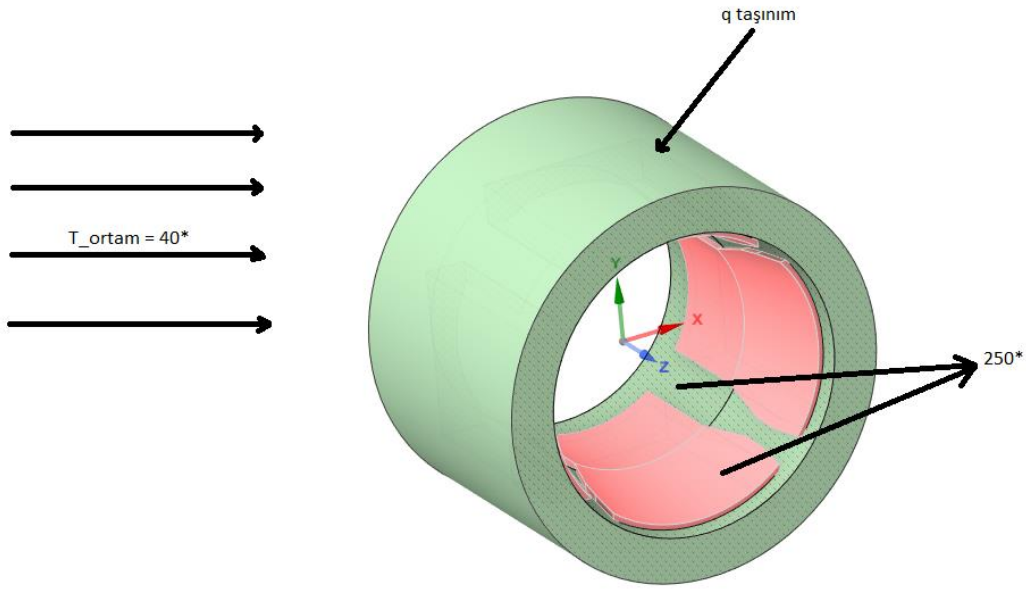
- Füzenin 0.7 Mach hızında uçtuğu varsayılmıştır.
- Ortam sıcaklığının 40°C olduğu varsayılmıştır.
- KTS Gövdesi içerisinde herhangi bir gaz akışı olmadığı varsayılmıştır.
- Uçuş süresinin 600 saniye olduğu varsayılmıştır.
- TJ Motor yalıtım üstü yüzey sıcaklığı 250°C kabul edilmiştir.
- Soğutulması gereken KTS içerisindeki elektroniğin boyutu 50x150 mm olarak kabul edilmiştir.

Malzeme Özellikleri:

- KTS gövdesi malzemesinin (Alüminyum 7075) ısı iletim katsayısı :145 W/mK
- TEC Malzemesinin (Alümina %99) ısı iletim katsayısı : 49 W/mK
- Elektrik Komponent- PCB malzemesinin (FR4) ısı iletim katsayısı : 0.29W/mK

Analizler Steady-State Thermal modülü kullanılarak yapılmıştır.

6.5.2. Isı taşınım katsayısının (h) hesaplanması



Şekil 6.10. Sıcaklık Bölgeleri.

Isı taşınım katsayısını belirlemek için en kötü sınır şartları göz önüne alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Isı taşınım katsayısının hesabında dış ortam sıcaklığı 40 °C olarak kabul edilmiştir. Daha sonra Tablo 6.2.'den gerekli değerler seçilerek ısı taşınım katsayısının hesabına geçilmiştir.

Tablo 6.2. Isıl Değerler Tablosu.

Sıcaklık(T) °C	Özgül Kütle(ρ) kg/m ³	Isıl İletkenlik(k) W/m*K	Kinematik Viskozite(v)	Prandtl Sayısı(Pr)
40	1.127	0.02662	1.702x10 ⁻⁵	0.7255

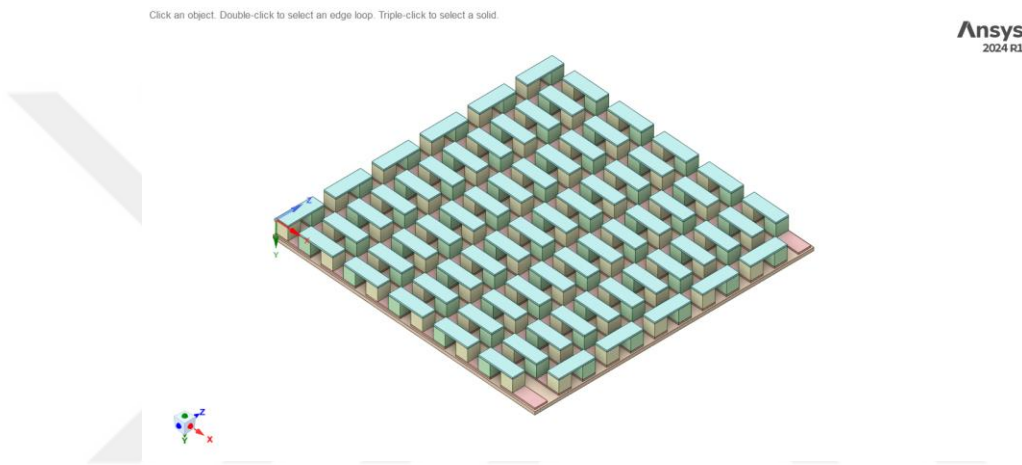
Mach = 0.7 V = 238m/s $\rho = 1,127\text{kg/m}^3$ $k = 2,346 \times 10^{-5} \text{ W/m}^*\text{K}$ $v = 1.702 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
 $Pr = 0,7255$ $Re = 48,942 \times 10^{-5}$

$$Nu_{sil} = \frac{hD}{k} = 0.3 + \frac{0.62Re^{1/2}Pr^{1/3}}{[1+(0.4/Pr)^{2/3}]^{1/4}} \left[1 + \left(\frac{Re}{282,000} \right)^{5/8} \right]^{4/5} \quad RePr > 0.2 \quad (6.1)$$

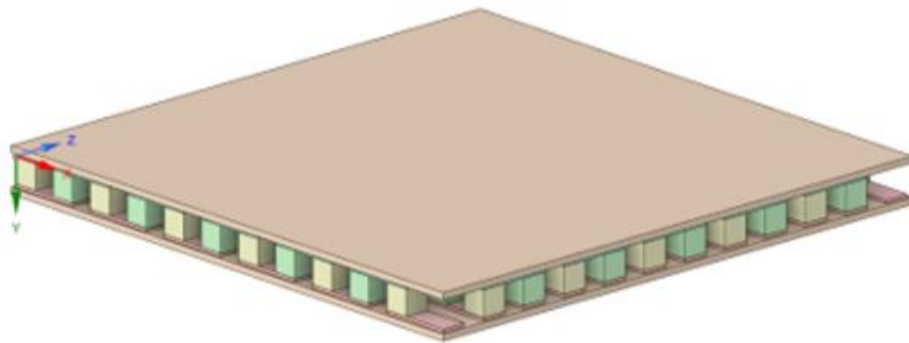
Hesaplamalar sonucu ısı taşınım katsayısı $h = 910 \text{ W/m}^2\text{K}$ olarak hesaplandı.

6.5.3. SpaceClaim ile peltier podülü 3D modelinin oluşturulması

SpaceClaim programı kullanılarak peltier modülünün katı modeli oluşturulmuştur. TEC'lerin çalışma prensiplerinde yarı iletkenler üzerinden akım geçirilmesi durumunda bir yüzeyi sıcak bir yüzeyi soğuk olan kısacası iki yüzeyi arasında sıcaklık farkı olan bir plaka elde edilir. TEC'lerde kullanılan yarı iletkenler genellikle P ve N tipli $(\text{Bi,Sb})_2(\text{Te,Se})_3$ **Bizmut Antimon Tellür Selenid** (Bismuth Antimony Telluride Selenide) olarak çevrilebilir. TEC ve TEG modüllerinde yaygın olarak kullanılan yarı iletken malzemelerden biri olup, termoelektrik özellikleriyle bilinir. Tasarım yapılırken bu durumlar göz önünde bulundurulmuştur (Şekil 6.11.) (Şekil 6.12.).



Şekil 6.11. Üç Boyutlu Peltier Modülü Modeli.



Şekil 6.12. Üç Boyutlu Peltier Modülü Modeli.

6.5.4. Ansys ile peltier modülü analiz modelinin oluşturulması

Analiz modelinin oluşturulabilmesi için peltier modülüne ait geri görme katsayısı (seeback coefficient), direnç (resistivity) ve termal iletkenlik (thermal conductivity) değerlerine ihtiyaç bulunmaktadır. Bu bilgiler Hi-Z firmasından P ve N tipleri için ayrı ayrı temin edilmiştir (Tablo 6.3.) (Tablo 6.4.) (Tablo 6.5.) (Tablo 6.6.) (Tablo 6.7.) (Tablo 6.8.). Temin edilen bu katsayı değerleri analiz modeline girdi olarak kullanılacaktır.

Tablo 6.3. P Tipi Peltier Modülü Geri Görme Katsayısı ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	V/K	mV/K
34	0,000178246	178,2457531
48	0,000185689	185,688727
62	0,000198113	198,1127206
76	0,000212422	212,422295
90	0,000225192	225,1921562
104	0,000243314	243,3141818
118	0,000268403	268,403367
132	0,000281092	281,0918788
174	0,000272274	272,2742401
188	0,000256479	256,478675
202	0,000248089	248,0894953
216	0,000237407	237,4067629
230	0,000234301	234,3008993
244	0,000228359	228,3586384
258	0,000221491	221,4911205
272	0,000219226	219,2257986
286	0,000198866	198,8660485
300	0,000196093	196,0925419

Tablo 6.4. P Tipi Peltier Modülü Direnç ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W*cm	mW*cm
34	0,000901	0,901153
48	0,000996	0,995895
62	0,001086	1,086141
76	0,001172	1,17205
90	0,001254	1,253768
104	0,001331	1,33142
118	0,001405	1,405115
132	0,001475	1,474946
146	0,001541	1,540984
160	0,001603	1,603288
174	0,001662	1,661896
188	0,001717	1,716828
202	0,001768	1,768089
216	0,001816	1,815666
230	0,00186	1,859526
244	0,0019	1,899621
258	0,001936	1,935884
272	0,001968	1,968233
286	0,001997	1,996565
300	0,002021	2,020761

Tablo 6.5. P Tipi Peltier Modülü Termal İletkenlik ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W/cm*K	W/m*K
34	0,01460881	1,46088104
48	0,014144665	1,414466477

Tablo 6.5. (Devamı) P Tipi Peltier Modülü Termal İletkenlik ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W/cm*K	W/m*K
62	0,013730616	1,373061576
76	0,013368229	1,33682294
90	0,013061873	1,306187288
104	0,012818715	1,281871457
118	0,012648724	1,264872403
132	0,012564672	1,256467196
146	0,01258213	1,258213027
160	0,012719472	1,2719472
174	0,012997871	1,299787138
188	0,013441304	1,344130383
202	0,014076546	1,407654592
216	0,014933175	1,493317539

Tablo 6.6. N Tipi Peltier Modülü Geri Görme Katsayısı ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	V/K	mV/K
34	-0,000170314	-170,3135426
48	-0,000173514	-173,5139499
62	-0,000176177	-176,1768223
76	-0,000178314	-178,3139047
90	-0,000179936	-179,9356871
104	-0,000181051	-181,0514047
118	-0,000181669	-181,6690381
132	-0,000181795	-181,7953128
146	-0,000181436	-181,4356997

Tablo 6.6. (Devamı) N Tipi Peltier Modülü Geri Görme Katsayısı ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	V/K	mV/K
160	-0,000180594	-180,5944146
174	-0,000179274	-179,2744187
188	-0,000177477	-177,4774184
202	-0,000175204	-175,2038652
216	-0,000172453	-172,4529558
230	-0,000169223	-169,222632

Tablo 6.7. N Tipi Peltier Modülü Direnç ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W*cm	mW*cm
34	0,001101	1,100798
48	0,001168	1,167957
62	0,001231	1,231493
76	0,001292	1,291572
90	0,001348	1,348331
104	0,001402	1,401884
118	0,001452	1,452312
132	0,0015	1,499673
146	0,001544	1,543994
160	0,001585	1,585278
174	0,001623	1,623498
188	0,001659	1,658601
202	0,001691	1,690504
216	0,001719	1,7191
230	0,001744	1,744252
244	0,001766	1,765797

Tablo 6.7. (Devamı) N Tipi Peltier Modülü Direnç ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W*cm	mW*cm
258	0,001784	1,783544

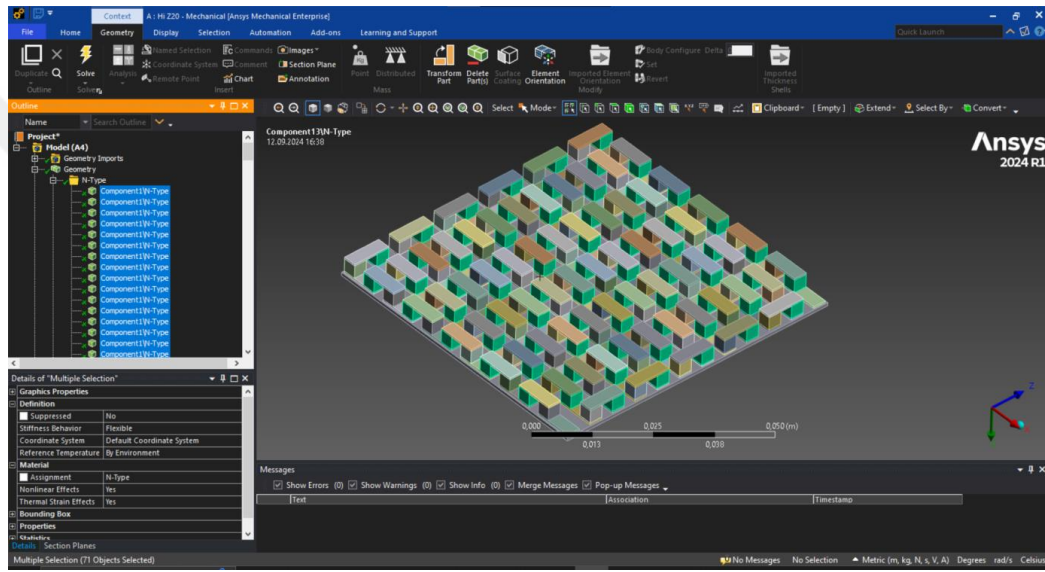
Tablo 6.8. N Tipi Peltier Modülü Termal İletkenlik ve Sıcaklık Tablosu (Abbas, 2013).

°C	W/cm*K	W/m*K
34	0,011395894	1,13958943
48	0,011109047	1,110904744
62	0,010860136	1,086013595
76	0,010651259	1,065125865
90	0,010483814	1,048381366
104	0,010358498	1,03584984
118	0,01027531	1,027530958
132	0,010233543	1,02335432
146	0,010231795	1,023179454
160	0,010267958	1,02679582
174	0,010339228	1,033922804
188	0,010442097	1,044209724
202	0,010572358	1,057235825
216	0,010725103	1,072510283
230	0,010894722	1,089472202
244	0,011074906	1,107490616
258	0,011258645	1,125864488
272	0,011438227	1,14382271
286	0,011605241	1,160524103
300	0,011750574	1,175057418

Hi-Z şirketinin paylaşmış olduğu veriler doğrultusunda HZ-20 Modülü modellenmiştir. İlk olarak malzeme özellikleri SpaceClaim modülü içerisinde tanımlanmıştır.

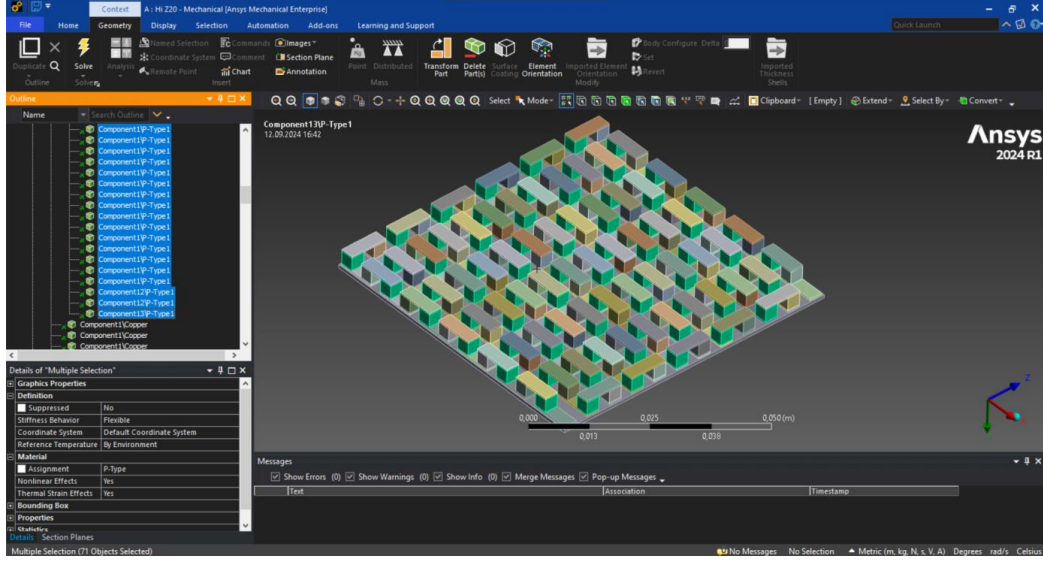
3D modeli oluşturulan HZ-20 Modülü Thermal Electric modülü ile modellenmiştir.

Modül içerisinde yer alan “Geometri” sekmesi altından malzeme özelliklerini tanımlanmıştır. N tipi yarı iletkenlerin hepsini katı olarak seçtikten sonra “Atama” bölümünden tanımladığımız N tipi seçilmiştir. Aynı işlemleri diğer katı modeller için de yapılmıştır (Şekil 6.13.).



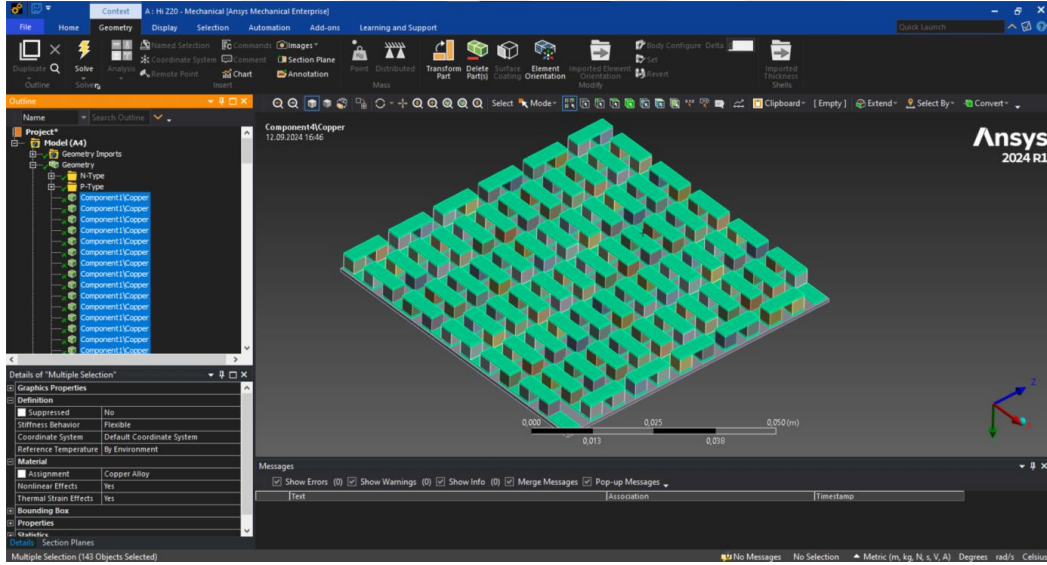
Şekil 6.13. Termal Elektrik Modülünde N Tipi İçin Malzeme Tanımlama İşlemi.

P tipi gövdeler seçilip malzeme özellikleri “Atama” kısmından tanımlanmıştır (Şekil 6.14.).



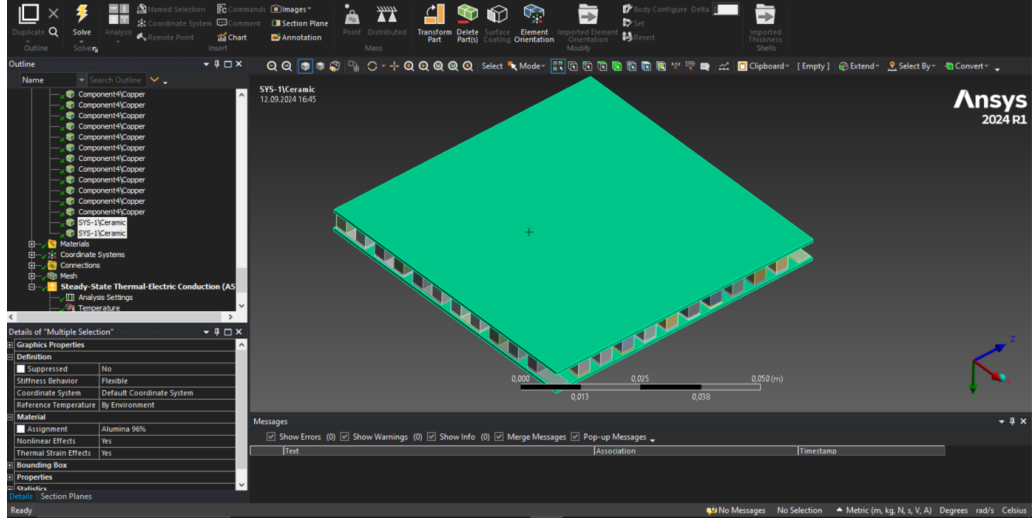
Şekil 6.14. Termal Elektrik Modülünde P Tipi İçin Malzeme Tanımlama İşlemi.

P ve N tipi yarı iletkenlerini birbirine bağlayan bakır plakalar seçilip “Atama” kısmında bakır malzemesi tanımlanmıştır (Şekil 6.15.).

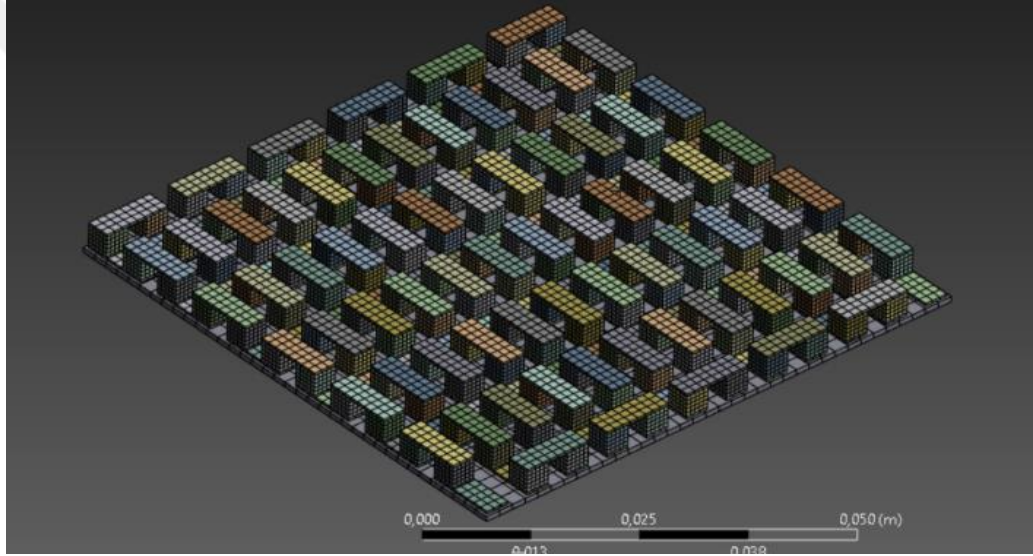


Şekil 6.15. Termal Elektrik Modülünde Bakır Malzeme Tanımlama İşlemi.

Tüm bu P, N ve bakır plakalar iki seramik malzeme arasında yer almaktadır. Bu iki seramik malzeme seçilip ve alumina %96 olarak tanımlanmıştır (Şekil 6.16.) (Şekil 6.17.).

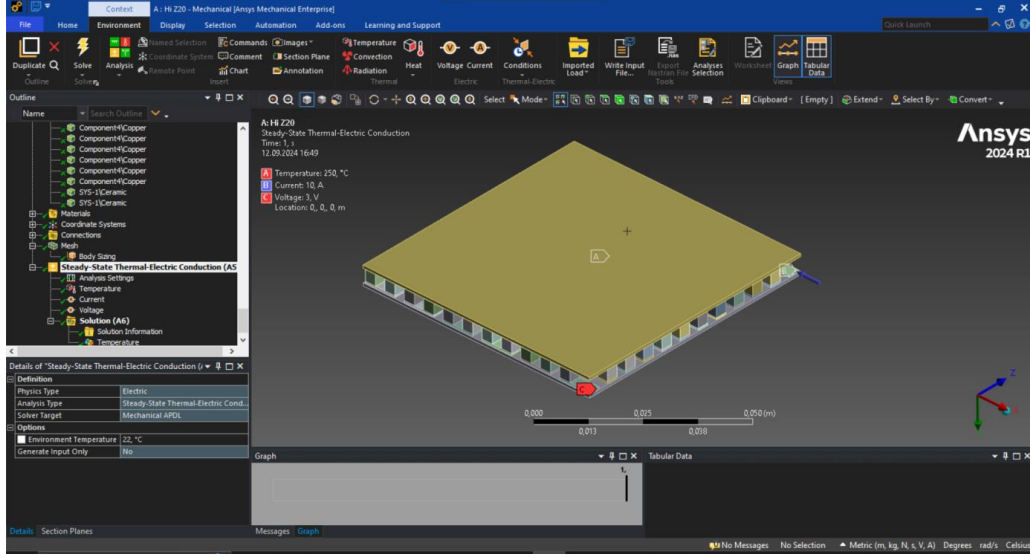


Şekil 6.16. Termal Elektrik Modülünde Seramik Malzeme Tanımlama İşlemi.



Şekil 6.17. Termal Elektrik Modülünde Seramik Malzeme Tanımlama İşlemi.

Malzeme tanımlama işlemi bittikten sonra mesh ile model hazırlanmıştır. Mesh işleminden sonra sınır şartları tanımlanmıştır. HZ-20 Modülü KTS içerisinde yer alan bölgede yaklaşık 250 derece bir ortamda bulunduğu için bir yüzey 250 derece olarak tanımlanmıştır. Soğutma işlemi sağlayabilmek için 10 amper 3 volt elektrik tanımlanmıştır (Şekil 6.18.).

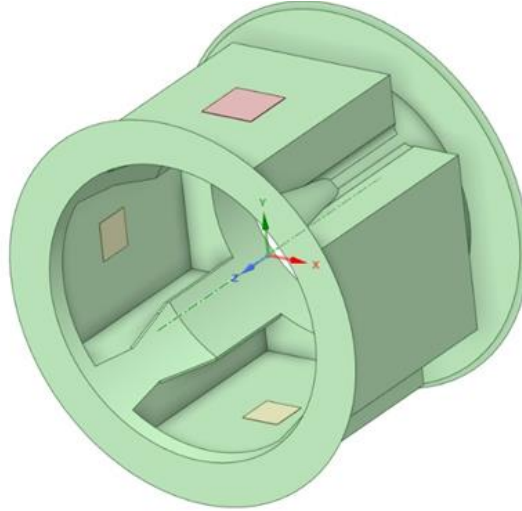


Şekil 6.18. Termal Elektrik Modülünde Teknik Değerlerin Tanımlanması.

6.5.5. SpaceClaim ile toplamda 4 peltier modüllü KTS gövdesi 3D modelinin oluşturulması

HZ-20 modülünden alınan çıktılar doğrultusunda KTS içerisinde yer alan elektrik komponenti soğutmak için gerekli Peltier modülü hesaplamasına geçilmiştir.

KTS gövdesinin içerisine Hz-20 modülünün soğutulmuş olan seramik yüzeyi eklenmiştir. İlk olarak 4 KTS bölgesi için toplam 4 adet Hz-20 peltier modülü kullanılmıştır. SpaceClaim ile yapılan tasarım görsellerdeki gibidir (Şekil 6.19.).

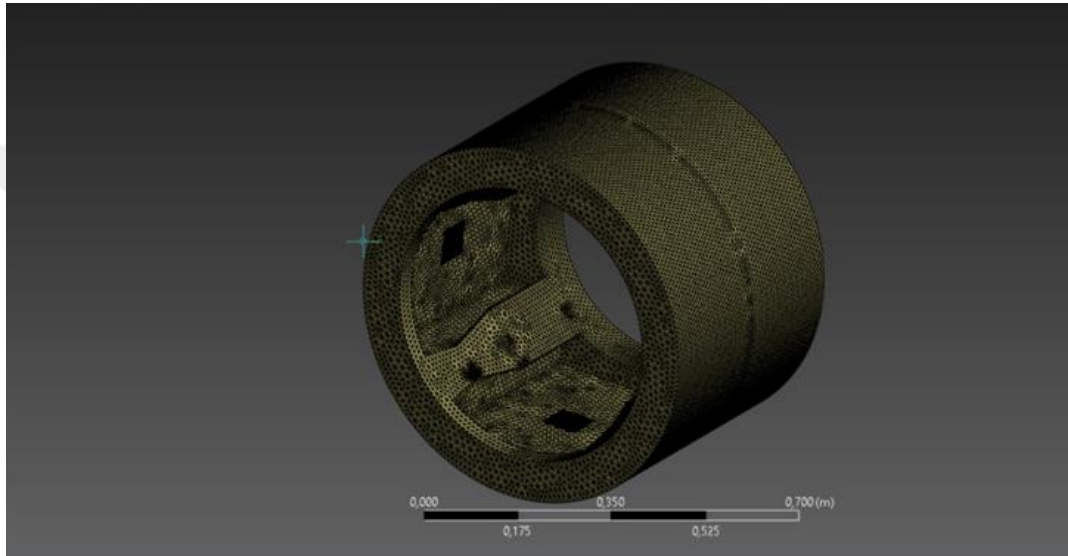


Şekil 6.19. Toplamda 4 Peltier Modüllü Kontrol Tahrik Sistemi Komplexinin Modellenmesi.

6.5.6. Ansys ile toplamda 4 peltier modüllü KTS gövdesi analiz modelinin oluşturulması

Tasarım yapıldıktan sonra malzeme özellikleri tanımlanmıştır. KTS gövdesi ve kapaklar için alüminyum 7075 malzemesi, Hz-20 Modülünün seramik yüzeyi için alumina %96 malzemesi ve KTS gövdesi içerisinde yer alan PCB için FR4 malzemesi seçilmiş olup programa malzeme özellikleri tanımlanmıştır ve mesh ağı oluşturulmuştur (Şekil 6.20.).

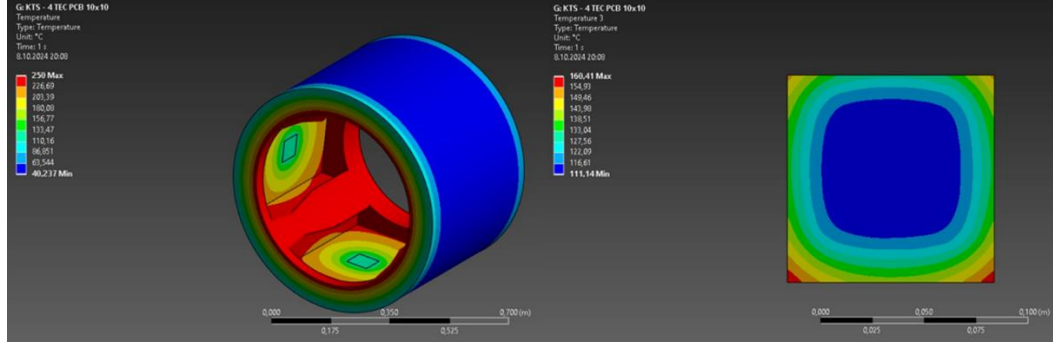
Modelleme ve çözüm işlemleri ANSYS kararlı durum termal modülünde yapılmıştır.



Şekil 6.20. Mesh Ağının Oluşturulması.

KTS gövdesi ve kapaklara Patch Conforming Method yöntemi ile Hz-20 ve PCB parçalarına Body size yöntemi ile mesh atılmıştır. Global mesh ayarlarından element size 10 mm olarak belirlenmiştir. Mesh kalitesi Element Quality min. değerli 0.19 olmak üzere toplam 200215 element oluşturulmuştur.

Mesh oluşturma işleminden sonra sınır tanımlama işlemleri yapılmıştır. KTS gövdesinin iç yüzeyi 250 derece olarak tanımlanmıştır. KTS gövdesinin dış yüzeyi 40 derecelik bir ortamda bulunduğu için taşınım ile ısı geçişi söz konusudur. Taşınım ile ısı geçişi hesabı önceki kısımlarda (11.5.2.1 Isı Taşınım Katsayısı (h) Hesabı) $910 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$ olarak hesaplamıştık. Bu değer de modelimize tanımlanmış ve HZ-20 modülünün soğuk yüzeyi 111 derece hesaplanmıştır ancak 1 adet peltier modülünün boyunu 50x50 mm olarak düşündüğümüzde yüzey alanı kadar bölgeyi soğutmuş olsa dahi 50x150 mm'lik elektronik kartı soğutamayacaktır (Şekil 6.21.). Bu nedenle bir sonraki aşamada kanal başına 2 adet peltier modülü kullanımı değerlendirilmiştir.

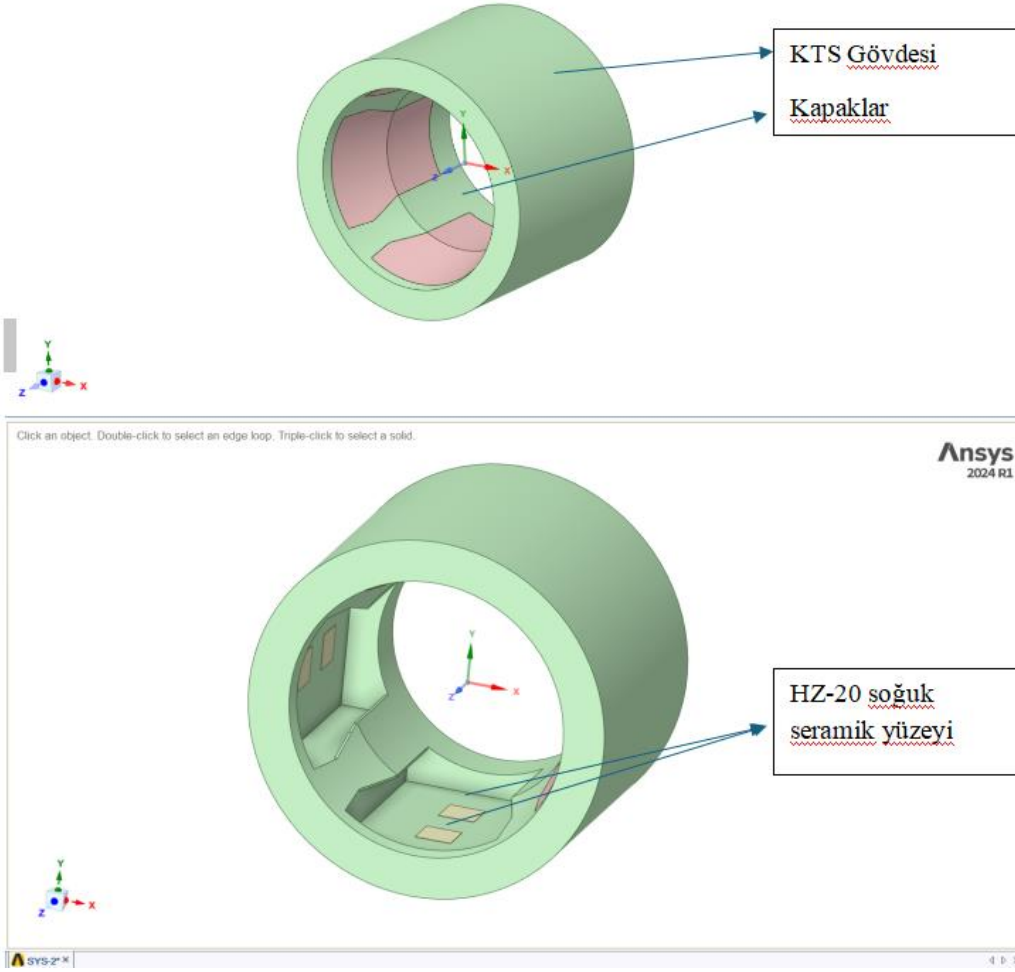


Şekil 6.21. Kontrol Tahrik Sistemi Gövdesi Analiz Çıktısı.

6.5.7. SpaceClaim ile toplamda 8 peltier modüllü KTS gövdesi 3D modelinin oluşturulması

Hz-20 modülünden alınan çıktılar doğrultusunda KTS içerisinde yer alan elektrik komponenti soğutmak için gerekli Peltier modülü hesaplamasına geçilmiştir.

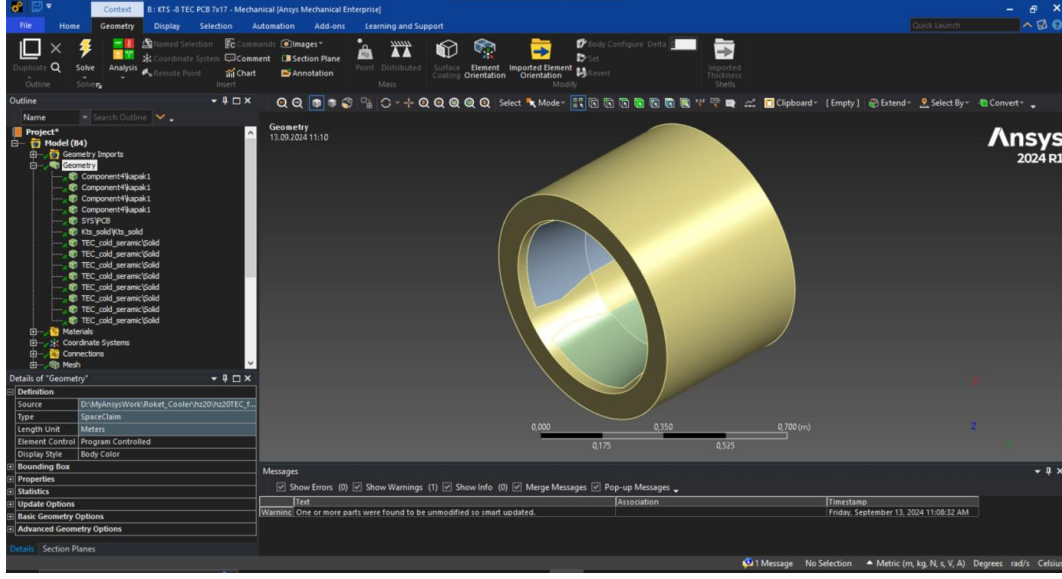
KTS gövdesinin içerisine Hz-20 modülünün soğutulmuş olan seramik yüzeyi eklenmiştir. İkinci aşamada 4 KTS bölgesi için toplam 8 adet Hz-20 peltier modülü kullanılmıştır. SpaceClaim ile yapılan tasarım görsellerdeki gibidir (Şekil 6.22.).



Şekil 6.22. Toplamda 8 Peltier Modüllü Kontrol Tahrik Sistemi Komplexinin Modellenmesi.

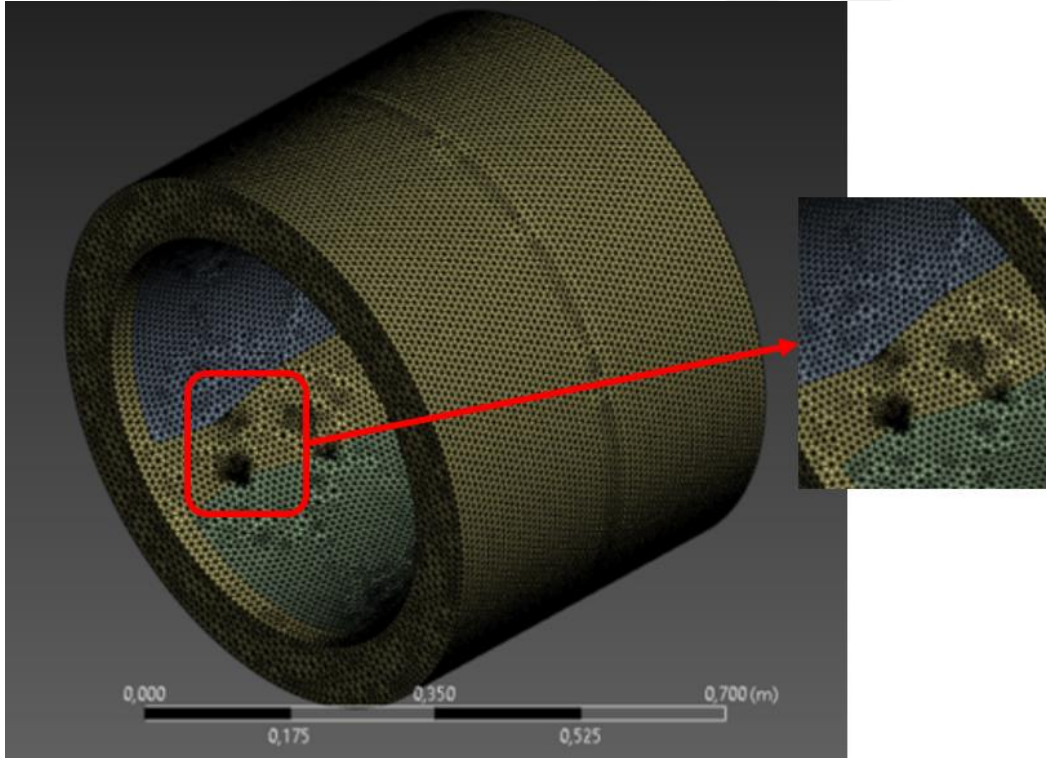
6.5.8. Ansys ile toplamda 8 peltier modüllü KTS gövdesi analiz modelinin oluşturulması

Tasarım yapıldıktan sonra malzeme özellikleri tanımlanmıştır. Bir önceki tasarımda olduğu gibi KTS gövdesi ve kapaklar için alüminyum 7075 malzemesi, Hz-20 Modülünün seramik yüzeyi için alümina %96 malzemesi ve KTS gövdesi içerisinde yer alan PCB için FR4 malzemesi seçilmiş olup programa malzeme özellikleri tanımlanmıştır (Şekil 6.23.).



Şekil 6.23. ANSYS Kararlı Durum Termal Modülü.

Malzeme özellikleri modele tanımlandıktan sonra uygun mesh ağı oluşturulmuştur. (Şekil 6.24.).



Şekil 6.24. Mesh Ağının Oluşturulması.

KTS gövdesi ve kapaklara Pacht Conforming Method yöntemi ile Hz-20 ve PCB parçalarına Body size yöntemi ile mesh atılmıştır. Global mesh ayarlarından element

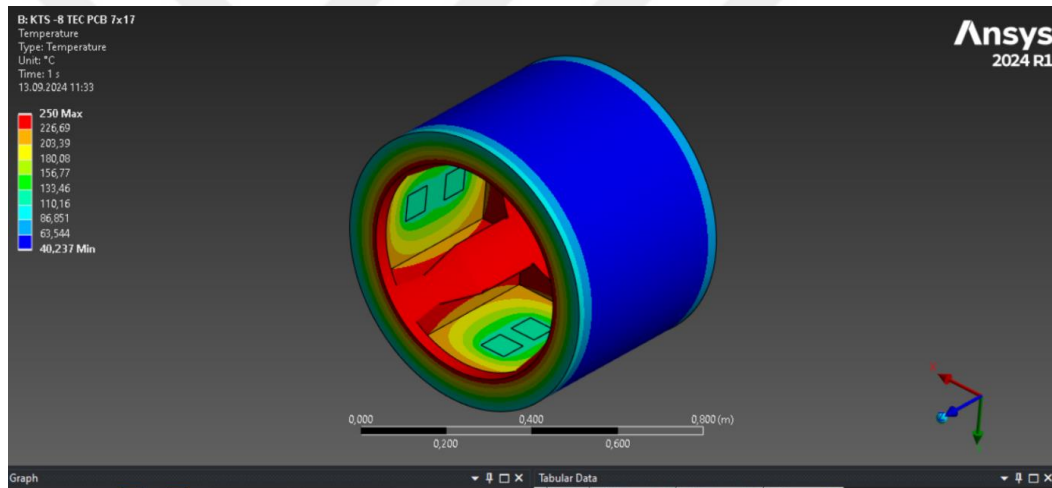
size 10 mm olarak belirlenmiştir. Mesh kalitesi Element Quality min. değerli 0.19 olmak üzere toplam 214222 element oluşturulmuştur.

Mesh oluşturma işleminden sonra sınır tanımlama işlemleri yapılmıştır. KTS gövdesinin iç yüzeyi 250 derece olarak tanımlanmıştır. KTS gövdesinin dış yüzeyi 40 derecelik bir ortamda bulunduğu için taşınım ile ısı geçişi söz konusudur. Taşınım ile ısı geçişi hesabı önceki kısımlarda (11.5.2.1 Isı Taşınım Katsayısı (h) Hesabı) $910 \text{ W/m}^2\text{K}$ olarak hesaplamıştık. Bu değer de modelimize tanımlanmış ve HZ-20 modülünün soğuk yüzeyi 111 derece tanımlanarak soğutma işlemi sağlanmıştır.

6.5.9. Analiz sonuçları

Analiz sonuçları her bir alt komple için ayrı ayrı verilmiştir.

Bu sınır şartları altında KTS gövdesine ait analiz çıktısı aşağıdaki gibidir (Şekil 6.25.).



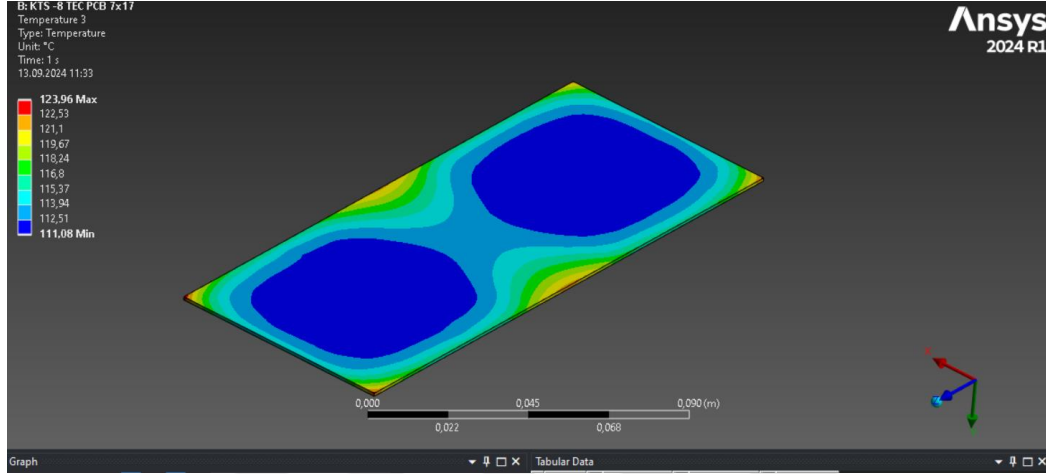
Şekil 6.25. Kontrol Tahrik Sistemi Gövdesi Analiz Çıktısı.

Bu soğutma sistemi ile birlikte turbojet gövdesi yüzey sıcaklığının KTS yüzeyine olan etkisini minimize etmek amacıyla optimum seviyede soğutma planlanmaktadır. KTS içi sıcaklığın max. 120°C olması hedeflenmektedir.

KTS gövdesi içinde yer alan PCB malzemenin 70x170 mm boyutlarında sürücü kartının 50x150 mm olduğu kabul edilmiştir.

Analiz çalışmaları bu hedefler kapsamında adım adım yapılmış olup ilk olarak kaç adet peltier modülü kullanılarak soğutma yapılması gerektiği düşünülmüş ve kanal başına 1 adet peltier modülü ile analizler yapılmıştır. Bu analizin sonrası 50x50 mm'lik 1 adet peltier modülü boyutu kadar yüzey alanı soğutulabilmiş ancak bu soğutma işlemi 50x150 mm'lik KTS elektroniğini soğutmak için yeterli olmamıştır. Bu çıktının

hedeflenen 120°C sıcaklığından oldukça uzak olduğu görülmüştür. Analizin devamında kanal başına 2 adet peltier modülü ile analiz tekrarlanmıştır. Bu analizin sonucunda KTS sürücü kartı üzerindeki sıcaklığın 120°C olduğu görülmüş olup istenilen soğutma sağlanmıştır. Yani KTS kanalı başına 2 adet toplamda ise 8 adet peltier modülü kullanılarak istenilen sonuçlara ulaşılmıştır (Şekil 6.26).



Şekil 6.26. Peltier Modülü Analiz Çıktısı.

Her KTS bölgesi için 2 adet peltier modülü kullanılırsa sadece 70x170 mm² alanı soğutulabilmektedir. Bu soğutma miktarı elektronik komponentlerin çalışma aralığı için uygun bir değerdir.

Toplam 8 adet peltier 10 amper 2,5 volttan yaklaşık olarak $P = I \times V \times N = 10 \times 2.5 \times 8 = 200$ watt lık bir güç ile soğutma sağlanmaktadır.

Birim adet 90 dolar olan peltier modülünden 8 adet kullanarak sistem soğutması tamamlanmıştır.

7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tasarım çalışması ile birlikte KTS, Turbojet gövdesi ile birlikte Turbojet motorun ürettiği yüksek sıcaklıkların KTS gövdesi ve alt komplelerine olan etkisini minimize etmek amacıyla yeni bir soğutma sistemi geliştirilmiştir. Soğutma sistemi KTS'yi turbojetin çalışması sonrası ortaya çıkan yüksek sıcaklıklardan korumak için tasarlanmıştır. Bu kapsamda, soğutma işlemi peltier modülleri ile gerçekleştirilmiştir. Bu soğutma sistemi ile birlikte, turbojet gövdesi yüzey sıcaklığının KTS yüzeyine olan etkisini minimize etmek amacıyla optimum seviyede soğutma gerçekleşmektedir. KTS içi sıcaklığın maksimum 120°C olması hedeflenmektedir. Soğutma sisteminde kullanılan peltier sayısı bu hedefi gerçekleştirecek şekilde belirlenmiştir.

KTS CAD modeli Autodesk Inventor ortamında oluşturulmuştur. Bu program ile birlikte KTS'nin tüm teknik ve boyutsal özellikleri tanımlanabilmektedir. CAD model çıktısı olarak da ağırlık merkezi ve kütle bilgileri analize girdi olarak kullanılmıştır. Daha sonra, SpaceClaim programı kullanılarak peltier modülünün katı modeli ve Ansys programı kullanılarak da analiz modeli oluşturulmuştur. Bu programlar ile birlikte peltier modülünün teknik özellikleri detaylı bir şekilde girilebilmiş ve analiz sonuçlarındaki güvenilirlik oranı artmıştır.

Analiz sonuçları, 8 adet peltier kullanılması sonucunda istenilen miktarda soğutmanın yapılabildiğini göstermiştir.

Bu çalışmanın devamı olarak, elde edilen analiz sonuçlarına uygun olarak prototip üretimlerinin yapılması ve deneysel olarak test edilmesi ile ve tasarımın nihai optimizasyonu hedeflenmektedir.



KAYNAKLAR

- Abbas, M., & Shahid, M. R. (2013). Investigation Of Failure Mechanism Of Thermal Barrier Coatings (TBCs) Deposited By EB-PVD Technique. 6th Vacuum and Surface Sciences Conference of Asia and Australia (VASSCAA-6), 439(1).
- Ahmed F. El-Sayed (2017). Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines.
- A. Bowdoin van Van Riper (2000). Rockets and Missiles: The Life Story of a Technology.
- Moran N. ve Shapiro J. (2010) "Fundamentals of Engineering Thermodynamics" Wiley.
- S.N. Balakrishnan, Antonios Tsourdos, and Brian A White (2012). Advances in missile guidance, control, and estimation. CRC Press.
- Hi-Z Firması Termoelektirik Malzeme ve Cihaz Sistemleri (2019, 1 Eylül). <https://hi-z.com/wp-content/uploads/2019/03/DataSheets/Data%20Sheet%20HZ-20.pdf> adresinden 1 Eylül 2024 tarihinde alınmıştır.
- Intel Firması (2024, 9 Eylül) <https://www.intel.com/content/dam/www/public/us/en/documents/guides/ch4-boardflexure-initiative-guide.pdf> adresinden 9 Eylül 2024 tarihinde alınmıştır.
- Bayar Malzeme Firması (2024, 5 Eylül) <https://bayareacircuits.com/material-library/> adresinden 5 Eylül 2024 tarihinde alınmıştır.
- TML Firması (2024, 3 Eylül) https://tml.jp/e/product/strain_gauge/f_list.html adresinden 3 Eylül 2024 tarihinde alınmıştır.
- Robotistan İnternet Sitesi (2024, 10 Eylül) <https://www.robotistan.com5-35v-15a-pair-motor-driver-board>, adresinden 10 Eylül 2024 tarihinde alınmıştır.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Berk BOYRAZ

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2018, Yıldız Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** : 2024, Sakarya Üniversitesi, Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Makine Tasarım ve İmalat Pr.

MESLEKİ DENEYİM:

- 2018-2020 yılları arasında Erkunt Traktör Şirketinde Tasarım Mühendisi olarak çalıştı.
- 2020-2022 yılları arasında BMC Şirketinde Tasarım Mühendisi olarak çalıştı.
- 2022 yılından beri Roketsan şirketinde Entegrasyon Mühendisi olarak çalışıyor.