

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBO JET MOTOR MODELLEMESİ VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Özgür MUTLU

Elektrik-Elektronik Anabilim Dalı

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı

Ocak 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBO JET MOTOR MODELLEMESİ VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Özgür MUTLU
(504121126)**

Elektrik-Elektronik Anabilim Dalı

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Hakan TEMELTAŞ

Ocak 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 504121126 numaralı Yüksek LisansÖğrencisi **Özgür MUTLU**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBO JET MOTOR MODELLEMESİ VE KONTROLÜ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Hakan TEMELTAŞ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Fırat Oğuz Edis**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Ali Fuat Ergenç
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **15 Aralık 2014**
Savunma Tarihi : **20 Ocak 2015**

ÖNSÖZ

Bu çalışma süresince tüm bilgilerini benimle paylaşmaktan kaçınmayan, her türlü konuda desteğini benden esirgemeyen ve tezimde büyük emeği olan İstanbul Teknik Üniversitesi öğretim üyelerinden danışman hocam sayın Prof.Dr.Hakan Temeltaş'a ve maddi desteğiyle bu tezi mümkün kılan Kale Arge'ye teşekkürlerimi sunarım.

Çalışma süresince beni destekleyen ve güvenen annem Birsen Mutlu'ya ve tüm aileme teşekkürlerimi borç bilirim.

Aralık 2014

Özgür Mutlu
(ArGe Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
ALT SİMGELER.....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1.GİRİŞ	1
1.1 Genel Tanımlamalar	1
1.2 Literatür Araştırması	2
1.3 Motivasyon ve Amaç	3
1.4 Tezin Kapsamı.....	3
1.5 Tezin Yapısı	3
2. TURBO JET MOTOR SİSTEMİNİN TANITILMASI	5
2.1 Jet Motor Çeşitleri ve Çalışma Prensipleri.....	5
2.2 Turbo Jet Motor Bileşenleri	8
2.2.1 Hava giriş alığı	8
2.2.2 Kompresör.....	8
2.2.3 Yanma odası.....	10
2.2.4 Türbin.....	11
2.2.5 Egzoz lülesi	13
2.3 Tezde Kullanılan Jet Motor.....	15
2.3.1 Jetcentral cheetah kero start kontrol prosedürü.....	15
2.3.2 Jetcentral cheetah kero start teknik özellikleri	16
2.3.3 Kontrol gereksinimleri	17
2.3.3.1 Yakıt besleme sistemi	17
2.3.3.2 Turbo jet motor	18
3. MODELLEME VE ANALİZ.....	19
3.1 Yakıt Besleme Sistemi Modellemesi	19
3.2 Turbo Jet Motor Modellemesi.....	30
3.2.1 Turbo jet motor matematiksel modeli	31
3.2.1.1 Atmosfer ve giriş hava alığı	33
3.2.1.2 Kompresör.....	34
3.2.1.3 Yanma odası.....	40
3.2.1.4 Türbin.....	43
3.2.1.5 Egzoz lülesi	48
3.2.1.6 İtme dinamikleri.....	48
3.2.1.7 Rotor dinamikleri	49
3.2.2 Turbo jet motor ‘SimPowerSystems’ modeli.....	50
3.2.3 Turbo jet motor ‘Simulink’ modeli.....	53
4. KONTROL SİSTEMİ TASARIM ANALİZİ.....	61
4.1 Model-in-the-Loop (Çevrimde Model) Simülasyon	61
4.1.1 Motor limitleri koruması	62
4.1.2 Model karşılaştırılması.....	63
4.2 JetCentral Cheetah Kero Start Testleri.....	64

5. SONUÇ	70
KAYNAKLAR.....	75
EKLER.....	77
ÖZGEÇMİŞ / CV	95

KISALTMALAR

A	: Kesit Alanı [m^2]
BLDC	: (Brushless Direct Current) Fırçasız Doğru Akım
c	: Özgül Isı (ısı sığası) [J/kgK]
CPR	: (Compressor Pressure Ratio) Kompresör Sıkıştırma Oranı
F	: İtke [N]
FMP	: (Fuel Metering Pump) Pozitif Yer Değiştirmeli Pompa
g	: Yer Çekimi Sabiti [$kgm/Nsec^2$]
h	: Statik Entalpi [J/kg]
I	: Atalet Momenti [Nm/sec^2]
ISA	: (International Standart of Atmosphere)Uluslararası AtmosferStandartı
J	: Isının Mekanik Eşdeğeri [Nm/J]
l	: Uzunluk [m]
m	: Kütle [kg]
M	: Mach Sayısı
m	: Kütle Akışı [kg/sec]
M_{air}	: Havanın Moleküler Ağırlığı [$0,02897kg/mol$]
M_{fuel}	: JP-8'in Moleküler Ağırlığı [$0,185kg/mol$]
N	: Şaft Hızı [RPM]
P	: Basınç [Pa]
PWM	: (Pulse Width Modulation) Darbe Genişlik Modülasyonu
Q	: Isıl Enerji [J]
R	: Evrensel Gaz Sabiti [$286,9Nm/kgK$]
U	: Enerji [J]
V	: Hacim [m^3]
W	: İş [J]
ρ	: Özgül Ağırlık [kg/m^3]
α	: Açısal İvme [$1/sec^2$]
γ	: Özgül Isı Oranı $\gamma_{cp} = 1,4$ $\gamma_{tb} = \gamma_b = \gamma_{nz} = 1,31$
δ	: Boyutsuz Basınç Parametresi
θ	: Boyutsuz Sıcaklık Parametresi
μ	: Verim
τ	: Tork [Nm]
φ	: Yakıt Hava Karışımı Oranı
ω	: Açısal Hız [$1/sec$]

ALT SİMGELER

1	: inlet girişı
2	: kompresör girişı
3	: yanma odası girişı
4	: türbin girişı
5	: türbin çıkışı
6	: egzoz lülesi çıkışı
a	: atmosfer
b	: yanma odası
c	: kademe karakteristiğıyle ilgili
ca	: soğuyan hava ile ilgili
cor	: düzeltilmiş
cp	: kompresör
e	: çıkış şartları ile ilgili
fuel	: yakıt (JP-8)
nz	: egzoz lülesi
p	: sabit basınç altında
s	: statik durum
sc	: kademe karakteristiğıyle ilgili statik durum parametresi
sv	: kademe hacmiyle ilgili statik durum parametresi
t	: toplam durum
tb	: türbin
tc	: kademe karakteristiğıyle ilgili toplam durum parametresi
tv	: kademe hacmiyle ilgili toplam durum parametresi
v	: sabit hacim altında

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : JetCentral Cheetah Kerosen Teknik Özellikleri.....	15
Çizelge 3.1 : Boyutsuz Kompresör Parametreleri	35
Çizelge 3.2 : Performans Haritası Parametreleri	37
Çizelge 3.3: Boyutsuz Türbin Parametreleri	44
Çizelge 3.4: Performans Haritası Parametreleri	46
Çizelge 4.1 : JetCentral Cheetah Elektriksel Şeması.....	64
Çizelge 4.2 : JetCentral Cheetah Yakıt Hattı Şema Planı.....	65
Çizelge 4.3 : JetCentral Cheetah Pin Diyagramı	68

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Turbo Jet Motorun Genel Yapısı.....	1
Şekil 2.1 : Gloster-Whittle E28/39	5
Şekil 2.2 : Heinkel He118.....	5
Şekil 2.3 : Turbo prop(üst), Turbo Jet(orta), Ramjet(alt) Kesitleri	6
Şekil 2.4 : Brayton Termodinamik Döngüsü.....	7
Şekil 2.5 : Turbo Jet Motor Kesiti	8
Şekil 2.6 : Merkezkaç Akımlı Kompresör	9
Şekil 2.7 : Eksenel Akımlı Kompresör (Rotor ve Stator).....	9
Şekil 2.8 : Türbin Şaftını Çevreleyen Yanma Odası Hücreleri	10
Şekil 2.9 : İzole edilmiş Yanma Odası Hücresi	10
Şekil 2.10 : İzole Edilmiş Tek Türbin Tekerı	11
Şekil 2.11 : Tepki Kanat Montajı	12
Şekil 2.12 : İtme Kanat Montajı	12
Şekil 2.13 : Kompresör ve Türbinin Birbirine Bağlı Olduğu Şaft.....	12
Şekil 2.14 : Turbo Jet Motor Egzoz Lülesi.....	13
Şekil 2.15 : Bir Noktada Birleşen Egzoz Lülesi	13
Şekil 2.16 : Egzozdan Atılan Gazın Dinamikleri (Laval Nozzle)	13
Şekil 2.17 : Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basınç Değişimleri	14
Şekil 2.18 : Tek Kademeli Kompresör ve Türbinli Turbo Jet Motor Kesiti.....	15
Şekil 2.19 : JetCentral Cheetah.....	17
Şekil 3.1 : Faulhaber 2444024B Teknik Çizim	19
Şekil 3.2 : Pozitif Yerdeğiştirmeli Pompa	20
Şekil 3.3 : Simulink Blok Diyagramı	21
Şekil 3.4 : Simulink Modeli Kodu.....	22
Şekil 3.5 : Simulink Sistem Grafikleri.....	22
Şekil 3.6 : Her 60 derecede devre konfigürasyonları	23
Şekil 3.7 : Devre Topolojileri	24
Şekil 3.8 : 2444024B Parametreleri.....	28
Şekil 3.9 : Pozitif Yer Değiştirmeli Pompa Mekanığı	28
Şekil 3.10 : SimPowerSystem BLDC Modeli	29
Şekil 3.11 : Motorun Oluşturduğu RPM Grafiği	29
Şekil 3.12 : Motorun Oluşturduğu Elektromanyetik Tork Grafiği	29
Şekil 3.13 : Jet Motor Modelindeki Ölçüm Noktaları	32
Şekil 3.14 : JetCentral Cheetah Kompresör Performans Haritası	38
Şekil 3.15 : Jenerik bir Yanma Odası Verim Grafiği ^[3]	41
Şekil 3.16 : JetCentral Cheetah Türbin Performans Haritası.....	47
Şekil 3.17 : SimPowerSystems/SimScape Turbo Jet Bloğu Tasarımı.....	51
Şekil 3.18 : SimScape Turbo Jet Bloğu Grafikleri	52
Şekil 3.19 : Matlab/Simulink Turbo Jet Bloğu Tasarımı.....	53
Şekil 3.20 : Matlab/Simulink Hava Giriş Alığı Bloğu Tasarımı	54
Şekil 3.21 : Matlab/Simulink Kompresör Bloğu Tasarımı	55
Şekil 3.22 : Matlab/Simulink Yanma Odası Bloğu Tasarımı	56

Şekil 3.23 : Matlab/Simulink Türbin Bloğu Tasarımı	57
Şekil 3.24 : Matlab/Simulink Rotor Dinamikleri Bloğu Tasarımı.....	57
Şekil 3.25 : Matlab/Simulink Egzoz Lülesi Bloğu Tasarımı	58
Şekil 3.26 : Matlab/Simulink Turbo Jet Bloğu Grafikleri	59
Şekil 4.1 : Kontrolör Limit Blok Diyagramı.....	62
Şekil 4.2 : JetCentral Cheetah Elektriksel Şeması	64
Şekil 4.3 : JetCentral Cheetah Yakıt Hattı Şeması	65
Şekil 4.4 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği Şeması	66
Şekil 4.5 : JetCentral Cheetah Başlatma Motoru ve kuplajı (izole).....	67
Şekil 4.6 : JetCentral Cheetah Başlatma Motoru (montajlı).....	67
Şekil 4.7 : JetCentral Cheetah Akkor Bujisi	67
Şekil 4.8 : JetCentral Cheetah Yakıt Pompası	67
Şekil 4.9 : JetCentral Cheetah Valf-K ve Valf-F	67
Şekil 4.10 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği.....	68
Şekil 4.11 : JetCentral Cheetah Sinyal örnekleri	69
Şekil 4.12 : JetCentral Cheetah Test Düzenek Grafikleri	69
Şekil 5.1 : Turbo Jet Türbin Şaft RPM'i.....	71
Şekil 5.2 : Kompresör Çıkışındaki Basınç	71
Şekil 5.3 : Doğrulanmış Sıkıştırma Oranı.....	71
Şekil 5.4 : Doğrulanmış Kütle Akışı.....	71
Şekil 5.5 : Kompresör Verimliliği	71
Şekil 5.6 : Özgül Isı Katsayısı	71
Şekil 5.7 : Yakıt Kütle Akışı.....	72
Şekil 5.8 : Yanma Odası Kütle Akışı.....	72
Şekil 5.9 :Yanma Odası Girişi Sıcaklık	72
Şekil 5.10 : Yanma Odası Çıkışı Sıcaklık.....	72
Şekil 5.11 : Egzoz Lülesi Girişi Basınç	72
Şekil 5.12 : Egzoz Lülesi Çıkışı Basınç	72
Şekil 5.13 : Egzoz Lülesi Kütle Akışı.....	73
Şekil 5.14 : İtki.....	73
Şekil 5.15 : HIL Simülatörü Düzeneği	73
Şekil 5.16 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği.....	74

KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBO JET MOTOR MODELLEMESİ VE KONTROLÜ

ÖZET

Hafif itkili türbin motorları günümüzde; model uçaklar, insansız hava araçları ve farklı hava platformlarında oldukça yoğun bir şekilde kullanılmaktadır. Turbo prop, Turbo jet ve Ramjet gibi yüksek performanslı çeşitleri vardır. Turbo jet motorlar küçük hacimlerine rağmen sahip oldukları yüksek performans verileriyle avantajlı motorlardır. Ancak yakıt tüketimi göz önüne alındığında çok verimli sayılmazlar. Tezde JetCentral firmasının ürettiği Cheetah'nın kerosen ile çalışan modeli kullanılmıştır. Kullanılan JetCentral Cheetah turbo jet motoru, tek kademeli kompresör ve türbine sahiptir. Tez; tek kademeli kompresör ve türbine sahip turbo jet motor modellenmesi, analizi, kontrolü ve prosedür adımlarına uygun bir şekilde çalıştırılabilmesini kapsamaktadır.

Tez kapsamında JetCentral Cheetah turbo jet motoruna ve motorun yakıt besleme sistemine ait matematiksel bir model geliştirilmiş ve analiz edilmiştir. Turbo jet motorlar; hava giriş alığı, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz lülesi bileşenlerinden oluşur. Tüm bu bileşenlerin ve rotor dinamiklerinin bağımlı matematiksel modeli tez kapsamında geliştirilmiştir. Tek kademeli turbo jet motorun modellenmesinin yapılabilmesi adına; devamlılığın korunumu, momentumun korunumu, enerjinin korunumu ve durum denklemlerinden yararlanılmıştır. Bunun yanında kompresör ve türbin için boyutsuz parametreler kullanılarak motora ait davranış denklemleri geliştirilmiştir. Geliştirilen matematiksel model simülasyon ortamında incelenmiş ve kontrol edilmiştir. Geliştirilen modelin sınanması için bir test düzeneği kurulmuş ve test uygulamaları yapılmıştır.

Tezin ilk bölümü olan giriş kısmında; çalışma ile ilgili genel tanımlar ve açıklamalar yapılmıştır. Çalışmanın yürütülme amacından, literatürde turbo jet motor modellenmesi ve kontrolü konusunda daha önce yapılan çalışmalardan, karşılaşılan

ana problemlerden ve güncel ilerlemelerden bahsedilmiştir. Tezin motivasyonu ve amacı, tezin kapsamı ve tezin genel yapısı da ilk bölümde verilmiştir.

Turbo jet motor sisteminin tanıtılmasının bulunduğu ikinci bölüm, jet motorlarının çeşitleri ve çalışma prensiplerini içermektedir. Motor bileşenlerinin açıklandığı alt bölümde; hava giriş alığı, kompresör, türbin, yanma odası ve egzoz lülesi bileşenlerinin çalışma tarzlarının tanımlaması yapılmıştır. Tezde kullanılan turbo jet motor olan JetCentral Cheetah'nın çalışma sekanslarının açıklandığı kontrol prosedürü bölümü ve motorun teknik özelliklerine değinilmiş ve bu tarz turbo jet motorların kontrolör tasarımı aşamasında karşılaşılabilecek problemleri minimuma indirmek adına uygulanması gereken tasarım kararları, kontrol gereksinimleri adı altında anlatılmıştır. Bu bölüm aynı zamanda turbo jet motorun ve motora yakıt temin eden yakıt besleme sisteminin gereksinimlerini de içermektedir.

Turbo jet motor ve yakıt besleme sisteminin modellemesinin yapıldığı bölümde, her bir sistem için iki farklı modelleme yöntemi uygulanmış ve gerçek sistem ile daha yakın sonuçların elde edildiği komponent bazlı modellemeler analiz edilmiştir.

Jet motorun komponentleri için ayrı ayrı geliştirilen matematiksel model bir sonraki bölümde kontrol ve analiz edilmiştir. Çevrimde model (MIL : Model-in-the-Loop) yöntemi ile sistemin davranışları istenilen niteliklere yaklaştırılmaya çalışılmış ve motor sağlığını koruma amacıyla uygulanan çeşitli limitlerle beraber izin verilen tüm çalışma zarfları arasındaki geçiş performansı analiz edilmiştir. Bölümde modeller arası karşılaştırmalar yapılmış ve geliştirilen kontrolör performansının gerçekçiliği teyit edilmiştir. Ardından Cheetah'ya ait bir test düzeneği kurulmuş ve gerçek test aşamasına geçilmiştir. Bu aşamadan kullanılan mikrokontrolör ile yakıt pompası, akkor buji, yakıt ana hat valfi, ateşleme yakıt hattı valfi, yeldeğirmenleme BLDC motoru gibi motorun tüm yan komponentleri senkronize bir şekilde çalıştırılmıştır.

Tezin son aşamasında elde edilen model ve veriler analiz edilmiştir. Çalışma hakkında ulaşılan noktalar ve gelecekte yapılabilecek ilerlemeler hakkında yorum ve eleştiriler verilmiştir.

MODELING AND CONTROL OF A SMALL TURBO JET ENGINE

SUMMARY

Low performance gas turbine engines are widely used in; radio controlled planes, unmanned aerial vehicles, and various air platforms. Gas turbines have high performance variations like; turbo prop, turbo jet and ramjet. Turbo jet engines have advantages considering their small size and high performance. However, they are not so efficient due to the high fuel consumption rate.

The turbo jet engine that was used in this thesis work whad been chosen as JetCentral Cheetah kero start version. Cheetah has a single stage compressor and single stage turbine. Thesis includes; modeling, analysis, working sequence, control procedure and test bench running of turbo jet engine with single stage compressor and turbine.

Context of this thesis involves derivation and analysis of a mathematical model for JetCentral Cheetah turbo jet engines and fuel supply systems. Matlab Simulink and SimPowerSystems toolboxes are used to represent a turbo jet engine model with asingle stage compressor and turbine. Turbo jet engines consist of certain elements like inlet, compressor, burner, turbine and nozzle. Mathematical modeling of every single component and rotor dynamics are connected to each other with dynamic equations. Derived models are implemented and controlled in a computer simulation software. In order to get full coverage modeling; conservation of contiunity, conservation of momentum, conservation of energy and state equations were derived. Addition to that, non-dimensional parameters were used to get behavioral imitation of compressor and türbine. Using the model and the controller, a test bench is installed and carried on to improve the model and perform the system procedure.

At the first chapter of this thesis, general indications and definitions about workare explained. Motivation and reason behind this work, previous works about modeling and control of turbo jet engines from literature, commonly faced problems and recent acknowledgements are briefly mentioned.

Second chapter includes; types of jet engines and their principles of work. Components of the engine like inlet, compressor, burner, turbine and nozzle are described. Chapter Two also explains working procedure of JetCentral Cheetah and its technical specifications. Controller design of such engine can lead to a couple of certain problems. Design decisions and control requirements in order to minimize real time performance of the engine and fuel supply system are reported.

Next chapter includes modeling of turbo jet engine and fuel supply system. Two modeling techniques were used for each system and better simulation results were acquired by component wise modeling. Experimentally obtained compressor and turbine maps are examined in order to analyze pressure ratios, mass flows and efficiency contours. Beta line methods are used to get the data where minimum value of the beta lines is zero and maximum value of the lines are one. Interpolation algorithms are developed and beta line numbers were set to 10 to 12. Beta lines generally are parallel to each other. However; in this thesis context, parabolic beta lines were preferred. Lines can be considered as imaginary axis which helps the interpolation algorithm to calculate pressure ratio, mass flow and efficiency values without having uncertain functions. This mathematical trick, force functions to take singular solutions.

Component wise mathematical model of the engine and the fuel supply system are controlled and analyzed in next chapter. By using Model-in-the-Loop simulation type, it is possible to manipulate the simulated system to get accurate results in the real system. Analyzing the transient behavior of the system helped to limit the engine to get it to work at certain working envelopes. In this chapter, modeling techniques were discussed and performance of the controller was confirmed. Test runs were started as a test bench was designed and installed. Microcontroller is synchronously controlling; fuel pump, glow plug, main fuel line valve, ignition line valve and windmilling BLDC motor.

At the last chapter of the thesis, model and acquired data are analyzed. Component wise system model plots were presented such as; compressor output pressure, corrected pressure ratio of the compressor, corrected flow rate of the compressor, compressor efficiency, fuel mass flow, burner mass flow, burner input temperature, burner output temperature, nozzle input pressure, nozzle output pressure and net thrust.

Using xPC Target, a component wise model is implemented into a Simulink real-time Hardware-in-the-Loop simulator, and tested with fuel supply system in order to tune parameters in simulation model.

This work could be turned into a fully functional compact electronic control unit for JetCentral Cheetah turbo jet engine. Considering the dynamic behavior of the turbo jet engine, instead of a limit controller and PI controller one can develop a fuzzy logic or adaptive controller. Comments about achievements and future work are discussed in the last chapter.

In the appendix section, compressor and turbine characteristics are demonstrated and prominent graphs are presented. Selinder's stage compressor model is also found at this section. As a continuation of compressor and turbine characteristics section, components in the test bench of the JetCentral turbo jet engine are visually shown.

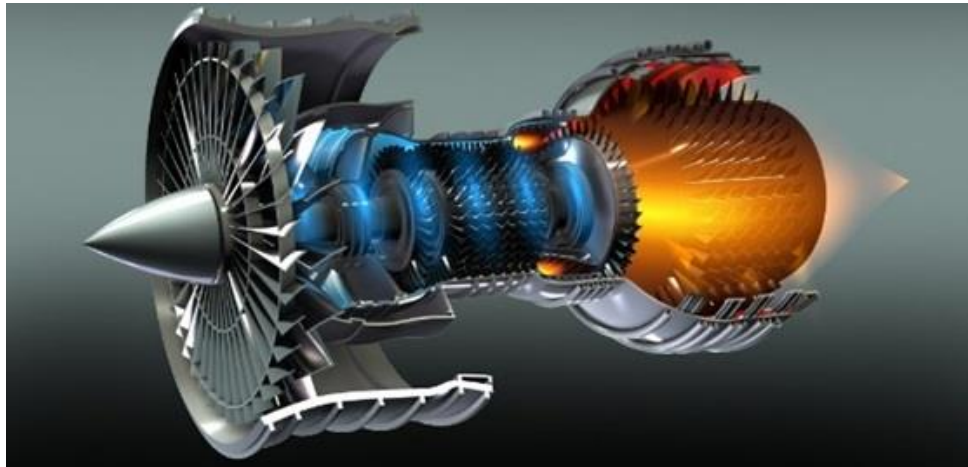
1.GİRİŞ

Bu projede; hafif itkili bir turbo jet motorunun tüm bileşenleriyle bilgisayar ortamında modellenmesi, uygun kontrolör tasarlanması ve gerçek sisteme uygulanması amaçlanmıştır.

1.1 Genel Tanımlamalar

Kullanılan turbo jet motor, JetCentral Cheetah Kerosen modeli olarak seçilmiştir. Turbo jet motorun alt birimleri; elektronik kontrol ünitesi, yakıt besleme pompası, yakıt hatları, yakıt hattı selenoid valfleri, yakıt filtresi, pitot tüpü ve türbin şaftına bağlı BLDC motordan oluşmaktadır. Turbo jet motorda gerçekleştirilen itkiyi kontrol etmek üzere; kontrol sistemine verilen referans komutları temel alınarak, motor üzerindeki ısı ve RPM sensörlerinden gelen veriler işlenir ve hesaplanan RPM referansı yakıt besleme pompasının akış debisine dönüştürülerek bir kontrol algoritması çalıştırılır. JetCentral Cheetah Kerosen, 140N'luk itki sağlayabilen radyo kontrollü hobi uçakları için geliştirilmiş bir motordur. Jet motor; tek kademeli merkezkaç akımlı kompresöre, dairesel tasarımlı yanma odasına, tek kademeli aksel türbine ve bir noktada birleşen egzoz lülesi yapısına sahiptir. Jet motorun ilk hareketi türbin şaftına bağlı bir BLDC motor ile başlatılır, yanma kerosen yakıt ile sağlanır ve motor maksimum 130.000RPM hızına çıkartılabilir.

Projenin amacı, tek kademeli hafif turbo jet motorlarının modelini geliştirmek, durağan durum ve geçiş durumlarındaki analizlerini yapmak ve motoru güvenli çalışma koşullarından çıkarmadan çalışmasını kontrol edebilmektir.



Şekil 1.1 : Turbo Jet Motorun Genel Yapısı ^[1]

1.2 Literatür Araştırması

Turbo jet motorlar 21. Yüzyıl için oldukça önemli bir köşe taşıdır. Hava taşımacılığı ve askeri gelişmeler bu motor doğrultusunda gerçekleşmiştir. Turbo jet motorların matematiksel olarak modellenmesi eski bir problemidir. Kurt Seldner'ın Nasa'da 1972 yılında yaptığı geliştirilmiş turbojet sistem analiz teknikleri makalesi, turbo jet motorlarının matematiksel modellemenin ilk geniş çaplı çalışmasıdır.^[3]

Jet motorların modellenmesi; ticari uçuşlardaki çalışma koşulları içinde motordan maksimum verim almak, NASA ve pek çok ülkenin hava endüstrisinin yaptığı bilimsel çalışmalarla motorun çalışma zarflarını genişletmek ve daha kötü şartlarda çalışmasını sağlamak adına araştırmak ve geliştirmek amacıyla önemli bir konumdadır.

Akademik alanda yapılan çalışmalardan Ar-Ge firmalarının desteği ile olanlar, küçük ya da büyük ölçekli motorların analizi ve geliştirilmesi odaklıdır. Aynı zamanda akademik olarak kullanılan simülasyon programları ve modelleme yöntemleri ile simülasyon sonuçlarının gerçek sonuçlarla olan örtüşmesi incelenir.

Modelleme; jet motorların uçuş esnasında çalışma zarflarına bağlı olarak karşılaşılabilecek problemleri minimize etmek için gereklidir. Bu çalışma düzensizliklerinin başlıcaları; ani basınç dalgalanması(surge), düzensiz çalışma(stall), yakıt azlığı sebebiyle sönme (combustor lean blowout) ve kararlı sönme(flame out) olarak sıralanabilir. Turbo jet motorların davranışları doğrusal değildir. Bu yüzden modellenmeleri ve kontrol edilebilmeleri bilinen bir problemidir. Gaz türbininin doğrusal olmayan dinamik denklemleri mühendislik prensiplerine göre geliştirilmelidir. Modelin tamamlanması için ardışık cebirsel denklemler de kullanılmalıdır. Bu denklemler, jet motorun çeşitli çalışma zarflarındaki statik davranışını simüle etmek amacıyla modelleştirilir. Simülatörler ve ölçülmüş değerlerin karşılaştırılması ile izlenen yöntemin doğruluğu kanıtlanabilir.^[2]

Geleneksel olarak; motor bileşenlerinin karakteristiklerini inceleyerek, statik türbin karakteristiklerini matematiksel olarak incelemek, durağan durum davranışlarını analiz etmemizi sağlar. Statik karakteristikler; hesaplamalar ve ölçümler sonucu geliştirilmiş polinomlar tarafından tanımlanır.^[4] Durağan durum doğrusal olmayan detaylı modeli sayesinde turbo jet motorun, verilen bir operasyon noktasındaki dinamik davranışı anlaşılabilir.

1.3 Motivasyon ve Amaç

Tez çalışması esnasında JetCentral Cheetah'ın dinamik modelinin geliştirilmesi ve analiz edilmesi ardından gereksinimlere dayalı kontrolör tasarımı yapılması hedeflenmiştir. Hafif itkili bir jet motoru üzerinde çalışmak jet motorlarının geliştirilmesi hakkında genel anlamda bir birikim oluşturmama yardımcı olmuştur.

1.4 Tezin Kapsamı

Tek kademeli kompresör ve türbine sahip bir turbo jet motorunun ve yakıt besleme ünitesinin dinamik modeli simülasyon ortamında geliştirilmiş ve çeşitli çalışma koşullarındaki davranışları analiz edilmiştir. Matematiksel model teorik olarak gerçekleştirilmiş ve dinamik model simüle edilmiştir. Çalışmanın sonunda, modeli kontrol aşamasında PI kontrolör kullanılmıştır, durağan durum davranışları ve analizleri eklerde verilmiştir. Motor hakkında literatürde daha önce bir çalışmaya rastlanmadığından ve geniş çaplı deneyler yapılamadığından, bir takım kabuller kullanılmıştır. Tez çalışması olarak geliştirilen model ve kontrolörün motora uygulanması ile yerli bir jet motor elektronik kontrol ünitesi geliştirilebilir.

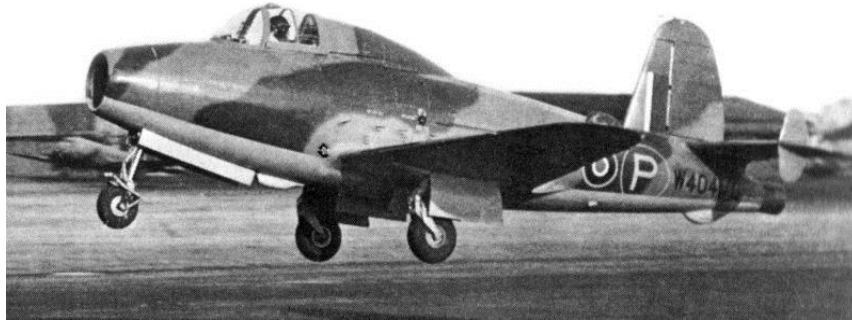
1.5 Tezin Yapısı

Bu tez içeriğinde, sistem tanıtılması 2. bölümde verilmiştir. Jet motorların çeşitleri, çalışma prensipleri ve motorun komponentleri(kompresör, yanma odası, türbin, egzoz lülesi), çalışma tarzları ve görevlerine göre bu bölümde açıklanmıştır. Ardından bölüm 2.3'te bu tez için seçilmiş jet motorun (JetCentral Cheetah) hakkında teknik özellikleri ve çalışma prosedürü ele alınmıştır. Kontrol sisteminin gereksinimleri kısaca değerlendirildikten sonra, modelleme ve analiz kısmı bölüm 3'te verilir. Öncelikle motorun yakıt besleme sisteminin matematiksel modeli geliştirilmiş ve ardından çeşitli simülasyon tabanlı programlarda test edilmiştir. Bölüm 3.2'de atmosferin ve turbo jet motorunun tüm komponentlerinin dinamik denklemleri matematiksel olarak modellenmiş ve ilişkilendirilmiştir. 4. bölümde ise kontrol sistemi gereksinimlerine karşı gerekli analizler ve çalışmalar yapılmış ve sistem testlerine dair çalışmalar gösterilmiştir. Son bölüm olan 5. bölümde ise tez çalışması sonuçları hakkında gözlemler ve yorumlar bulunmaktadır.

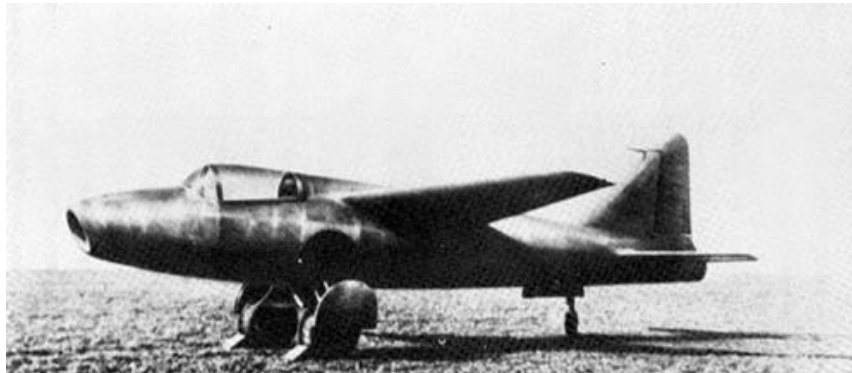
2. TURBO JET MOTOR SİSTEMİNİN TANITILMASI

2.1 Jet Motor Çeşitleri ve Çalışma Prensipleri

Jet motorları, yakın zamanlarda birbirinden bağımsız iki akademisyenin çalışmaları sonucu ortaya çıkmıştır. İngiliz Frank Whittle önemli bir tasarım yaparak jet motoru icat eden insan olmuştur. Whittle; 1928 yılında yayımladığı bir makalesinde, uçakların içten yanmalı pervaneli motorları kullanmak yerine gaz türbini ve jet itkisi gibi sistemleri kullanılabileceğine değindi. Makalenin yayımlanmasından yaklaşık bir yıl sonra gaz türbini ve jet itkisi fikirlerini birleştirerek ilk jet motorunu geliştirdi ve patent başvurusu 1931 yılında onaylandı. Ancak ilk prototip 1937’de üretildi ve 1941 yılında Gloster-Whittle E28/39, ilk uçuşunu gerçekleştirdi.^[5] Yakın zamanlarda Almanya’da da Hans Von Ohain, jet motorları üzerindeki çalışmalarını sürdürüyordu. 1934 yılında geliştirdiği motor için patent aldı ve 1939 yılında da Heinkel He118’in ilk jet motorlu uçuşu gerçekleştirildi.^[6] Birbirlerinden bağımsız olarak geliştirdikleri motorlarla ilgili çalışmalarına Amerika’da devam eden bilim adamları bugünkü havacılığa yön vermişlerdir.

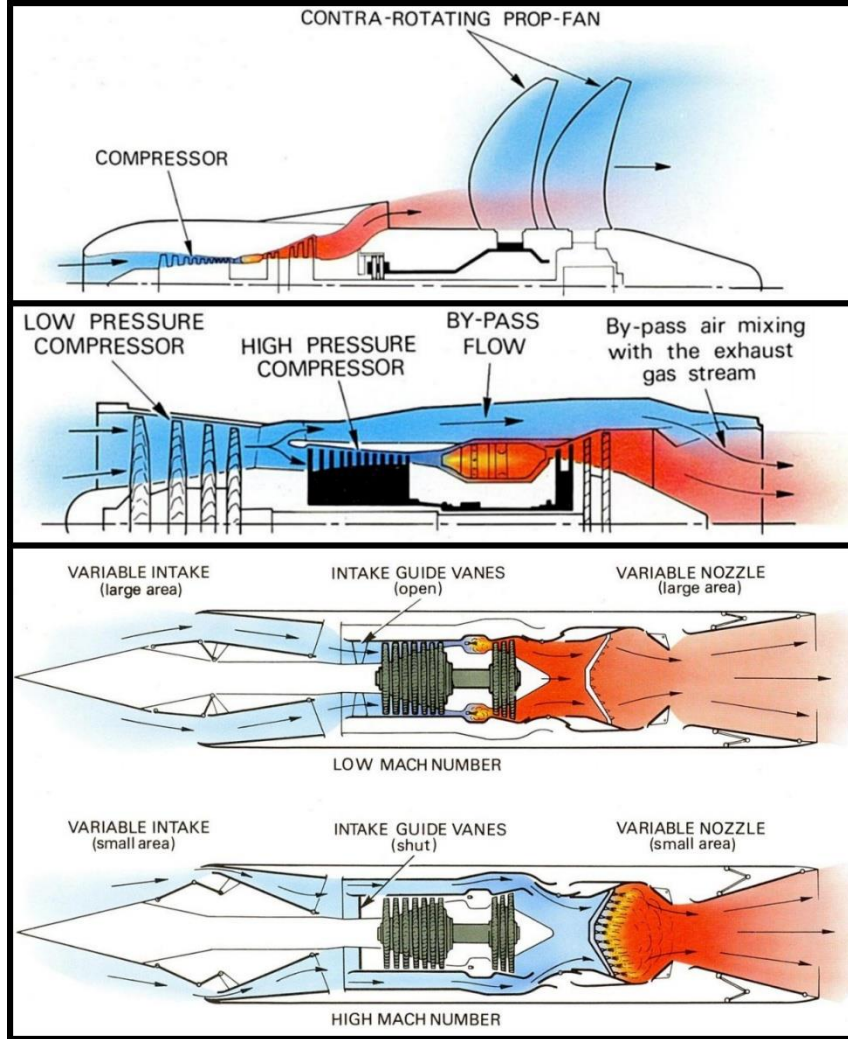


Şekil 2.1 : Gloster-Whittle E28/39 ^[5]



Şekil 2.2 : Heinkel He118 ^[6]

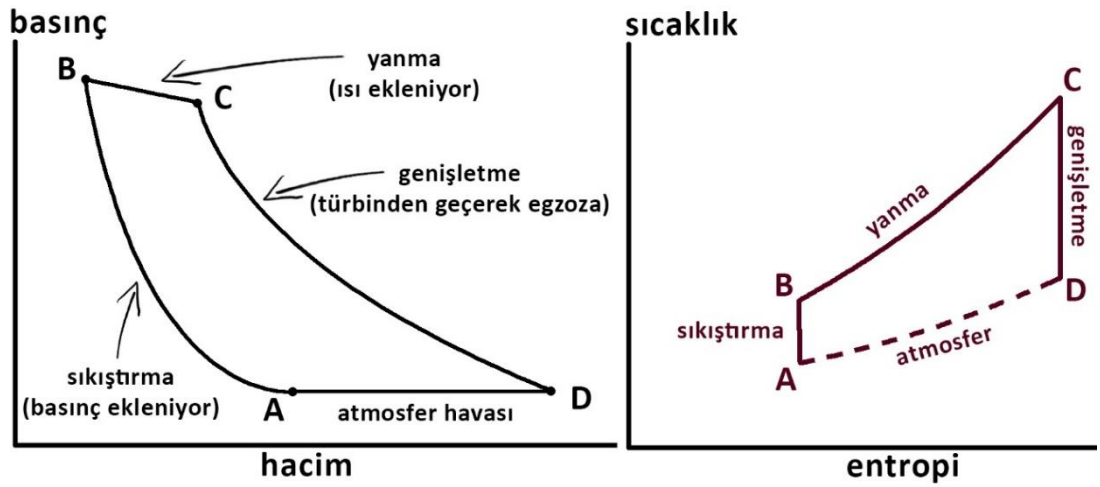
Günümüzdeki jet motorları daha hafif, daha az yakıt tüketen, daha sessiz ve daha az maliyetli olacak şekilde geliştirilmektedir. Genel olarak jet motor çeşitleri turbo prop, turbo jet, ramjet şeklinde kategorize edilebilir. Turbo jet motorları, içten yanmalı motorlara karşı çok daha az titreşim altında çalışıyor olması ve çok daha fazla itki yaratabiliyor olması gibi üstünlükleri vardır. Turbo prop motorların ise verimi pervane performansına bağlıdır.



Şekil 2.3 : Turbo prop(üst), Turbo Jet(orta), Ramjet(alt) Kesitleri^[7]

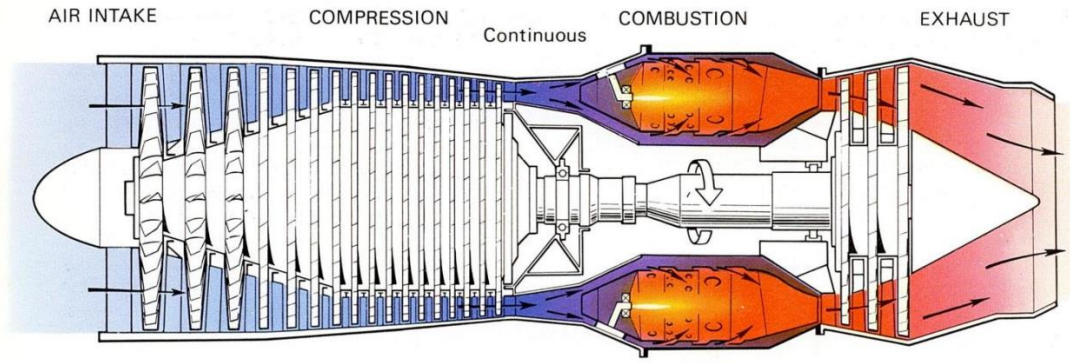
Pervane kullanımı yüzünden yüksek irtifada ve yüksek hızlarda uçamazlar. Günümüzde, özgül yakıt tüketimini azaltmak adına sivil ve askeri uçakların büyük kısmında turbo jet veya turbo fan motorlar kullanılmaktadır. Ramjet ve pulsejet olarak adlandırılan motorlar yüksek performans gerektiren füzelerde ve deneysel amaçlarla kullanılmaktadır. Motorda kompresör ve türbin bileşenleri bulunmamaktadır ve giriş alığına çarpan havanın yarattığı baskıyı kullanarak yanma

odasını basınçlandırır. Ramjet giriş alığı genişliği düşük hızlarda açık kalırken yüksek hızlarda kısıılır. Egzoz lülesinden çıkan havanın türbinler üzerinden bir emme etkisi yaparak yanma odasındaki basıncı düşürür ve motorun giriş alığından hava emmesini sağlar. Turbo Jet motoru atmosferden aldığı havayı sıkıştırıp yakıtla patlatarak ısıtan ve ısınan gazları egzoz lülesinden püskürterek itki yaratan bir ısı motorudur. İtki; motordan çıkan havanın hızı, motora giren havanın hızından yüksekse sağlanır. Jet motoru, Newton'un 3. fizik prensibi olan "Her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki vardır" yasasının bir uygulamasıdır. Yasa motora giren havanın hızlandırılarak dışarı atılması ve zıt yönde bir itiş kazanılması ile uygulanmış olur. Gazın hızlandırılması için havanın kinetik enerjisinin artırılması gerekir. Bu enerji iki adımda artırılır. İlk olarak hızla dönen kompresörler havanın basınç enerjisini artırır. İkinci olarak da yanma odasında yakıt tutuşturulması ile açığa çıkan ısı enerjisi gaza kazandırılır. Sonra yüksek enerjili yüksek miktarda gaz büyük bir hızla egzozdan motoru terk eder. Havaya uygulanmış kuvvet motor için aksi yönde bir kuvvetle sonuçlanarak motora gereken itiş kazandırır. Jet motorunun çalışma döngüsü en basit şekliyle bir hacim-basınç diyagramıyla (Brayton termodinamik döngüsü) gösterilebilir. A noktası normal atmosfer basıncındaki havayı temsil eder. Havanın, B noktasına doğru kompresörlerde sıkıştırarak basıncı artar ve hacmi azalır. Yanma esnasında sabit basınçta ısı eklenir ve hacim artar (ideal olmayan durum için basınçta azalma gösterilmiştir). Isısı yükselen hava türbinlerden geçtikten sonra egzozdan atılır. Bu esnada hacmi artar ve basıncı azalarak atmosferik basınca (D noktası) düşer.



Şekil 2.4 : Brayton Termodinamik Döngüsü

Bu süreçte hava alındıktan sonra 4 temel kademededen geçer. Alınan hava kompresörlerde sıkıştırılır. Yanma odasında yakıt püskürtülüp tutuşturularak yanma sağlanır. Hava türbinlerden geçerek enerjisinin küçük bir kısmını türbinlerin dönmesine harcar. Son olarak yüksek enerjili hava egzozla atılarak itiş sağlanır. Turbo Jet motorların bu bileşenleri incelenerek jet motoru çalışma prensibi anlaşılabilir.



Şekil 2.5 : Turbo Jet Motor Kesiti^[7]

2.2 Turbo Jet Motor Bileşenleri

2.2.1 Hava giriş alığı

Turbo jet motorlarda atmosferdeki hava, hava giriş alığından geçerek kompresöre ulaşır. Jet motorun sahip olduğu hız ve atmosferin anlık özellikleri, kompresör girişindeki havanın niteliklerini değiştirir. Aynı zamanda hava alığının aerodinamik tasarımı da verimini belirler.

2.2.2 Kompresör

Jet motorlarında havanın sıkıştırılması merkezkaç akımlı (centrifugal flow) veya eksenel akımlı (axial flow) kompresörlerle yapılır. Merkezkaç akımlı kompresör geliştirilmesi ve üretilmesi daha kolay olması ve daha sağlam ve dirençli olması açısından avantajlıdır. Eksenel akımlı kompresör ise daha fazla hava alıp daha yüksek sıkıştırma oranlarına sahip olması açısından avantajlıdır.

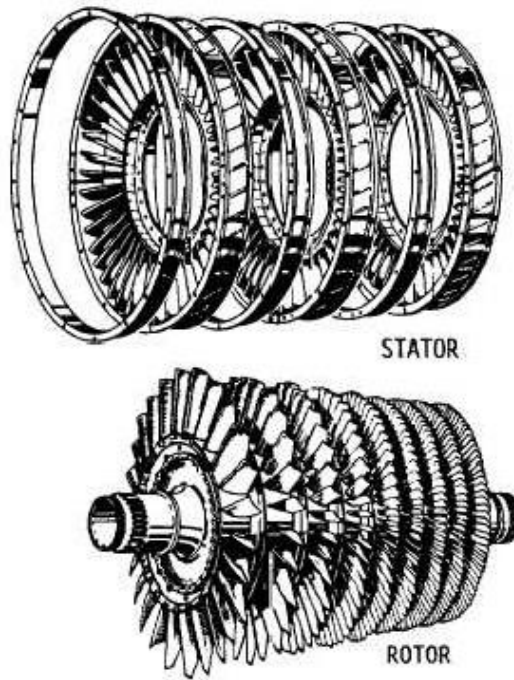
Merkezkaç akımlı kompresörün çalışma prensibi şöyledir: Çark, türbin tarafından yüksek hızlarla döndürülür ve hava sürekli olarak çarkın merkezine indüklenir. Merkezkaç kuvveti, havayı çarkın dışına hızlandırır ve basıncını artırır. Ulaşılan basınç çark hızıyla doğru orantılıdır. Çarkın dış kısmında bu hız saniyede 500

metreye kadar çıkabilir. Yüksek verim için dış lastik ile çark arası mesafe olabildiğince kısa tutulmalıdır. [8]



Şekil 2.6 : Merkezkaç Akımlı Kompresör^[8]

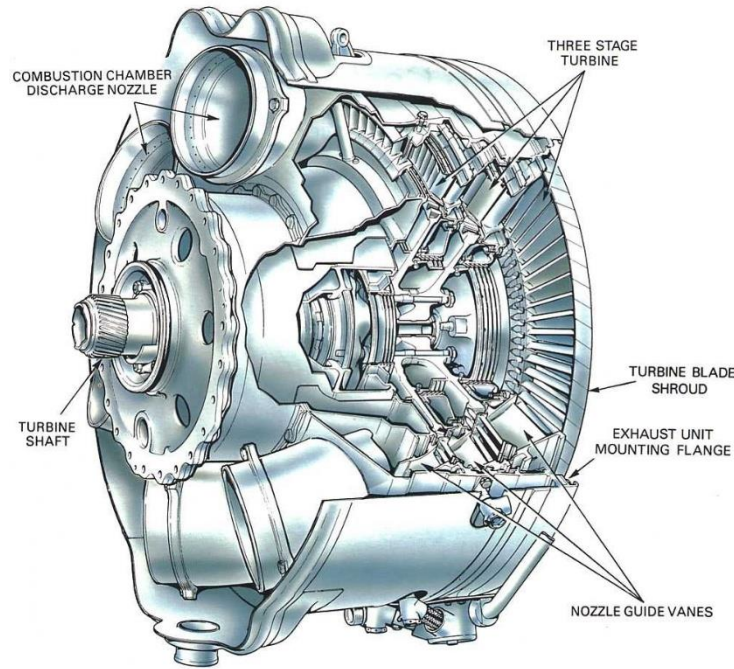
Eksenel akımlı kompresör ise birden fazla dönen kanatçıklı parçadan oluşur. Motor şaftına bağlı rotor ve motorun dış çepherine sabitlenmiş stator bir kademe oluşturur. Her kademe aldığı havayı bir sonraki kademeye iletirken basıncını artırır. Rotorun bağlı olduğu şaft, türbine de bağlı olduğundan, kompresörün ihtiyacı olan açısal hız türbin tarafından sağlanır. Hava sürekli şekilde içeri alınır ve dönen kanatçıklar tarafından hızlandırılarak basıncı artırılır. Kompresörlerde basıncı arttırılan hava yanma odasına aktarılır.



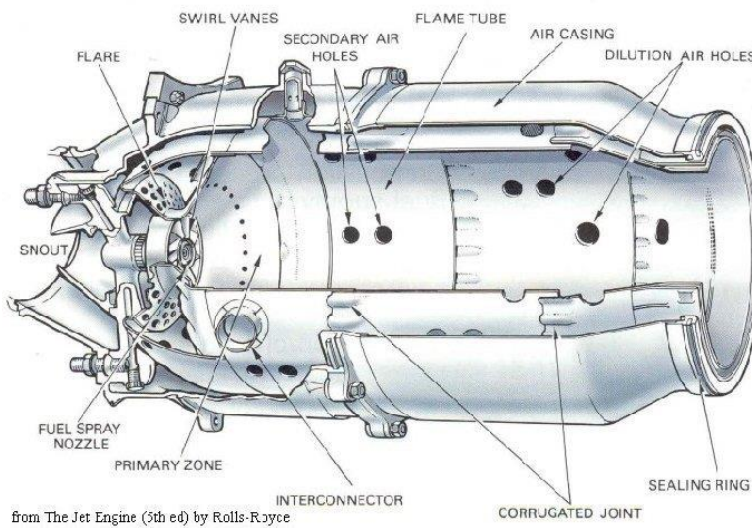
Şekil 2.7 : Eksenel Akımlı Kompresör (Rotor ve Stator)^[9]

2.2.3 Yanma odası

Yanma odasında kompresörlerden gelen yüksek basınçlı hava ile enjektörlerden püskürtülen yakıtın karışımının yanması gerçekleşir. Bu yanma sonucu oluşan sıcaklık seviyesi 1000 santigrat dereceyi aşar fakat türbin bıçaklarının dayanımı sebebiyle 1700 derece civarını aşmamalıdır.^[10] Gelen hava kompresörlerden geldiğinde 200-550 santigrat derece civarındadır ve yanma ile oluşacak sıcaklık artışının 650-1150 santigrat derece olması gerekmektedir.



Şekil 2.8 : Türbin Şaftını Çevreleyen Yanma Odası Hücreleri^[10]



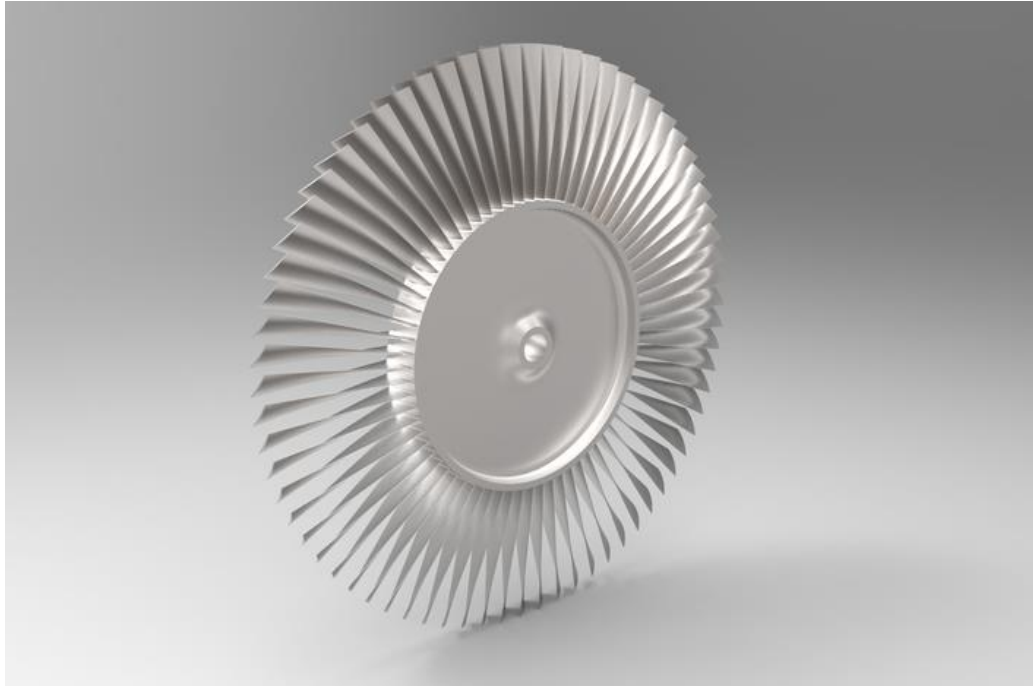
Şekil 2.9 : İzole edilmiş Yanma Odası Hücresi^[10]

Kompresörden gelen hava saniyede 150 metreye kadar hıza ulaşabilir. Bu hız yanma için fazla olduğu için ilk olarak kısmen yavaşlatılır ve statik basıncı artırılır. Yakıt hava karışımı genelde yüzde 1-2 civarlarındadır ancak yakıt çeşidine göre değişiklik gösterir. Kerosen yakıtın en verimli yanması için havada yüzde 6,6 civarında bulunması gerektiğinden, yakıt giren havanın tamamı ile değil bir kısmı ile yakılır. Bu hava, liner ile oranlı bir şekilde dağıtılır. Yakıtın havaya karıştırılması iki farklı şekilde yapılabilir. Sıklıkla kullanılan metot yakıtın enjektörler tarafından püskürtülmesidir.

Diğer metot ise yakıtın önce buharlaştırılarak havaya salınmasıdır. Havanın tutuşturulması hava gaz karışımının minimum tutuşturulma enerjisi sağlanarak yapılır. Çoğu motorda bu bir kapasitöre yüklenmiş yükün bir kıvılcımla boşalması ile yapılır. Yanan, ısısı ve hacmi yükselen hava türbinden geçerek türbinin dönmesini sağlar.

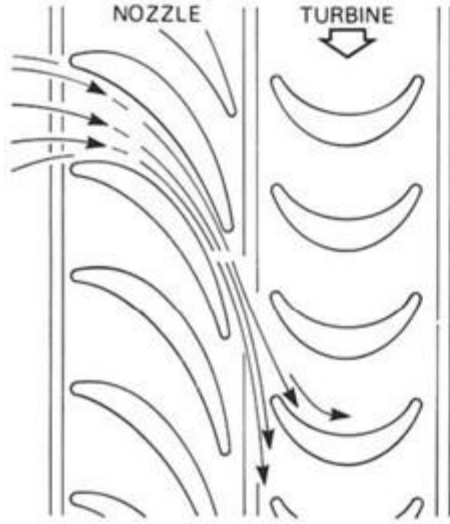
2.2.4 Türbin

Yanma odasından çıkan yüksek enerjili gaz, türbinden geçerek enerjisinin bir kısmını türbini döndürmeye harcar. Türbinin görevi kompresörün dönmesini sağlamak ve alternatör gibi diğer enerji gereksinimi olan parçalara dönme hareket enerjisi sağlamaktır.

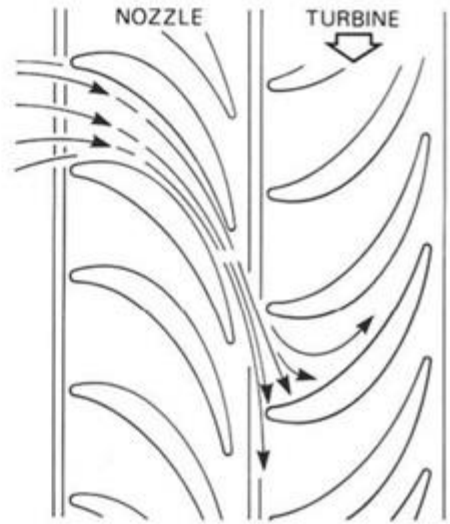


Şekil 2.10 : İzole Edilmiş Tek Türbin Tekerî^[11]

Türbin kademe sayısı motordan motora değişebilir. Yüksek sıkıştırma oranına sahip motorlar genelde yüksek ve alçak basınçlı kompresörleri ayrı olarak süren iki şaftlı türbin sistemi kullanır. Türbin enerjisini gaz türbin arası enerji transferinden alır. Termodinamik ve mekanik kayıplar sebebiyle bu transfer %100 verim ile olmaz. Yanma odasından gelen havanın, türbinlerden geçerek, egzoz lülesinden dışarı çıkarken roket itiş sağlayışı aşağıdaki şekildeki gibi olur.

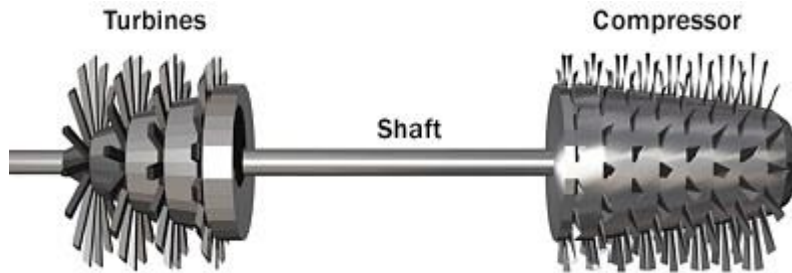


Şekil 2.12 : İtme Kanat Montajı^[13]



Şekil 2.12 : Tepki Kanat Montajı^[13]

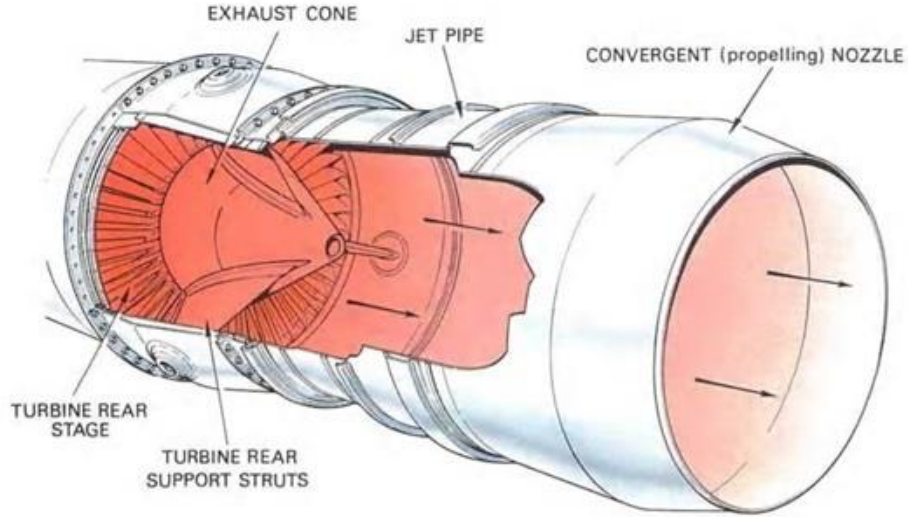
Türbinden geçen sıcak ve yüksek basınçlı hava; egzoz lülesinden çıkarken itki üretir. Aynı zamanda türbinin bıçak tasarımlarından(impulse blading – reaction blading) bağımsız olarak, türbin şaftı sayesinde kompresörü de döndürür. Açısal hız kazanmış kompresör atmosferden düşük basınçlı hava emmeye devam eder ve jet motorun yanma süreci, bu döngüde sürer. Jet motorun elektronik kontrol ünitesi ve diğer elektronik komponentlerinin ihtiyacı olan elektrik enerjisi, türbin şaftına bağlı olan jeneratör tipi bir bileşenden sağlanır.^[12]



Şekil 2.11 : Kompresör ve Türbinin Birbirine Bağlı Olduğu Şaft^[14]

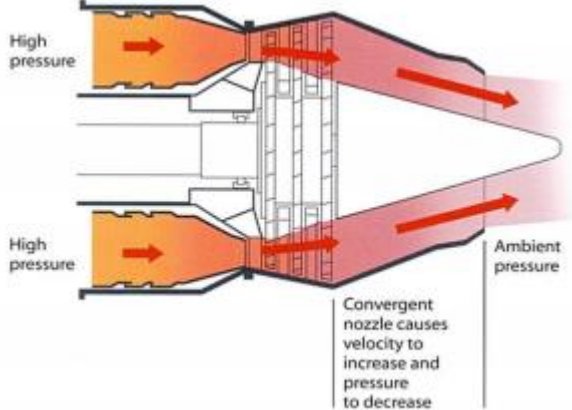
2.2.5 Egzoz lülesi

Turbo jet motorlar; türbinden geçen yüksek hızlı, yüksek hacimli ve yüksek sıcaklıklı havanın boşaltılarak ve itişin sağlandığı bir egzoz sistemine sahiptir.

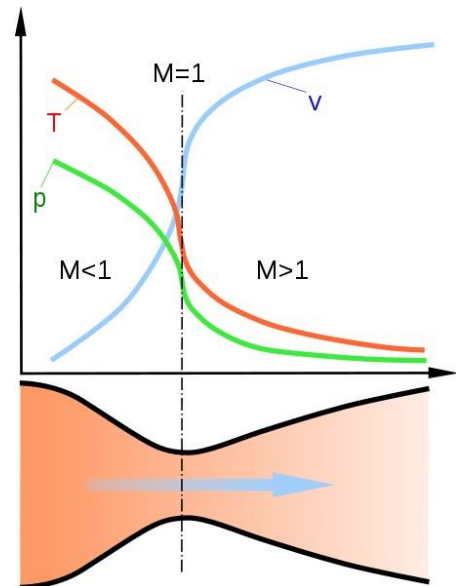


Şekil 2.12 : Turbo Jet Motor Egzoz Lülesi^[15]

Türbinde gazın azalan enerjisi; sadece kompresörü sürmek, pompalara ve jeneratöre hareket enerjisi sağlayacak kadardır. Yani gaz enerjisinin büyük kısmı egzozda itiş sağlamak üzere muhafaza edilmiştir. Egzoz sisteminin görevi gazdaki potansiyel enerjiyi kinetik enerjiye çevirmektir. Bunu başaran şey egzoz sisteminin değişken kesit geometrisine sahip silindirik şeklidir.

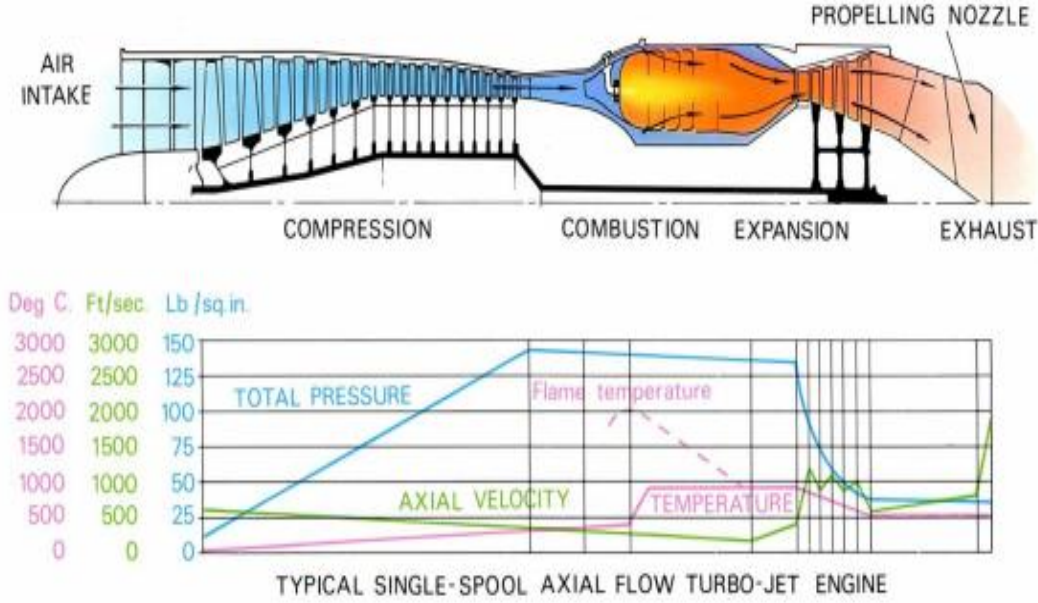


Şekil 2.14 : Bir Noktada Birleşen Egzoz Lülesi^[7]



Şekil 2.13 : Egzozdan Atılan Gazın Dinamikleri (Laval Nozzle)^[16]

Tasarımı Laval Nozzle olarak adlandırılan egzoz lülesi kesitinin verildiği diyagramda; gaz akışı hızının(v), akış yönünde hızlandığı görülmektedir. Gaz akışının Mach hızına ulaştığı an akışın basıncı(p) ve sıcaklığı(T) dramatik bir şekilde azalmıştır. Gaz akış hızının ses hızını aştığı egzoz boğazından itibaren, gazın sahip olduğu termodinamik özelliklerin atmosferdeki seviyelerine inmesi Brayton Termodinamik Döngüsü'nün D noktasına tekabül etmektedir.

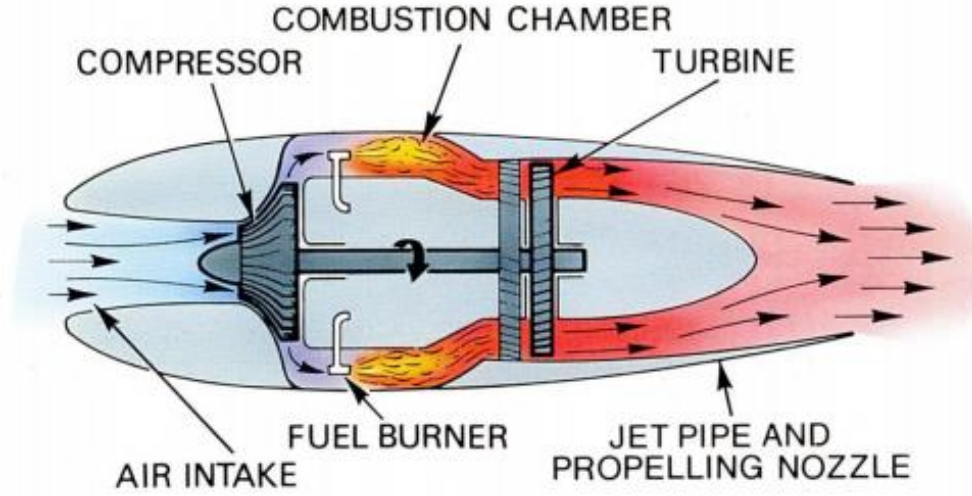


Şekil 2.15 : Turbo Jet Motor Boyunca Sıcaklık, Hız ve Basınç Değişimleri^[10]

Şekil 2-17'de Turbo Jet motorun kesiti gösterilmiş ve hava alığından egzoz lülesine kadar motor boyunca değişen sıcaklık, eksenel hız ve basıncın değişimi görülmektedir. Toplam basınç değerleri göz önüne alındığında Brayton Termodinamik Döngüsü görülebilmektedir. Kompresöre giren hava atmosfer basıncından maksimum değerine çıkarılır, ardından yanma odasının içinde patlayarak hacmi arttırılır ve bu sebeple basınç değerinde kayıp oluşur. Yanma odasından çıkan gaz türbin ve egzoz lülesi aracılığıyla dışarı atılırken basıncında radikal bir düşüş olur. Bir noktada birleşen egzoz lülesi tasarımı sayesinde dışarı akan gazın hızı, basıncı azalırken artmaya başlar. Basınç değerindeki bu kayıp ve gazın dışarı çok yüksek hızlarla atılabilmesi motora itki sağlar. Yüksek hız ve düşük basınçta egzoz lülesinden atmosfere atılan gaz, atmosfer basıncına ve normal hacmine geri döner ve döngü tamamlanmış olur.

2.3 Tezde Kullanılan Jet Motor

2.3.1 Jetcentral cheetah kero startkontrol prosedürü



Şekil 2.16 : Tek Kademeli Kompresör ve Türbinli Turbo Jet Motor Kesiti^[10]

Cheetah'nın çalışma sekansı başlatıldıktan sonraki motor kontrol prosedürü aşağıdaki adımlardan oluşmaktadır;

- Akkor buji'ye düşük voltaj verilir ve çalıştığından emin olunur, ardından buji ısınmaya başlar
- Jet motorun türbin şaftına bağlı bir BLDC motoru tarafından türbin şaft hızı ateşleme için gerekli olan 4000RPM'e çıkarılır
- Rotorun 4000RPM'de olduğu kontrol edilir ve yakıt besleme pompası düşük bir devirde çalıştırılır. Aynı anda ateşleme yakıt hattı selenoid vanası tamamen açılır ve akkor bujiye tam voltaj verilerek ateşleme başlatılır
- Egzoz sıcaklık sensöründe saniyede 6°C'lik bir artış ölçülürse ateşleme başarılı sayılır
- Egzoz sıcaklık sensörü 120°C değerini görene kadar; yakıt besleme pompası düşük devirde çalışır, ateşleme yakıt hattı vanası açık kalır ve akkor buji yüksek voltaj ve sıcaklıkta bekletilir
- Türbin şaft RPM'i 8000'e ulaştığında, ana yakıt hattı valfi açılır, ateşleme yakıt hattı kapatılır
- Yakıt besleme pompasına açık çevrimle rampa işareti verilir ve türbin şaftının rölanti devri olan 25000RPM'e çıkması beklenir

- Türbin şaftı rölanti devrine çıktıktan sonra referans kullanıcı tarafından verilmeye başlanılır. Verilen referans işareti ve RPM geribeslemesi kullanılarak, PI kontrolör ile türbin şaftı kontrol edilir.
- Türbin şaftı hızının kontrolü aşamasında, yakıt besleme pompasının hızıyla beraber yakıt hattı valfi de PWM sinyalleriyle kontrol edilir.
- Egzoz sıcaklığını istenilen aralıkta tutmak adına, üst limit olan 800°C değerini aşıldığında yakıt besleme pompasının devri düşürülür ve BLDC motor 4000RPM'de soğutma amaçlı çalıştırılır. Alt limit olan 400°C değerinin altına düşüldüğünde yakıt besleme sistemi pompasının devir hızı artırılır, aynı anda akkor buji çalıştırılır ve ateşleme yakıt hattı da açılır.
- Türbin şaftını durdur komutu geldiği zaman negatif eğimli rampa işareti ile yakıt besleme pompası durdurulur ve 60 saniye boyunca BLDC motor soğutma amaçlı çalıştırılır.

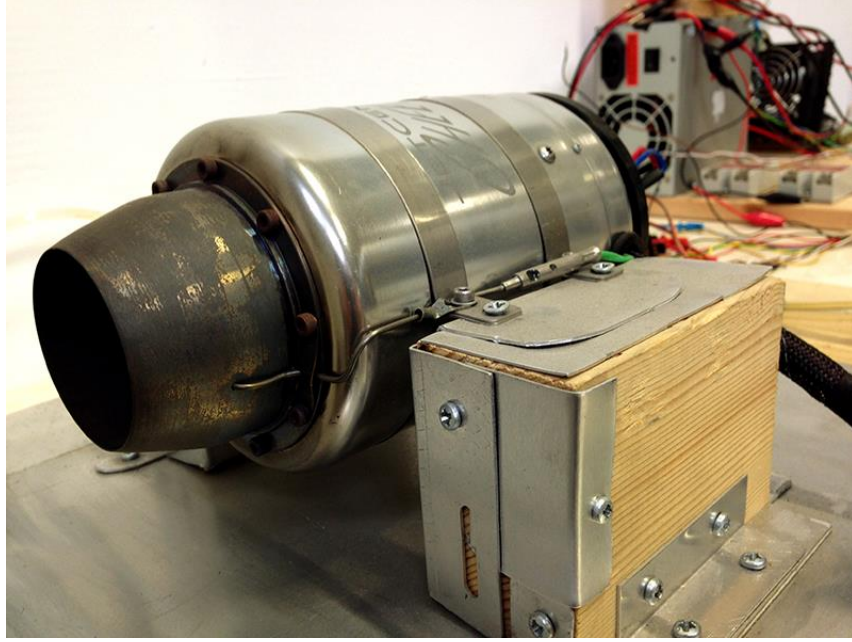
2.3.2 Jetcentral cheetah kero startteknik özellikleri

Bu tezin içinde kullanılan jet motor JetCentral Cheetah Kerosen modelidir. Jet motor, yaklaşık 25cm uzunluğunda, 1,36kg ağırlığında ve maksimum 140N itki sağlamaktadır. Türbin şaftına ilk dönme hızını vermek için bir BLDC motor bağlıdır. BLDC motor, şaft hızı ateşleme için uygun hıza getirdikten sonra devre dışı bırakılır. Cheetah; ateşleme için, ısınarak çalışan akkor bujiyi (glow plug) kullanır.

Çizelge 2.1 : JetCentral Cheetah Kerosen Teknik Özellikleri^[17]

JetCentral Cheetah Kero Start	
Maksimum İtki	14kg (31lbs) @ 130000RPM
Rölanti İtkisi	0.5kg (1.1lbs)
Ağırlık	1.36kg (3lbs) BLDC motorla beraber
Çap	102.4mm (4.031inç)
Uzunluk	249.9mm (9.838inç)
RPM aralığı	30000 - 130000
Egzoz Lülesi Sıcaklık Aralığı	500 °C - 900 °C
Yakıt Tüketimi	0.7lt/min (24.69oz/min) @ maksimum devir 0.3lt/min (10.58oz/min) @ rölanti devri
Yakıt Tipi	Jet A1 1-K Kerosen
Yağlama	2.5% ilâ 5% oranında yakıtla karıştırılmış türbin yağı
Bakım Aralığı	25 saat

Cheetah, yanma odasına yakıt pompalamak için pozitif yer değiştirmeli bir pompa kullanır. Jet motor tek kademeli merkezkaç akımlı kompresöre sahiptir ve rölanti devri 25.000 RPM’de yaklaşık 5N itki üretir. Jet motor, rölanti devrine ulaştıktan sonra radyo kontrollü referans işareti ile kontrol edilir. Motorun kontrol sistemi girdi olarak referans ve geri besleme dışında pitot tüpü sensörü ve egzoz lülesi sıcaklığı bilgisini alır.



Şekil 2.17 : JetCentral Cheetah

2.3.3 Kontrol gereksinimleri

Elektronik kontrol sistemi, referans turbo jet motor RPM değeri ile türbin şaftı üzerindeki sensörden okunan RPM değeri arasındaki farkı minimize ederek, turbo jet motorun fabrika çıkışı sertifikalanmış bütün çalışma koşullarında güvenli olarak çalışmasını sağlamayı amaçlamaktadır.

2.3.3.1 Yakıt besleme sistemi

Yakıt besleme pompası, türbin şaftının hızının kontrol edilmesinden sorumludur. Çalışma sırasında yakıt besleme pompası, kontrolör tarafından belirlenen yakıt debisi değerlerini yakalayabilmektedir. Pompadan okunan farklı devirlerdeki anlık kütle akışı hesaplanabilir, bu şekilde anlık yakıt tüketimi ve toplam tüketilen yakıt kayıt

altına alınabilir. Acil yakıt kesme istenildiği zaman pompa durdurulabilir ve ardından yakıt hattını temizlemek amacıyla kısa süre ters yönde çalıştırılabilir.

2.3.3.2 Turbo jet motor

Kontrol sistemi, turbo jet motorun bütün çalışma düzensizliklerinden uzak tutacak bir yapıya sahiptir. Bu çalışma düzensizlikleri şu şekilde sıralanabilir;

- **Stall** : Düzensiz Çalışma
- **Surge** : Ani Basınç Dalgalanması
- **Combustor Lean Blowout** :Yakıt Azlığı Sebebiyle Sönme
- **Flame Out** :Kararlı Sönme

Motoru, çalışma düzensizliklerinden koruyan kontrol yapısı 4. bölümde ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır. Kontrol sistemi, yakıt besleme pompasının hall etki algılayıcılarından aldığı devir bilgisinden hesaplanan turbo jet motorun anlık yakıt tüketim hızının, dakikada 700ml'yi aşmamasını ve ortalama yakıt tüketiminin ise dakikada 300ml'yi geçmemesini sağlamayı amaçlamaktadır. Limitlerin aşılması durumunda kontrol sistemi, türbin devrini, dakikada 700ml yakıt tüketiminin gerçekleştiği devirde sabit tutacaktır.

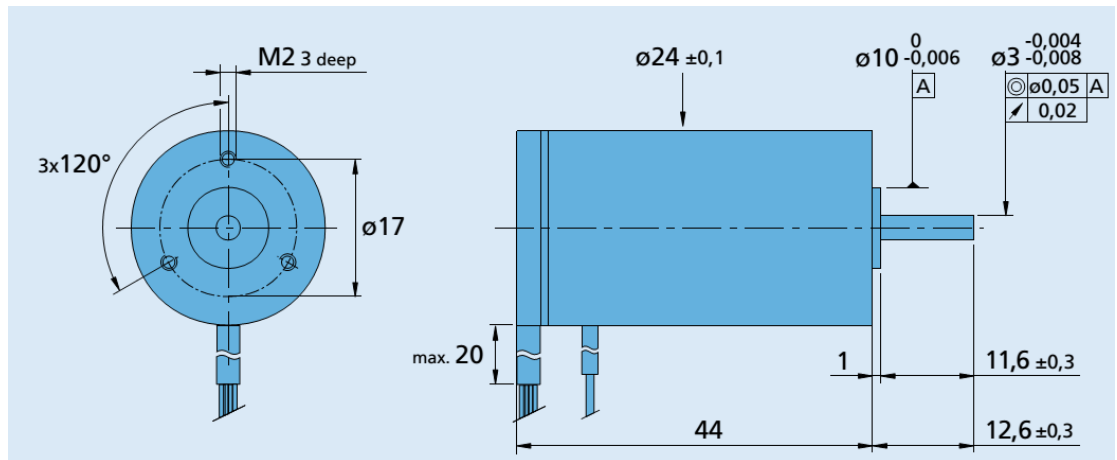
Turbo jet motorunun çalışma sekansı başlatıldıktan itibaren, kontrol sistemi, jet motorunu olabildiğince hızlı bir şekilde rölanti devrine getirecek ve verilen referans hızlarına uygun RPM'de kontrol edecektir. Türbin shaftı hız kontrolü sağlanırken verilen referans hızları için jet motorun güvenli çalışma bölgesinde kalması sağlanacaktır.

3. MODELLEME VE ANALİZ

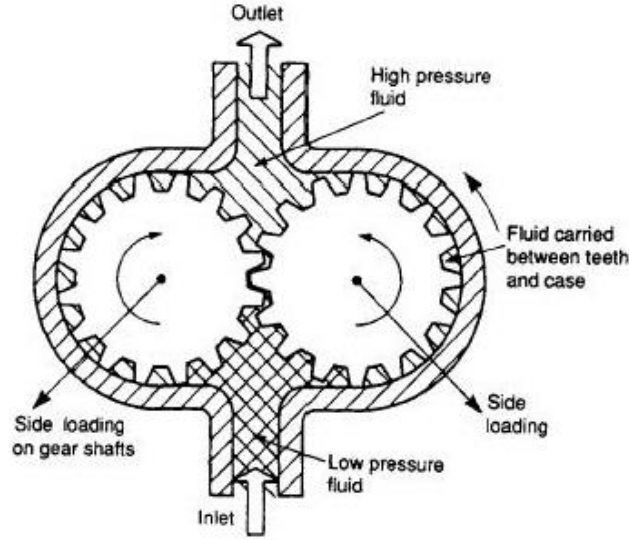
3.1 Yakıt Besleme Sistemi Modellemesi

Yakıt Besleme Sistemi; BLDC motor, pozitif yer değıştirmeli pompa, yakıt hatları ve yakıt hattı vanalarından oluşur. Sistemin simüle edilebilmesi için, bir matematiksel modelinin tanımlanıp, bilgisayar ortamına entegre edilebilmesi gerekmektedir. Bu modelin fonksiyonlarla ve parametrelerle gerçek modele benzetilmesi ile simülasyonun gerçekleşmesi mümkündür. Bu bölümde Simulink ve SimPowerSystems ile yapılan simülasyonlar birbirlerinin doğruluğunu ve uyumunu kontrol etmek için kullanışlıdır. Pozitif yer değıştirmeli pompanın hareketi BLDC motor ile sağlanacaktır. Kullanılan BLDC motor Faulhaber 2444024B'ye ait özellikler aşağıda verilmiştir.^[18]

R = 2.1	// Stator faz empedansı (Ohm)
L = 180e-6	// Stator indüktansı (H)
Kt= 9.97976e-3	// Tork sabiti (Nm/A)
Ke= 1.026	// Elektriksel sabit (V/kRPM)
J = 6.5	// Rotor ataleti (gcm²)
Ph= 3	// faz sayısı
Tm= (J*3*R)/(Ke*Kt)	// Mekanik zaman sabiti
Te= L/(Ph*R)	// Elektriksel zaman sabiti
VDC=24	// Besleme voltajı (V)



Şekil 3.1 : Faulhaber 2444024B Teknik Çizim^[18]



Şekil 3.2 : Pozitif Yerdeğiştirmeli Pompa^[36]

Yakıt Besleme Sistemi'nin simüle edilebilmesi için, bir matematiksel modelinin Simulink'te tanımlanıp, entegre edilebilmesi gerekmektedir. Simulink aşaması gerçekçi bir simülasyon seviyesinde değildir ancak oldukça benzetilmiş bir sistem modeli olarak düşünülebilir.

4444024B'nin Simulink modelini çıkarılması için bir matematiksel model geliştirilmiştir. Bu matematiksel modelin çıkarım aşamaları aşağıdaki gibidir.^[19]

Mekanik zaman sabiti;

$$\tau_m = \sum \frac{RJ}{K_e K_t} = J \frac{\sum R}{K_e K_t} \quad (3.1.1)$$

3 faz olduğundan;

$$\tau_m = \frac{3RJ}{K_e K_t} \quad (3.1.2)$$

Faz etkileri dolayısıyla;

$$\tau_m = \frac{3R_\phi J}{K_t \left(\frac{K_{eL-L}}{\sqrt{3}} \right)} = \frac{3R_\phi J}{K_e K_t} \quad (3.1.3)$$

$$K_e = \frac{K_{eL-L}}{\sqrt{3}} (V_{sec}/rad) \quad (3.1.4)$$

Elektriksel zaman sabiti;

$$\tau_e = \sum \frac{L}{R} = \frac{L}{3R} \quad (3.1.5)$$

Transfer Fonksiyonu;

$$G(s) = \frac{1/K_e}{(\tau_m \tau_e)s^2 + \tau_m s + 1} \quad (3.1.6)$$

$$R = R_\phi = 2,1\Omega$$

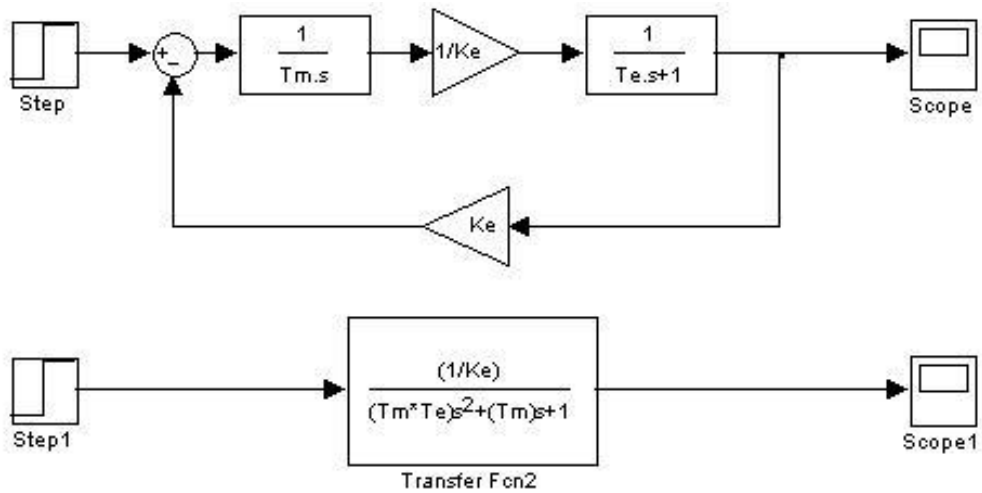
$$J = 0,00000065 \text{ kgm}^2$$

$$K_t = 0,00997976 \text{ Nm/A}$$

$$K_e = 1,026 \text{ V/kRPM} = 0,0098 \text{ Vsec/rad}$$

$$\tau_e = \frac{L}{3R} = \frac{0,000179}{3 \times 2,1} = 2,8571e - 05$$

$$\tau_m = \frac{3 \times 2,1 \times 0,00000065}{0,0098 \times 0,0000097976} = 41,8809$$



Şekil 3.3 : Simulink Blok Diyagramı

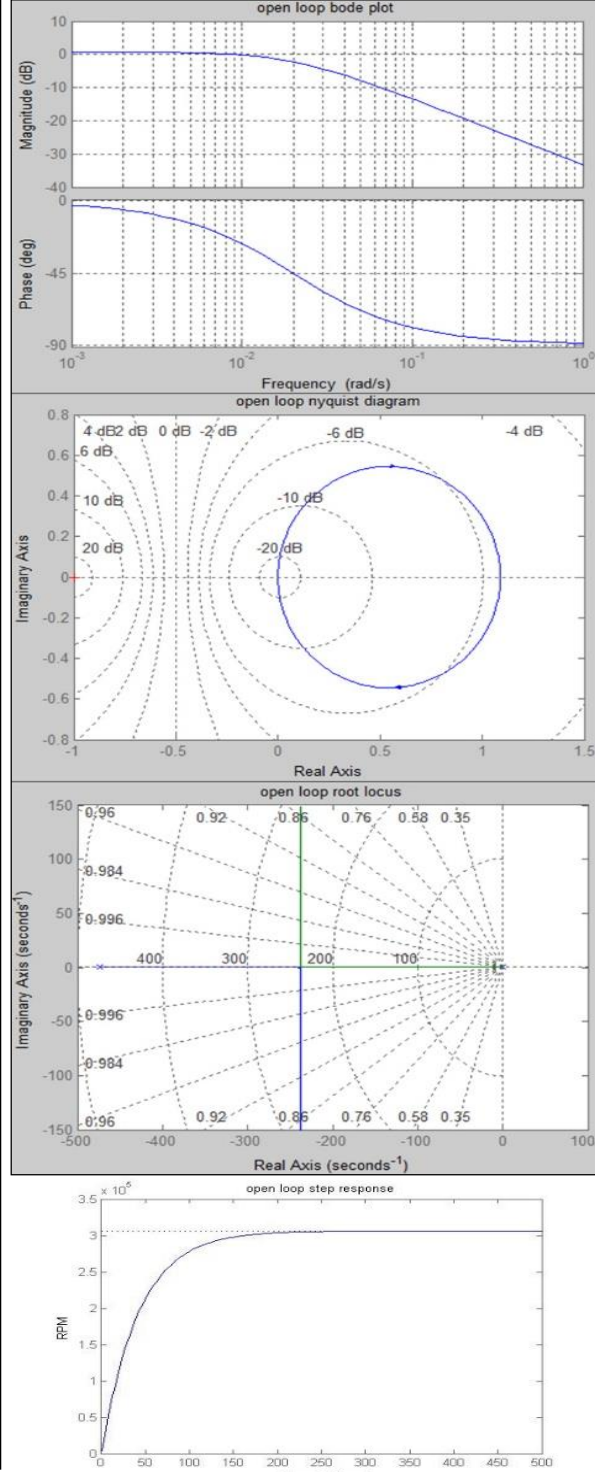
Geliştirilen matematiksel model ve 2444024 BLDC motorunun parametreleri kullanılarak bir Simulink simülasyonu hazırlanmıştır. Sistemin kararlı köklerinin ve basamak referansına karşı cevabı gibi bilgilerin görülebilmesi için Simulink'e; Root-Locus, Nyquist, Step Response ve Bode Plot grafikleri çizdirilmiştir.

```
R = 2.1
L = 180e-6
Kt= 0.00997976e-3
Ke= 1.026 * 0.009549285
J = 0.00000065
Ph= 3
Tm= (J*3*R) / (Ke*Kt)
Te= L / (Ph*R)

% R = Ohm
% L = H
% Kt = mNm/A
% Ke = V/kRPM
% V/kRPM * 0.009549285 =
vsecs/rad
% J = Kgm^2
% Ph = faz sayısı
% Tm = Mekanik zaman sabiti
% Te = elektriksel zaman
sabiti
% Transfer Function
G = tf([1/Ke],[Tm*Te Tm 1]);

% Plots of the Step input
figure;
step(G*3000, 500);
title('open loop step
response');
xlabel('Time (secs)');
ylabel('RPM');
% Plots the Root-Locus
figure;
rlocus(G);
title('open loop root
locus');
grid on;
% Plots the Nyquist diagram
figure;
nyquist(G);
title('open loop nyquist
diagram');
grid on;
% Plots the Bode Plot
figure;
bode(G);
title('open loop bode plot')
grid on;
```

Şekil 3.4: Simulink Modeli Kodu

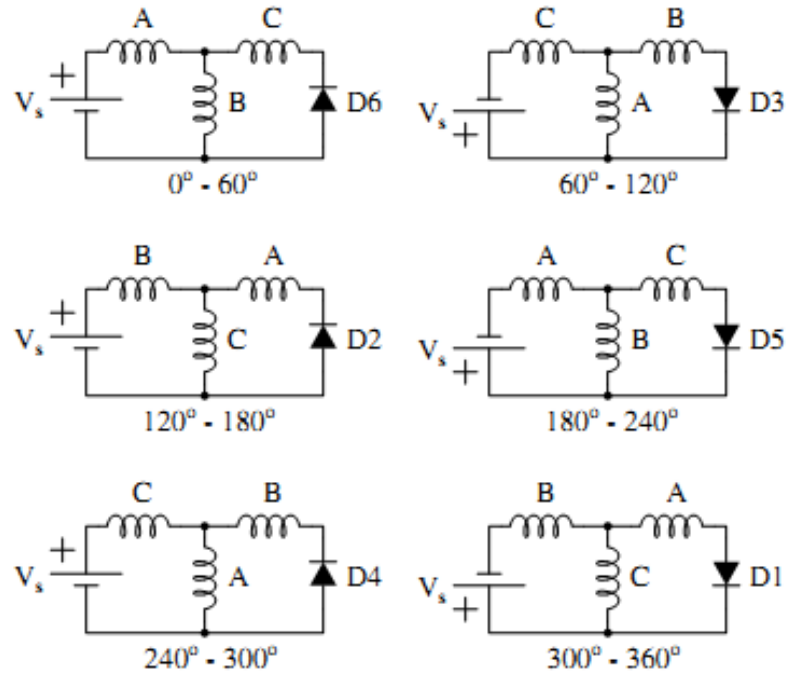


Şekil 3.5: Simulink Sistem Grafikleri

SimPowerSystems, Matlab'ın altında bulunan, içindeki bileşenlerle modelleme yapılmasına izin veren bir programdır. SimPowerSystems ile genel bir BLDC motor taslağı geliştirilmiş, 2444024B motorunun parametreleri sisteme uygulanmış ve motorun istenilen yerlerine koyulan sensörlerle RPM, tork gibi bilgiler elde edilmiştir.

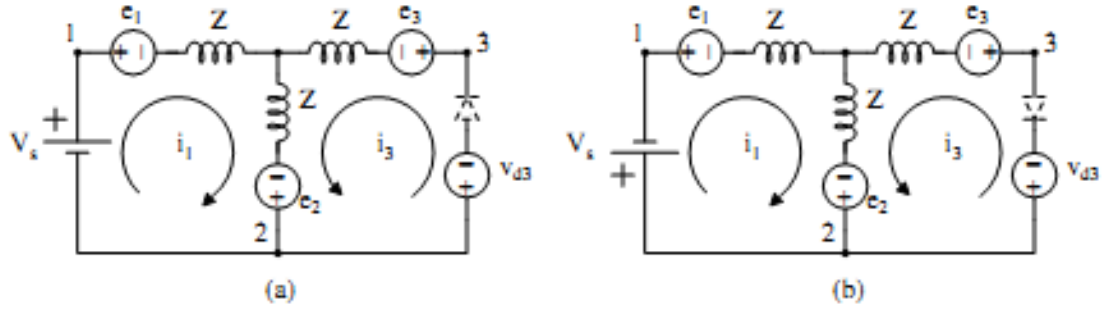
Ancak motorun elektromekanik modeli tasarlanmış olsa da, pompanın motora karşı uygulayacağı bozucu kuvvetler ve parametreler de vardır. Pompanın sahip olduğu; mekanik atalet, yük ataleti, akışkan sürtünmesi, şaft statik sürtünmesini temsil eden parametreler, modele bozucu olarak eklenmiştir.

Model sürücüsü, 6 adımlı bir inverter sayesinde her 60 derecelik aralıkta farklı bir devreye sahipmiş gibi davranır. Her 60 derecelik aralık için değişen devre yapısı yandaki şemada gösterilmiştir.^[20]



Şekil 3.6 : Her 60 derecede devre konfigürasyonları^[22]

Diyot akımı sıfırdan farklı olduğunda v_{d3} değeri sıfır olur, fakat diyot akımı sıfıra eriştiği zaman v_{d3} diğer zaman aralığı başlayana kadar akımı sıfırda tutmaya zorlayacak kadar bir voltaj üretir. v_{d3} değeri, i_3 akımı voltaj kaynağının bir fonksiyonu olarak yazılıp sıfıra eşitlenerek hesaplanabilir.^[21,23]



Şekil 3.7 : Devre Topolojileri^[22]

Topoloji (a) için fazdan faza voltaj;

$$i_3 \neq 0 \rightarrow \begin{cases} v_{12} = V_s \\ v_{23} = 0 \\ v_{31} = -V_s \end{cases} \quad (3.1.7)$$

$$i_3 = 0 \rightarrow \begin{cases} v_{12} = V_s \\ v_{23} = \frac{1}{2}(-V_s + e_1 + e_2 - 2e_3) \\ v_{31} = \frac{1}{2}(-V_s - e_1 - e_2 + 2e_3) \end{cases} \quad (3.1.8)$$

Topoloji (b) için fazdan faza voltaj;

$$i_3 \neq 0 \rightarrow \begin{cases} v_{12} = -V_s \\ v_{23} = 0 \\ v_{31} = V_s \end{cases} \quad (3.1.9)$$

$$i_3 = 0 \rightarrow \begin{cases} v_{12} = -V_s \\ v_{23} = \frac{1}{2}(V_s + e_1 + e_2 - 2e_3) \\ v_{31} = \frac{1}{2}(V_s - e_1 - e_2 + 2e_3) \end{cases} \quad (3.1.10)$$

Topoloji (a) inverter çıkış akımı;

$$i_3 \neq 0 \rightarrow \begin{cases} u_{12} = v_{12} - (e_1 - e_2) = V_s - e_1 + e_2 \\ u_{23} = v_{23} - (e_2 - e_3) = -e_2 + e_3 \\ u_{31} = v_{31} - (e_3 - e_1) = -V_s - e_3 + e_1 \end{cases} \quad (3.1.11)$$

$$i_3 = 0 \rightarrow \begin{cases} u_{12} = v_{12} - (e_1 - e_2) = V_s - e_1 + e_2 \\ u_{23} = v_{23} - (e_2 - e_3) = \frac{1}{2}(-V_s + e_1 - e_3) \\ u_{31} = v_{31} - (e_3 - e_1) = \frac{1}{2}(-V_s + e_3 - e_2) \end{cases} \quad (3.1.12)$$

Topoloji (b) inverter çıkış akımı;

$$i_3 \neq 0 \rightarrow \begin{cases} u_{12} = v_{12} - (e_1 - e_2) = -V_s - e_1 + e_2 \\ u_{23} = v_{23} - (e_2 - e_3) = -e_2 + e_3 \\ u_{31} = v_{31} - (e_3 - e_1) = V_s - e_3 + e_1 \end{cases} \quad (3.1.13)$$

$$i_3 = 0 \rightarrow \begin{cases} u_{12} = v_{12} - (e_1 - e_2) = -V_s - e_1 + e_2 \\ u_{23} = v_{23} - (e_2 - e_3) = \frac{1}{2}(V_s + e_1 - e_3) \\ u_{31} = v_{31} - (e_3 - e_1) = \frac{1}{2}(V_s + e_3 - e_2) \end{cases} \quad (3.1.14)$$

şeklinde hesaplanabilir.

3 fazlı BLDC motor 4 denklem ile matematiksel olarak modellenenebilir^[23] :

$$v_{ab} = R(i_a - i_b) + L \frac{d}{dt}(i_a - i_b) + e_a - e_b \quad (3.1.15)$$

$$v_{bc} = R(i_b - i_c) + L \frac{d}{dt}(i_b - i_c) + e_b - e_c \quad (3.1.16)$$

$$v_{ca} = R(i_c - i_a) + L \frac{d}{dt}(i_c - i_a) + e_c - e_a \quad (3.1.17)$$

$$T_e = k_f w_m + J \frac{dw_m}{dt} + T_l \quad (3.1.18)$$

v , i ve e sembolleri sırasıyla fazlar arası voltajı, faz akımını ve back emf i temsil eder. Direnç R ve indüktans L faz başına olan değerlerdir. T_e ve T_l elektriksel tork ve yük torkudur. J rotor eylemsizlik momenti k_f sürtünme katsayısı, w_m rotor açısal hızıdır. k_e ve k_t sırasıyla back emf ve tork sabiti olmak üzere back emf ve elektriksel tork şu şekilde yazılabilir:

(3.1.19)

$$e_a = \frac{k_e}{2} w_m F(\theta_e)$$

(3.1.20)

$$e_b = \frac{k_e}{2} w_m F\left(\theta_e - \frac{2\pi}{3}\right)$$

(3.1.21)

$$e_c = \frac{k_e}{2} w_m F\left(\theta_e - \frac{4\pi}{3}\right)$$

(3.1.22)

$$T_e = \frac{k_t}{2} (F(\theta_e) i_a - F\left(\theta_e - \frac{2\pi}{3}\right) i_b - F\left(\theta_e - \frac{4\pi}{3}\right) i_c)$$

Elektriksel açı θ_e , rotor açısı ile kutup çifti sayısının çarpımına eşittir ($\theta_e = \frac{p}{2} \theta_m$).

f fonksiyonu back emf'in trapezoidal dalgasını verir. Bir periyodu şu şekilde ifade edilebilir:

$$f(\theta_e) = \begin{cases} 1 & 0 \leq \theta_e < \frac{2\pi}{3} \\ 1 - \frac{6}{\pi} \left(\theta_e - \frac{2\pi}{3} \right) \frac{2\pi}{3} & \frac{2\pi}{3} \leq \theta_e < \pi \\ -1 & \pi \leq \theta_e < \frac{5\pi}{3} \\ -1 + \frac{6}{\pi} \left(\theta_e - \frac{5\pi}{3} \right) \frac{5\pi}{3} & \frac{5\pi}{3} \leq \theta_e < 2\pi \end{cases} \quad (3.1.23)$$

Uygun bir Matlab Simulink uygulaması için ilk 4 denklemin state space formunda yazılması gerekir. State Space gösterimine uygun yazılmaları için modifiye edilmeleri gerekmektedir. Her faz voltajı diğer voltajların doğrusal kombinasyonu olduğundan sadece 2 voltaja ihtiyaç vardır. Bir denklem sistemden atılarak ve $i_a + i_b + i_c = 0$ denklemi kullanılarak voltaj denklemleri ikiye indirilebilir ve değişken sayısı bir azaltılmış olur.

$$v_{ab} = R(i_a - i_b) + L \frac{d}{dt}(i_a - i_b) + e_a - e_b \quad (3.1.24)$$

$$v_{bc} = R(i_b - i_c) + L \frac{d}{dt}(i_b - i_c) + e_b - e_c - \frac{R}{L} \quad (3.1.25)$$

Bu durumda state space matris denklemi;

$$\begin{pmatrix} i_a' \\ i_b' \\ w_m' \\ \theta_m' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{R}{L} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{R}{L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{k_f}{L} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} i_a \\ i_b \\ w_m \\ \theta_m \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{2}{3L} & \frac{1}{3L} & 0 \\ -\frac{1}{3L} & \frac{1}{3L} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_{ab} - e_{ab} \\ v_{bc} - e_{bc} \\ T_e - T_L \end{pmatrix} \quad (3.1.26)$$

$$\begin{pmatrix} i_a' \\ i_b' \\ w_m' \\ \theta_m' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 00 \\ 0 & 1 & 00 \\ -1 & -1 & 00 \\ 0 & 0 & 10 \\ 0 & 0 & 01 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} i_a \\ i_b \\ w_m \\ \theta_m \end{pmatrix} \quad (3.1.27)$$

şeklinde hesaplanabilir.

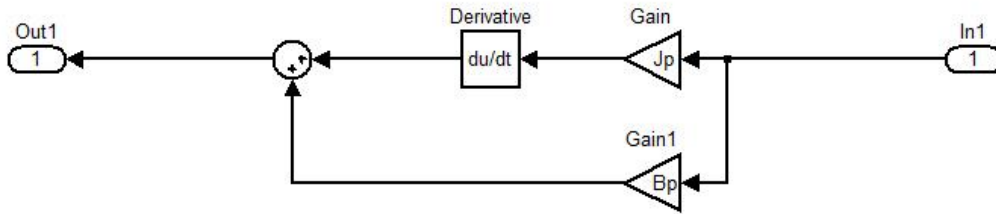
Aşağıda, BLDC modelinin SimPowerSystems Permanent Magnet Synchronous Machine parametreleri görülmektedir. Referans olarak 3000 RPM alınmış ve motor 24VDC bus voltajı ile beslenmiş, 20VDC ve 28VDC değerleri motorun sağlığı için limit belirlenerek filtrelenmiş ve dalgalanmadan kaçınılmıştır. Ayrıca modelde kullanılan mantık kapıları (logic gate) pozisyon sensörlerini temsil etmektedir. Bu durumda inverter'a pozisyon bilgisi verilebilmesi sağlanmıştır. Geri çevrimde hız bilgisi alınmış ve regülatörle birleştirilmiştir.

Stator phase resistance Rs (ohm):	2.1
Stator phase inductance Ls (H)	179e-6
Machine constant	
Specify:	Voltage Constant (V_peak L-L / krpm)
Flux linkage:	0.11475
Voltage constant:	1.026
Torque constant:	0.91800176
Back EMF flat area (degrees):	120
Inertia, viscous damping, pole pairs, static friction [J(kg.m^2) F(N.m.s) p() Tf(N.m)]:	[65e-8, 1e-6 2 35e-9]
Initial conditions [wm(rad/s) thetam(deg) ia,ib(A)]:	[0,0, 0,0]

Number of phases:	3
Back EMF waveform:	Trapezoidal
Mechanical input:	Torque Tm
Measurement output	
☐ Use signal names to identify bus labels	

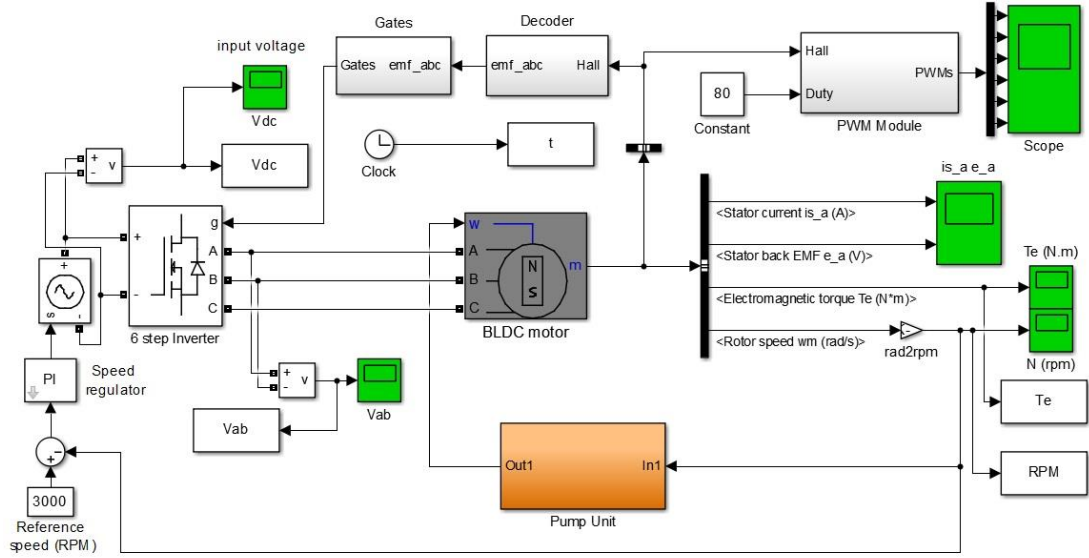
Şekil 3.8 : 2444024B Parametreleri

BLDC motorun mekanik kısmı ise atalet ve sönümleme (sırasıyla Jp ve Bp) olarak tanımlanmıştır. Pompa modelinin tüm modele etkileyen mekanik müdahalesi, basit bir Jp-Bp modeli ile temsil edilebilmektedir. Pozisyon kontrolü yapılmayacağı ve yüksek hızlardaki akışkan dinamikleriyle karşılaşılacağından, pompa mekanik modeli aşağıdaki şekilde gösterildiği gibi temsil edilebilir.



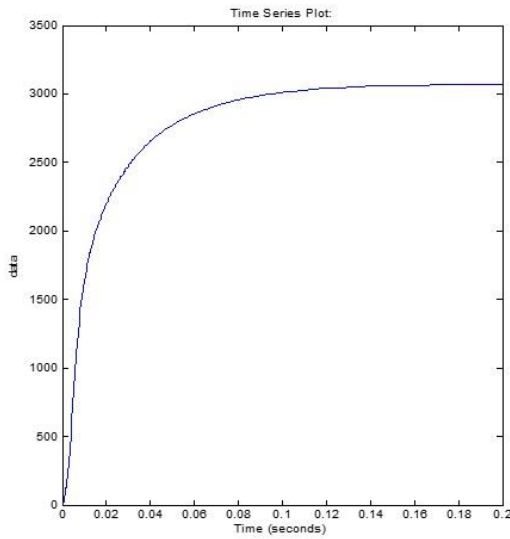
Şekil 3.9 : Pozitif Yer Değiştirmeli Pompa Mekaniği

BLDC simülasyonunun bu aşamasında pompanın sağlayacağı bu bozucu kuvvetlerin ve parametrelerin yerine buna bağdaştırılabilir bir mekanik yük modeli koyulmuştur. Pompanın sönüm oranı 1000RPM'de 0.10 ve 7000RPM'de 0.15 olarak ölçülmüş ancak bu fark modelde ihmal edilmiştir. Pompanın yükü BLDC modeline mekanik bozuntu olarak eklenmiştir.

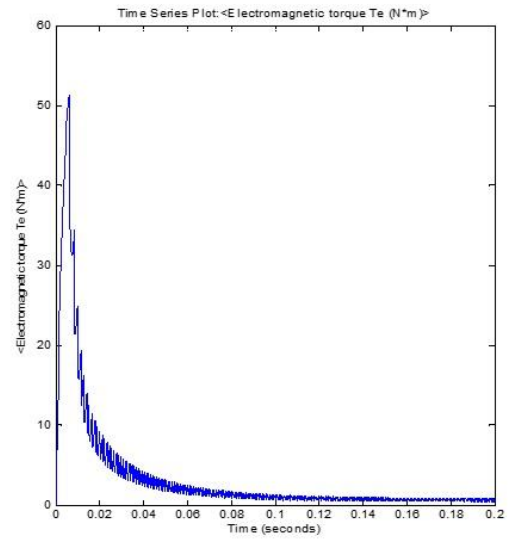


Şekil 3.10 : SimPowerSystem BLDC Modeli

Yukarıdaki şekillerde modeli geliştirilen 2444024B motorunun, pozitif yer değiştirmeli pompaya bağlı iken alınan grafikleri görülmektedir. Motora verilen 3000RPM referans işareti ile motorun sarımlarında oluşan elektromanyetik torkta ani bir artış ve ardından devir arttıkça torkun nominal seviyeye düşüşü gözlemlenebilmiştir.



Şekil 3.11 : Motorun Oluşturduğu RPM Grafiği



Şekil 3.12 : Motorun Oluşturduğu Elektromanyetik Tork

Ek olarak yakıt hattına bağı vanaların hızlı bir frekansla kapatılıp açılması ile PWM kontrolü yapılmasıyla beraber, yanma odasına giden yakıtın kontrolü sağlanabilir. Kullanılacak olan BLDC motor, pompa RPM referansı ve yüksek PWM frekansı ile kontrol edilebilir.

Yük altında yapılacak olan hız kontrolü ise pozitif yer değiştirmeli pompanın debisini direk olarak etkileyeceğinden çok önemli bir konuma sahiptir. Motorun sahip olunan yük karşısında, kontrollü bir torkta, istenilen hızda dönebilmesini sağlayacak kontrol parametreleri simülasyon aşamasında uygulanmıştır ancak testlerde modifikasyona gerek duyulmuştur. Test aşamasında PWM kontrolü yapılırken olacak olan voltaj değişikliklerinde yaşanacak enerji kayıpları, yüksek hızda çalışılması koşulu altında doğrusal yürütme ile (linear power stage) kontrol edilerek minimize edilebilir. Eğer bu başarılırsa sistemin veriminin artmasıyla ilintili olarak beraber pil ömrü uzayacaktır.

3.2 Turbo Jet Motor Modellemesi

Turbo jet motorlar genel anlamda standart bir sekans içerisinde çalışmaktadırlar. Tezde kullanılan JetCentral Cheetah motorunun çalışma sekansı ise standart prosedür ile küçük farklılıklar içermektedir.

Hava alığından giren hava kompresör tarafından emilir, ısıtılır ve basınçlandırılır. Yüksek basınçlı hava yanma odasına girerken kerosen ile karıştırılır ve akkorlu buji ile enerji iletilerek ateşlenir. Ateşleme sonrasında yakıt/hava karışımının enerjisi artar ve türbini hızla döndürmeye başlar. Türbin şaftı sahip olduğu ataletle bağı olarak kompresörü daha da hızlandırır ve kompresörün basınçlandırma oranını arttırır. Türbinden geçen yüksek basınçlı sıcak hava, egzoz lülesinden geçerek çıkarken basıncını ve sıcaklığını kaybeder ancak gaz, yüksek bir momentuma sahip olur. Giren hava ile atılan hava arasındaki momentum farkı itkiyi oluşturur.

Motorun bu sekansı matematiksel olarak modellenmiş, durağan ve geçiş çalışma koşulları altındaki tepkisi ve performansı analiz edilmiştir. Turbo jet motorunun davranış karakteristiğini belirlemek için Matlab ortamında turbo jet gibi davranacak olan basitleştirilmiş bir model oluşturulmuştur.

3.2.1 Turbo jet motor matematiksel modeli

Tezin bu bölümünde, jet motora ait farklı çalışma koşullarındaki durağan ve geçiş durumları davranışlarının analiz edilmesi amacıyla bir matematiksel model geliştirilmiştir. Modelin gerçekleştirilmesine dair literatürde bulunan belli başlı varsayımlar modele uygulanmış, GasTurb GmbH firmasının Smooth serisi kullanılarak kompresör haritası ve türbin haritası çıkarılmış ve jet motorun her bileşeninin matematiksel tanımlanması yapılmıştır.

Dinamik ve basitleştirilmiş bir model geliştirme aşamasında sistem tanımı, karşılaşılan bir problemdir. Sistem tanımlaması sürecinde bir takım fizik kuralları uygulanmış ve bir takım kabuller yapılmıştır. Jet motorun dinamik denklemlerini bulmak amacıyla belli başlı muhafaza yasaları kullanılmıştır. Momentumun korunumu, enerjinin korunumu, devamlılığın korunumu ve durum denklemleri kullanılarak doğrusal olmayan diferansiyel denklemler elde edilmiştir.

Düşük seviyeli bir dinamik model elde etmek adına birtakım basitleştirmeler kabul edilmiştir.^[24]

- Jet motorun sahip olduğu her bir bileşende sabit fiziksel ve kimyasal özellikler olduğu kabul edilmiştir. Bu nitelikler; sabit basınç ve sabit sıcaklıkta sabit özgül ısı, gaz sabiti şeklinde sıralanabilir.
- Isı aktarımı, ısı iletimi, sıcaklık ışıması gibi sıcaklık kayıpları ihmal edilmiştir.
- Hava alığı için sabit basınç kaybı oranı kabul edilmiştir.
- Kompresör için;
 - Sabit kütleli akış daimi kabul edilmiştir

$$\dot{m}_{cp,in} = \dot{m}_{cp,out} = \dot{m}_{cp} \quad (3.2.1)$$

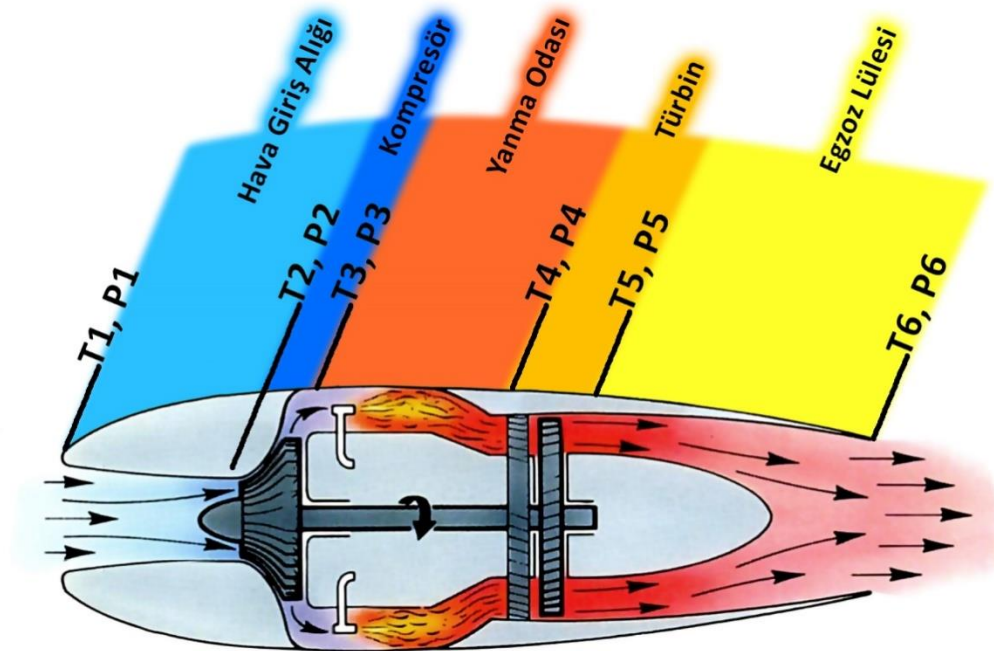
- Enerji depolama etkisi ihmal edilmiştir
- Sızdırma valfi ihmal edilmiştir.

- Yanma Odası için;
 - Sabit basınç kaybı sabiti kullanılmıştır
 - Değişken verim değerleri ihmal edilmiştir
 - Yakıtın entalpisi ihmal edilmiştir

- Türbin için;
 - Sabit kütleli akış daimi kabul edilmiştir

$$\dot{m}_{tb,in} = \dot{m}_{tb,out} = \dot{m}_{tb} \quad (3.2.2)$$

- Enerji depolama etkisi ihmal edilmiştir
- Motor kesitindeki belli başlı noktalar tanımlanmış ve buralara sıcaklık ve basınç sensörleri koyulmuştur;
 - Giriş alığı (1), kompresör girişi (2), kompresör çıkışı - yanma odası girişi (3), yanma odası çıkışı - türbin girişi (4), türbin çıkışı (5), egzoz lülesi çıkışı (6)



Şekil 3.11 : Jet Motor Modelindeki Ölçüm Noktaları

3.2.1.1 Atmosfer ve giriş hava alığı

Hava giriş alığındaki özgül ısı katsayıları dinamik denklemlere sahiptir. Bu denklemler arama tabloları yardımıyla elde edilebilecekleri gibi, dinamik polinom denklemleriyle de modellenenir. Kullanılan denklemlerde kompresördeki sıkıştırma ve türbindeki genişletme aşamasındaki ortalama sıcaklıkların sırasıyla T_{cp} ve T_{tb} olarak tanımlanmıştır. [25]

200-800K aralığındaki düşük sıcaklıklı hava için;

$$C_{p,a} = 1,0189 \times 10^3 - 0,13784T_{cp} + 1,9843 \times 10^{-4}T_{cp}^2 + 4,2399 \times 10^{-7}T_{cp}^3 - 3,7632 \times 10^{-10}T_{cp}^4 \quad (3.2.3)$$

800-2200K aralığındaki yüksek sıcaklıklı hava için;

$$C_{p,a} = 7,9865 \times 10^2 + 0,5339T_{cp} - 2,2882 \times 10^{-4}T_{cp}^2 + 3,7421 \times 10^{-8}T_{cp}^3 \quad (3.2.4)$$

Yanma odası çıkışının özgül sıcaklığı için;

$$C_{p,a} = C_{p,a} + [f/(1 + f)]B_T \quad (3.2.5)$$

$$f = \dot{m}_f / \dot{m}_{cp} \quad (3.2.6)$$

200-800K aralığındaki düşük sıcaklıklı hava için B_T ;

$$B_T = -3,59494 \times 10^2 + 4,5164T_{tb} + 2,8116 \times 10^{-3}T_{tb}^2 - 2,1709 \times 10^{-5}T_{tb}^3 + 2,8689 \times 10^{-8}T_{tb}^4 - 1,2263 \times 10^{-11}T_{tb}^5 \quad (3.2.7)$$

800-2200K aralığındaki yüksek sıcaklıklı hava için B_T ;

$$B_T = 1,0888 \times 10^3 - 0,1416T_{tb} + 1,916 \times 10^{-3}T_{tb}^2 - 1,2401 \times 10^{-6}T_{tb}^3 + 3,0669 \times 10^{-10}T_{tb}^4 - 2,6117 \times 10^{-14}T_{tb}^5 \quad (3.2.8)$$

3.2.1.2 Kompresör

Kademeli bir kompresör modeli için bağımsız kompresör kademesi karakteristiklerinin geliştirilmesi gerekmektedir. Her kademe için; kütle akışı-sıkıştırma oranı tablosundan basınç ve kütle akışı-verimlilik tablosundan da sıcaklık verileri alınarak hesaplanmalı ve bir sonraki kademeye aktarılmalıdır. Bu tezde kullanılan merkezkaç akımlı tek kademeli kompresörün ideal denklemleri dört kategoriye ayrılabilir. Denklemler temel fiziksel yasaların korunması fikriyle geliştirilmiştir. Gaz dinamikleri bu denklemlerin uygulanmasıyla tanımlanabilir. [26]

Devamlılığın korunumu;

$$\frac{d}{dt}\rho_{sv,cp} = \frac{1}{V_{cp}}(\dot{W}_{cp} - \dot{W}_b) \quad (3.2.9)$$

Momentumun korunumu;

$$\frac{d}{dt}\dot{W}_{cp} = \frac{A_{cp}g}{l_{cp}}(P_{tc} - P_{tv}) \left[1 + \frac{\gamma_{cp}^{-1}}{2} M^2 \right]^{-\frac{\gamma_{cp}}{\gamma_{cp}-1}} \quad (3.2.10)$$

Enerjinin korunumu;

$$\frac{d}{dt}T_{tv} = \frac{\gamma_{cp}}{\rho_{sv,cp}V_{cp}}(T_{tc}\dot{W}_{cp} - T_{tv}\dot{W}_b) \quad (3.2.11)$$

Durum denklemleri;

$$P_{tv} = \left[1 + \frac{\gamma_{cp}^{-1}}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma_{cp}-1}} \rho_{sv} R T_{tv} \quad (3.2.12)$$

Yanma odası girişindeki kütleli akış ile kompresör çıkışındaki kütleli akış, kompresörün giriş noktasındaki basınç ve sıcaklık ile hava alığı çıkışındaki basınç ve sıcaklık bağımsız olarak birbirine eşitlenmiştir. Durum ve momentum denklemlerindeki mach değeri ve gama gibi doğrulama faktörleri motorun içinde bulunacağı statik durumlar ile toplam durumlar arasındaki tutarlılığı arttırmak

amacıyla işlenmiştir. Aksi takdirde model simülasyonunun durağan durum tutarlılığı etkilenmeyecek ancak geçiş karakterindeki hata %15'lere kadar çıkabilecektir. ^[26]

Kompresör performansı bir takım boyutsuz parametrelerle tanımlanabilir. Boyutsuz parametreler tüm sistemler için geçerli denklemlerden bir model oluşturmaya yardımcı eder.

Çizelge 3.1 : Boyutsuz Kompresör Parametreleri

Boyutsuz Parametreler	Açıklamalar
$\frac{\dot{m}_a \sqrt{C_{p,a} T_2}}{d_3^2 P_2} \frac{\dot{m}_a \sqrt{\theta}}{\delta}$	Kompresör boyutsuz kütle akışı parametreleri
$\frac{d_3 N}{\sqrt{C_{p,a} T_2}} \frac{N}{\sqrt{\theta}}$	Kompresör boyutsuz hız parametreleri
$\frac{\tau_{cp}}{d_3^2 P_2} \frac{\tau_{cp}}{\delta}$	Kompresör boyutsuz tork parametreleri
$\frac{P_3}{P_2}$	Kompresör boyutsuz basınç parametreleri
$\frac{P_3/P_2^{(\gamma a - 1)/\gamma a}}{T_3/T_2 - 1}$	İzentropik kompresör verimliliği
$\theta = T/T_{ref}$	Boyutsuz sıcaklık parametreleri
$\delta = P/P_{ref}$	Boyutsuz basınç parametreleri

Kompresör performansı bilgileri, kompresör haritasından elde edilebilir. Bu haritalar havacılıkta yaygın olarak kullanılır ve kompresörün performans karakteristiklerine dair geniş bilgiler verir. Bu tip haritalar genelde deneyler aracılığıyla sayısal verilerin toplanması ile oluşturulur. ^[25] Ancak bazen geometrik özellikler kullanılarak, belli bir mantık çerçevesinde öngörülebilir. ^[27,28,29] Matematiksel olarak, boyutsuz

parametreler kullanılarak geliştirilen kompresör performans denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$\frac{\tau_{cp}}{\delta} = f \left[\mu_{cp}, \frac{N}{\sqrt{\theta}}, \frac{\dot{m}_a \sqrt{\theta}}{\delta}, \frac{P_3}{P_2} \right] \quad (3.2.13)$$

Boyutsuz kompresör performans denklemi (3.2.13) olarak genel formunda verilmiştir. (3.2.13)'ün açık ve ayrıntılı hali (3.2.14)'te ve kompresör gücü W_{cp} , (3.2.15)'te verilmiştir.

$$\frac{\tau_{cp}}{d_3^2 P_2} = \frac{1}{2\pi \mu_{cp}} \left(\frac{d_3 N}{\sqrt{C_{p,a} T_2}} \right)^{-1} \frac{\dot{m}_a \sqrt{C_{p,a} T_2}}{d_3^2 P_2} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1 \right] \quad (3.2.14)$$

$$W_{cp} = d_3^2 P_2 \sqrt{C_{p,a} T_2} \frac{\dot{m}_a \sqrt{C_{p,a} T_2}}{d_3^2 P_2} \frac{1}{\mu_{cp}} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1 \right] \quad (3.2.15)$$

Herhangi iki boyutsuz parametrenin bilinmesiyle diğer parametrelere ulaşılabilir. Kompresör çıkışındaki sıcaklık denklemi (3.2.16)'daki gibi elde edilebilir. Tüm bu denklemler için gerekli veriler, interpolasyon ve beta çizgileri yöntemi kullanılarak kompresör performans haritasından elde edilebilir.^[35]

$$T_3 = T_2 + \frac{T_2}{\mu_{cp}} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{(\gamma_a - 1)/\gamma_a} - 1 \right] \quad (3.2.16)$$

Boyutsuz kompresör denklemlerinin modele uygulanması için JetCentral Cheetah'a ait kompresör performans haritasının çıkarılması gerekmektedir. Literatürde, Cheetah üzerinde yapılmış bir modelleme çalışması olmadığından ve JetCentral'in bu konuda yayımladığı bir performans haritası olmadığından Advanced Micro Turbines tarafından üretilen aynı tarz bir motordan alınan kompresör haritasının iki motorun

performans değerleri karşılaştırılarak, Cheetah'a ait bir kompresör haritası çıkarılmıştır^[33].

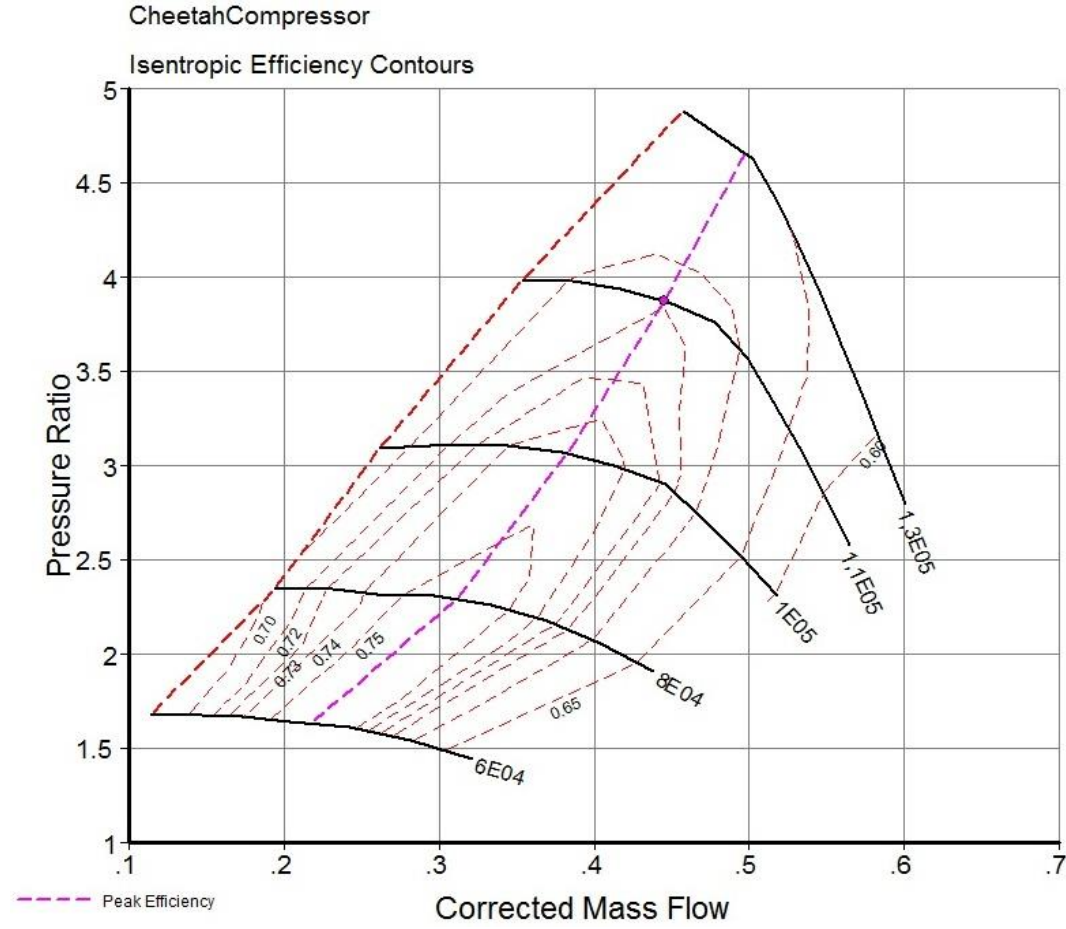
Performans haritasının çıkarılmasında GasTurb GmbH firmasının geliştirdiği Smooth C8.3 kompresör performans analiz programı kullanılmıştır.

Çizelge 3.2 : Performans Haritası Parametreleri

Kompresör Performans Haritası Parametreleri			
RPM	Sıkıştırma Oranı	Doğrultulmuş Kütle Akışı	Kompresör Verimi
60000	1,4765	0,31084	0,64
	1,5844	0,25936	0,74
	1,6401	0,20964	0,76
	1,6656	0,15897	0,72
	1,6614	0,11101	0,65
	1,8997	0,43792	0,63
80000	2,1567	0,37842	0,73
	2,2860	0,31519	0,76
	2,3107	0,25548	0,74
	2,3277	0,19306	0,70
	2,4373	0,50447	0,63
	2,9115	0,44426	0,73
100000	3,0786	0,38469	0,75
	3,1106	0,32318	0,73
	3,0524	0,25706	0,68
	3,1213	0,53133	0,64
	3,7243	0,48844	0,71
	3,8776	0,44242	0,72
110000	3,9562	0,39906	0,71
	3,9746	0,35201	0,68
	3,8718	0,54773	0,64
	4,3043	0,52453	0,65
	4,7063	0,49679	0,66
	4,8826	0,45715	0,65

Smooth C8.3 içinde Cheetah'nın rölanti devrini aştıktan sonra geri beslemeli olarak kontrol edileceği aralık seçilmiş ve yaklaşık 20.000RPM aralıklar ile sıkıştırma oranları, kütleli akışları, verimliliği ve beta değerleri çıkarılmıştır. Jet motorun hız çizgileri 60.000, 80.000, 100.000, 110.000 ve maksimum devir olan 130.000 olarak belirlenmiştir.

Smooth C8.3 kullanılarak geliştirilen kompresör sıkıştırma oranı haritası (CPR), aşağıdaki şekilde verilmiştir. Şekilde sıkıştırma oranı/kütlesel akış arasındaki ilişki her hız çizgisi için verilmiş olup, verimlilik kontörleri de soluk kesik çizgilerle belirtilmiştir. Program interpolasyon uygulamalarıyla en verimli çalışma çizgisini çıkarmış (pembe kesikli çizgiler) ve tanımlanan dalgalanma çizgisini de (surge line) kesikli kırmızı ile göstermektedir.



Şekil 3.12 : JetCentral Cheetah Kompresör Performans Haritası

Model içinde bu performans haritasındaki veriler arasında interpolasyon yapılabilmesi için sıkıştırma oranlarına ait bir matris türetmek adına beta çizgisi yöntemi kullanılmıştır. Performans haritasından verilen referans hızı için beta değerleri alınır, bu beta değeri ile iterasyon uygulanarak verimlilik ve kütlesel akış oranı hesaplanabilir. Bu yöntem ile 10 beta çizgisi uygulanmış ve kompresör sıkıştırma oranı, kompresör kütlesel akış oranı ve kompresör verimliliği matrisleri çıkarılmıştır. Ayrıntılı grafikler kompresöre ait EK-A'da verilmiştir.

Kompresöre ait herhangi bir RPM ve kütle debisi/sıkıştırma oranına ait verim, kütle akışı ve sıkıştırma oranı verileri matematiksel beta yöntemiyle elde edilebilir. Deneysel olarak elde edilmiş verilerin okunmasından sonra kompresör haritasının üzerine beta çizgileri tanımlanır. Beta çizgilerinin ilki $\beta_1=0$ ve sonuncusu $\beta_n=1$ olacak şekilde seçilmelidir. “n” değeri toplam beta çizgisi sayısını belirtir ve beta çizgi sayısı arttıkça interpolasyon yönteminden elde edilen değerlerin hassasiyeti artar. Bu tez çalışmasında beta çizgileri 10-12 adet olacak şekilde seçilmiştir. Çizgiler genel olarak birbirlerine paralel olarak tanımlanır ancak parabolik olarak tanımlandıkları durumlar da vardır.

Beta çizgileri birbirleriyle eşit uzaklıklara sahip yardımcı koordinat eksenleri olarak düşünülebilir. Kompresör haritasını okuyan fonksiyonun belli değerler için birden fazla sonuca erişmesi durumundan kurtulmak için başvurulacak matematiksel bir hiledir. İnterpolasyon algoritmaları, beta çizgileri yöntemini kullanarak gerçek verilere şu şekilde ulaşabilir:

- Anlık RPM değeri sensörden okunur
- Bu RPM’e karşılık gelen kompresör sıkıştırma oranı deneysel çalışmalardan elde edilir
- Bu sıkıştırma oranına ve RPM değerine ait beta değeri interpolasyon algoritması ile hesaplanır
- Hesaplanan beta değeri kullanılarak kompresör verimliliği ve kompresör kütle akış hızı hesaplanabilir

Teorik olarak beta çizgilerinin fiziksel bir anlamı yoktur. Ancak beta çizgilerinin eksenlerdeki verileri takip etmesinin sağlanmasıyla kompresörün fiziksel özelliklerinin yansıtılması mümkün olur.

Düşük devir hızlarında verim değerleri sıkıştırma oranıyla beraber hızlıca değişir. Bu yüzden beta çizgilerinin düşük devirlere yaklaştıkça paralelliklerini kaybetmeleri ve birbirlerine yaklaşmaları daha hassas sonuçlu bir interpolasyon için gereklidir. Kompresör haritasından veri okunurken, birbirine yakın beta çizgilerini kullanarak interpolasyon hataları minimize edilebilir.

Beta çizgisi metodu kompresör haritasının okunmasında kullanılabildiği gibi, türbin haritasındaki verilerin okunmasında da kullanılabilir. Beta yöntemi ile fonksiyon olarak tanımlanamayan haritalar için çoklu girişli ve tekli çıkışlı bir fonksiyon geliştirilebilir.

3.2.1.3 Yanma odası

Yanma odası modeli, sabit bir hacme eşdeğer sayılıp kütle akışı ve yanma dinamikleri göz önüne alınarak geliştirilmiştir. Yanma odası yanma dinamikleri, birinci dereceden bir transfer fonksiyonu şeklinde, ısı dağılımı ise ikinci dereceden bir sönümsüz transfer fonksiyonu ile tanımlanabilir.^[26] Yanma odasının ideal gaz dinamikleri modeli için dört kategoride, temel fiziksel yasaların korunması tabanlı denklemler geliştirilmiştir. Gaz dinamikleri bu denklemlerin uygulanmasıyla tanımlanabilir.

Devamlılığın korunumu;

$$\frac{d}{dt}\rho_{s,b} = \frac{1}{V_b}(\dot{W}_b + \ddot{W}_f - \dot{W}_c) \quad (3.2.17)$$

Momentumun korunumu;

$$\frac{d}{dt}\dot{W}_b = \frac{A_b g}{l_b}(P_{tv} - P_{t,b} - \Delta P_{t,b}) \quad (3.2.18)$$

Enerjinin korunumu;

$$\frac{d}{dt}T_{t,b} = \frac{\gamma_{cb}}{\rho_{s,b}V_b}\left(T_{tv}\dot{W}_b + T_{t,b}\ddot{W}_f - T_{t,b}\dot{W}_c + \frac{\mu_b}{C_{p,b}}\ddot{W}_f h_{c,b}\right) \quad (3.2.19)$$

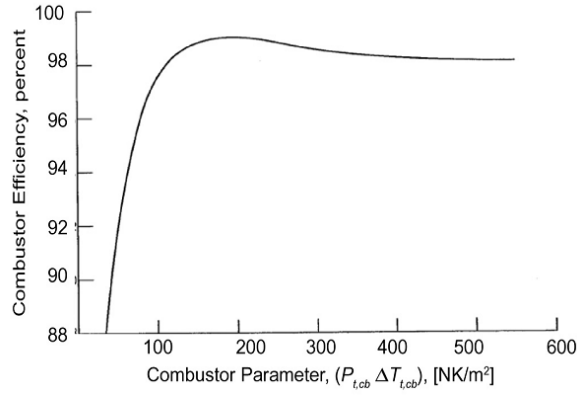
Durum denklemleri;

$$P_{t,b} = \rho_{s,b}R_bT_{t,b} \quad (3.2.20)$$

$$R_b = \frac{R}{(1 - \varphi)M_a + \varphi M_f} \quad (3.2.21)$$

Yanma odasının sıcaklık ve basınca bağlı olarak veriminin değişken olmasına rağmen modelin basitleştirilmesi adına bu değer, jenerik hafif itkili jet motorlarının deneysel basınç oranı (0,95) ve verimlilik oranı (0,65) göz önünde bulundurularak sabit alınmıştır.^[3]

JetCentral Cheetah’ın zayıf yanmaya sahip yanma odasının geometrisi dairesel bir şekildedir. Yanma odası hacmi motor ölçüleri göz önüne alınarak 0,00071275m³ olacak şekilde hesaplanmıştır.



Şekil 3.13 : Jenerik bir Yanma Odası Verim Grafiği^[3]

Fiziksel yasaların korunması kanunlarına dayanarak doğrusal olmayan dinamik durum denklemleri kütle ve enerji göz önüne alınarak geliştirilmiştir. ^[31]

Toplam kütlenin korunumu;

$$\frac{dm_b}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (3.2.22)$$

Toplam enerjinin korunumu (ısı enerjisi ve iş terimleri de dahil edilmiştir);

$$\frac{dU}{dt} = \dot{m}_{in}i_{in} - \dot{m}_{out}i_{out} + Q + W_b \quad (3.2.23)$$

$$\frac{dU}{dt} = c_{v,b} \frac{d}{dt} (Tm_b) = c_{v,b} \frac{dm_b}{dt} (T) + c_{v,b} \frac{dT}{dt} (m_b) \quad (3.2.24)$$

Yukarıdaki iki denklemden sıcaklık için geçerli bir durum denklemi geliştirilmiştir.

$$\frac{dT}{dt} = \frac{\dot{m}_{in}i_{in} - \dot{m}_{out}i_{out} + Q + W_b - c_v T(\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out})}{c_v m_b} \quad (3.2.25)$$

İdeal gaz denklemi ile bu iki korunum denklemleri beraber kullanılarak basınç için geçerli bir durum denklemi geliştirilmiştir.

$$\frac{dP}{dt} = \frac{P_b}{m_b} (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) + \frac{P}{T} \left[\frac{\dot{m}_{in}i_{in} - \dot{m}_{out}i_{out} + Q + W_b - c_v T(\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out})}{c_v m_b} \right] \quad (3.2.26)$$

Bu iki durum denklemi kullanılarak yanma odası çıkışındaki basınç ve sıcaklık denklemleri geliştirilmiştir.

Yanma odası çıkışı, türbin girişi basıncı P_4 ;

$$\frac{dP_4}{dt} = \frac{P_4}{m_b} (\dot{m}_c + \dot{m}_f - \dot{m}_{tb}) + \frac{P_4}{T_4 c_{v,b} m_b} [\dot{m}_c c_{p,a} T_3 - \dot{m}_{tb} c_{p,f} T_4 + LCV \mu_b - c_{v,b} T_4 (\dot{m}_c + \dot{m}_f - \dot{m}_{tb})] \quad (3.2.27)$$

Yanma odası çıkışı, türbin girişi sıcaklığı T_4 ;

$$\frac{dT_4}{dt} = \left[\frac{\dot{m}_c c_{p,a} T_3 - \dot{m}_{tb} c_{p,f} T_4 + LCV \dot{m}_f T_4 - c_{v,b} T_4 (\dot{m}_c + \dot{m}_f)}{c_v m_b} \right] \quad (3.2.28)$$

Yanma odası çıkışına ait doğrusal olmayan denklemler Runge-Kutta numerik metodu kullanılarak çözülmüştür.^[32] JetCentral Cheetah motorunda kullanılan kerosen yakıtın alt ısı değeri $43.250 \cdot 10^3$ J/kg olacak şekilde seçilmiştir. Sabit basınç altındaki özgül ısı sabiti ve sabit sıcaklık altındaki özgül ısı sabiti, termodinamik yasalar kullanılarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$dh = c_p dT \quad (3.2.29)$$

$$du = c_v dT \quad (3.2.30)$$

$$dh = du + R dT \quad (3.2.31)$$

$$c_{v,b} = c_{p,b} - R \quad (3.2.32)$$

$$c_p dT = c_v dT + R dT \quad (3.2.33)$$

3.2.1.4 Türbin

Kademeli bir türbin modeli için bağımsız türbin kademesi karakteristiklerinin geliştirilmesi gerekmektedir. Her kademe için; kütle akışı-basınç oranı tablosundan basınç ve kütle akışı- verimlilik tablosundan da sıcaklık verileri alınarak hesaplanmalı ve bir sonraki kademeye aktarılmalıdır. İdeal bir türbin kademesi, kompresör kademesi ile oldukça benzerdir. Bu tezde kullanılan jet motordaki tek kademeli türbinin ideal denklemleri dört kategoriye ayrılabilir. Denklemler temel fiziksel yasaların korunması fikriyle geliştirilmiştir. Gaz dinamikleri bu denklemlerin uygulanmasıyla tanımlanabilir. [26]

Devamlılığın korunumu;

$$\frac{d}{dt}\rho_{sv} = \frac{1}{V_{tb}}(\dot{W}_c + \dot{W}_{ca}) \quad (3.2.34)$$

Momentumun korunumu;

$$\frac{d}{dt}\dot{W}_c = \frac{A_{tb}g}{l_{tb}}(P_{tc} - P_{tv}) \left[1 + \frac{\gamma_{tb}^{-1}}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma_{tb}}{\gamma_{tb}-1}} \quad (3.2.35)$$

Enerjinin korunumu;

$$\frac{d}{dt}T_{tv} = \frac{\gamma_{tb}}{\rho_{sv}V_{tb}}(T_{tc}\dot{W}_c + T_t\dot{W}_{ca}) \quad (3.2.36)$$

Durum denklemleri;

$$P_{tv} = \left[1 + \frac{\gamma_{tb}^{-1}}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma_{tb}-1}} \rho_{sv} R T_{tv} \quad (3.2.37)$$

$$R_{tb} = \frac{R}{(1 - \varphi)(M_a + M_{ca}) + \varphi M_f} \quad (3.2.38)$$

Yanma odası çıkışındaki kütleli akış ile türbin girişindeki kütleli akış, türbinin giriş noktasındaki basınç ve sıcaklık ile yanma odasının çıkışındaki basınç ve sıcaklık bağımsız olarak birbirine eşitlenmiştir.

Türbin performansı bir takım boyutsuz parametrelerle tanımlanabilir. Boyutsuz parametreler tüm sistemler için geçerli denklemlerden bir model oluşturmaya yardım eder.

Çizelge 3.3: Boyutsuz Türbin Parametreleri

Boyutsuz Parametreler	Açıklamalar
$\frac{\dot{m}_g \sqrt{C_{p,g} T_4}}{d_3^2 P_4} \frac{\dot{m}_g}{\delta}$	Türbin boyutsuz kütle akışı parametreleri
$\frac{d_3 N}{\sqrt{C_{p,g} T_4}} \frac{N}{\sqrt{\theta}}$	Türbin boyutsuz hız parametreleri
$\frac{\tau_{tb}}{d_3^2 P_4} \frac{\tau_{tb}}{\delta}$	Türbin boyutsuz tork parametreleri
$\frac{P_4}{P_5}$	Türbin boyutsuz basınç parametreleri
$\frac{P_5/P_4^{(\gamma a - 1)/\gamma a}}{T_5/T_4 - 1}$	İzentropik türbin verimliliği
$\theta = T/T_{ref}$	Boyutsuz sıcaklık parametreleri
$\delta = P/P_{ref}$	Boyutsuz basınç parametreleri

Türbin performansı bilgileri, türbin performans haritasından elde edilebilir. Bu haritalar havacılıkta yaygın olarak kullanılır ve türbinin performans karakteristiklerine dair bilgiler verir. Bu tip haritalar genelde deneyler aracılığıyla

sayısal verilerin toplanması ile oluşturulur.^[25] Ancak bazen geometrik özellikler kullanılarak belli bir mantık çerçevesinde öngörülebilir.^[27,28,29]

Matematiksel olarak, boyutsuz parametreler kullanılarak geliştirilen türbin performans denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$\frac{\tau_{tb}}{\delta} = f \left[\mu_{tb}, \frac{N}{\sqrt{\theta}}, \frac{\dot{m}_g}{\delta}, \frac{P_4}{P_5} \right] \quad (3.2.39)$$

Boyutsuz türbin performans denklemi (3.2.39) olarak genel formunda verilmiştir. (3.2.39)'un açık ve ayrıntılı hali (3.2.40)'ta ve türbin gücü W_{tb} , (3.2.41)'ta verilmiştir.

$$\frac{\tau_{tb}}{d_3^2 P_4} = \frac{\mu_{tb}}{2\pi} \left(\frac{d_3 N}{\sqrt{c_{p,g} T_4}} \right)^{-1} \frac{\dot{m}_g \sqrt{c_{p,g} T_4}}{d_3^2 P_4} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \right] \quad (3.2.40)$$

$$W_{tb} = d_3^2 P_4 \sqrt{c_{p,g} T_4} \frac{\dot{m}_g \sqrt{c_{p,g} T_4}}{d_3^2 P_4} \mu_{tb} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \right] \quad (3.2.41)$$

Herhangi iki boyutsuz parametrenin bilinmesiyle diğer parametrelere ulaşılabilir. Türbin çıkışındaki sıcaklık denklemi (3.2.42)'deki gibi elde edilebilir. Tüm bu denklemler için gerekli veriler, interpolasyon yöntemi kullanılarak türbin performans haritasından elde edilebilir.

$$T_5 = T_4 - T_4 \mu_{tb} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{(\gamma_g - 1)/\gamma_g} \right] \quad (3.2.42)$$

Boyutsuz türbin denklemlerinin modele uygulanması için JetCentral Cheetah'a ait türbin performans haritasının çıkarılması gerekmektedir.

Literatürde, Cheetah üzerinde yapılmış bir modelleme çalışması olmadığından ve JetCentral'in bu konuda yayımladığı bir performans haritası olmadığından Advanced

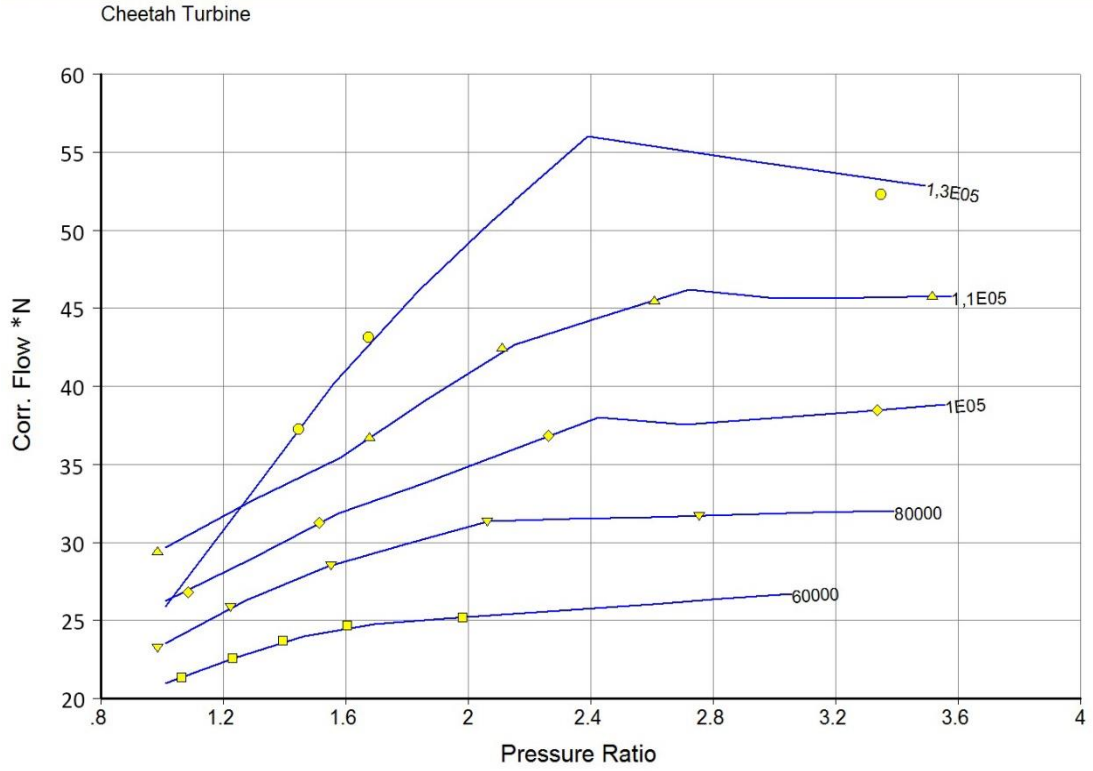
Micro Turbines tarafından üretilen aynı tarz bir motordan alınan türbin haritasının iki motorun performans değerleri karşılaştırılarak, Cheetah'a ait bir türbin haritası çıkarılmıştır^[33]. Performans haritasının çıkarılmasında GasTurb GmbH firmasının geliştirdiği Smooth T8.2 türbin performans analiz programı kullanılmıştır.

Smooth T8.2 içinde Cheetah'nın rölanti devrini aştıktan sonra geri beslemeli olarak kontrol edileceği aralık seçilmiş ve yaklaşık 20.000RPM aralıklar ile sıkıştırma oranları, kütesel akışları ve verimliliği çıkarılmıştır. Jet motorun hız çizgileri 60.000, 80.000, 100.000, 110.000 ve maksimum devir olan 130.000 olarak belirlenmiştir.

Çizelge 3.4: Performans Haritası Parametreleri

Türbin Performans Haritası Parametreleri			
RPM	Genişletme Oranı	Doğrultulmuş Kütle Akışı	Türbin Verimi
60000	1,06370	0,0634422	0,77
	1,23197	0,0756242	0,70
	1,39603	0,0869379	0,64
	1,60637	0,0965287	0,57
	1,98077	0,1018240	0,51
	0,98377	0,0824999	0,77
80000	1,22356	0,1085740	0,70
	1,55168	0,1355370	0,64
	2,06070	0,1634130	0,57
	2,75481	0,1670530	0,51
	0,65144	0,0841519	0,85
	1,08474	0,1180780	0,77
100000	1,51382	0,1624100	0,71
	2,26262	0,2180940	0,64
	3,33534	0,2348350	0,57
	0,98377	0,1440680	0,85
	1,67788	0,2170820	0,80
	2,11118	0,2744210	0,77
110000	2,60757	0,3048950	0,73
	3,51623	0,3077210	0,68
	1,44651	0,2222270	0,87
	1,67368	0,2812500	0,86
	2,10276	0,3602680	0,88
	3,34796	0,3727170	0,85

Smooth T8.2 kullanılarak geliştirilen türbin basınç oranı haritası, aşağıdaki şekilde verilmiştir. Şekilde gazın egzoz lülesinden çıkarak yayılması anındaki basınç oranı/kütlesel akış arasındaki ilişki her hız çizgisi için verilmiştir. Program içerisinde seçilen çalışma noktalarına ait veriler kayıt altına alınmış ve verimlilik, güç gibi grafikler türbine ait ek 'te verilmiştir.



Şekil 3.14 : JetCentral Cheetah Türbin Performans Haritası

Türbin çıkışı dinamikleri; model içine çalışma durumu denklemi şeklinde gömülmüştür.^[30] Ancak, motorun bir uçtan diğer uca olan iş dengesini hesaba kattığımızda, türbinin egzoz lülesinden çıkan gazın dinamiklerine etkisi dışında, enerjisinin bir bölümünü de bağlı olduğu türbin şaftı ile kompresörü çevirmek için harcadığını görürüz. Harcanan bu enerji kompresöre bir tork kazandırır ve yük altında çalışmasını sağlar. Bu tip motorlar, “kendi kendini idame ettiren motor” olarak adlandırılır. Cheetah jet motor modelinde tek kademeli türbin kullanılmaktadır ve bu sebeple türbin şaftından kompresörün çok yüksek bir torka sahip olabilmesini sağlayacak enerji verilmesi mümkün değildir. Ancak, kendi kendini idame ettiren jet motorlarının modellenmesinde rotor dinamiklerini de hesaba katmak gerekir.

3.2.1.5 Egzoz lülesi

JetCentral Cheetah turbo jet motorunun egzoz lülesi bir noktada birleşen (convergent nozzle) tasarıma sahiptir. Egzoz lülesi, sahip olduğu kütleli akışla turbo jet motorun son sınır hattıdır. Kütle akış denklemi şu şekilde verilebilir;

$$\dot{m}_{nz} = \frac{K_{nz} P_{nz}}{\sqrt{T_t}} \left(\frac{P_a}{P_t} \right)^{\frac{1}{\gamma_a}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_a}{P_t} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}} \quad (3.2.43)$$

(3.2.43) denklemindeki ikinci ve üçüncü terimler sıkışabilir akış fonksiyonunu temsil eder.^[3] K_{nz} ise turbo jet motorun çıkış empedansını temsil eden, egzoz lülesi alanı ile orantılı bir parametredir. Model geliştirilirken Cheetah'nın egzoz çıkış alanı 0.002463m^2 olarak ölçülmüştür.

3.2.1.6 İtke dinamikleri

İtke dinamiği modeli; havanın giriş alığından girerken sahip olduğu hızı, egzoz lülesinden çıkarken sahip olduğu hıza çevirmesi ve bu çevrim esnasında motorun bir ucundan diğer ucuna oluşan basınç farklarının yarattığı kuvvetin motora itkiyi sağlaması mantığı üzerinden kurulmuştur.^[26]

$$F = \frac{\dot{W}_{nz}}{g} (U_5 - U_1) + (P_5 - P_1) A_{nz} \quad (3.2.44)$$

Net itki, momentum itkisi ve basınç itkisi olarak ikiye ayrılabilir. Basınç itkisi;

$$P_5 = P_t \left[1 + \frac{1 - \gamma_{nz}}{\mu_{nz} (1 + \gamma_{nz})} \right]^{\frac{\gamma_{nz}}{\gamma_{nz} - 1}} \quad (3.2.45)$$

Durağan durumda basınç itkisi etkisini kaybeder ve net itki genel olarak momentum itkisine bağlı olur. Model içindeki durağan durum analizinde hesaplanan itki;

$$F = (\dot{m}_f - \dot{m}_c) U_5 - \dot{m}_c U_1 \quad (3.2.46)$$

3.2.1.7 Rotor dinamikleri

Turbo jet motorun durağan durum performansı genel olarak kompresörün ve türbinin operasyon çizgileriyle belirlenir. Bu iki komponent arasındaki bir uyumsuz hesaplama dengesiz tork ya da ivme yaratabilir ve durağan durumun istikrarlı kalmasını engelleyebilir. Rotor dinamikleri kütle ve entalpideki değişime bağlıdır. Rotor hızındaki değişim; türbin tarafından dışarı atılan enerji değişimi ile kompresör tarafından yapılan işe bağlı bir fonksiyon olarak tanımlanabilir.^[26]

$$\frac{d}{dt}N = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{J}{NI} [(h_b \dot{W}_c + h_{ca} \dot{W}_{ca})] \quad (3.2.47)$$

(3.2.47) denklemindeki entalpi değerleri şu şekilde hesaplanabilir;

$$h_b = c_{p,b} T_{t,b} \quad (3.2.48)$$

$$h_{ca} = c_{p,nz} T_{tv} \quad (3.2.49)$$

Modelin içindeki özgül ısı terimleri sabit kabul edilmiştir. Rotor dinamikleri güç, tork ve atalet ilişkileri incelenerek tanımlanabilir. Gücün, tork ile açısal hızın ve torkun da atalet momenti ile açısal ivmesinin çarpımına eşit olduğu kabul edilirse aşağıdaki denklem çıkarılabilir.

$$W = I \alpha \omega = I \frac{d\omega}{dt} \omega \quad (3.2.50)$$

(3.2.47) denkleminde açısal ivme bulunabilir;

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{I\omega} (W_{tb} - W_{cp} - W_f) \quad (3.2.51)$$

Türbin etkisi;

$$W_{tb} = \dot{m}_{tb}(h_4 - h_5) = \dot{m}_{tb}c_{p,tb}(T_4 - T_5) \quad (3.2.52)$$

Kompresör etkisi;

$$W_{cp} = \dot{m}_{cp}(h_3 - h_2) = \dot{m}_{cp}c_{p,a}(T_3 - T_2) \quad (3.2.53)$$

Sürtünme etkisinin ise deneysel olarak ölçülmesi gerektiğinden ve literatürde Cheetah ile ilgili benzer bir çalışma olmadığından benzer boyut ve çalışma prensibine sahip Advanced Micro Turbines tarafından üretilen aynı tarz bir motora ait ampirik sürtünme değeri kullanılmıştır. ^[30]

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{I\omega} (\dot{m}_{tb}c_{p,tb}(T_4 - T_5) - \dot{m}_{cp}c_{p,a}(T_3 - T_2) - W_f) \quad (3.2.54)$$

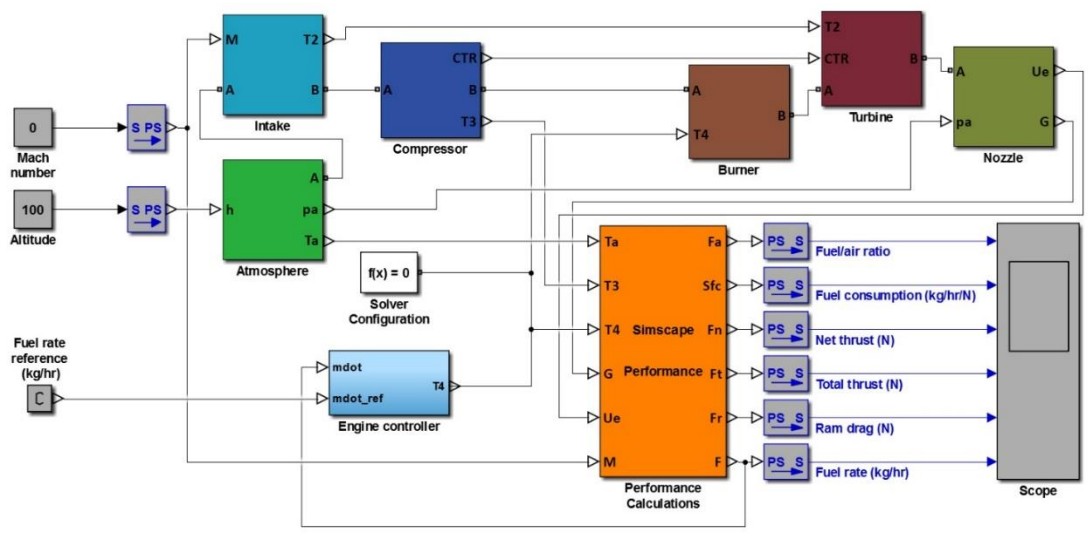
3.2.2 Turbo jet motor ‘SimPowerSystems’ modeli

Turbo Jet motor SimPowerSystems modeli, Matlab Simulink ve SimScape kütüphanesinde bulunan bloklar ile kurulmuştur. Geliştirilen model; motorun Mach sayısı, motorun deniz seviyesinden yüksekliği ve giriş sıcaklığı verildiğinde; yakıt tüketimini, hava/yakıt karışımını, toplam itkiyi, kompresöre çarpan hava etkisini ve net itkiyi tahmin eder. Yakıt oranı kontrolünü yakıt debisini kontrol ederek yapar ve sıcaklık limitlerinin aşıldığı durumlarda yakıt talebini limitler.

Bu modelde kontrolör, sistem seviyesi performansının daha iyi öngörülebilmesi açısından yanma odasına debi sağlayan yakıt besleme sistemine entegre olarak çalışmaktadır. Kompresör ve türbin basınç oranları ve verimleri, arama (look-up) tabloları aracılığı ile parametreleri kütle akışına bağımlı fonksiyonlar olarak yazılarak hesaplanmıştır.

Turbo Jet Bloğunun içyapısı temel olarak;

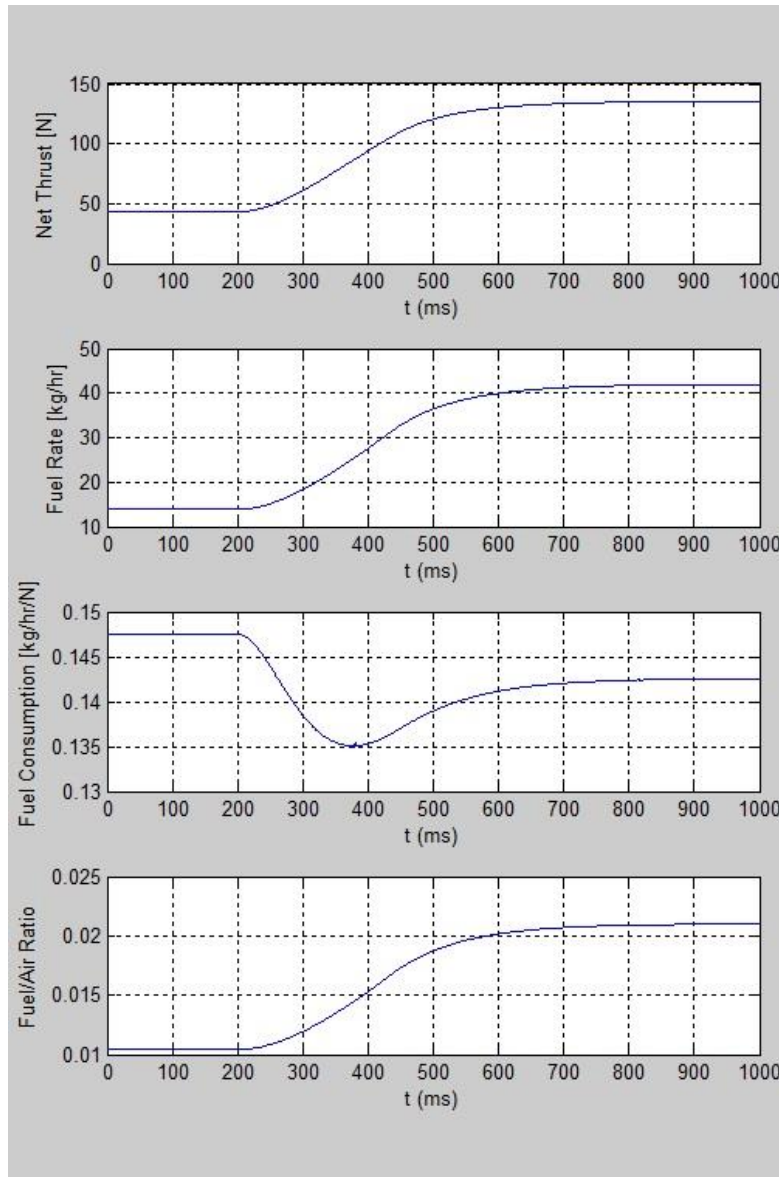
- Yükseklikle birlikte değişen ISA modeli olan “Atmosphere” bloğu,
- Hava alığının modellendiği “Inlet” bloğu,
- Kompresörün modellendiği “Compressor” bloğu,
- Yanma odasının modellendiği “Burner” bloğu,
- Türbinin ve enerji dönüşümünün modellendiği “Turbine” bloğu,
- Egzoz Lülesinin modellendiği “Nozzle” bloğu
- Turbo jet karakteristiklerinin hesaplandığı Performance bloğundan oluşmaktadır.



Şekil 3.15 : SimPowerSystems/SimScape Turbo Jet Bloğu Tasarımı

Turbo jet modeli üretici firmadan alınan tasarım verileriyle oluşturularak gerçek turbo jetin davranış karakteristiği gözlenmeye çalışılmaktadır. Böylelikle kontrol algoritmalarının gerçek sistem üzerinde denenmeden önce simülasyon ortamında sınanması yapılabilmektedir.

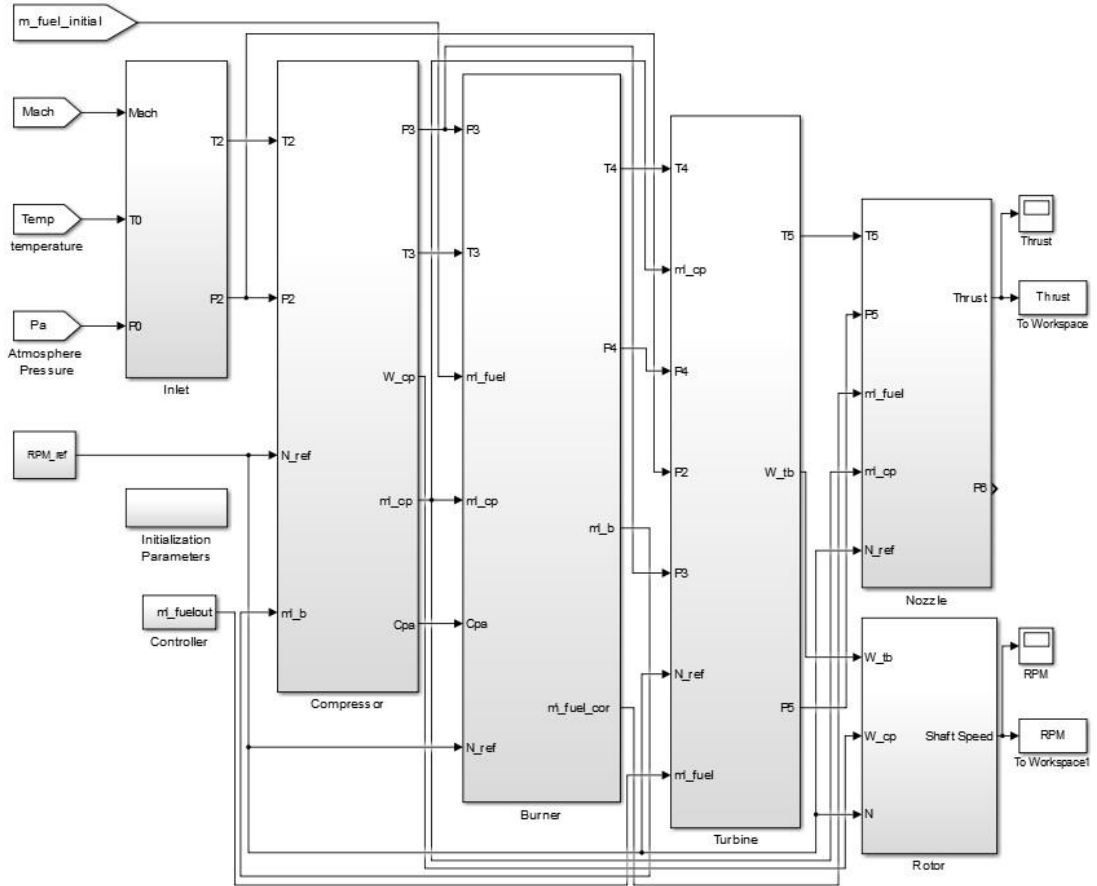
SimPowerSystems ortamında geliştirilen modele ait; net itki (N), yakıt akış hızı (kg/sa), yakıt tüketimi (kg/sa/N) ve yakıt-hava karışımı grafikleri şekil 3-18’de verilmiştir. Kontrolör, rölanti seyri esnasında yanma odasına 0,3l/dk debide yakıt pompalanmasını sağlarken $t=200\text{ms}$ anında motor şaftının maksimum devire çıkabilmesi için yanma odasında 0,7l/dk debi gerçekleşene kadar bir rampa işareti üretir. 25000 RPM olan rölanti devrindeki seyir halindeki motora maksimum devre (130000) çıkması emri geldiğinde, modelin 600ms boyunca hızlı şekilde kontrolör tarafından verilen rampa işaretini tırmanışı, maksimum devirdeki performansı ve tepkisi analiz edilebilir.



Şekil 3.16 : SimScape Turbo Jet Bloğu Grafikleri

3.2.3 Turbo jet motor ‘Simulink’ modeli

Turbo Jet motor Simulink modeli, Matlab ortamında Simulink kütüphanesinde bulunan bloklar ile kurulmuştur. Geliştirilen model, tek kademeli kompresör ve türbin yapısı için çıkarılmış matematiksel modelin Matlab’a gömülmesiyle oluşmuştur. Giriş alığı, kompresör, yanma odası, türbin, egzoz lülesi ve rotor dinamikleri modeli münferit komponentler olarak tasarlanmıştır.



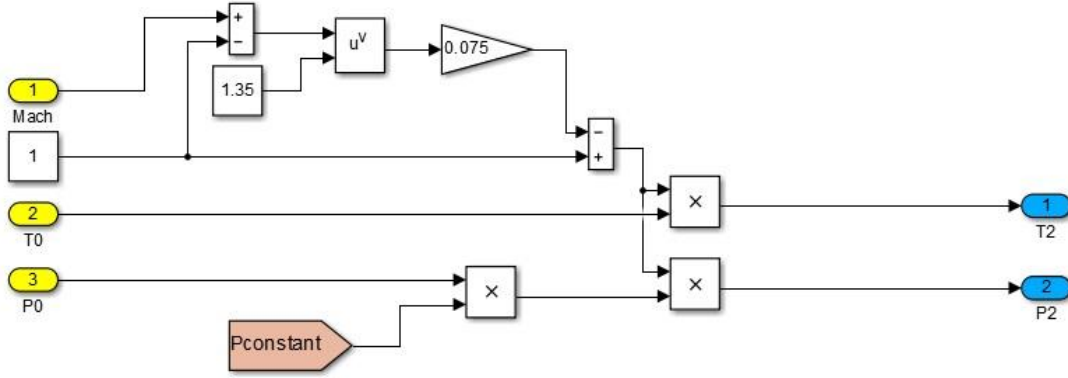
Şekil 3.17 : Matlab/Simulink Turbo Jet Bloğu Tasarımı

Geliştirilen model; motorun mach sayısı, motorun bulunduğu yerdeki atmosfer basıncı, giriş sıcaklığı ve istenen referans şaft hızı verildiğinde, motorun itkisi ve türbin şaftı RPM hızı bilgilerini elde edebilir. Bunun yanı sıra; giriş alığından giren havanın basınç ve sıcaklığı, kompresör çıkışındaki havanın basınç ve sıcaklığı, kompresöre ait kütleli akış, sıkıştırma oranı, verimlilik, düzeltilmiş kütleli akış ve kompresör tarafından yapılan iş gözlemlenebilir. Yanma odası çıkışındaki yakıt hava karışımının basınç ve sıcaklığı, yanma odasına ait kütleli akış, türbin bıçaklarından

geçen ve soğuyan havanın basınç ve sıcaklığı, türbine ait basınç oranı ve türbin tarafından yapılan iş gibi veriler de incelenebilir.

Bu modelde kontrolör, sistem seviyesi performansının daha iyi öngörülebilmesi açısından yanma odasına debi sağlayan yakıt besleme sistemine entegre olarak çalışmaktadır. Kontrolör hakkında daha ayrıntılı bilgi 4. bölümde verilmiştir.

Modelin ilk bloğu hava giriş alığıdır. Aralıksız hava akışını kompresör girişine taşıırken eser miktarda birtakım basınç ve sıcaklık etkilerine uğrar. Alığın havayı sıkıştırma görevi yoktur ve verimi havayı kompresör girişine tazmin edebilmesi ile hesaplanır. Difüzördeki basınç tazmini Nijerya Hava Kuvvetleri^[34] Standartları'na göre hesaplanmıştır. Hava alığı modelinde izentropik (eş entropili) bir süreç olduğu kabul edilmiştir ve difüzör ile hava arasındaki ısı transferi ve sürtünme ihmal edilmiştir.



Şekil 3.18 : Matlab/Simulink Hava Giriş Alığı Bloğu Tasarımı

Hava alığı çıkış koşulları, kompresör bloğunun giriş koşullarında tekabül eder. Kompresör bloğunun görevi hava alığından geçen havanın basınç ve sıcaklığını minimum şaft gücü harcamak suretiyle arttırarak yanma odasına uygun basınç ve sıcaklıkta hava göndermektir. Bu açıdan kompresör sıkıştırma süreci şaft ile bağlı olduğu türbin bıçaklarının hızını düşürür ve şaft performansına negatif etkide bulunur. Kompresörün dinamik davranışları matematiksel model baz alınarak tek bir bloğun içine gömülmüştür.

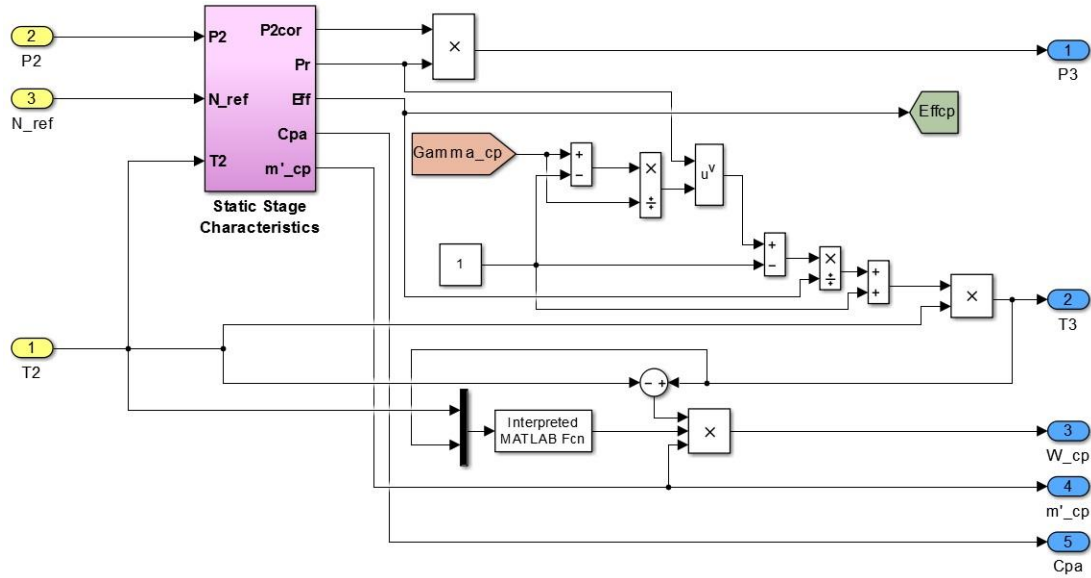
Kompresörün girişindeki sıcaklık, basınç ve anlık şaft hızı kademe karakteristiği bloğunun içine alınarak; kompresör sıkıştırma oranı, kompresör kütle akışı ve kompresör verimliliği değerleri hesaplanır. Bu blok, Smooth C8.3 sayesinde elde edilen çok boyutlu tablolar ile beta çizgisi metodunu kullanarak Matlab arama (look-

up) tabloları aracılığı ile parametreleri shaft hızına bağlı fonksiyonlar olarak hesaplar.

[EK-A]

Geçici durum analizi için geliştirilen kompresör modeli, boyutsuz parametreler kullanılarak geliştirilmiştir. Kompresör ile yanma odasının arasındaki gaz dinamikleri; sürekliliğin korunumu, enerjinin korunumu, momentumun korunumu ve ideal gaz denklemleri ile modellenmiştir. Modelin başlangıç parametreleri, Matlab arama tabloları ve Seldner'in^[3] 1972'de NASA'da yaptığı kompresör modelinin tek kademeli ve küçük ölçekli turbo jet motorlara adapte edilmiş versiyonu EK-C'de görülebilir.

Kompresör modeli içerisinde çıktı olarak; kompresör çıkışındaki havanın basınç ve sıcaklığı, kompresöre ait kütle akış, sıkıştırma oranı, kompresör verimliliği, düzeltilmiş kütle akış ve kompresör tarafından yapılan iş gözlemlenebilir.



Şekil 3.19 : Matlab/Simulink Kompresör Bloğu Tasarımı

Kompresör çıkış koşulları, yanma odası bloğunun giriş koşullarına tekabül eder. Yanma odası modelinde; kompresörün basınçlandığı havanın yakıt besleme sisteminden gelen yakıt ile karıştırılarak elde edilen yakıt/hava karışımı akkor buji ile yakılır ve dışarı atılırken türbin bıçaklarına çarpar. Yanma odası, kontrolörün yakıt besleme sistemi aracılığıyla müdahale ettiği komponenttir. Yanma odası matematiksel modeline ait doğrusal olmayan diferansiyel denklemleri çözmek için dördüncü seviyeden Runge Kutta sayısal çözümlemesi uygulanmıştır. Teorik olarak yanma odası girişi ve çıkışındaki basınçlar eşit kabul edilse dahi, egzozdan çıkan

gazın türbinden dışarı doğru uyguladığı bir vakum kuvveti vardır. Bu vakum etkisi yanma odası çıkışında bir basınç düşüşüne sebep olur. Bu etki sayesinde gazlar, türbin bıçaklarının içinden emilerek egzoz lülesine doğru bir akış yakalarlar.

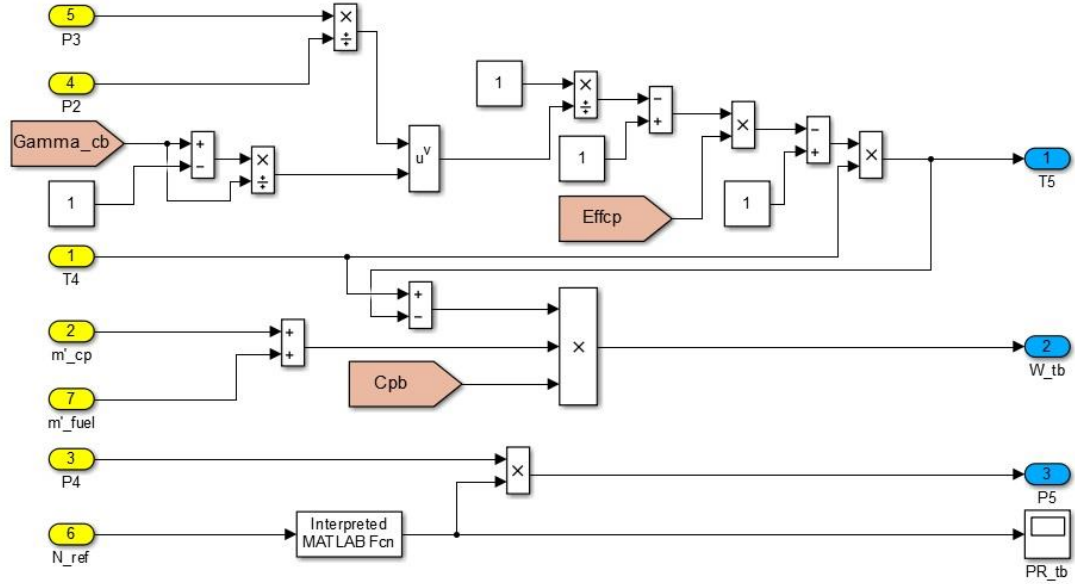
Şekil 3.20 : Matlab/Simulink Yanma Odası Bloğu Tasarımı

Modeldeki gaz dinamikleri; sürekliliğin korunumu, enerjinin korunumu, momentumun korunumu ve ideal gaz denklemlerinden oluştuğu gibi, yanma odasındaki basınç düşüşünü de içermektedir.

Yanma odasının çıkış koşulları, türbin bloğunun giriş koşullarına tekabül eder. Türbin bloğu, yanma odasının çıkışının basınç ve sıcaklık farkını kullanarak, gazın egzoz lülesine doğru hareketini sağlar ve bu esnada gücünün bir kısmını türbin shaftı vasıtasıyla kompresöre aktarır. Bu ilişki rotor dinamikleri bloğunda incelenecektir.

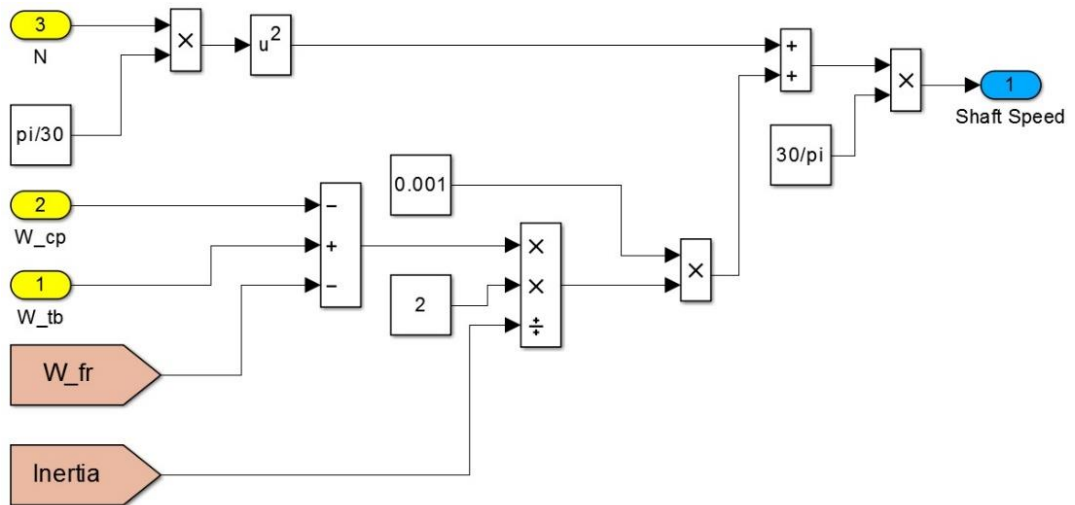
Tek kademeli türbinin dinamik davranışları matematiksel model baz alınarak tek bir bloğun içine gömülmüştür. Türbinin girişindeki sıcaklık, basınç ve anlık şaft hızı kademe karakteristiği bloğunun içine alınarak; türbine ait basınç oranı, türbin tarafından yapılan iş, türbin çıkış sıcaklığı ve basıncı değerleri elde edilebilir. Bu blok, Smooth T8.2 sayesinde elde edilen çok boyutlu tablolar ile parametreleri şaft

hızına bağlı fonksiyonlar olarak hesaplar.^[EK-B] Geçici durum analizi için geliştirilen türbin modeli, boyutsuz parametreler kullanılarak geliştirilmiştir. Türbin ile egzoz lülesi arasındaki gaz dinamikleri; sürekliliğin korunumu, enerjinin korunumu, momentumun korunumu ve ideal gaz denklemleri ile modellenmiştir.



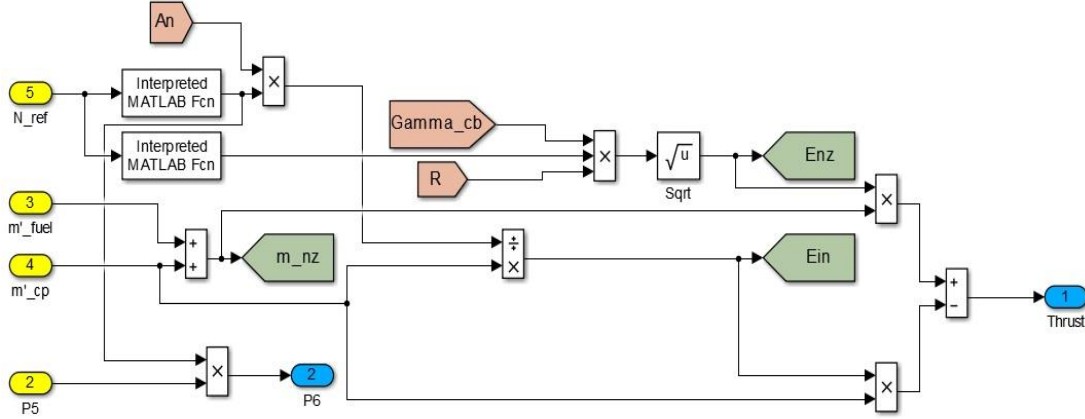
Şekil 3.21 : Matlab/Simulink Türbin Bloğu Tasarımı

Motorun durağan durum performansı, kompresör ve türbinin arasındaki ilişkiye bağlıdır. Bu komponentler arasındaki küçük bir dengesizlik, modelin durağan durum hatası oluşturmasına ve yeni bir durağan durumda sabitlenmesine sebep olabilir.



Şekil 3.22 : Matlab/Simulink Rotor Dinamikleri Bloğu Tasarımı

Rotor dinamiklerinde türbin şaftının hızı, türbinin gücü ile kompresör gücüne bağlı bir fonksiyon olarak yazılabilir. Türbin şaftının sürtünmesinin bu fonksiyona olan etkisi de hesaba katılmıştır.

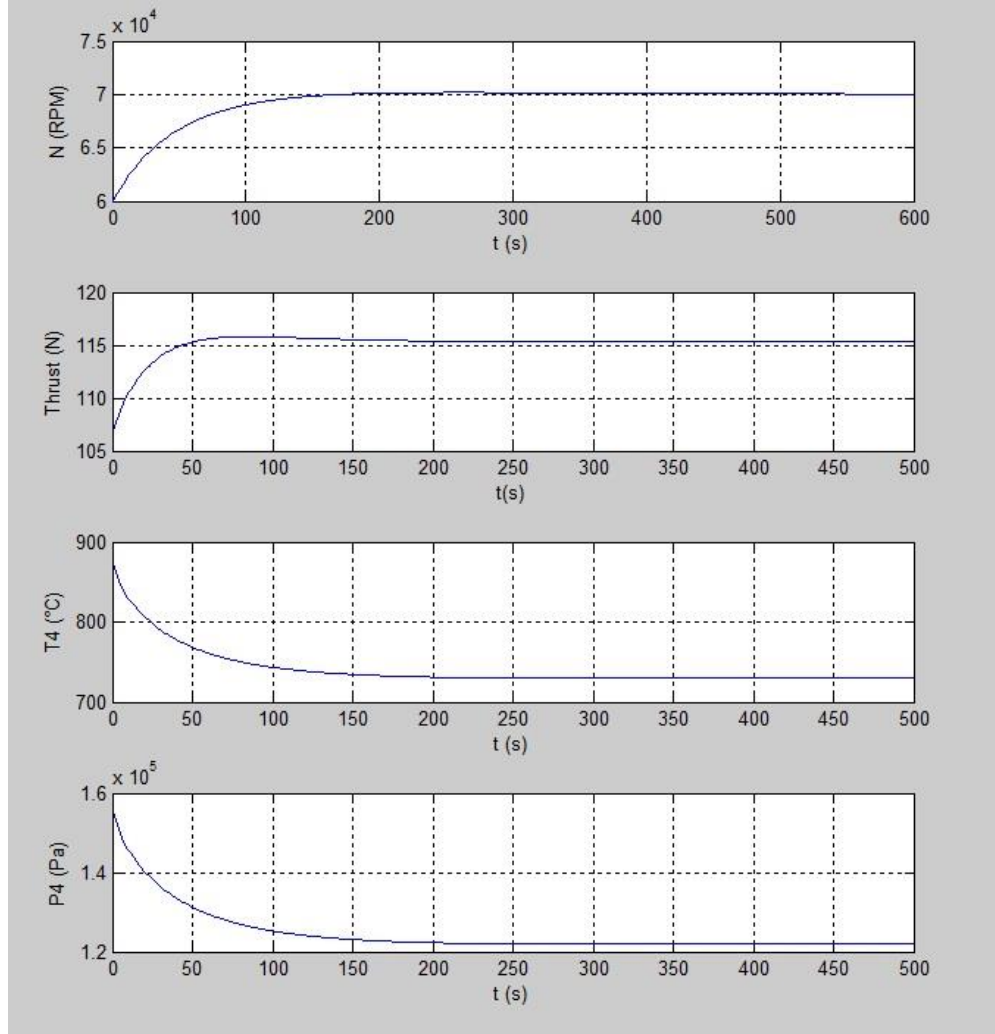


Şekil 3.23 : Matlab/Simulink Egzoz Lülesi Bloğu Tasarımı

Türbin bloğuna ait çıkış koşulları, egzoz lülesinin giriş koşullarına tekabül eder. Egzoz lülesi modelinde; yanma odasından çıkıp türbin bıçaklarına çarparak gelen gazın, bir noktada birleşen egzoz lülesinden dışarı atılışı baz alınmıştır.^[şekil 2-15] Türbin çıkışında yüksek basınca sahip olan gaz, egzoz lülesi şekli boyunca ivmelenerek yüksek bir hıza ulaşır.^[şekil 2-17] Gazın sahip olduğu bu yüksek hız, vakum etkisi yaratarak yanma odası çıkışındaki basıncın düşmesini ve gazın egzoz lülesine doğru emilmesini ve sürekli bir şekilde akmasını sağlar. Son olarak gazlar atmosfer basıncına doğru atılır ve bu ani basınç farkından ötürü bir itki oluşur.^[şekil 2-17] Modeldeki gaz dinamikleri; sürekliliğin korunumu, enerjinin korunumu, momentumun korunumu ve ideal gaz denklemlerini içermektedir.

Tüm bu komponentleri içeren turbo jet modeli simülasyonu esnasında şekil 3-26'da grafikleri verilmiş senaryoda 60000RPM şaft hızıyla seyir halinde olan motora referans olarak 70000RPM emri verilmektedir. RPM yanıtı grafiğinde görüleceği gibi, motor yaklaşık 180RPM'lik bir aşım yapmış ve ardından 70000 değerine oturmuştur. Motorun davranışı, birinci dereceden bir sistemin basamak referansına yanıtına benzetilebilir. Tek kademeli kompresör ve türbin yapısına sahip hafif itkili turbo jet motorlar, birinci dereceden bir sistem gibi davranır.

İtke grafiğinde ise, 117N'luk maksimum değerden sonra 115N'da oturmaktadır. Performans olarak Simulink modelinin SimPowerSystems modelinden daha iyi olduğu itke değerlerine bakılarak söylenebilir. Türbin bıçaklarından geçen gazın sıcaklığının ve basıncının dramatik bir şekilde düşmesi de T4 ve P4 grafiklerinden incelenebilir. Simülasyon sonuçları 5. bölümde tartışılacaktır.



Şekil 3.24 : Matlab/Simulink Turbo Jet Bloğu Grafikleri

4. KONTROL SİSTEMİ TASARIM ANALİZİ

4.1 Model-in-the-Loop (Çevrimde Model) Simülasyon

Turbo jet motor modeli, kontrol sisteminin tasarlanabilmesi için geliştirilen bir matematiksel modeldir. Motor komponentlerinin davranışlarını matematiksel dinamik denklemlere dönüştürerek belli çalışma zarflarındaki performans ve tepkilerini öngörebilmek adına geliştirilmiştir. Kontrolör; yakıt besleme sistemine entegre yapısıyla, sistem seviyesi performansını düzenler.

Model-in-the-Loop temelli çalışmalar sayesinde, tasarım prosedürleri simülasyon tabanlı olarak geliştirilebilir. MIL simülasyonlar ile sistemin modelinin kullanıldığı ve kontrol sisteminin hızlıca geliştirilebildiği çalışma alanı yaratılmıştır. Küçük değişiklikler ve sistemin dengesizlikleri anında fark edilir ve gerekli modifikasyonlar yapılabilir. Çalışma noktaları ve performans gereksinimleri için yazılımsal ve donanımsal uygulama çalışmaları gerektiğinde, MIL simülasyonlar kullanılarak hızlı çözümler yakalanabilir.

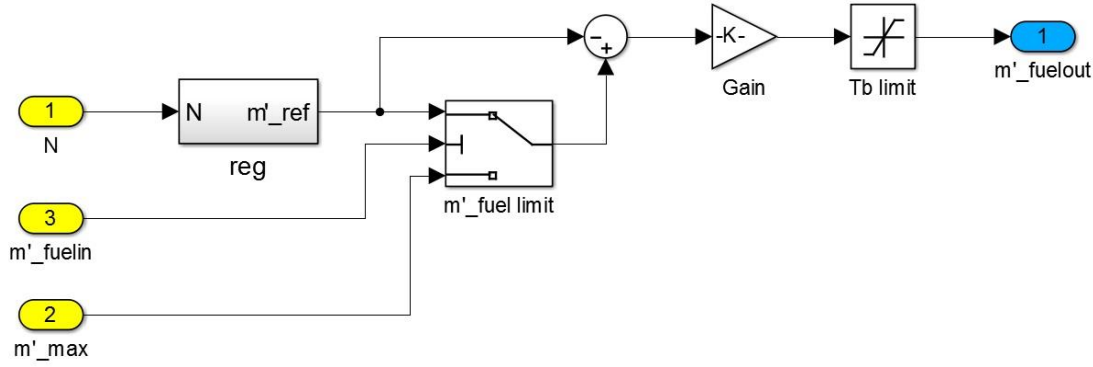
Kontrol sistemi, jet motorunu çalışma düzensizliklerinden uzak tutacak bir yapıdadır. Turbo jet motor; düzensiz çalışma (stall), ani basınç dalgalanması (surge), yakıt azlığı sebebiyle sönme (combustor lean blowout) ve kararlı sönme (flame out) bozunmalarından uzak tutularak çalışma zarfının içinde kontrol edilmektedir. Turbo jet motorunun çalışma sekansı başlatıldıktan itibaren kontrol sistemi, jet motorunu olabildiğince hızlı bir şekilde rölanti devrine getirecek ve verilen referans hızlarına uygun RPM’de kontrol edecektir. Türbin şaftı hız kontrolü sağlanırken verilen referans hızları için jet motorun güvenli çalışma bölgesinde kalması sağlanacaktır.

Modeldeki PI kontrolör; giriş sıcaklığı, egzoz sıcaklığı, RPM referansını, şaft RPM’ini ve yakıt besleme sistemi devrini girdi olarak alır. Bunun karşılığında; ateşleme valfini, yakıt valfini, akkor bujiyi, başlatıcı BLDC motorunu ve yakıt besleme sistemini kontrol eder.

Turbo jet motor ateşlenmesinden itibaren, güvenli çalışma zarfı içerisinde beş ana çalışma noktasına sahiptir. Modelleme bölümünde belirtilen bu çalışma noktaları, aralarında interpolasyon yapılarak kontrol edilir. Çalışma noktası parametreleri; yüksekliğe, hava giriş alığı sıcaklığına ve uçuş hızına göre değişiklik göstermektedir.

4.1.1 Motor limitleri koruması

Kontrol sistem yazılımı, turbo jet motor devir hızının kontrolü için birtakım sınırlandırmalar içermektedir.



Şekil 4.1 : Kontrolör Limit Blok Diyagramı

Kontrolör, türbin şaft devir hızına göre bir yakıt debisi regüle eder. Yanma odasındaki gaz kütle akışı izin verilen bir değerin altına düşer ise, maksimum kütle akışı işareti verilir. Bu algoritma, jet motorun olası bir kararlı sönme (flame out) düzensizliğine girmesini engeller.

Türbin bıçaklarının fazla ısınması sonucu plastik deformasyon geçirerek motor çeperine sürmesini engellemek için yanma odasının çıkış sıcaklığı izin verilen limitler altında tutulmalıdır. Bu limit, türbin bıçaklarının ve egzoz lülesinin geometrik şekillerinin korumasını sağlar. Yanma odasının sıcaklık limitlerinin yanı sıra, egzoz lülesi çıkışında bulunan bir sıcaklık sensörü aracılığıyla egzoz çıkış sıcaklığı ölçülür ve izin verilen maksimum limiti aşmaması sağlanır.

Kontrol ünitesi, turbo jet motorun düzensiz çalışma (stall) durumuna girmemesi için minimum kütle akışı sınırlaması ve eş zamanlı olarak minimum türbin şaftı devir hızı sınırlaması korumasına sahiptir.

Turbo jet motorun ani basınç dalgalanması (surge) durumuna girmemesi için şaft hızının pozitif ivmelenme sınırlaması ve eş zamanlı olarak yanma odası girişindeki kütle akışı-basınç oranı sınırlaması korumasına sahiptir.

4.1.2 Model karşılaştırılması

Turbo jet motorun SimPowerSystems ve Simulink ortamlarındaki modellenmesi birtakım farklılıklar içerir. Bu fark, modelleme yöntemleri ve kullanılan matematiksel denklemlerin yaklaşım tarzlarından kaynaklanmaktadır.

SimPowerSystems modeli genel olarak; enerji korunumu, kütsel akış ve sıcaklık dengesi ile analiz edilmiştir. Bu çok sağlıklı bir modelleme yöntemi değildir. Matematiksel modelin geliştirilmesi ve Simulink ortamındaki simülasyonlarla karşılaştırıldığında oldukça basit bir yapıya sahip olduğu söylenebilir. Ancak tek kademeli kompresör ve türbin yapısına sahip hafif itkili turbo jet motorları, birinci dereceden bir sisteme benzetilebildiğinden ötürü bu modellemenin sonuçları da motorun gerçek performans karakteristikleriyle örtüşmektedir.

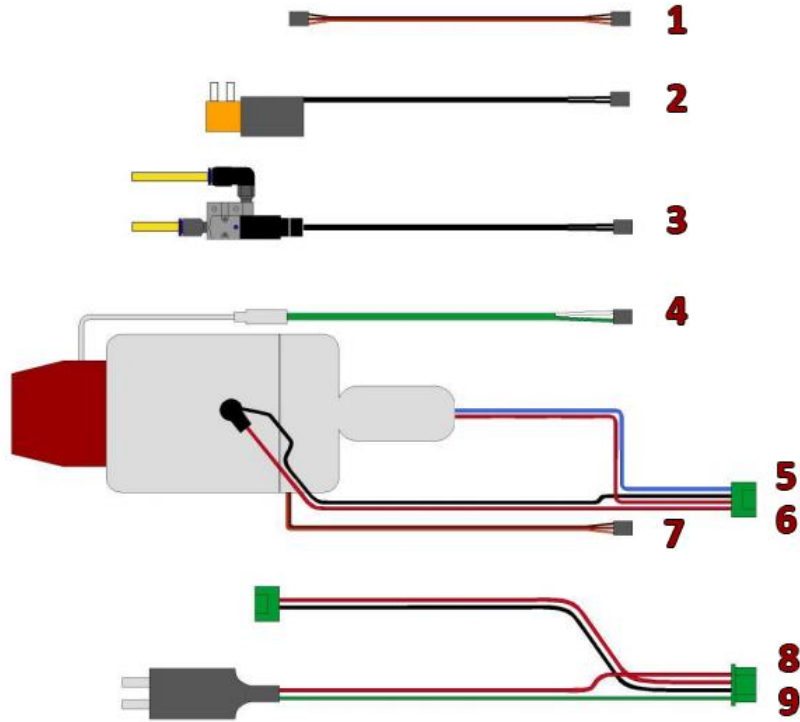
SimPowerSystems modeli içinde dinamik kompresör ve türbin denklemleri bulunmamaktadır. Simulink modelinde ise, kompresör sıkıştırma oranı tablolarından beta çizgisi yöntemiyle alınan veriler kullanılmaktadır. Bu açıdan kompresör verimliliği ve kompresör çıkış basıncı Simulink modelinde daha gerçekçidir. Aynı şekilde; matematiksel modelin incelendiği 3. bölümdeki dinamik türbin verimliliği ve basıncı denklemleri de SimPowerSystems modelinde kapsamamıştır. SimPowerSystems modelinin Simulink modeline nazaran daha basit bir yapıya sahip olduğu söylenebilir.

Ancak, Simulink modelinin motorun performans karakteristiklerini daha iyi yansıtmasına rağmen, model belli bir türbin shaft hızından sonra(120.000RPM) kararsızlaşmaktadır. Modelin içinde birtakım kabuller yapıldığı, model içindeki dinamik denklemlerin bir kısmının ampirik çalışmalardan alındığı ve bir kısmının da teorik olarak geliştirildiği göz önüne alındığında, motorun bazı çalışma aralıklarında karşılaşılabilecek düzensizlikler anlaşılabilir. Bu düzensizliklerin analiz edilmesi ve üstesinden gelinmesi için yapılabilecek çalışma önerileri 5. bölümde incelenmiştir.

Turbo jet motoru modelinin kararlı olduğu çalışma zarflarında yapılan testlerde alınan sonuçların tekrar kontrol edilmesi adına gerçek sistemde testler yapılmıştır. Motorun performansı ve karakteri analiz edilmiştir.

4.2 JetCentral Cheetah Kero Start Testleri

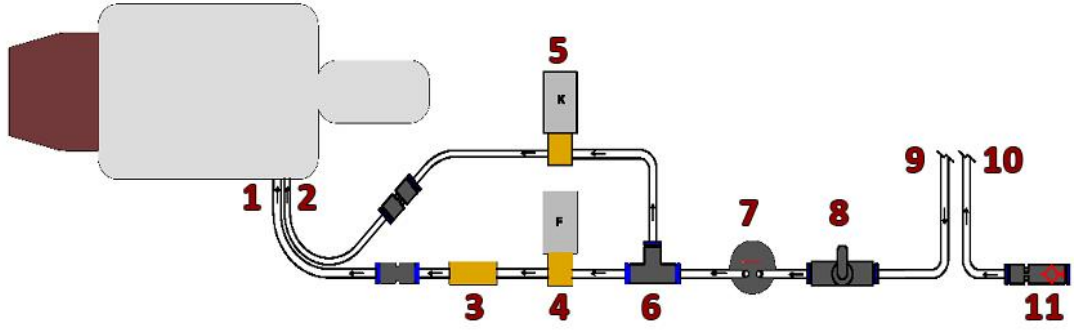
Geliştirilen model ve kontrolörün testlerini gerçekleştirmek üzere bir test düzeneği kurulmuştur. Düzeneğin bileşenlerine ait elektriksel ve yakıt hattı şeması aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.2 : JetCentral Cheetah Elektriksel Şeması

Çizelge 4.1 : JetCentral Cheetah Elektriksel Şeması

Elektriksel Şema
1 – Referans RPM sinyali
2 – Valf K (ateşleme) PWM sinyali
3 – Valf F (ana hat) PWM sinyali
4 – Egzoz sıcaklık sensörü
5 – BLDC (başlama) PWM sinyali
6 – Akkor Buji PWM sinyali
7 – Türbin şaft RPM sensörü
8 – 7.4V LiPo batarya bağlantısı
9 – Pompa referans sinyali



Şekil 4.3 : JetCentral Cheetah Yakıt Hattı Şeması

Çizelge 4.2 : JetCentral Cheetah Yakıt Hattı Şema Planı

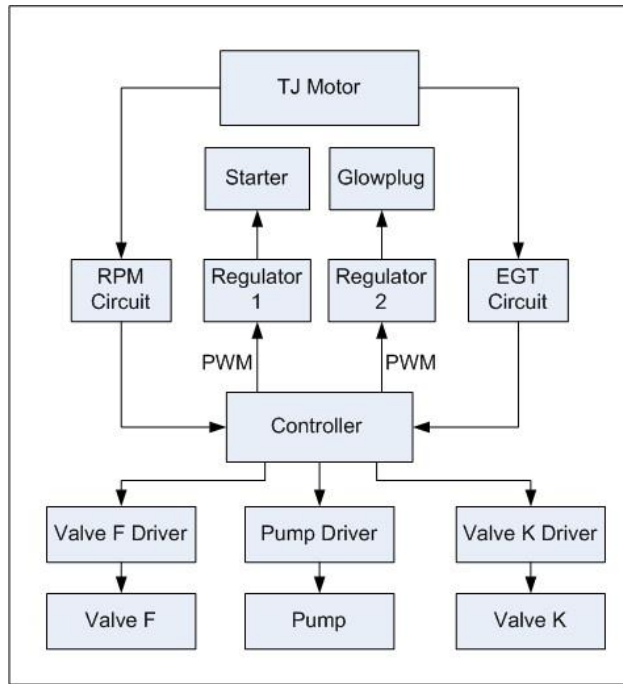
Yakıt Hattı Şema	
1 – 4mm çaplı ana yakıt hattı borusu	7 – Yakıt pompası
2 – 3mm çaplı ateşleme yakıt hattı borusu	8 – Yakıt hattı kapama vanası
3 – Ana yakıt hattı filtresi	9 – Yakıt hattı baloncuk koruması çıkışı
4 – Ana yakıt hattı valfi (Valf F)	10 – Yakıt hattı baloncuk koruması girişi
5 – Ateşleme yakıt hattı valfi (Valf K)	11 – Yakıt tankı tek taraflı valfi bağlantısı
6 – Y tipi boru bağlantı aparatı	

Geliştirilen model ve kontrolörün, test düzeneği yapısını alması için birtakım elektronik devreler ve sürücüler kullanılmıştır.

- Motor şaftına ilk açılmal hızını veren BLDC motoru sürücüsü
- Akkor bujinin belli bir frekansta çalışmasını sağlayan sürücü
- Yakıt besleme sisteminin BLDC motorunun sürücüsü
- Yakıt ana hattı valfi (Valf F) sürücüsü
- Yakıt ateşleme hattı valfi (Valf K) sürücüsü
- RPM sinyali düzenleyici devresi
- Egzoz lülesi düzenleyici devresi
- Akkor buji ve vanalara ait LED gösterge devresi

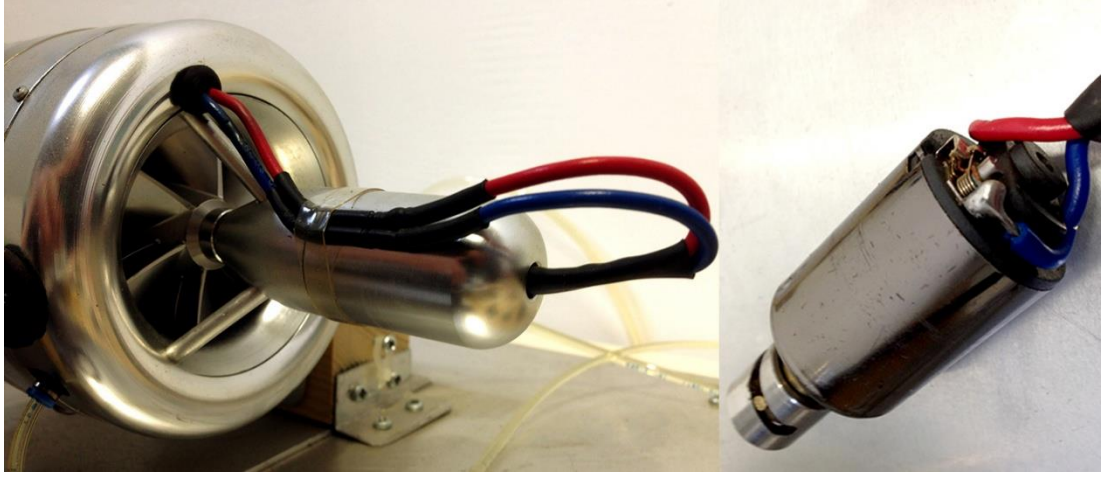
Kontrolör, turbo jet motora ait iki önemli sinyali kullanmaktadır. RPM sinyali, motorun kompresör bıçaklarını sayan bir metal proksimite sensörden gelmektedir. Bu sinyalin kompresör bıçak sayısına bölünüp, filtrelenmesi için Texas Instrument SN74LS14 yongası kullanılarak düzenleyici bir devre geliştirilmiştir.

Egzoz lülesi sıcaklık sensörü K-tipi bir termokupldır. Sensör sinyali ise mili volt değerlerindedir. Sinyal, düzenleyici bir devre aracılığıyla yükseltilir ve K-tipi termokupl arama tablolarından °C değerine çevrilmek suretiyle kontrol algoritması içinde kullanılabilecek sayısal değerlere getirilir. Devrelerle ilgili ayrıntı EK-D’de verilmiştir.



Şekil 4.4 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği Şeması

JetCentral Cheetah’ı, ateşleme hızına getirebilmek için bir BLDC motor kullanılmaktadır. Bu motor, türbin şaft hızını 4000RPM değerine getirdikten sonra eğer ateşleme başarılı ise kuplaj sayesinde mekanik olarak şafttan ayrılır ve türbin hızlanmaya devam eder. Bu BLDC motor aynı zamanda motorun soğutulması gereken zamanlarda da çalıştırılır. Ardından akkor bujisi çalıştırılır ve ateşleme gerçekleşir. Ateşlemeden sonra motor, valfK ve yakıt pompası ile rölanti devrine tırmanmaya başlar. Motor şaft hızı 8000RPM değerine ulaştığında valfK kapatılır ve ana yakıt hattı valfi (valfF) açılır. Bu aşamadan sonra Kontrol ünitesi pompayı ve ana yakıt hattını kullanarak motoru verilen referans RPM değerlerine göre kontrol eder.

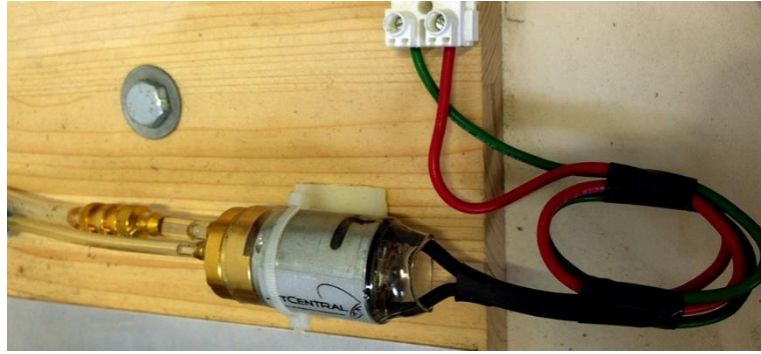


Şekil 4.6 : JetCentral Cheetah Başlatma Motoru (montajlı)

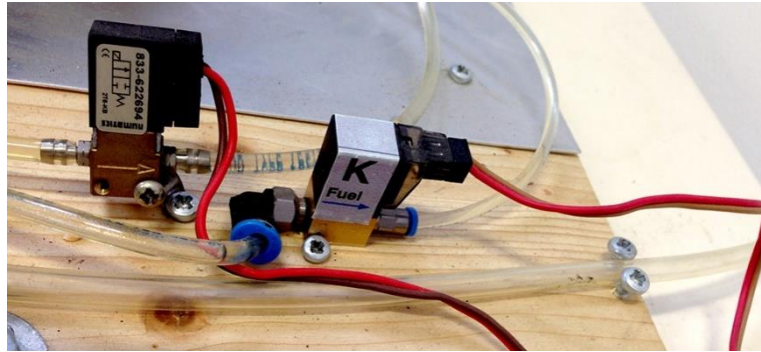
Şekil 4.5 : JetCentral Cheetah Başlatma Motoru ve kuplajı (izole)



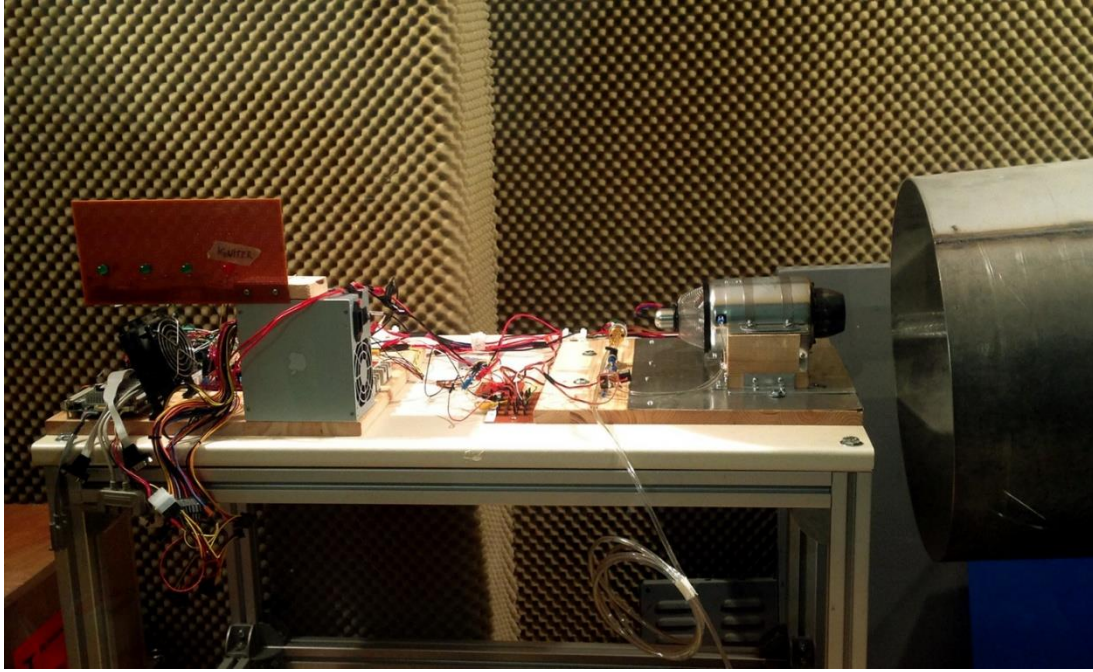
Şekil 4.7 : JetCentral Cheetah Akkor Bujisi



Şekil 4.8 : JetCentral Cheetah Yakıt Pompası



Şekil 4.9 : JetCentral Cheetah Valv-K ve Valv-F



Şekil 4.10 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği

Test düzeneği, motor maksimum 121dB’lik ses dalgaları yaydığından yukarıdaki şekilde görülebileceği gibi ses yalıtımlı ve egzoz lülesinden çıkan hava akışının fanlar tarafından emildiği bir test odasına kurulmuştur.

Çizelge 4.3 : JetCentral CheetahPin Diyagramı

Pin Diyagramı	
BLDC (başlama)	10
Pompa	7
Akkor buji	11
Akkor buji (feedback)	38
Valf K	30
Valf F	28
Buzzer	9
EGT	35
Acil durum butonu	33
Valf K (feedback)	40
Valf F (feedback)	42
Yakıt hattı vanası	44

Kontrol algoritması Arduino Mega mikro kontrolörü tarafından yürütülmektedir. Mega’ya ait pin diyagramı sağdaki çizelgede verilmiştir. Vana kontrolleri PWM sinyalleriyle yapılmaktadır ancak Arduino Mega’nın sahip olduğu işlemci, verilen PWM sinyallerinin frekansını sınırlamaktadır. Bu sebeple istenilen duty cycle/PWM frekansı yakalanamamıştır ve motor yüksek devirlere çıktıktan sonra çalkantılı bir çalışma sürecine girer. Turbo jet motor test düzeneğinin test sonuçları 5. bölümde analiz edilmiştir. Cheetah test düzeneği kurulduktan sonra, jet motorun elektronik kontrol ünitesi ile veri iletişimini

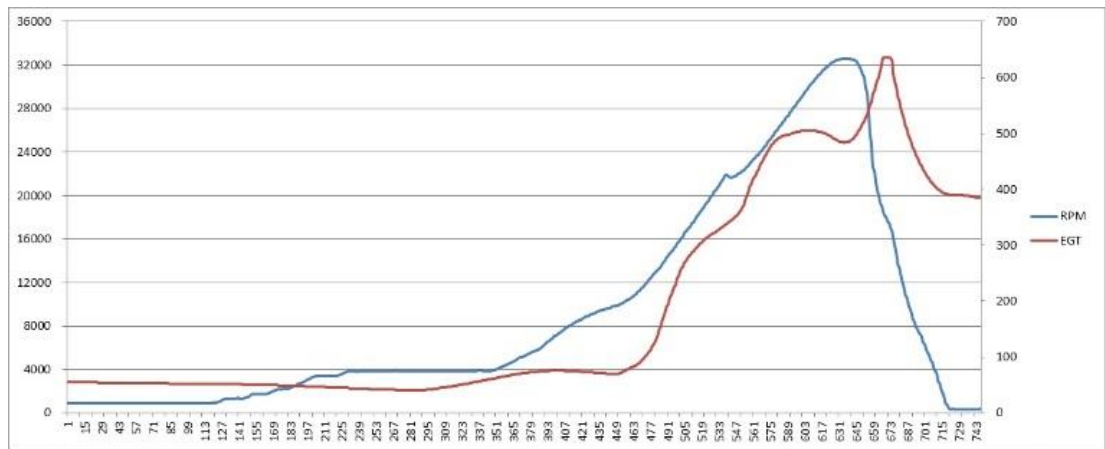
sağlayan çift yönlü sinyaller PicoScope ile analiz edilmiş ve geliştirilen kontrolörde sinyallerin sisteme uyumluluğu sağlanmıştır.

Test düzeneğindeki; motordan alınan düzeltilmiş RPM sinyali (Ch1), akkor bujisine gönderilen yanma sinyali (Ch2) ve yakıt ana hattı vanasına (Valf F) gönderilen PWM sinyali (Ch3) şekil 4-11’de gösterilmiştir.



Şekil 4.11: JetCentral Cheetah Sinyal örnekleri

Cheetah test düzeneği kurulduktan sonra, jet motorun elektronik kontrol ünitesi ile veri iletişimini sağlayan çift yönlü sinyaller PicoScope ile analiz edilmiş ve geliştirilen kontrolörde sinyallerin sisteme uyumluluğu sağlanmıştır. Testler esnasında kontrolörün, jet motorunu rölanti devrine getirme prosedürü ve şaft hızının kontrol edilmesi üzerine çalışılmıştır. Mikro kontrolörün performans kıstasları izin verdiğince, yakıt valfleri gibi PWM sinyalleriyle kontrol edilen bileşenlerin senkronize çalışması sağlamıştır. Ancak motorun yüksek şaft hızlarında kontrol edilmesi için daha hızlı bir mikro kontrolör gerekmektedir. Tez içeriği, jet motora monte edilebilecek bir elektronik kontrol ünitesi PCB tasarımı, baskısı ve dizilimi yapılmasını kapsamadığından yapılan testlere yüksek şaft hızları dahil değildir. Motorun testlerinden ve kontrolörün modifikasyonlarından sonra toplanan verilerden çıkarılan grafik şekil 4-12’de verilmiştir.



Şekil 4.12 : JetCentral Cheetah Test Düzenek Grafikleri

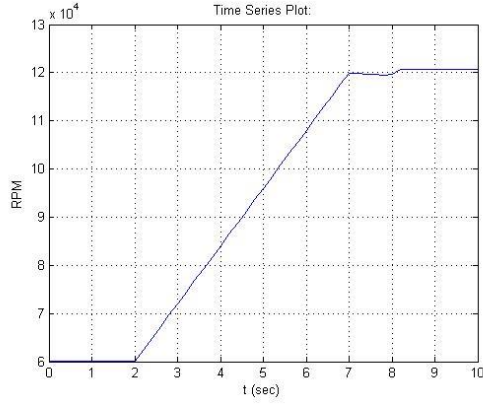
5. SONUÇ

Tez kapsamı içerisinde; yakıt besleme sisteminin modellenmesi ve analizi, tek kademeli kompresör ve türbine sahip turbo jet motorunun modellenmesi, analizi, kontrolü ve prosedür adımlarına uygun bir şekilde çalıştırılabilmesi hedeflenmiştir.

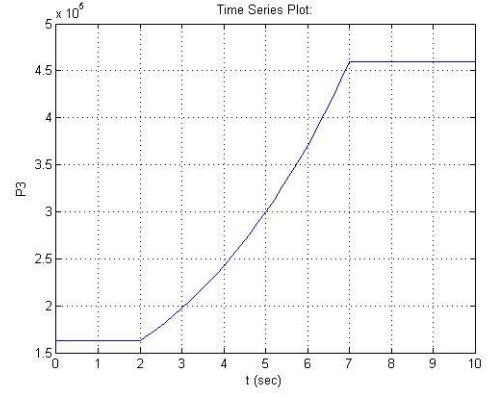
Yakıt besleme sistemi için iki farklı prensipte oluşturulmuş iki model geliştirilmiştir. Bu modeller performans ve karakteristik açılardan analiz edilmiştir. Birtakım elektronik ve mekanik matematiksel denklemler kullanılarak geliştirilen Simulink modeli, temel ve basit bir BLDC motorunu temsil eder. Sisteme dair daha ayrıntılı bir karakter analizi yapılması için komponent bazlı bir model geliştirilmesine karar verilmiştir. SimPowerSystems kullanılarak geliştirilen modele ait performans grafikleri, gerçek sistemi Simulink modeline nazaran çok daha iyi temsil etmektedir.

Tek kademeli kompresör ve türbine sahip turbo jet motorun analizi için komponent bazlı modelleme yapılmasına karar verilmiştir. SimScape ortamında komponent bazlı bir model geliştirilmiş ancak jet motorların sahip olduğu tasarımsal ve geometrik özellikler modele yeterli bir şekilde uygulanamamıştır. Bu aşamada, jet motorun kendisine has bileşenlerinin oluşturduğu bir komponent bazlı model geliştirilmesine karar verilmiştir. Modele ait tüm bileşenlerin matematiksel analizi yapılmış ve dinamik denklemlerle Simulink ortamına gömülmüştür. Ancak matematiksel analiz esnasında, birtakım kabul ve varsayımlar yapılmıştır.

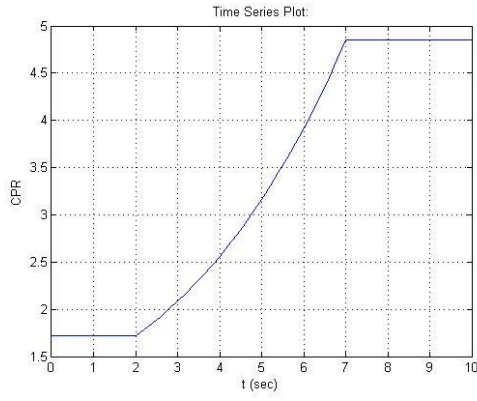
Literatürde JetCentral Cheetah için yapılmış herhangi bir çalışma ya da analiz bulunamadığından ötürü, benzer hacim ve performans kriterlerine sahip farklı jet motorlardan birtakım harita, performans kodu ve test sonuçları sisteme adapte edilmiştir. Cheetah'ın türbin performansı, SmoothT8.2 ile tek kademeli kompresör performansı ise SmoothC8.3 ile analiz edilmiş ve beta çizgileri yöntemi ile modele uygulanmıştır. Motorun performansı fabrika verilerine olabildiğince yakınsatılmaya çalışılmıştır. Bu süreçte bazı parametrelerde farklılıklar görülmüştür. Bu tip karakteristik farklılıklar, modelin tasarım aşamasında yapılan kabul ve varsayımlardan kaynaklanmaktadır. Modele ait grafikler aşağıdaki şekillerde verildiği gibidir.



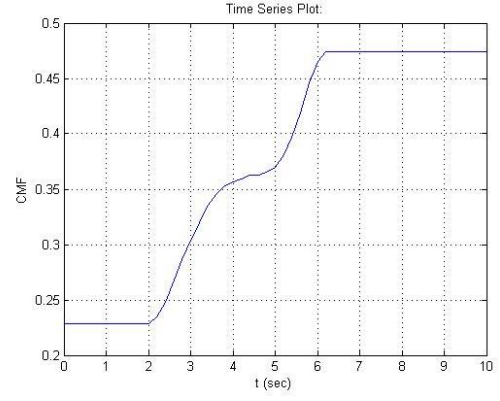
Şekil 5.1 : Turbo Jet Türbin Şaft RPM'i



Şekil 5.2 : Kompresör Çıkışındaki Basınç



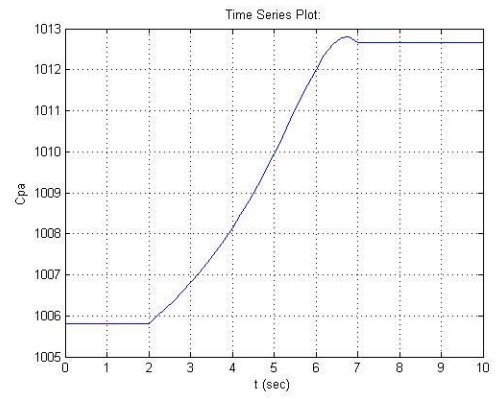
Şekil 5.3 : Doğrulanmış Sıkıştırma Oranı



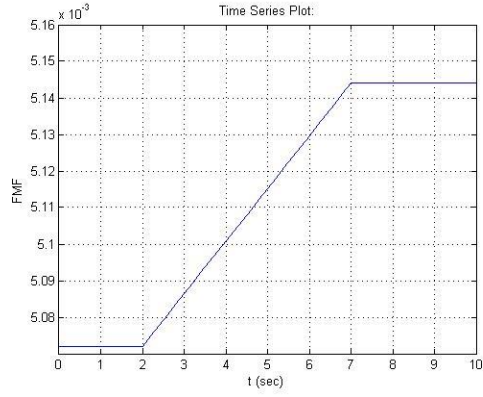
Şekil 5.4 : Doğrulanmış Kütle Akışı



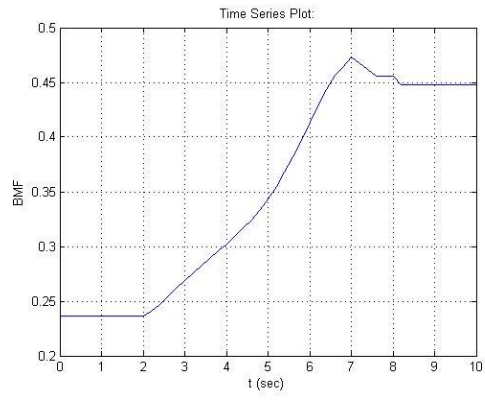
Şekil 5.5 : Kompresör Verimliliği



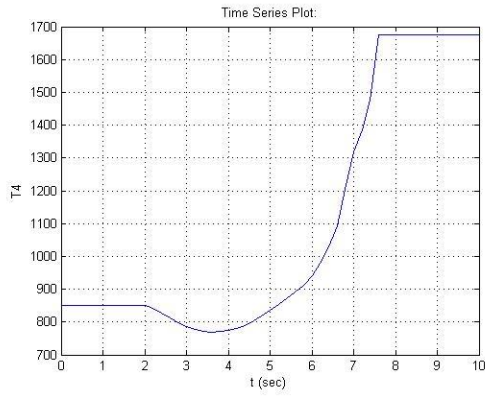
Şekil 5.6 : Özgül Isı Katsayısı



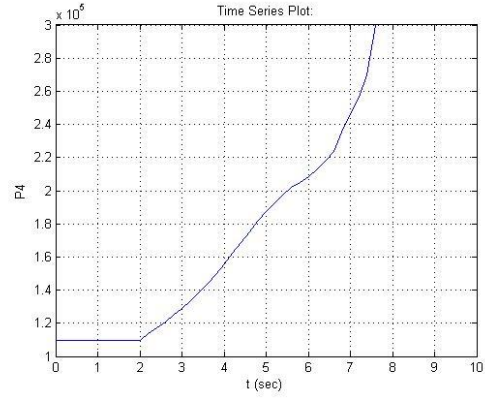
Şekil 5.7 : Yakıt Kütle Akışı



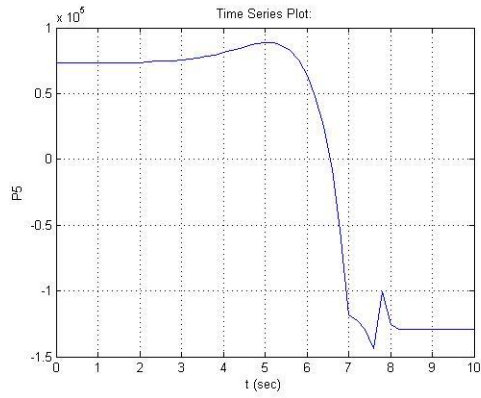
Şekil 5.8 : Yanma Odası Kütle Akışı



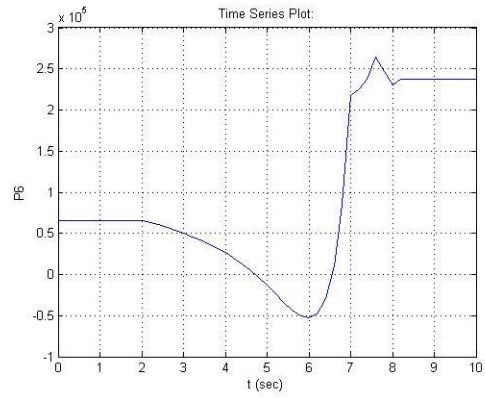
Şekil 5.9 : Yanma Odası Girişi Sıcaklık



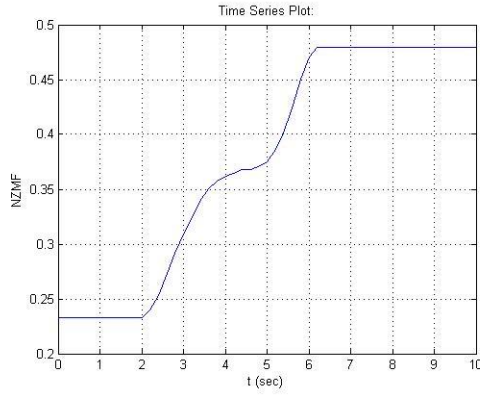
Şekil 5.10 : Yanma Odası Çıkışı Basıncı



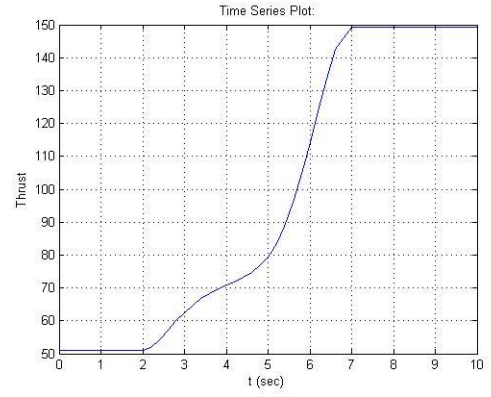
Şekil 5.11 : Egzoz Lülesi Girişi Basıncı



Şekil 5.12 : Egzoz Lülesi Çıkışı Basıncı

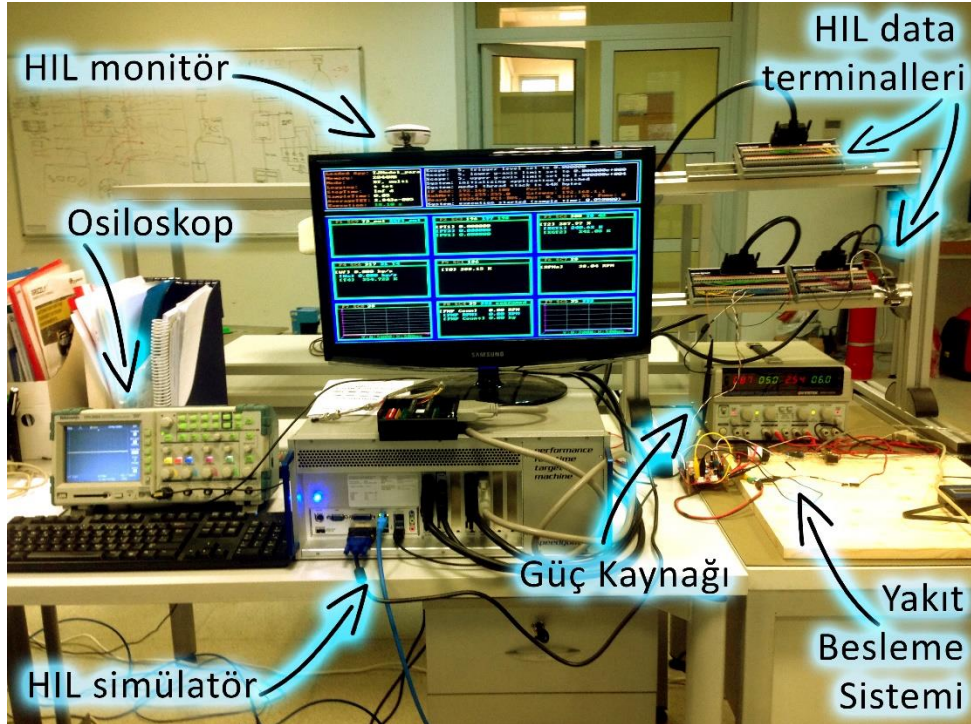


Şekil 5.13 : Egzoz Lülesi Kütle Akışı



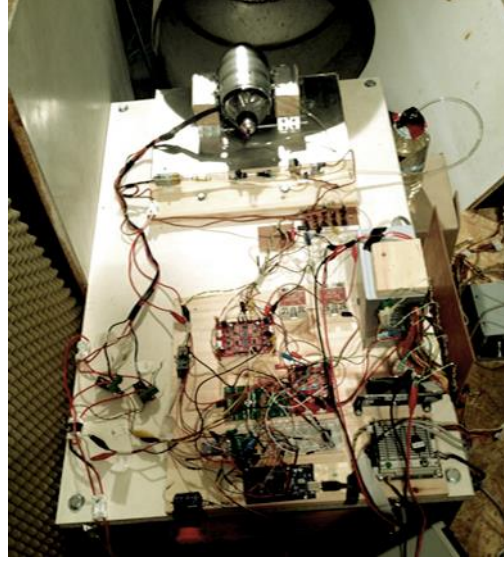
Şekil 5.14 : İtki

Tez kapsamında geliştirilen simülasyon modelinin gerçekleştirilmesi amacıyla, yakıt besleme sisteminin ve turbo jet motor modelinin entegre bir şekilde çalıştığı bir Hardware-in-the-Loop simülasyon düzeneği kurulmuştur. Gerçek zamanlı Simulink modelinin (xPC Target) bulunduğu HIL simülatörü ile yakıt besleme sistemini oluşturan yakıt pompası, ana hakit hattı valfi ve ateşleme hattı valfi eyleyicileri sürülmüştür. Gerçek zamanlı modelin yakıt besleme sistemini istenilen performansta kontrol edebildiği gözlemlendiğinde, gerçek turbo jet motor için bir test düzeneği geliştirilmeye başlanmıştır.



Şekil 5.15 : HIL Simülatörü Düzeneği

Motor için bir test düzeneği oluşturulmuş ve jet motorunun gerçek testleri; yüksek desibel değerinden ötürü (121dB), ses yalıtımlı ve hava akışının kontrol edildiği bir odada yapılmıştır. Çalışma esnasında motorun başlatılma sekansı test çemberinde geliştirilmiş ve yapılan testlerin sonuçları incelenmiştir. Statik türbin termodinamik ve kinetik karakteristiklerinin yanında bir takım deneysel çalışmalardan da yararlanılarak modelin içindeki tutarsızlıklar giderilmeye çalışılmıştır.



Şekil 5.16 : JetCentral Cheetah Test Düzeneği

Tez çalışması ilerleyen çalışmalara da açık bir konumdadır. Geliştirilen model, kontrolör tasarımı ve yapılan testler sonucunda Cheetah'a ait kompakt bir kontrol ünitesi tasarımı yapılabilir. Motorun dinamik yapısını göz önünde bulundurduğumuzda, motor modelinde kullanılan limit ve PI kontrolörü yerine, daha verimli ve performanslı çalışması için bulanık mantık kontrolörü ya da uyarlanabilir (adaptive) kontrolör geliştirilebilir.

Ancak bu tip ticari motorların limitli çalışma zamanı (25saat) ve ülkemizde üretilmiyor oluşu yüzünden bu çalışmalar yüksek maliyetlidir. Ülkemizde gelişmekte olan havacılık sektörü ile bu tip çalışmaların yaygınlaşması ve ticari alanlara da yayılmasını umuyorum.

KAYNAKLAR

- [1] **Kupsch, J.** (2011). Jet Engine Cutaway. [quatermass5m.blogspot.com:
http://quatermass5m.blogspot.com.tr/2011/02/jet-engine-cutaway.html](http://quatermass5m.blogspot.com.tr/2011/02/jet-engine-cutaway.html)
adresinden alındı
- [2] **AILER, P., SÁNTA I., SZEDERKÉNYI G., ve HANGOS K.,** (2001) Nonlinear Model-Building Of A Low-Power Gas Turbine, department of Aircraft and ships, Budapest University of Technology and Economics, Budapeşte, Macaristan
- [3] **Seldner K., Mihaloew J., Blaba R.,** (1972) Generalized Simulation Technique for Turbo Jet Engine System Analysis, National Aeronautics and Space Administration, Washington D.C., USA
- [4] **Maccallum, Gawthrop P.,** (1992) Improving Dynamic Response of a Single-Spool Gas Turbine Engine Using a Nonlinear Controller
- [5] **James, Derek N.,** (1987) Gloster Aircraft since 1917. London: Putnam, 1987
- [6] **Koehler, Dieter H.,** (1999), Ernst Heinkel – Pionier der Schnellflugzeuge, Bonn: Bernhard & Graefe
- [7] **Rolls-Royce plc,** (2005)- The Jet Engine - Ed. 1996 & 2005
- [8] **Japikse, David,** (1996) Centrifugal Compressor Design and Performance. Concepts ETI
- [9] **Greitzer, E. M.** (1976, april 1). "Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressors—Part I: Theoretical Compression System Model". Eng. Gas Turbines Power
- [10] **Rolls-Royce plc** (1996). The Jet Engine. Rolls Royce Technical Publications; 5th ed. edition
- [11] **Hulle, G. V.** (2013). SolidWorks Turbine Blisk (Bladed Disk). [grabcad.com:
http://grabcad.com/library/turbine-blisk-bladed-disk](http://grabcad.com/library/turbine-blisk-bladed-disk) adresinden alındı
- [12] **Moran N. ve Shapiro J.,** (2010) "Fundamentals of Engineering Thermodynamics" Wiley
- [13] **Laughlin, R.** (2007). Department of Physics. [large.stanford.edu:
http://large.stanford.edu/courses/2007/ph210/glownia1/](http://large.stanford.edu) adresinden alındı
- [14] **Sonntag R. E.,**(2007), Introduction to Engineering Thermodynamics, Claus Borrnakke
- [15] **NASA.** (tarih yok). airplane. [www.grc.nasa.gov:
http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/nozzle.html](http://www.grc.nasa.gov) adresinden alındı
- [16] **IIT.** (2014). fluid mechanics. [www.nptel.ac.in:
http://www.nptel.ac.in/courses/Webcourse-contents/IIT-KANPUR/FLUID-MECHANICS/lecture-40/40_4_nozzle.htm](http://www.nptel.ac.in)
adresinden alındı
- [17] **JetCentral.** (2014). Cheetah. [www.jetcentral.com.mx:
http://www.jetcentral.com.mx/manuales/CHEETAH%20KS.pdf](http://www.jetcentral.com.mx)
adresinden alındı

- [18] **FAULHABER.** (2014). User Manuals. www.faulhaber.com:
http://www.faulhaber.com/manuals/sites/en/buerstenlose/2444_bx4.html adresinden alındı
- [19] **Meng, Z., Chen, R., Sun, C., & An, Y.** (2010). The mathematical simulation model of brushless dc motor system.
- [20] **Al-Hadithi M., Salih K.,** (1992). Mathematical modelling of permanent-magnet brushless DC motor drives
- [21] **Baldursson,**(2005 May) —BLDC Motor Modelling and Control – A MATLAB/Simulink Implementation
- [22] **Prasad G., Ramya N., Das G.,** (2012) Modelling and Simulation Analysis of the Brushless DC Motor by using MATLAB
- [23] **Rao A., Obulesh Y., Babu S.,** (2006) Mathematical Modeling of Bldc Motor With Closed Loop Speed Control Using PID Controller Under Various Loading Conditions
- [24] **Ailer, Pirooska, Santa I., Szederkenyi G., and Hangos K. M.,** (2001) "Nonlinear Model-Building of a Low-Power Gas Turbine." Periodica Polytechnica ,
- [25] **Al-Hamdan, Qusai Z., and Munzer S.Y. Ebaid.** (2006) "Modeling and Simulation of a GasTurbine Engine for Power Generation." Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,
- [26] **Kopasakis, Connolly, ve Paxson.**(2008) "Volume Dynamics Propulsion System Modeling for Supersonics Vehicle Research" University of Florida, Gainesville, Florida
- [27] **Cohen, H., Rogers, G. F. C.,**(1996) and Saravanamuttoo, H. I. H., Gas Turbine Theory, 4th Edition, Longman, London.
- [28] **Ainley, D. G., ve Mathieson, G. C. R.,** (1957), A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines, Aeronautical Research Council.
- [29] **Kurzke, J.,** (1996), "How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations," ASME paper 96-GT-164
- [30] **Polat C.,** (2009) "An electronic control unit design for miniature jet engine," metu,
- [31] **HANGOS, K.M.–CAMERON, I.T.,** (2001) Process Modelling and Model Analysis, Academic Press.
- [32] **Atkinson, Kendall A.** (1989), An Introduction to Numerical Analysis (2nd ed.), New York: John Wiley & Sons,
- [33] **Netherlands, AMT.** (2014). download. amtjets:
<http://www.amtjets.com/download.php> adresinden alındı
- [34] **Sanjay, G.** (2013). Fundamentals of Engine Controls. www.grc.nasa.gov:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/inleth.html> adresinden alındı
- [35] **Sethi V.,** (2008). Advanced Performance Simulation of Gas Turbine Components and Fluid Thermodynamic Properties, Cranfield University
- [36] **Parr A,** (1991). Hydraulics and Pneumatics: A technician's and engineer's guide, Butterworth-Heinemann Ltd, Halley Court, Jordan Hill

EKLER

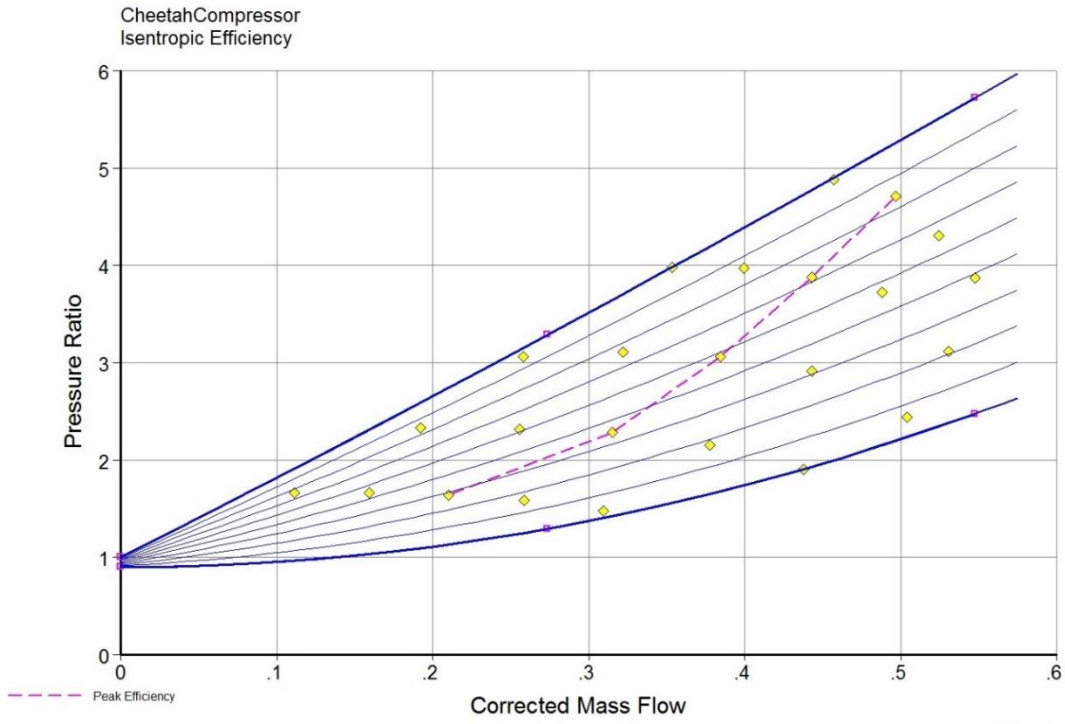
EK-A : Kompresör

EK-B : Türbin

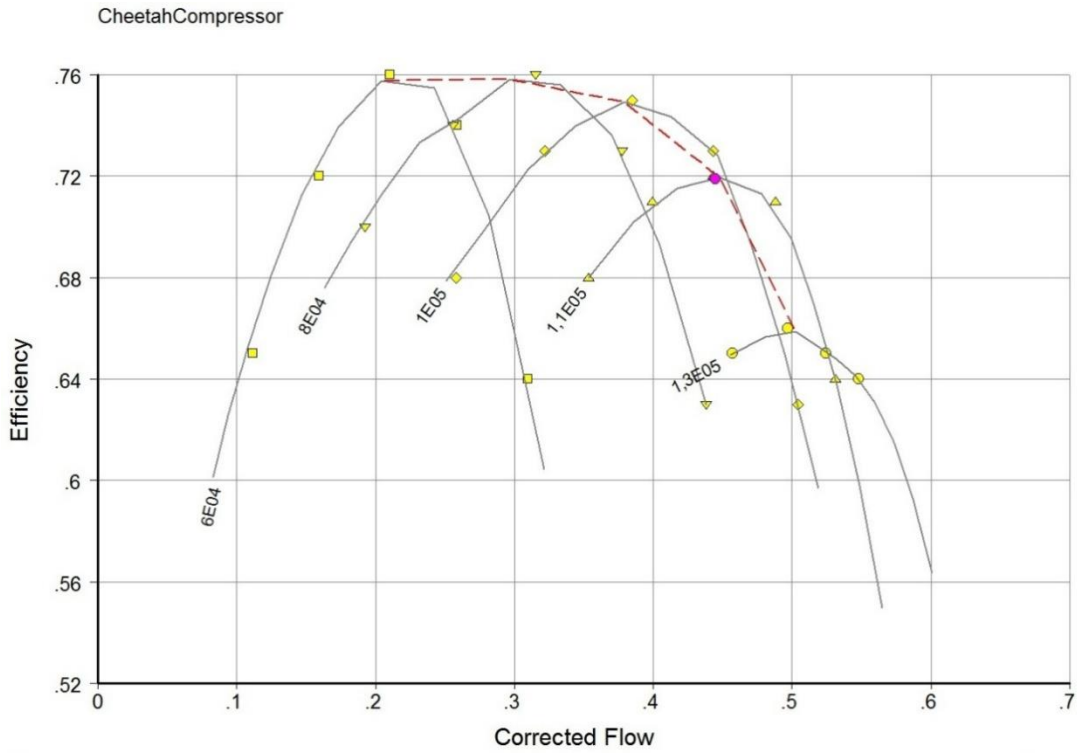
EK-C : Turbo Jet Motor Simulink Model

EK-D : Test Düzeneği Bileşenleri

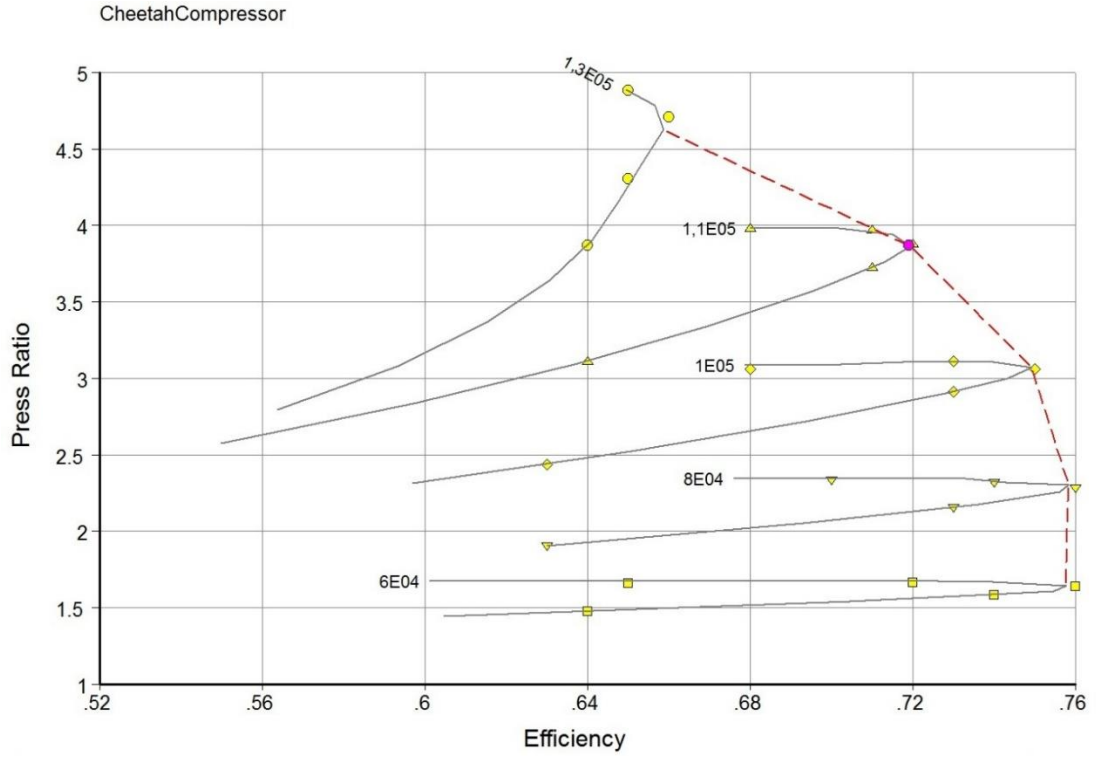
EK-A Kompresör



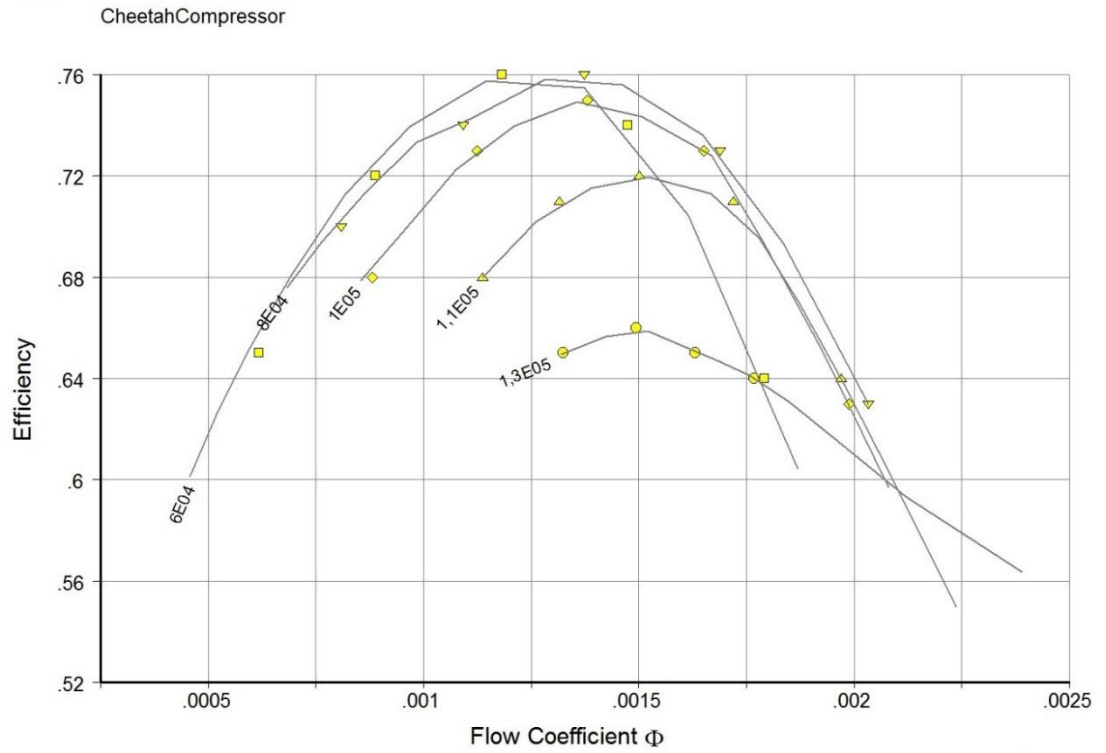
Şekil A.1 : JetCentral Cheetah Kompresör Sıkıştırma Oranı – Düzeltilmiş Kütle Akışı – Optimum Verimlilik Çizgisi Grafiği (esnek beta çizgileri görülebilmektedir)



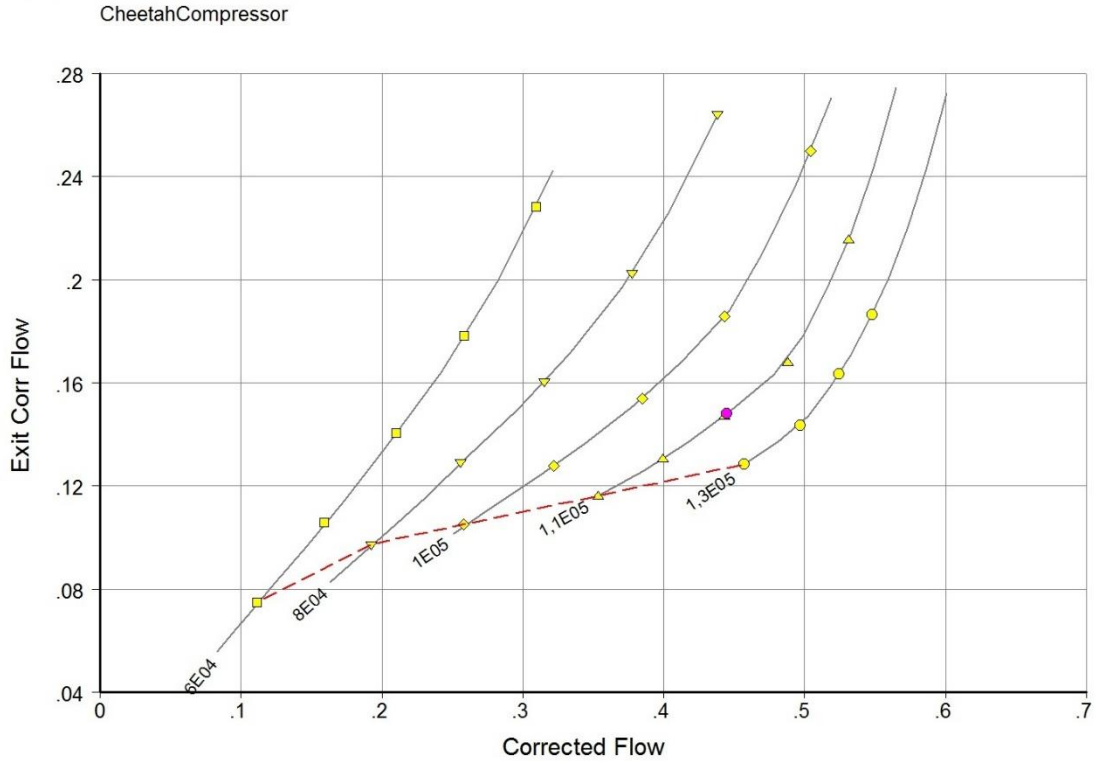
Şekil A.2 : JetCentral Cheetah Kompresör Verimliliği – Düzeltilmiş Kütle Akışı – Optimum Verimlilik Çizgisi Grafiği



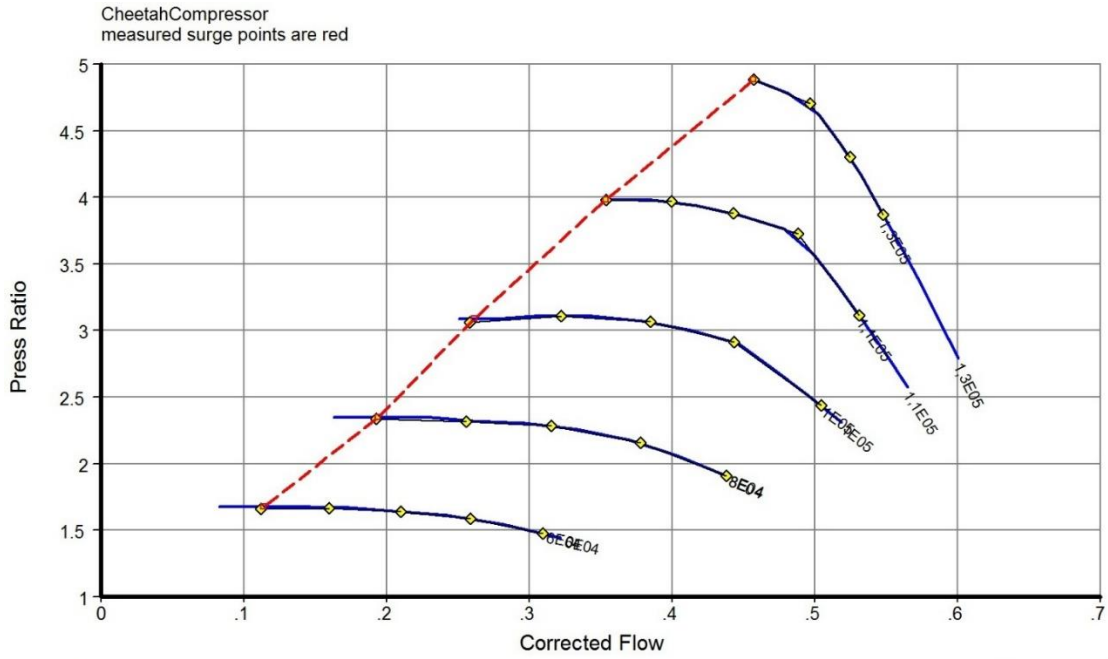
Şekil A.3 : JetCentral Cheetah Kompresör Sıkıştırma Oranı – Verimlilik – Optimum Verimlilik Çizgisi Grafiği



Şekil A.4 : JetCentral Cheetah Kompresör Verimliliği – Akış Faktörü Grafiği

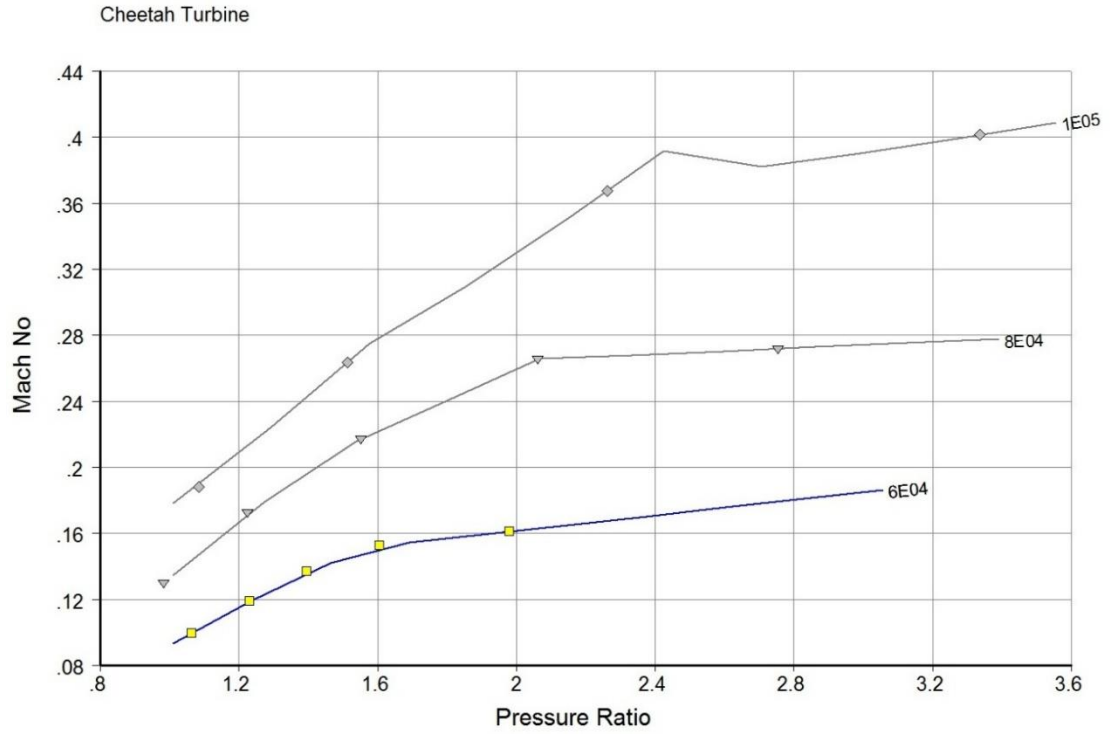


Şekil A.5 : JetCentral Cheetah Kompresör Çıkış Düzeltilmiş Akışı – Düzeltilmiş Akış – Optimum Verimlilik Çizgisi Grafiği

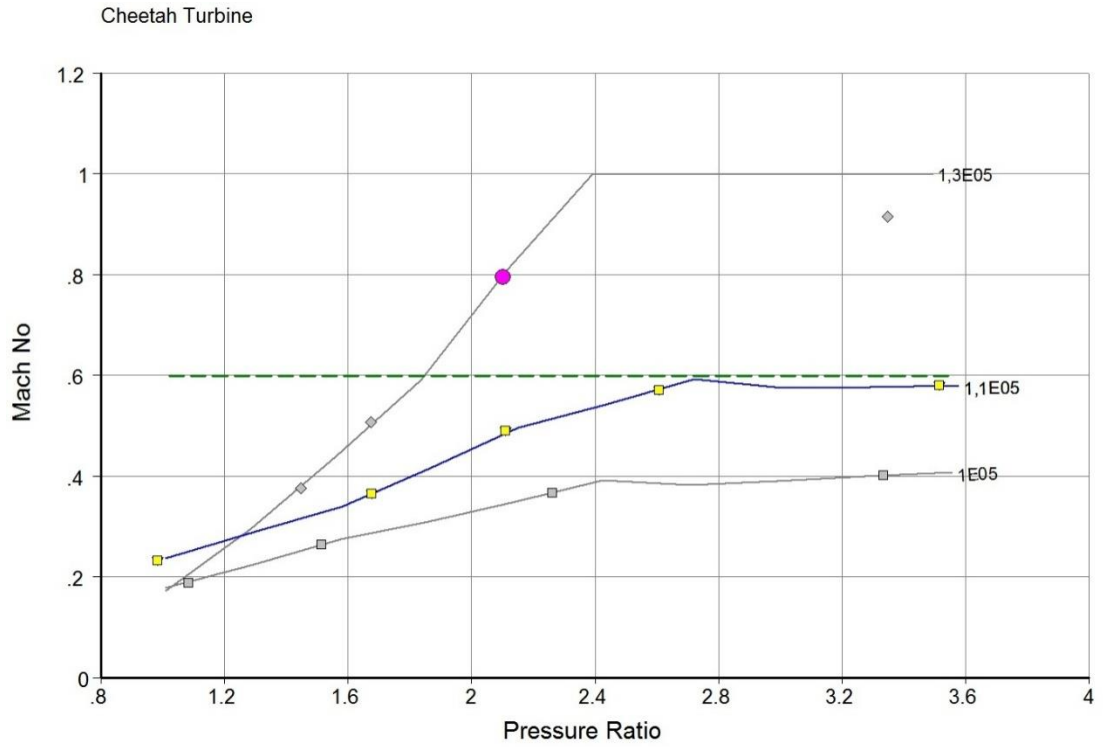


Şekil A.6 : JetCentral Cheetah Kompresör Sıkıştırma Oranı – Düzeltilmiş Akış – Surge Line Grafiği (Surge Line : Ani Basınç Dalgalanması)

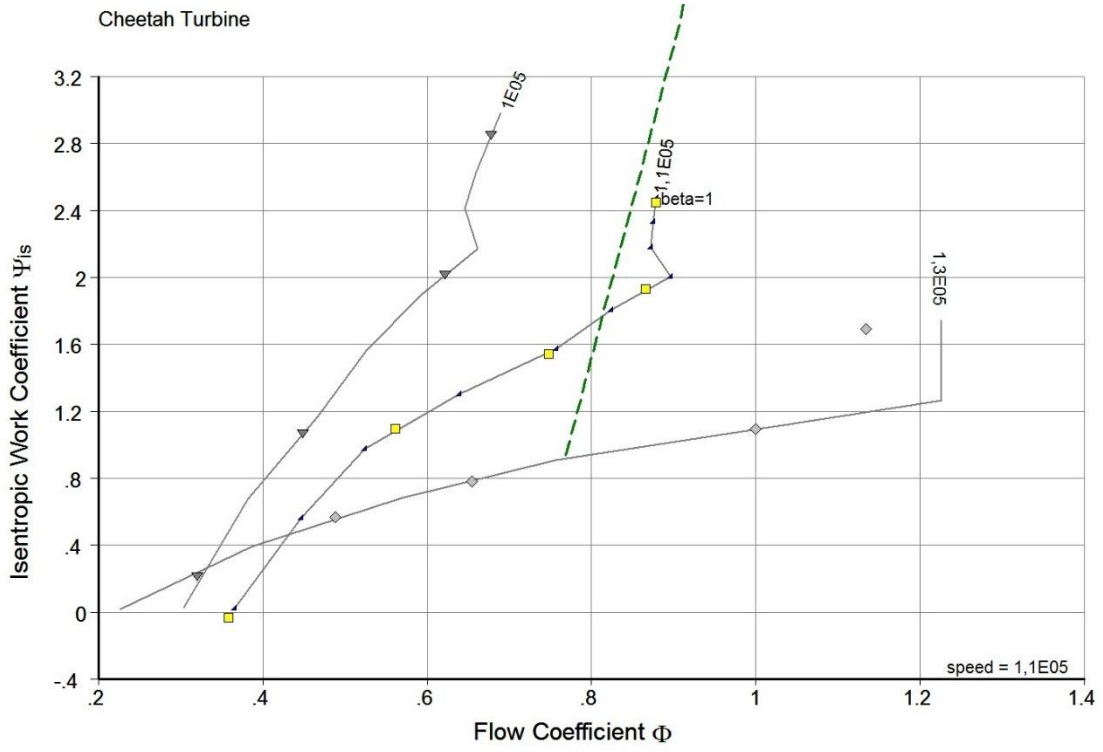
EK-B Türbin



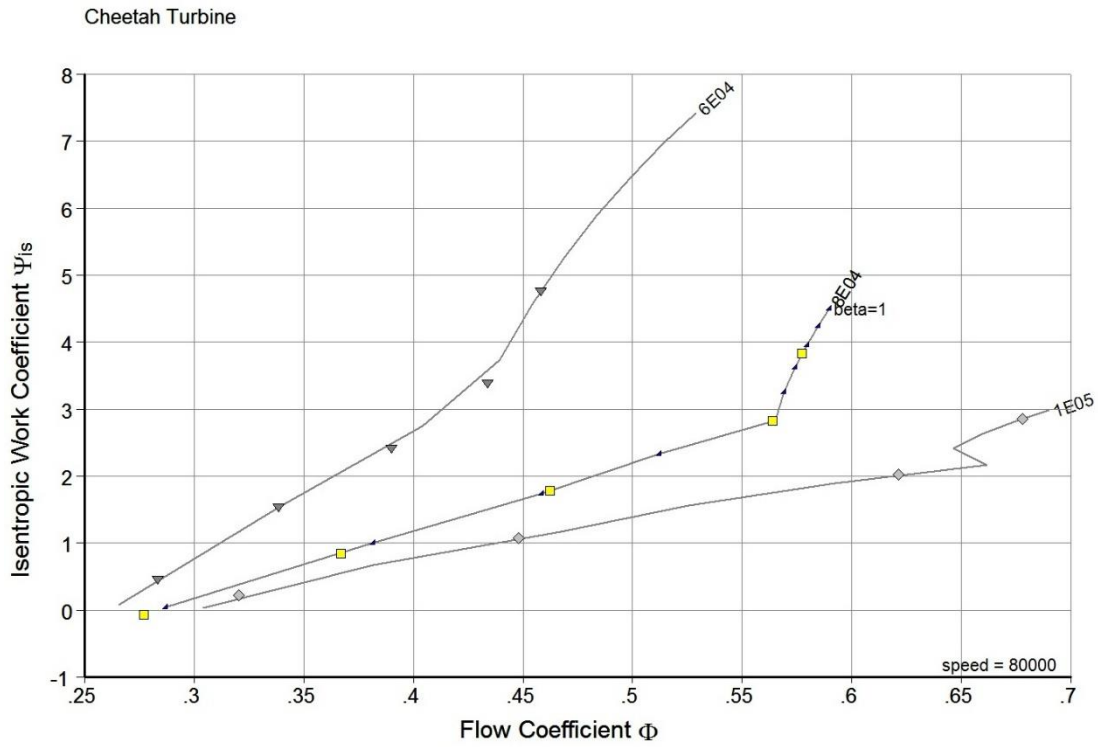
Şekil B.1 : JetCentral Cheetah Türbin Basınç Oranı – Mach Sayısı Grafiği
(60.000,80.000,100.000 RPM hızları için)



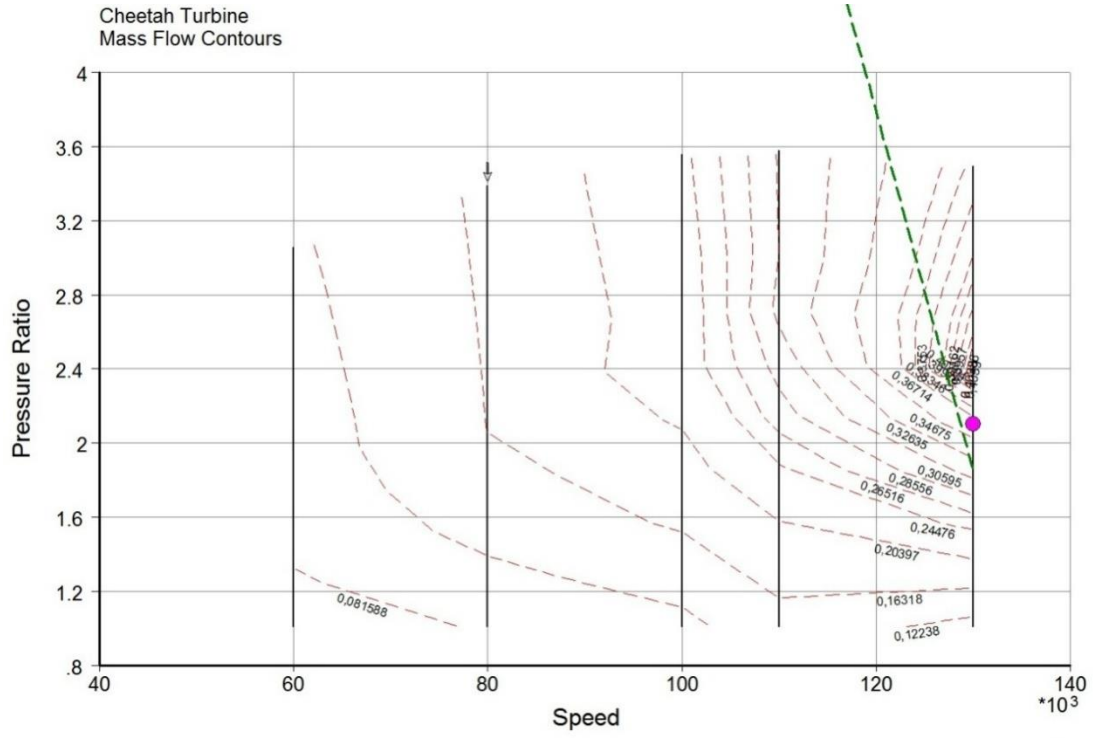
Şekil B.2 : JetCentral Cheetah Türbin Basınç Oranı – Mach Sayısı Grafiği
(100.000,110.000,130.000 RPM hızları için)



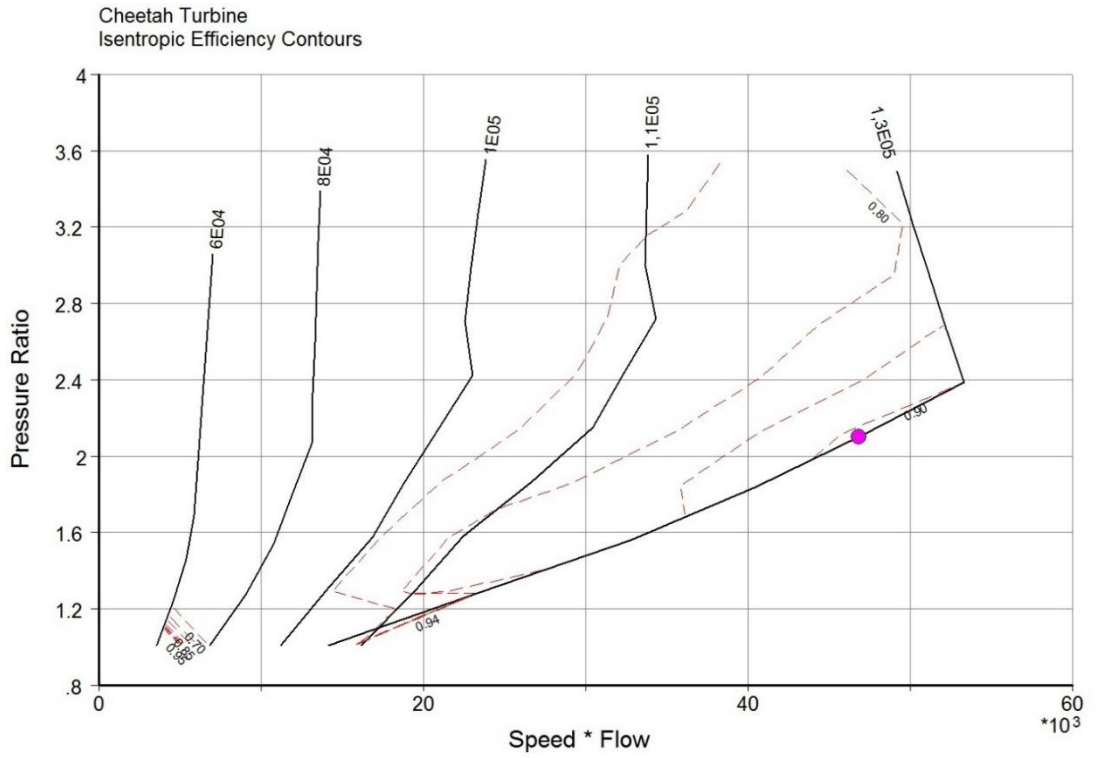
Şekil B.3 : JetCentral Cheetah Türbin İzentropik İş Katsayısı – Akış Katsayısı Grafiği
(100.000,110.000,130.000 RPM hızları için)



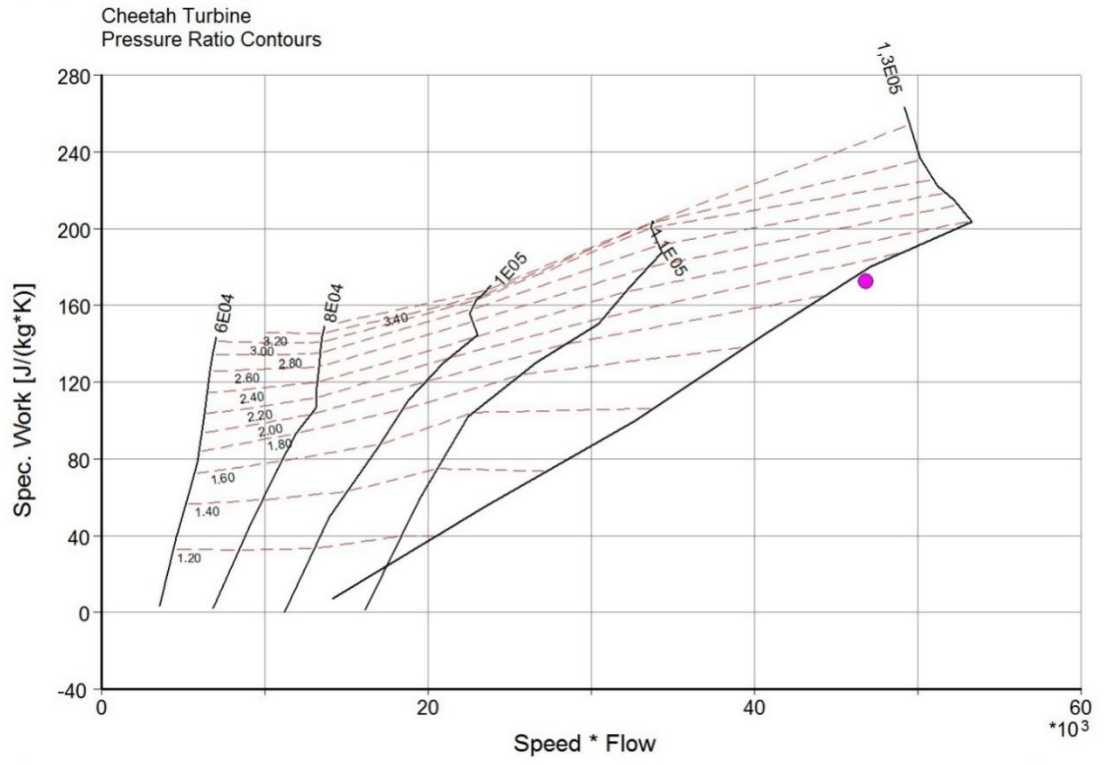
Şekil B.4 : JetCentral Cheetah Türbin İzentropik İş Katsayısı – Akış Katsayısı Grafiği
(60.000,80.000,100.000 RPM hızları için)



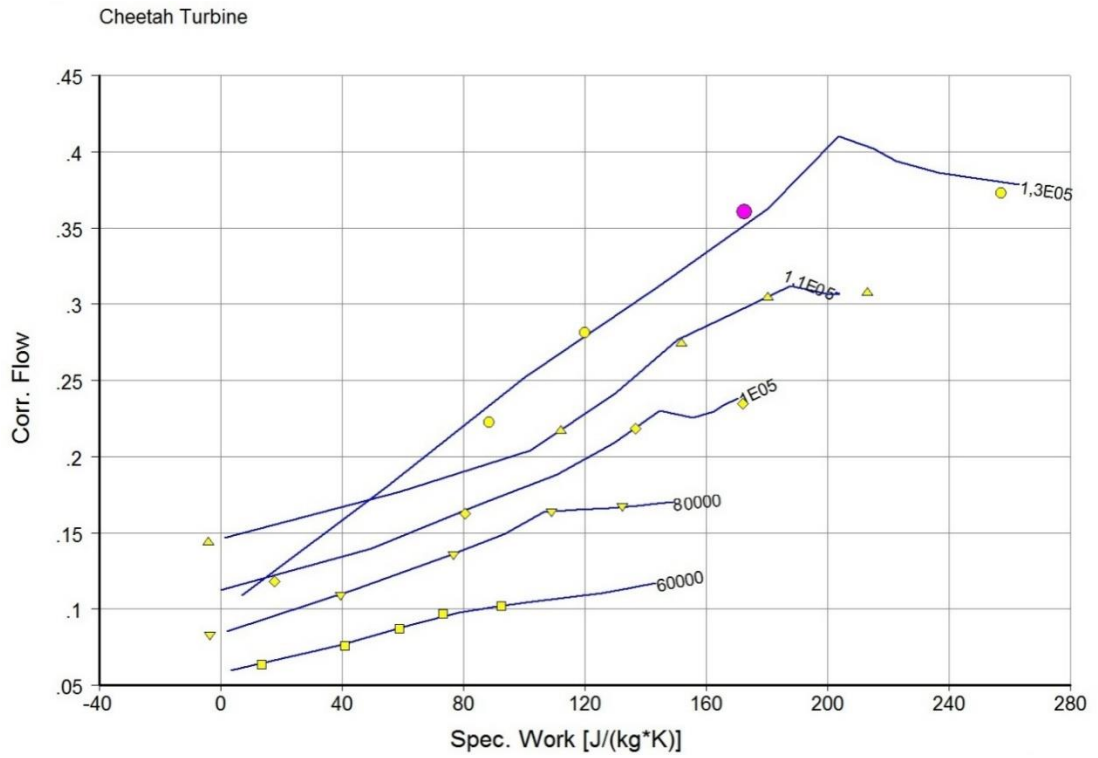
Şekil B.5 : JetCentral Cheetah Türbin Basınç Oranı – Türbin Şaft Hızı – Kütle Akış Kontürleri Grafiği



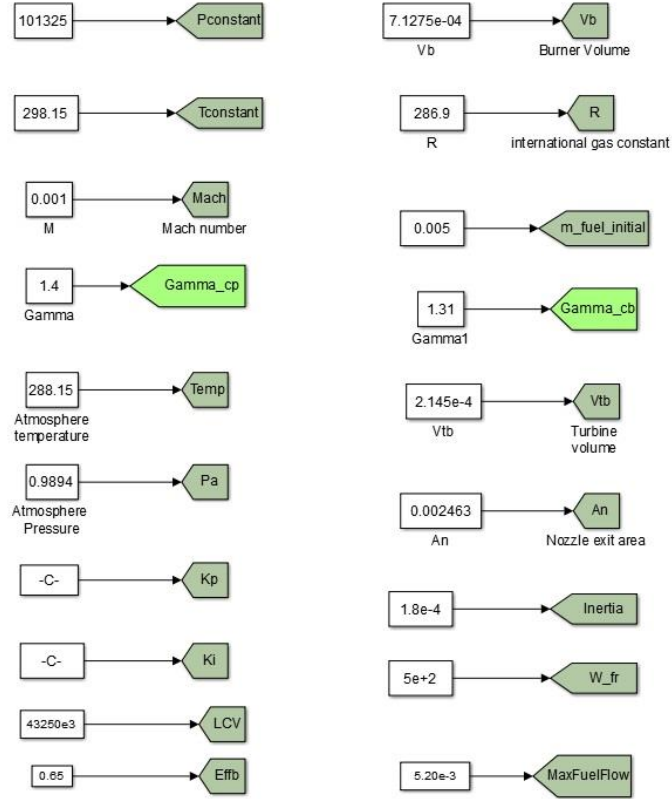
Şekil B.6 : JetCentral Cheetah Türbin Basınç Oranı – Hız * Kütle Akış – İzentropik Verimlilik Kontürleri Grafiği



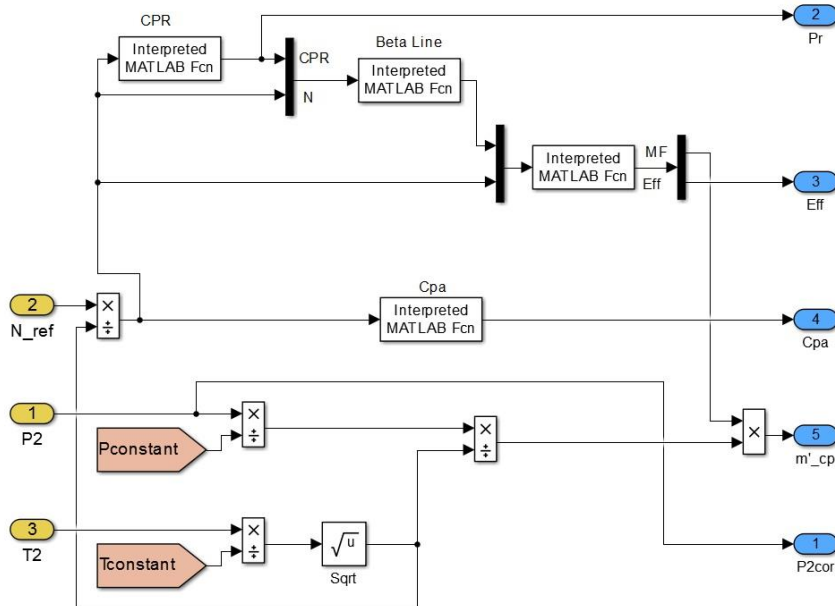
Şekil B.9 : JetCentral Cheetah Türbin Tarafından Yapılan İş – Hız * Kütle Akış – Basınç Oranı Grafiği



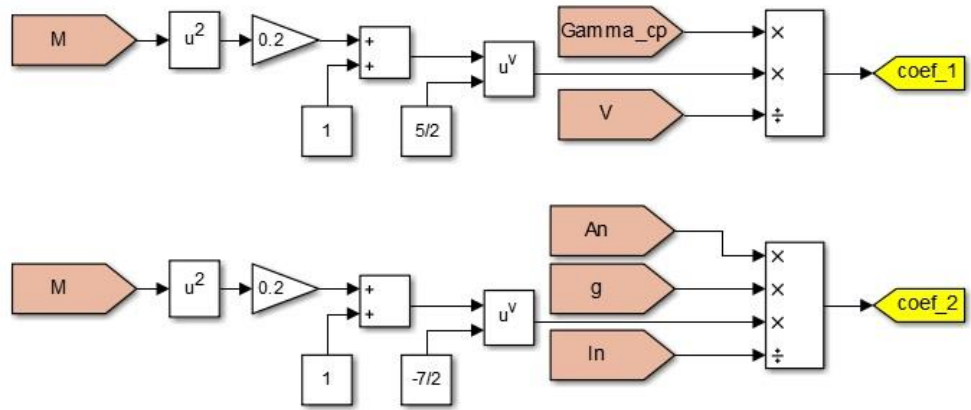
Şekil B.10 : JetCentral Cheetah Türbin Tarafından Yapılan İş – Düzeltilmiş Akış Grafiği



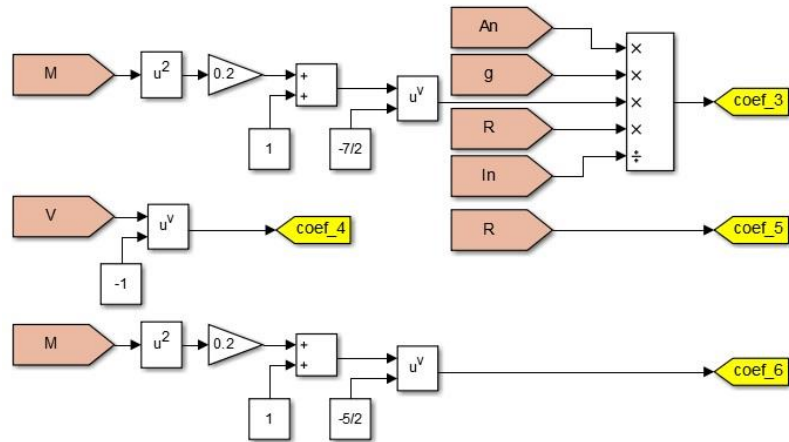
Şekil C.1 : JetCentral Cheetah Simulink Modeli Başlangıç Parametreleri



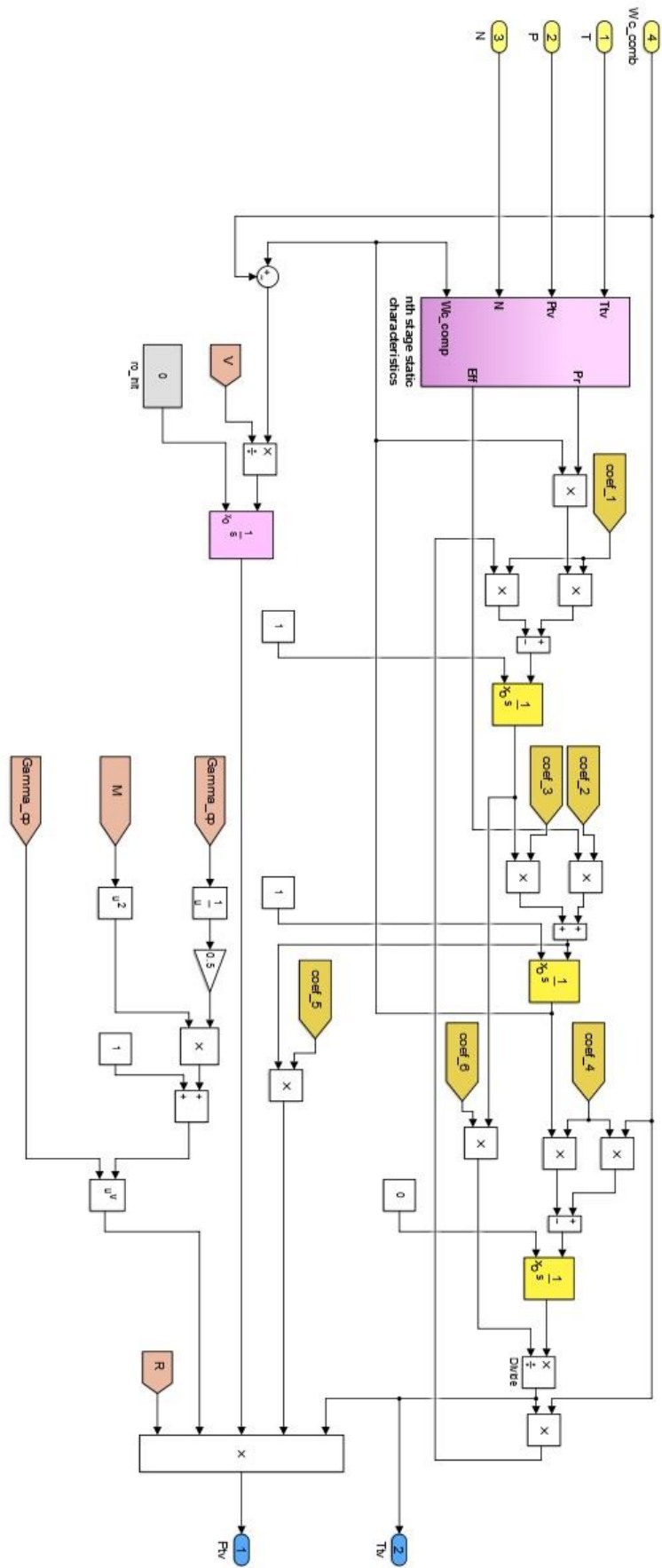
Şekil C.2 : JetCentral Cheetah Kompresör Simulink Modeli Kademe Karakteristik Bloğu



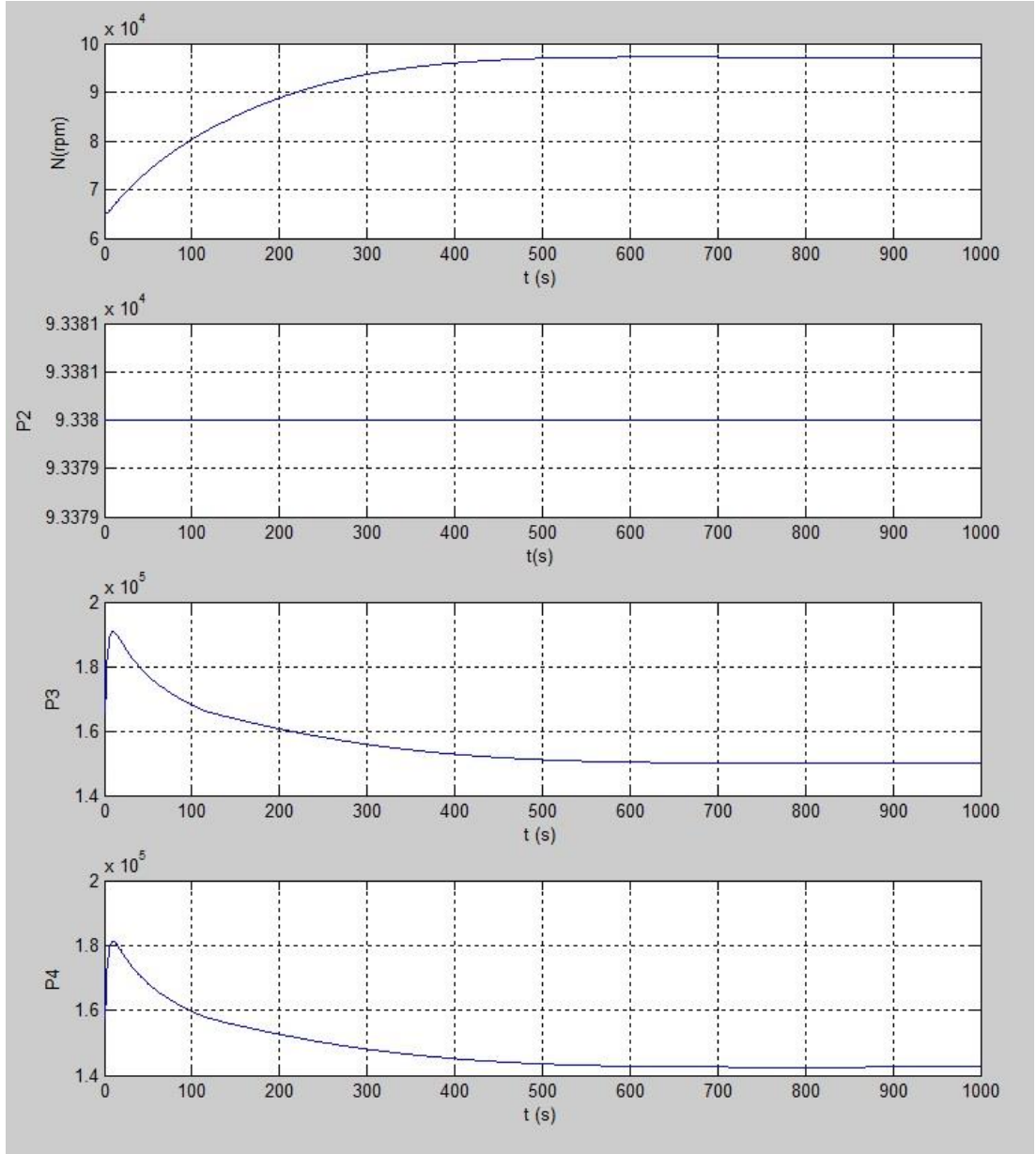
Şekil C.3 : JetCentral Cheetah Seldner Kompresör Simulink Modeli Başlangıç Katsayıları



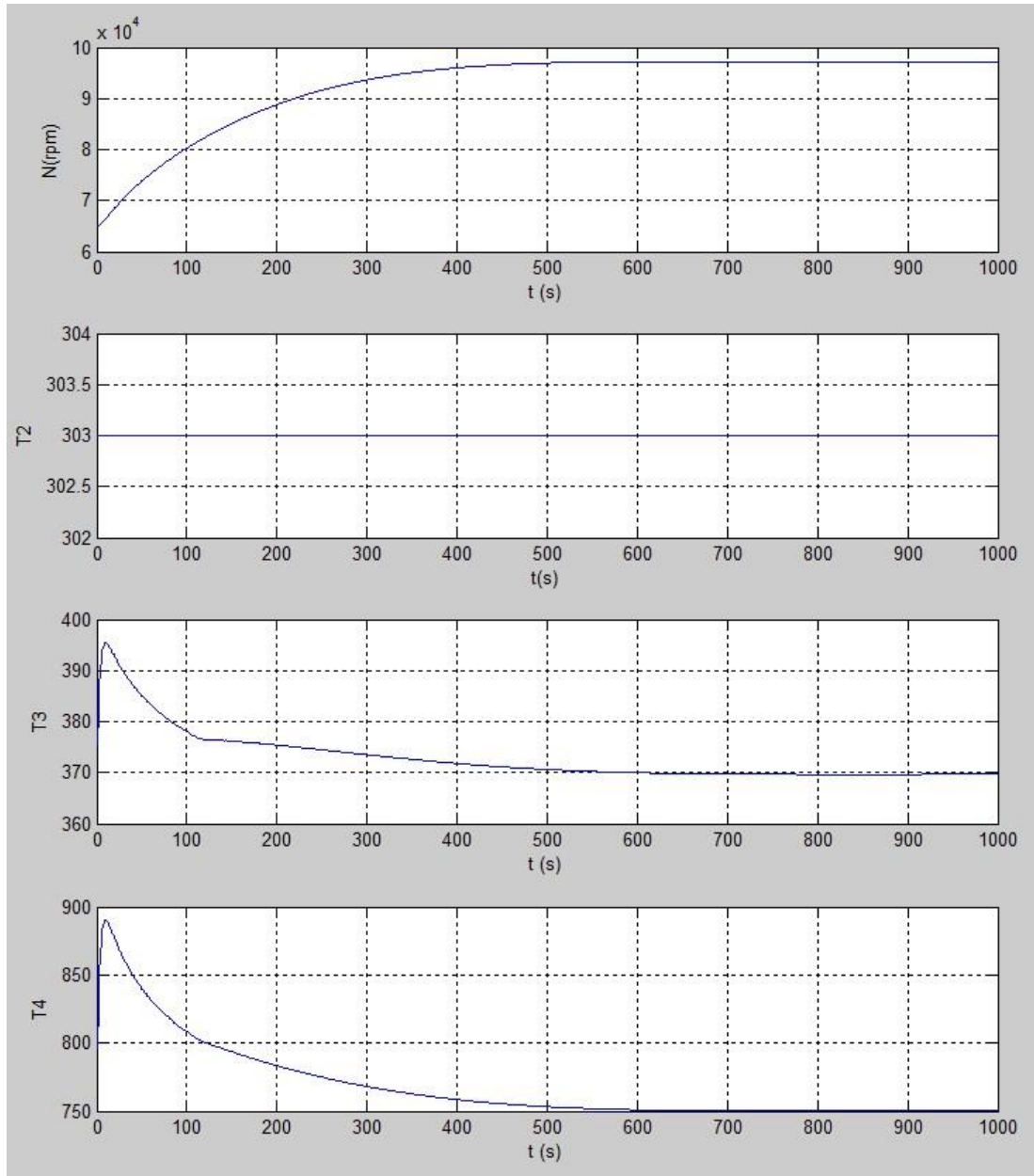
Şekil C.4 : JetCentral Cheetah Seldner Kompresör Simulink Modeli Başlangıç Katsayıları



Şekil C.3 : JetCentral Cheetah Seldner Kompresör Simulink Modeli

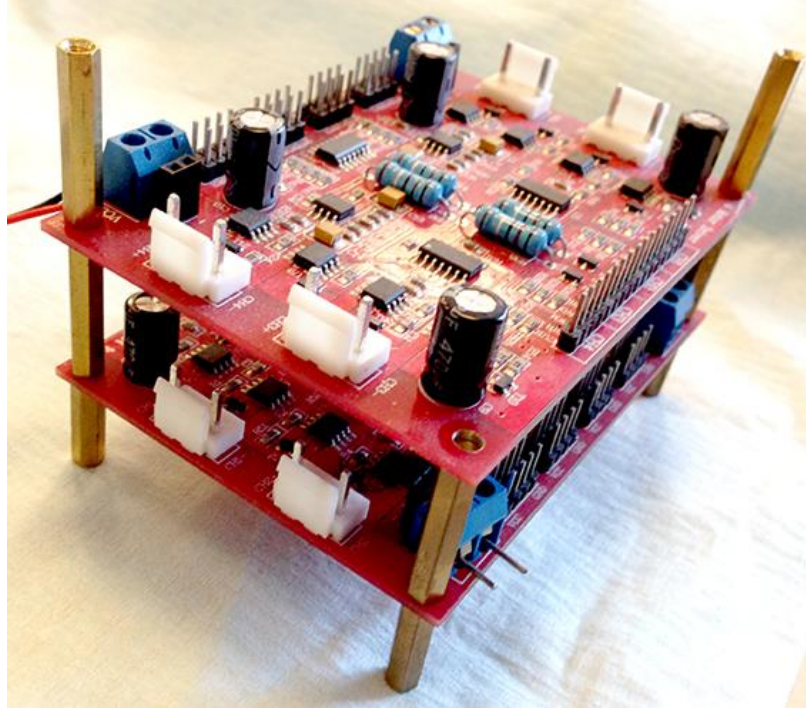


Şekil C.4 : JetCentral Cheetah Modeli Basınç Değişimi Grafiği

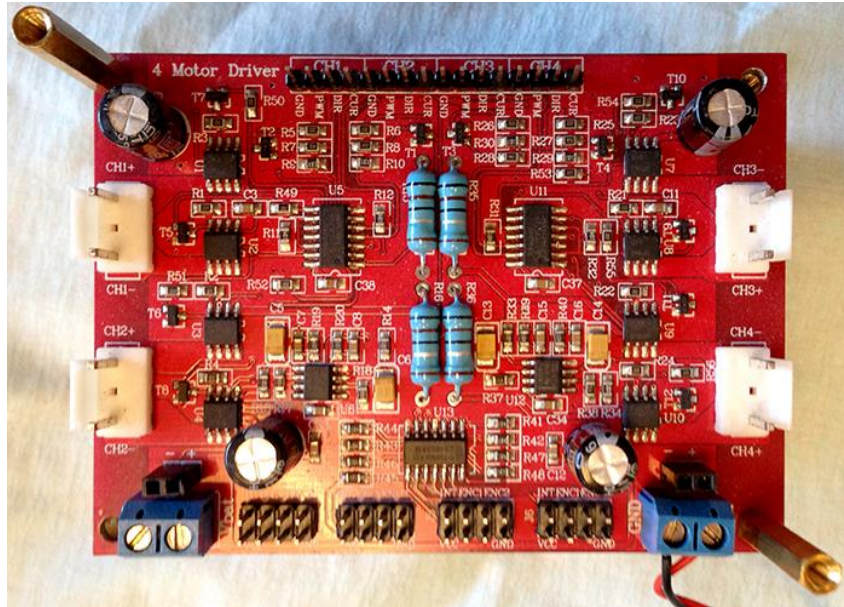


Şekil C.5 : JetCentral Cheetah Modeli Sıcaklık Değişimi Grafiği

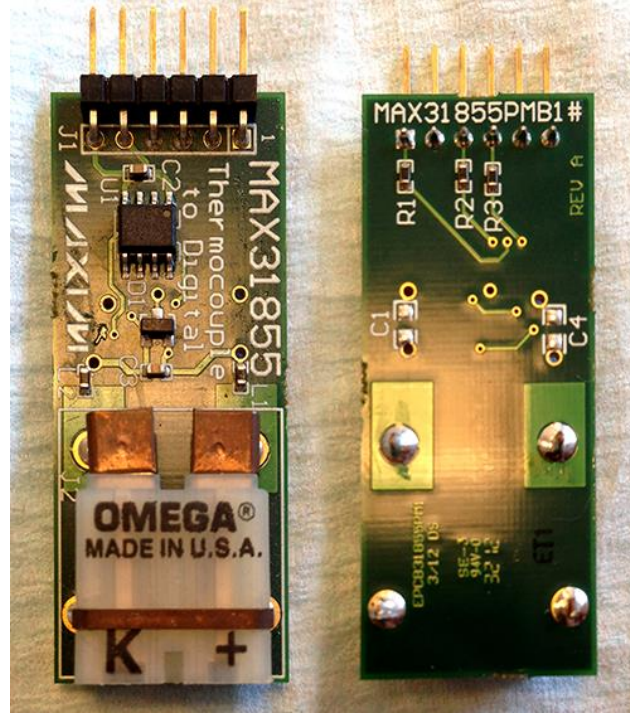
EK-D Test Düzeneği Bileşenleri



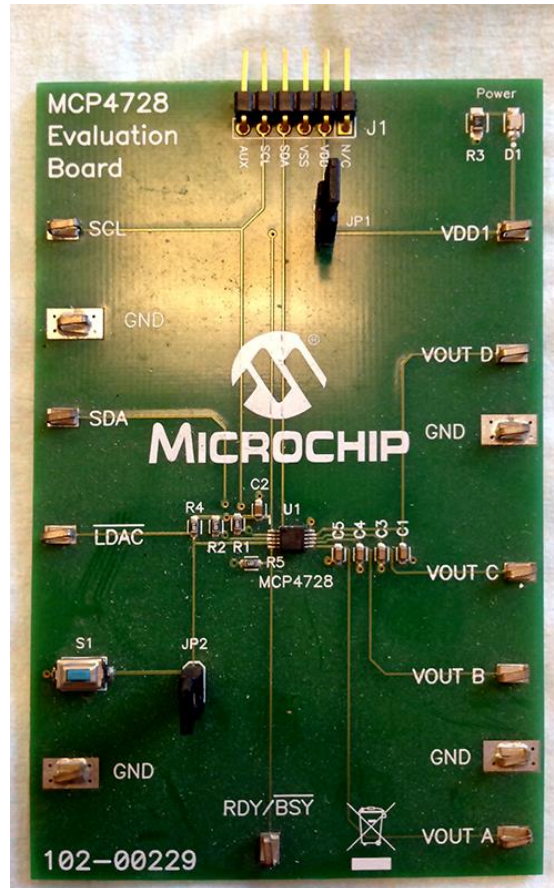
Şekil D.1 : 5-kanallı (başlatıcı BLDC, pompa BLDC, akkor buji, valf F, valf K) sürücüleri



Şekil D.2 : 5-kanallı (başlatıcı BLDC, pompa BLDC, akkor buji, valf F, valf K) sürücüleri (tepeden)



Şekil D.3 : Egzoz lülesi sıcaklık sensörü devresi



Şekil D.4 : Egzoz lülesi sıcaklık sensörü devresi



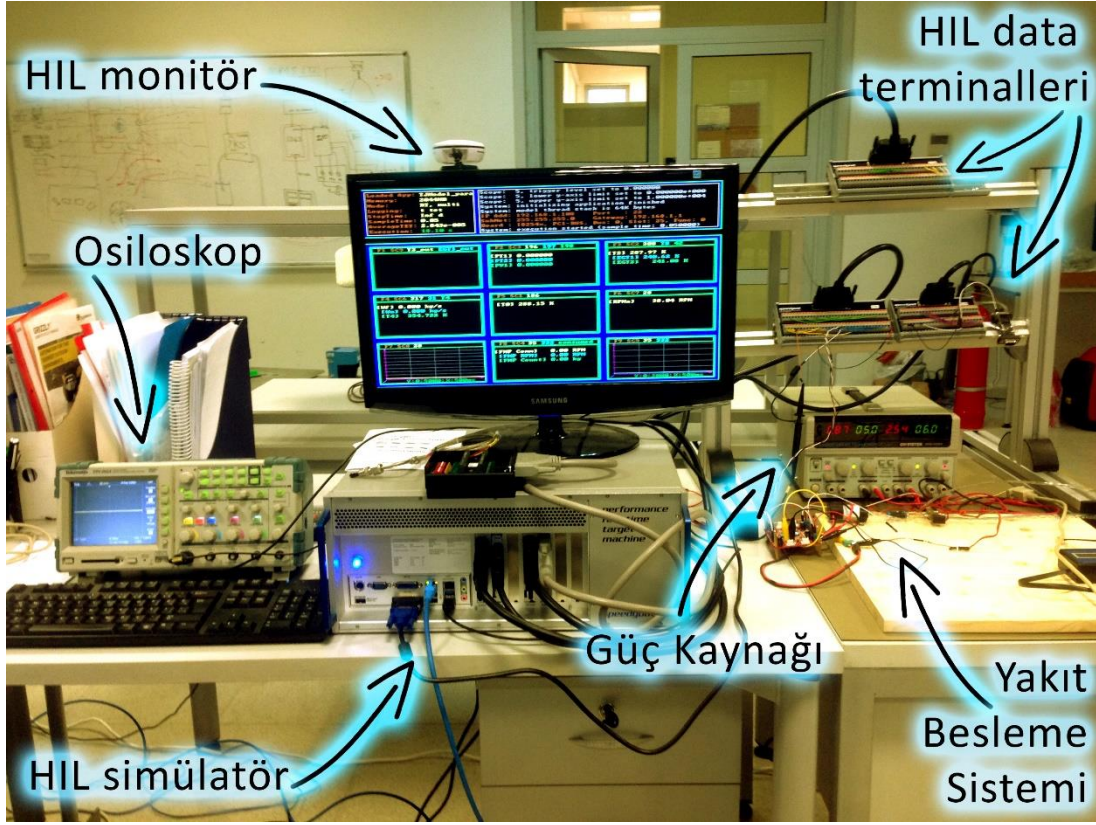
Şekil D.5 : JP-8 (kerosen) yakıt tankı



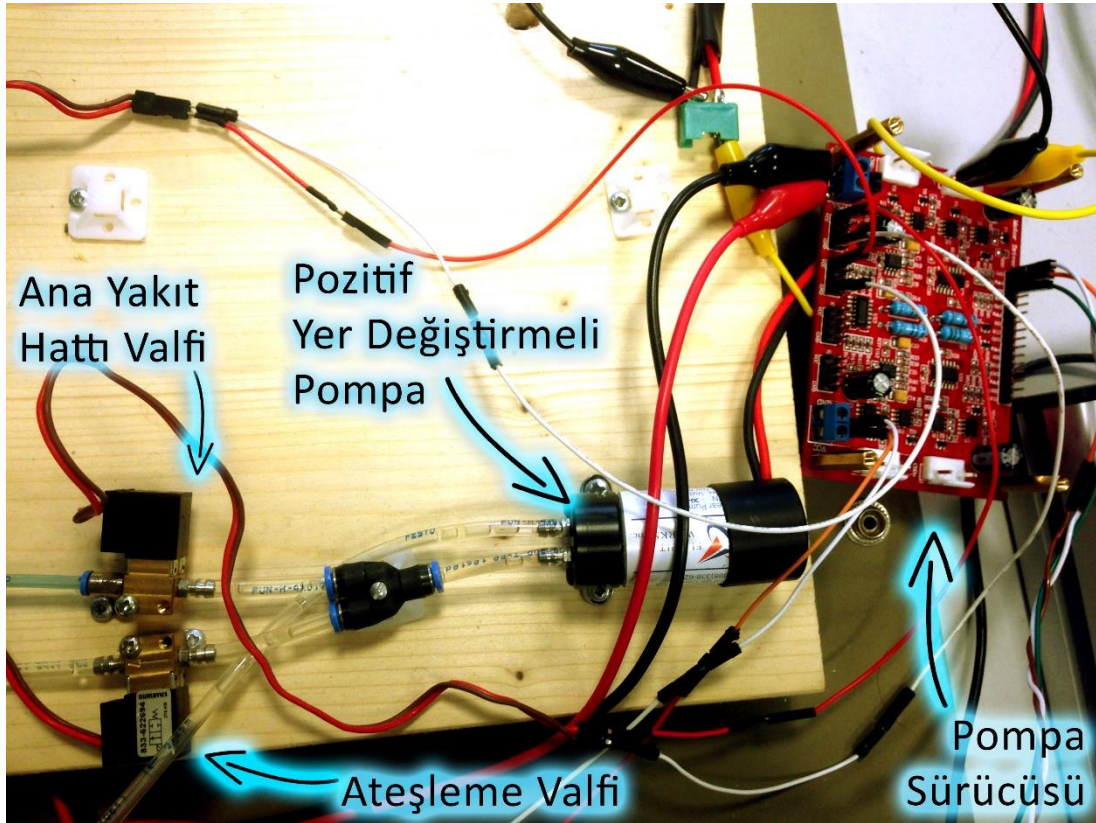
Şekil D.6 : JP-8 (kerosen) yakıt



Şekil D.7 : JetCentral Cheetah türbin bıçakları



Şekil D.8 : JetCentral Cheetah HIL simülasyon düzeneği



Şekil D.9 : JetCentral Cheetah HIL Simülasyon Düzeneği Yakıt Besleme Sistemi

ÖZGEÇMİŞ / CV



Ad Soyad : Özgür Mutlu
Doğum Yeri ve Tarihi : Bakırköy/İstanbul 10.11.1989
E-Posta : ozgurmutlu@sabanciuniv.edu

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** :2012, Sabancı Üniversitesi, Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** :2014, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM:

Projects

2012 - Present:

Design and Production of a Turbojet Engine Electronic Control Unit

Turbojet engines are basic jet engines that consist of parts like; intake, compressor, combustion chamber, turbine and nozzle. Project's focus on the topic is to analyze the independent engine models and develop design decisions in order to reach required performance standard. Turbo Jet Engine Electronic Control Unit's task is to stabilize the engine's performance values with respect to reference values given by pilot or control center. It uses certain sensor values and certain control algorithm methods to reach reference RPM of the turbojet engine through the working points that are defined by parameters like altitude and speed.

Advisor: Ibrahim Yurur

2011 - 2012:

Vision Based Coordination of Mobile Robots

Autonomous mobile robots are widely used in many dangerous environments such as military, space exploration etc. Visual sensors (cameras) are receiving more attention in this project. The aim is to equip several mobile robots with autonomous behaviors and decision-making capabilities to perform various vision based coordinated control tasks such as obstacle avoidance, object tracking and SLAM.

Advisor: Mustafa Unel

**Summer 2011:
(Internship Project)**

Siemens AG

Siemens AG Turkey Headquarters is responsible to manufacture various kinds of low voltage diversion devices like safety fuses and contactors. Internship project was operated in the maintenance of manufacturing execution systems department. During the intern, hydraulic and pneumatic systems were acknowledged. Specialized on the family of Siemens automation Programmable Logic Controller systems.

Advisor: Oktay Ustundag , Ozgur Karatas

**Summer 2011:
(Internship Project)**

MNG Technic Aircraft Maintenance Services, Inc.Turkey

MNG Technic Aircraft Maintenance Services was formed as an ancillary corporation of MNG Group of Companies in 2002. Company's main field of study is line and heavy base maintenance for aircrafts. The project was focused on assembly of winglets to a Boeing 737-400. Aero-dynamical features, short term and long-term efficiency, and structural systems were analyzed.

Advisor: Musa Karagoz

Summer 2010:

Sabancı University Unmanned Aerial Vehicle (SUAVI) with Tilt-Wing Mechanism

Unmanned aerial vehicles (UAV) are flying machines that controlled from fixed location by a human controller. Autonomous UAV's can receive series of commands and apply them itself. Most of the UAV's that have fixed wings but tilt-wings are capable of moving vertically and horizontally. It is a very complicated challenge to control autonomous tilt-wing UAV's. SUAVI has a tilt-wing system that allows it to vertical take off and landing (VTOL) and also fly horizontal at high speed.

Advisor: Mustafa Unel

Social and Educational Activities

2010 - 2014:	American Society of Mechanical Engineers (ASME), Student Member
2010 - 2012:	Sabanci University Mountaineering and Rock Climbing Club (SUDOSK), Member of Committee of Management
2009 - 2011:	Sabanci University Robotics Club (SURK), Member
2009 - 2010:	Sabanci University Mountaineering and Rock Climbing Club (SUDOSK), Head of Committee of Management
2007 - 2009:	Sabanci University Mountaineering and Rock Climbing Club (SUDOSK), Technical Equipment Manager
Spring 2008:	Certificate of Honor, Sabanci University
2008 - 2010:	Creative Director of Sabanci University Student Magazine: <i>Okyanus</i>
Fall 2008:	Certificate of Honor, Sabanci University
Summer 2008:	Creative Director and Designer of <i>Cafe Media Advertising Agency</i>
2007 - 2008:	Civic Involvement Project (CIP) Parentless children society were visited and social activities organized
	Advisor: Tara Hopkins

Languages and Skills

Languages

Turkish (Native language)
English (Speak fluently and read/write high proficiency)
German (Basic)

Programing Languages and Software Skills

The MathWorks MatLab
Microsoft Visual Studio C++
LabView
COMSOL Multiphysics
Siemens Simatic STEP7 S7 300-400
Siemens Simatic STEP7 S7 200
Siemens LOGO! Soft Comfort
Festo FluidSIM Pneumatic
Action Scrip 3.0
Adobe Photoshop
Adobe Flash
Macromedia Freehand
Dassault Systems SolidWorks

Interest

Graphic Design
Automobile Design
Rock Climbing
Skydiving
Parachuting
High lining
Mountaineering
Camping