

T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ
KOORDİNASYON BİRİMİ

GAZ TÜRBİN MOTOR YANMA ODASININ PERFORMANS DEĞERLERİNİN
BELİRLENMESİ İÇİN TEST SİSTEMİNİN OLUŞTURULMASI

Proje No: FBA-9-1147

NORMAL ARAŞTIRMA PROJESİ

SONUÇ RAPORU

Proje Yürütücüsü:

Doç. Dr. İlker YILMAZ
Uçak Gövde-Motor Bölümü

Araştırmacılar:

Arş. Gör. Murat TAŞTAN
Arş. Gör. Cevahir TARHAN
Öğr. Gör. Selim TANGÖZ
Uçak Gövde-Motor Bölümü

HAZİRAN 2012
KAYSERİ

İÇİNDEKİLER

Özet	i
Abstract	ii
1. Giriş	1
2. Gaz Türbinli Motorların Çalışması ve Temel Komponentleri	5
2.1. Motora Hava Girişi	5
2.2. Kompresörler	6
2.2.1 Santrifüj Akışlı Kompresör	7
2.2.2 Aksiyal Akışlı Kompresör	7
2.3. Yanma Odası	8
2.3.1 Yanma Odası Tipleri	10
2.3.1.1 Can (Odacık) Tip Yanma Odası	10
2.3.1.2 Can/Annular Tip Yanma Odası	10
2.3.1.3 Annular (Kovan) Tip yanma Odası	10
2.4 Türbin Tipleri ve Komponentleri	11
2.4.1 Türbinin Çalışması	11
2.4.2 Çarpma (Impulse) Türbini	12
2.4.3 Çarpma & Reaksiyon Türbini	12
2.4.4 Reaksiyon Türbini	12
2.5 Motor Egzoz Sistemi	13
2.5.1 Motor Egzoz Komponentleri	13
3. Gereç ve Yöntem	14
4. Sonuçlar	18
5. Kaynaklar	18

ÖZET

20. yüzyılların başından günümüze en hızlı ve en güvenilir ulaşım aracı olarak kullanılan hava araçları sadece ulaşım alanında değil askeri, sağlık ve yangınla mücadele gibi birçok alanlarda yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Hava araçlarının kullanımının yaygınlaşmasına rağmen hava araçlarının motorlarında kullanılan petrol esaslı yakıtların ekonomik ve ömür açısından tehdit oluşturması; düşük olan motor verimlerinin artırılması ve petrol esaslı yakıtlara alternatif yakıtların geliştirilmesi gibi konularda çalışmaların yapılmasına sebep olmaktadır. Ayrıca motordan çıkan emisyonların insan sağlığına ve doğal dengeye zarar vermesinden dolayı emisyonların azaltılması amacıyla da çalışmalar yürütülmektedir. Yapılan bu çalışmaların gerçek atmosfer koşullarında yapılması gerektiğinden ve çalışmaların ticari kuruluşlar tarafından gerçekleştirilmesinden dolayı literatürde sınırlı sayıda bilimsel çalışma yer almaktadır. Sunulan proje ile yüksek irtifalardaki atmosfer şartları simüle edilerek bir hava aracının çalışma koşulları düşük maliyetlerle oluşturulması planlanarak yüksek irtifalarda motor performansının izlenmesi için harcanacak zaman ve maliyetin azaltılması amaçlanmıştır.

Sunulan bu projenin dört aşamadan oluşması planlanmıştır. Öncelikle Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu envanterinde yer alan Astazou IIA model turboşaft motor dinamometreye bağlanarak ve gerekli sensörlerle donatılarak deney düzeneği oluşturulacak, daha sonra deney düzeneğinden sağlıklı verilerin alınması için veri toplama sistemi kurulacaktır. Üçüncü aşamada ise değişik atmosfer koşullarının oluşturulması için klima sisteminin kurulacaktır. Son olarak gaz türbinli motorun performans ve emisyonlarının inceleneceği deneyler gerçekleştirilecek ve deneylerden elde edilen sonuçlar sınırlı sayıdaki literatür bilgisi ile karşılaştırılarak verim artırma, alternatif yakıtlar ve emisyonlar açısından değerlendirmeler yapılacaktır. Araştırma kapsamında, Turbomeca Astazou IIA turboshaft motoru temin edilmiştir. Turboşaft motoru diğer pistonlu uçak motoru ve otomobil motorlarından çok farklı olduğu için motorla ilgili temel teknik eğitimin alınması için proje ekibinin Emniyet Genel Müdürlüğü tesislerinde (Ankara) 25-28 Eylül 2011 tarihleri arasında 3 gün süre ile eğitim alması sağlanmıştır.

Bu proje kapsamında kurulumu planlanan deney düzeneği proje bütçesinin yetersizliği ve mevcut bulunan turbo şaft motorun mikro pompasındaki arıza nedeniyle oluşturulamamıştır. Projenin gerçekleştirilmesi için yeni bir araştırma projesi önerilmesi planlanmaktadır.

ABSTRACT

Aircrafts used in the field of transportation as the fastest and most reliable mode of transport since the beginning of twentieth century's, which are widely used in many areas not only in the field of transportation, but also health, military and firefighting.

Despite widespread usage of aircrafts, petroleum-based fuels in used aircraft engines constitute a threat in terms of economic and life cycle. Therefore the motor manufacturers are studies on topics such as alternative fuels and development of fuel efficiency. In addition, emissions from the engine cause the damage to human health and natural balance due to the work being carried out in order to reduce emissions.

Number of the studies is limited in the literature. Because, the scientific studies are executed by commercial establishments and these studies should be done in real atmospheric conditions. In this proposed project, it was planned to simulate the operating conditions of an aircraft at high elevations. It was purposed decrease of time and cost.

This project was planned in four phases. First, the Astazou IIA model turboshaft engine in the inventory of Erciyes University School of Civil Aviation would be connected on the dynamometer and experimental setup would be formed. Then data acquisition system would be established to obtain reliable data. In the third stage, air conditioning system to be established for the creation of various atmospheric conditions. Finally, the experiments for gas turbine engine performance and emissions would be performed. The results would be compared with the literature. In addition, assessments would be made in terms of to increase efficiency, alternative fuels and emissions.

For the research, Turbomeca Astazou IIA turboshaft engine is provided. Turboshaft engine is very different from the other piston engines for aircraft engine and automobile engine. So, the project team went to technical plants of Turkish National Police for the engine education.

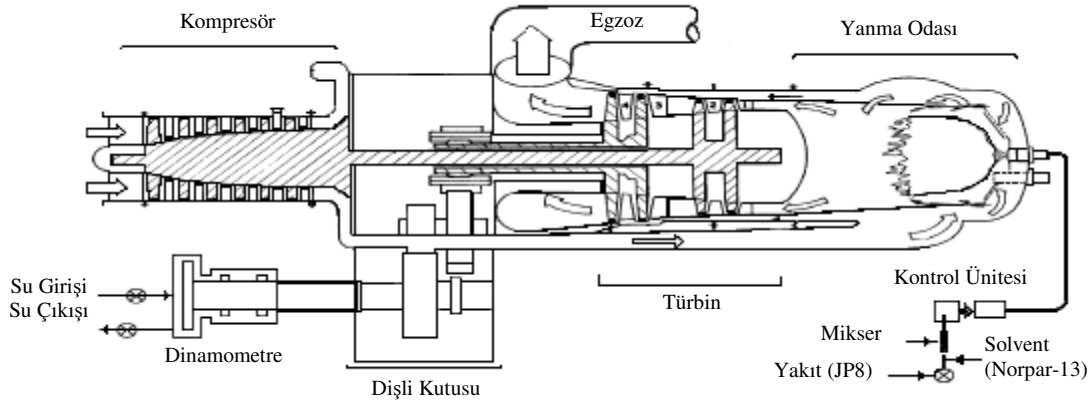
In the present project, the experimental system has not been completed as planned due to the budget constraint of the project and malfunction of the turbo shaft engine micro-pump. A new research project can be proposed to complete the project.

1. GİRİŞ

Hava araçlarında kullanılan petrol esaslı yakıtların ekonomik ve ömür açısından tehdit oluşturmaya başlaması ile düşük olan motor verimlerinin artırılması, petrol esaslı yakıtlara alternatif yakıtların geliştirilmesi ve motor emisyonların azaltılması konularında değişik bilimsel çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalardan birinde Dahl ve Sttrop [1], Airbus A320 uçaklarında yardımcı güç ünitesi (APU) olarak kullanılan GTCP36-300 model gaz türbinli motorda hidrojen kullanımının motor kontrolü ve NO_x emisyonları üzerine etkisini incelemişlerdir. Temelde bir turboşaft motor olan deney motoru tek kademe radyal kompresör, tek kademe radyal türbin ve ters akışlı yanma odasına sahiptir. Yapılan çalışma üç aşamadan oluşmuştur. Öncelikle gaz yakıtlar için dijital ve pnömatik motor kontrolü sağlanmıştır. Daha sonra hidrojen yanması için yanma odası dizayn edilmiştir. Son olarak deneyler gerçekleştirilmiştir. İlk deneylerde sivil havacılıkta yaygın olarak kullanılan kerozin yakıtı saf olarak kullanılmıştır. Daha sonra kerozin-hidrojen karışımı ve en sonunda saf hidrojen yakıtı kullanılmıştır. Motorun orijinal yanma odası ile farklı yüklerde yapılan deneylerde hidrojen-kerozin karışımının kullanılması saf kerozine göre NO_x değerlerinin % 20 artmasını sağlamıştır. Yeni dizayn edilen yanma odası ile farklı yüklerde yapılan deneylerde saf hidrojen kullanılmıştır ve NO_x değerlerinde % 77 azalma sağlanmıştır.

Chen ve arkadaşları [2], değişik atmosfer şartlarında UH-1H model helikopterin turboşaft motordan çıkan polisiklik aromatik hidrokarbon (PAH) emisyonlarının karakteristiğini belirlemek için bir çalışma yürütmüşlerdir. Tam yükte 24700 rpm devirle dönen test motorunda JP4 yakıtı kullanılarak farklı güçlerde toplam 22 adet PAH emisyonlarının oluşumlarını incelemişlerdir. Tek kademe santrifüj kompresör, ters akışlı yanma odası, kompresöre tahrik veren iki kademe eksenel türbin ve pervane şaftına tahrik veren iki kademe eksenel türbine sahip olan C-T53-L-13B model turboşaft motorunda yapılan ölçümlerde PAH'ların % 97.5'inin düşük molekül ağırlıklı olduğu ve iki veya üç bağ ile bağlandıkları tespit edilmiştir. Gaz türbinli motorlarda emisyonlar üzerine yapılan diğer bir çalışmada Anderson ve arkadaşları [3] F-100 model düşük by-pass'lı turbofan motoru ile JP-8 ve jet-A yakıtları kullanarak motor egzozundan çıkan aerosol emisyonlarını incelemişlerdir. Deneyler yüksek irtifa şartlarında gerçekleştirilmiştir.

Sunulan projede kurulması planlanan deney düzeneğine benzer bir deney düzeneğinde Corporan ve arkadaşları [4] T63 model turboşaft helikopter motoru ile yaptıkları çalışmada motordan çıkan toplam 17 tane farklı duman partiküllerini inceleyip azaltma yöntemlerini araştırmışlardır. Şekil 1’de şeması verilen deney düzeneğinde kullanılan motor 6 kademe eksenel kompresör ve 1 kademe santrifüj kompresör, ters akışlı can tipi yanma odası, kompresöre tahrik veren 2 kademe eksenel türbin ve hidrolik dinamometreye bağlanan 2 kademe eksenel türbinden oluşmaktadır. Standart bir günde rölanti ve tam yük şartlarında yapılan deneylerde JP8 yakıtı ve JP8 yakıtının aromatik konsantrasyonunu azaltmak için ilave edilen solvent (Norpar-13) ile oluşturulan karışım yakıtı (JP8/Norpar-13) kullanılmıştır. Yapılan deneyler sonunda solvent ilavesinin partikül yoğunluğunu azatlığı görülmüştür. Bu azalma miktarı hacimsel olarak % 30 solvent ilavesinde % 52’ye ulaşmıştır.



Şekil 1. Deney düzeneğinin görünümü.

Petrol esaslı yakıtlardan kaynaklanan sera etkisinin dünya üzerindeki olumsuz etkilerinin giderilmesi ve yakıt krizinin aşılması için alternatif yakıtlar kaynaklarının çeşitlendirilmesi gerektiğini düşünen Rehman ve arkadaşları [5] IS/60 model turboşaft motor üzerinde yaptıkları deneyde günümüzde uçak motorlarında kullanılan kerozine alternatif oluşturabilecek biodizel yakıt kullanımını araştırmışlardır. Biodizelin motor performansına etkilerinin incelendiği deneylerde tek kademeli santrifüj akışlı kompresör ve türbin ile ters akışlı yanma odasından oluşan ve maksimum 46000 rpm hızla dönen turboşaft motor kullanılmıştır. Deneylerde dizel yakıtı, dizele oranla % 7-9 daha düşük ısı değere sahip jatropha adı verilen yağ ile metil ester karışımı biodizel yakıtı ve farklı oranlarda dizel-biodizel karışımları (% 15-85 ve % 25-75) kullanılmıştır. Deneyler sabit 1500 rpm çıkış devrinde ve hidrolik dinamometre ile elde edilen farklı yüklerde yapılmıştır. Deneyler

sonucunda karbon monoksit ve hidrokarbonlar değerlerinin dizel-biodizel karışımlarında daha düşük olduğu görülmüştür. NO_x emisyonları incelendiğinde karışımlardaki yüksek yanma veriminden dolayı dizel yakıtı göre NO_x emisyonlarının daha yüksek olduğu görülmüştür (ortalama % 28 ve % 56). Benzer bir araştırmada Nascimento ve arkadaşları [6] 30 kW gücünde bir mikro gaz türbinli motorda biodizel yakıtının motor performansına ve emisyonlarına etkisini araştırmışlardır. Gaz türbinli motorda biodizel yakıtı kullanılarak yapılan diğer bir çalışmada Habib ve arkadaşları [7] ise, bir küçük gaz türbinli motorda metil ester ve türevlerinden oluşan biyoyakıtlar ile jet A kullanımının motor performansına ve emisyonlara etkisini incelemişlerdir. Kim ve arkadaşları [8] ise doğal gaz çevrim santralinde doğalgaz kullanan GE7FA model gaz türbinli motorda hidrojen, metan ve karbondioksit gazlarının farklı oranlarda karıştırılması ile oluşan syngaz yakıtı kullanarak motor performansını analiz etmişlerdir.

Bio yakıt üretiminin ve motorlarda kullanımının araştırıldığı farklı bir çalışmada Akmandor ve arkadaşları [9] Rolls-Royce Allison 250 model turboşaft motorunda üretimi yapılan bio yakıtı kullanarak motor performansını ve emisyonları incelenmişlerdir. Öncelikle yapılan deneylerle ethanol, dizel, biodizel ve kerozin yakıtları arasında söz konusu gaz türbinli motorda kullanıma en uygun olan yakıt kombinasyonu tespit edilmiştir. Yapılan ön çalışmalarda % 25 sentetik kerozin katkılı dizel yakıtının kullanılması kararlaştırılmıştır. Daha sonra 6 kademe eksenel kompresör ve 1 kademe santrifüj kompresör, ters akışlı can tipi yanma odası, kompresöre tahrik veren 2 kademe eksenel türbin ve hidrolik dinamometreye bağlanan 2 kademe eksenel türbinden meydana gelen turboşaft motor veri toplama sistemi ile donatılmıştır. Yapılan deneyler sonucunda sentetik kerozin katkılı dizel yakıtının kullanılmasının motor performansını artırdığı görülmüştür. Başlamışlı ve arkadaşlarının aynı deney düzeneği ile yaptıkları başka bir çalışmada [10], yakıt sprey karakteristiği ve yanma odasının performansı incelemiştir. Jet A1 yakıtı kullanılarak yapılan deneylerde Interferometric Particle Imaging yöntemi ile sprey davranışları karakterize edilmiştir. Ayrıca çalışma kapsamında yanma sonucu açığa çıkan emisyon değerli ile yanma odasındaki sıcaklık değişimleri farklı eksenlere göre incelenmiştir. Yakıt damlalarının analiz edildiği bir başka çalışmada Bolszo ve Mcdonell [11] yakıt damla ebatlarının ve buharlaşma karakteristiklerinin emisyonlar ve motor performansına etkilerini incelemişlerdir.

Günümüze kadar hava araçlarının motorları ile yapılan çoğu deneyler incelendiğinde deneylerin standart atmosfer koşullarında yapıldığı görülmektedir. Farklı atmosfer

koşullarında yapılan çalışmalar sınırlı sayıda kalmıştır. Sınırlı sayıdaki bu çalışmalarda genellikle küçük boksör tipi motorlar kullanılmıştır. Bu çalışmaların birinde Atwood [12] Lycoming IO-540-K model boksör tipi motorda değişik atmosfer koşullarını simule ederek yüksek oktanlı havacılık benzini (oktan sayısı:103) ile oktan sayısı 104.4 olan ve mesitilen-izopentan bileşenlerinden meydana gelen Swift 702 yakıtını kullanmışlardır. Deneyler 22-28 inHg basınç değerleri ve 2200-2700 rpm devir hızları arasında gerçekleştirilmiştir. Deneyler sonunda Swift 702 yakıtının benzine göre daha avantajlı olduğu tespit edilmiştir. Değişik atmosfer şartlarında gerçekleştirilen sınırlı sayıdaki çalışmaların alternatif yakıtlar ve/veya emisyonlar üzerine yoğunlaştığı görülmektedir [13,14,15].

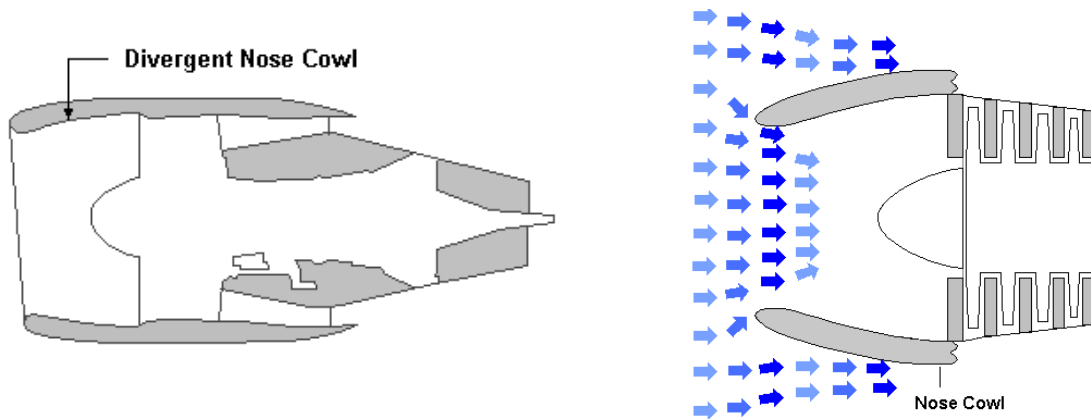
2. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARIN ÇALIŞMASI VE TEMEL KOMPONENTLERİ

2.1 MOTORA HAVA GİRİŞİ

Hava, motora hava giriş aralığı yoluyla girer. Hava giriş aralığının fonksiyonları aşağıda verilmektedir:

- Inlet duct çapı arkaya doğru genişleyen bir yapıdadır. Bu tasarım, giren havanın dinamik basıncının statik basınca dönüşmesine yardım eder. Böylece girişte havanın hızı azalır basıncı artar.
- Düzgün bir akış sağlar. Bu şekilde motorun verimini azaltacak akış bozulmaları önler.
- Girişte akışı bozan oluşumlar şunlardır:
 - Inlet duct ağız kısmındaki (nose lip) hasarlar.
 - Buzlanma.
 - Motorun, yan rüzgâra maruz kaldığı koşullarda düşük hızda çalışıyor olması.

Normal uçuş koşullarında motor havayı önden alır ve ayrıca havanın ‘ram’ etkisi vardır. Motor çalışır durumda fakat uçak yerde sabit ise ‘ram’ etkisi oluşmaz. Hava yandan emilir[16, 17, 18].



Şekil 2. Gaz türbinli motorların hava girişi.

2.2 KOMPRESÖRLER

Verimli ve güçlü bir yanma için basınçlı havaya gereksinim vardır. Bu anlamda basınçlı hava elde edilmesi için iki yol vardır.

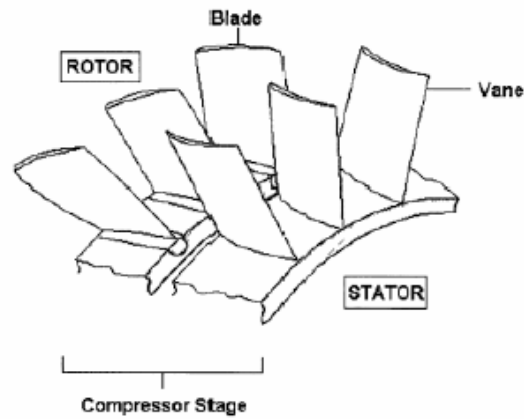
- Piston vasıtasıyla silindir içindeki hacmi azaltmak
- Kompresör kullanmak

Kompresör yanma odasına sürekli hava akışı sağlar iki ana komponenti vardır;

- Rotor: bladeler dönerek havayı kompresör çıkışına doğru iterler. Havanın hızını arttıırırlar.
- Stator: sabit stator vaneler hava akışını yönlendirir ve yavaşlatarak basıncın artmasına neden olurlar.

Bir sıra rotor/stator kombinasyonu kompresör kademesini oluşturur. Rotor blade'leri kademenin önünde yer alır. Stator vane'len ise kademenin arka kısmını oluştururlar. Bir kompresör ünitesinin en önünde yer alan stator vane setine Inlet Guide Vane (IGV) denir. Kompresörün ilk kademesine girecek havayı yönlendirir. Fan duct içinde yer alan stator vane setine Outlet Guide Vane (OGV) seti denir. Fan havası akışını yönlendirirler.

Kompresörü oluşturan diğer ana parçalar Inlet Case ve Outlet Case'dir. Case'ler, rotor yataklarını taşırlar ve düzgün hava akışına yardımcı olurlar [16, 17, 18].

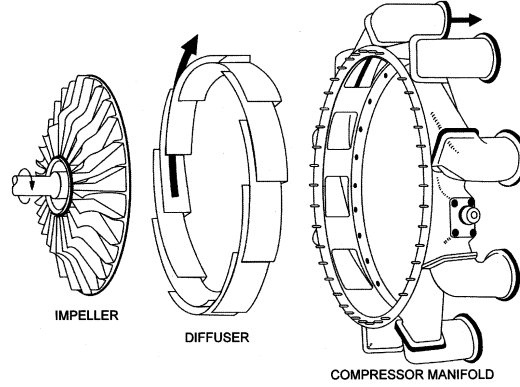


Şekil 3. Kompresör kademesi.

Santrifuj akışlı kompresör ve aksiyal akışlı kompresör olmak üzere iki tip kompresör vardır.

2.2.1 Santrifüj Akışlı Kompresör

Türbinin hareketi kompresörün kanatçıklarını yüksek hızda döndürür. Hava, kanatçıkların merkezine devamlı olarak gönderilir. İstikamet kanatçıklarını döndürerek santrifüj kuvvet merkezine sevk edilen havanın uçlara doğru gönderilmesini sağlar.



Şekil 4. Santrifüj akışlı kompresörün elemanları.

Kanatçıkların genişleyen şekillerinden dolayı, hava dışarı doğru akarken basıncı yükselir, havayı ivmelendirdiğinden dolayı aynı zamanda havanın hızı da yükselir.

Hızı yükselen hava kanatçıkların ucunu terk ederken, difüzör kısmına geçer. Sabit genişleyen (divergent) boru sistemi, hız (kinetik) enerjisini, basınç (potansiyel) enerjisine dönüştürür. Pratikte, kompresördeki basınç yükselmesinin yaklaşık % 50'si kanatçıklarda (impeller) ve diğer % 50'si difüzör kısmında meydana gelir.

Tek bir kademeli santrifüj kompresörün sıkıştırma oranı 4:1 oranındadır. Yani kompresör kademesinin çıkış basıncı, giriş basıncının yaklaşık dört katıdır.

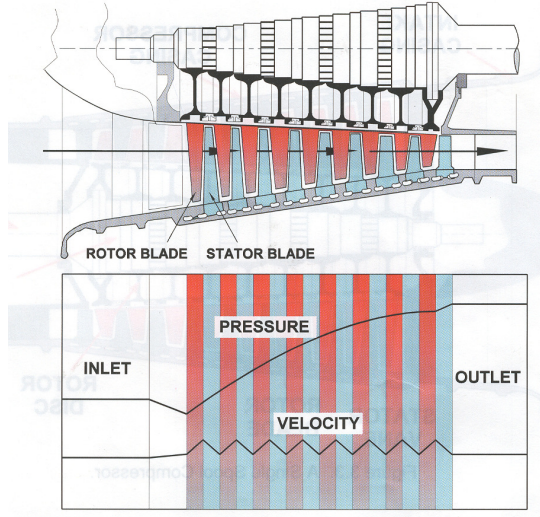
Santrifüjlü kompresörleri kullanarak daha fazla motor sıkıştırma oranlarını elde etmek için, santrifüjlü kompresörlerden iki tanesi birbiriyle seri bağlanarak kullanılmalıdır. İki'den fazla santrifüjlü kompresör kademesinin kullanılması pratikte makul değildir. Kanatçık uç hızlarının fazlalığı, aşırı santrifüj yükü ve hava akımının yön değiştirerek basıncının düşmesi üçüncü kademenin verimli çalışmasını engeller [16, 17, 18].

2.2.2 Aksiyal Akışlı Kompresör

Aksiyal akışlı kompresör, santrifüj akışlı kompresörlerle aynıdır. Aksiyal akışlı kompresör, kinetik (hız) enerjiiyi basınç (potansiyel) enerjisine dönüştürür. Bununla birlikte, bu

dönüştürme için kullanılan yöntemler farklıdır. Şekil 5’de gösterilen aksiyal akışlı kompresör, birçok sıralı rotor ve stator kanatçıklarından oluşur.

Tek sıralı rotor blade’inden oluşan bir kademe, rotor drum’ındaki disklere bağlanır ve bunu kompresör dış kartele bağlanan stator blade’i izler.



Şekil 5. Aksiyal akışlı kompresörün kademelerinde basınç ve hız değişimleri.

Her bir rotor ve stator alanları arasında bulunan kanatçıklar ıraksak (divergent) şekillidirler. Türbin tarafından devamlı yüksek hızda döndürülen rotora mekanik enerji ilave edilerek, kinetik (hız) enerji, potansiyel (basınç) enerjiye dönüştürülür. Stator içindeki basınç, kinetik (basınç) enerjisine dönüşmesi ile yükseltilir.

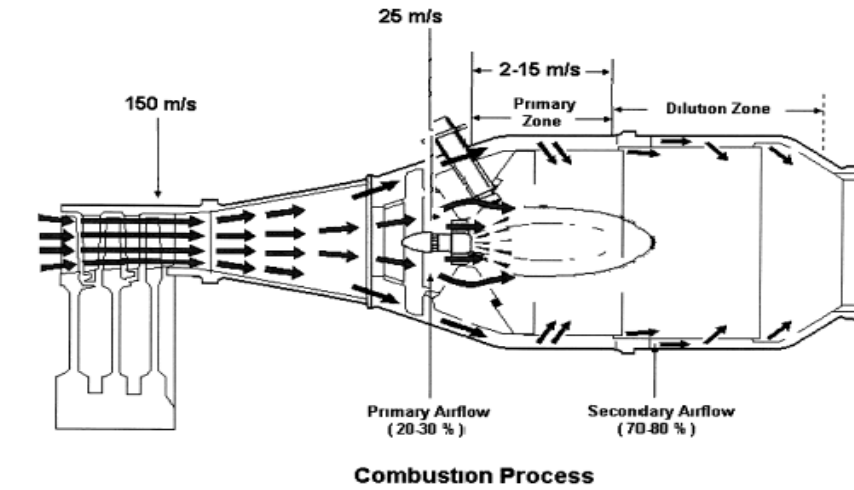
Stator kademeleri santrifüj kompresöründeki difüzör ile rotor kademeleri impeller ile aynı işi yaptığı görülür. Basınç yükselmesi her kademeyi geçerken oldukça küçük bir orandadır. Bu oran 1,1:1 veya 1.3:1 civarındadır. Bunun sonucunda modern motorlarda sıkıştırma oranlarının artırılması için kademe sayısı fazla tutulur [16, 17, 18].

2.3. YANMA ODASI

Yanma odası, kompresörden çıkan havanın yakıt ile yakılması ile yakıtın kimyasal enerjisinin termal enerjiye dönüştürüldüğü komponenttir. Sabit bir basınçtaki maksimum ısının serbest bırakılması için, türbin, muntazam bir şekilde genişletilmiş, ısıtılmış ve hızlandırılmış gaz akımına ihtiyaç duyar. Bu kolay bir görev değildir. Fakat modern yanma odaları daha da az atmosfer kirliliği ile birlikte yakıtın daha da verimli kullanımını mümkün kılmaktadır.

Hava akışı kompresörden yaklaşık 150 m/s hızla gelir. Bu hız yanma işlemi için çok yüksektir. Hızın azalması için yanma odası girişinde difüzör bulunur. Havanın hızının azaltılması ile alevin stabil olması ve primer bölgede bitirilerek sekonder bölgeye ve türbine sıçramaması sağlanır.

Difüzörde hız yaklaşık 25 m/s'ye düşer ki bu hızda yanma odası için hala yüksek bir değerdir. İstenen oranda karışımın sağlanabilmesi için akış hızı 2-15 m/s olmalıdır. Bu yüzden restrictor (kısıtlayıcılar) ve swirl vane (helezon kanatçıklar) kullanılır. Bunlar vorteks meydana getirerek yakıt ve havanın karışmasına yardımcı olurlar. Şekil 6 yanma odasının bölümlerini, havanın yanma odasına girişini ve yanma odasındaki kullanım oranlarını göstermektedir.



Şekil 6. Yanma odasını bölümleri ve hava akışı.

Kompresörden gelen hava primer ve sekonder akış olarak ikiye ayrılır. Primer akış yanma için kullanılır (kompresörden gelen havanın %20-30'udur). Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden bypass olup, sekonder bölgesinde sıcak gaz ile karışır (kompresörden gelen havanın %70-80'idir).

Primer bölge, alevin stabil olduğu yerdir. Sekonder havanın bir kısmı, primer bölgede alevi, flame tube duvarlarından uzak tutmak için kullanılır. Alev sıcaklığını 2000 C⁰'ye ulaştığı bu bölgede bir film soğutma tabakası oluşturur.

Sekonder havanın büyük kısmı yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın çoğu seyreltme deliklerinden sekonder bölgesine girer [16, 17, 18, 19].

2.3.1 Yanma Odası Tipleri

Üç tip yanma odası vardır.

- Can tip
- Can-annular tip
- Annular tip

2.3.1.1 Can (Odacık) Tip Yanma Odası

Santrufuj tip kompresörlü eski gaz türbin motorlarında kullanılır. Her yanma odacığının kendi hava temin duct'ı, yakıt nozulu, flame tüpü ve case'i vardır. Tek odacıklı tipleri genellikle küçük gaz türbinli motor ya da APU' larda kullanılır.

Çok odacıklı tipleri ise genellikle turbo prop, turbo jet motorlarda kullanılır. Odacıklar birbirine iç bağlantı boruları ile bağlanır. bu yapı ateşlemenin bir odacıktan diğerine geçmesine izin verir. Ateşleme için iki adet buji kullanılır. tüm odacıklardaki basınç eşitlenir.

Tasarımı basit, yapısal mukavemeti iyi, odacıklar birbirinden bağımsız değiştirilebilir. Ayrıca büyük ve ağır oluşu nedeni ile fazla yer kaplar, kompresör havasını getiren duct'ların komplike olması aerodinamik kayıpları artırır ve ateşlemenin bir odacıktan diğerine geçişinde zorluklar vardır.

2.3.1.2 Can/Annular Tip Yanma Odası

Basit bir yapısı vardır. Flame tüpler yanma bölgesini çevrelerler. Ortak iç ve dış case içinde bulunurlar. Flame tüpler birbirine iç bağlantı boruları ile bağlıdır.

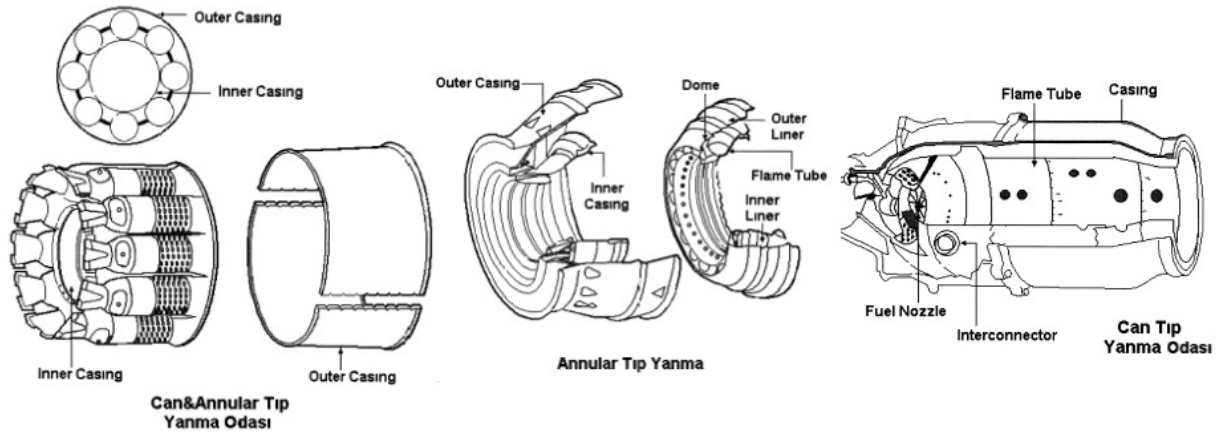
Yapısal mukavemeti iyi, hava temini daha basittir (komplike besleme ductlarına gerek yoktur) ve benzer çok odacıklı tiplerden daha küçük ve hafiftir. Fakat aerodinamik kayıplar oldukça fazla, bir flame tube'den diğerine ateşleme zorluğu vardır.

2.3.1.3 Annular (Kovan) Tip yanma Odası

Modern gaz türbinli motorlarda çok kullanılan bir modeldir. İç ve dış case'lerin taşıdığı bir tane Annular Flame Tube vardır. Case'ler flame tüp ile birlikte sekonder hava için bir kanal oluştururlar ve aynı zamanda motor yapısının parçasıdır (Çoğunlukla, Diffuser Case veya Compressor Rear Frame olarak adlandırılırlar) Flame tüp genellikle üç parçadan oluşur.

Dome, iç (inner) liner, dış (outer) linerdir. Dome üzerinde, yakıt nozullarının takılacağı, swirl vanelerle çevrelenmiş delikler vardır.

Küçük ve hafiftir, daha büyük yanma hacmi vardır, verimi daha yüksektir, tam ve dumansız yanma elde edilir, alevin yanması kolaydır ve türbinde daha iyi ısı yük dağılımı olur. Ayrıca Üretimi pahalıdır ve söküm/montaj zordur ve zaman alır (yüksek bakım maliyeti) [16, 17, 18].



Şekil 7. Yanma odası tipleri.

2.4 TÜRBİN TİPLERİ VE KOMPONENTLERİ

Yanma odasından gelen sıcak gazların enerjisinin çıktığı bölgedir.

İki tip türbin vardır:

- Radyal Akışlı
- Aksiyal Akışlı

Her iki türbinde de ortak olan ana komponentler şunlardır,

- Sabit (Stator) Vane'ler (Nozzle Guide Vanes-NGV's)
- Hareketli (Rotor Blade'leri)

2.4.1 Türbinin Çalışması

Türbin yanma odasından gelen gaz enerjisini torka çevirir. Gaz akışı önce vanelerden geçer Bu sırada akış hızlanır ve statik basınç azalır. Vaneler akışı, bladelere doğru yönlendirir. Gaz akışının bladelere çarpması türbinin dönmesini sağlar. Sonuçta türbin şaftını çevirecek tork oluşur.

2.4.2 Çarpma (Impulse) Türbini

Bu tip türbinde, gaz akışının bladelere çarpmasıyla dönme hareketi oluşur. Blade'in özel şekli itibariyle, bladelar arasında oluşan, akışın giriş ve çıkış alanı aynı boyuttadır. Bu nedenle gaz akışı rotoru (blade'i) sadece iter ve terk eder. Eski tip gaz türbinlerinde kullanılır.

2.4.3 Çarpma & Reaksiyon Türbini

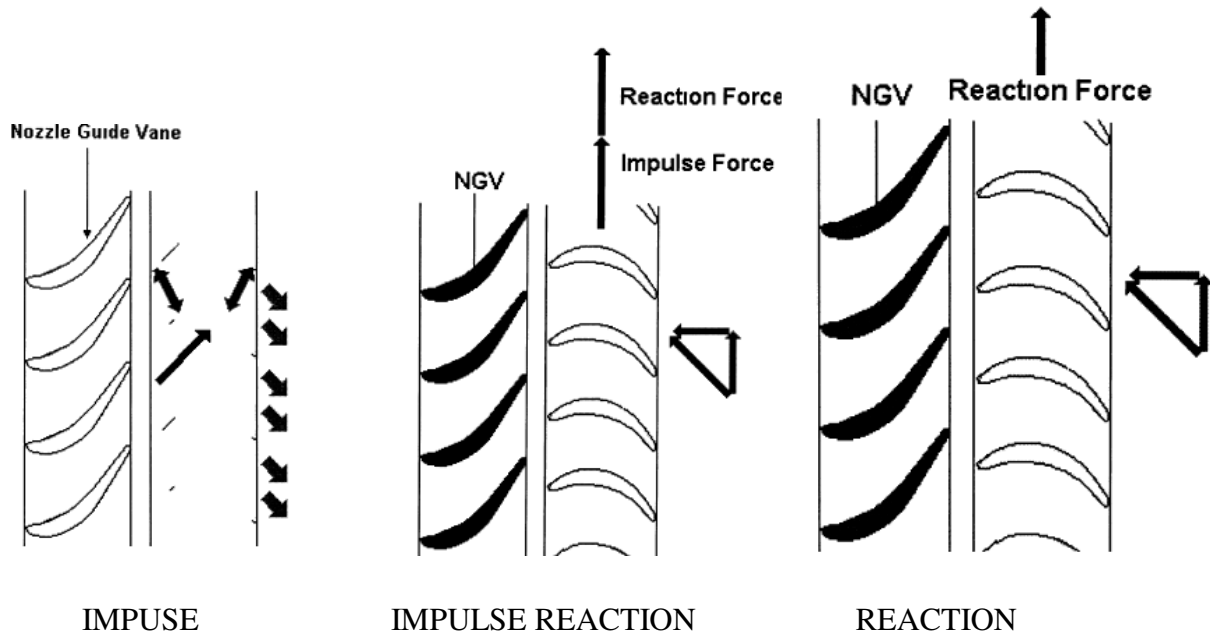
Modern gaz türbin motorlarda kullanılan türbin bladelerinin şekli ise daha farklıdır. Bu farklılık sonucu, akış giriş alanını yukarıda anlatılan impulse tipe benzemesine karşın, nozzle'larinkini andıran bir çıkış alanı oluşur.

Nozzle Guide Vane'lerden akış, blade' lere çarpar ve blade' ler arasında yukarıda anlatılan tipte oluşan kanallardan (nozzle tipi) geçerken hız kazanır. Gaz akışındaki bu ivmelenme, rotor çıkışında thrust kuvveti oluşturur (Reaksiyon kuvveti).

Sonuç olarak, bu tip türbinlerde, türbini çeviren çarpmanın sebep olduğu kuvvet ile reaksiyonun sebep olduğu kuvvetin toplamıdır.

2.4.4 Reaksiyon Türbini

Dönme kuvveti sadece ivmelenme ile çarpma olmaksızın oluşturulur. Bu tip türbinde, guide vane'ler gaz akışını sadece yönlendirilir fakat ivmelendirmezler ve verimleri azdır [16, 17].



Şekil 8. Türbin tipleri.

2.5 MOTOR EGZOZ SİSTEMİ

Gaz türbin motorunda egzoz sistemi, türbin çıkışındaki egzoz gazlarını atmosfere atar.

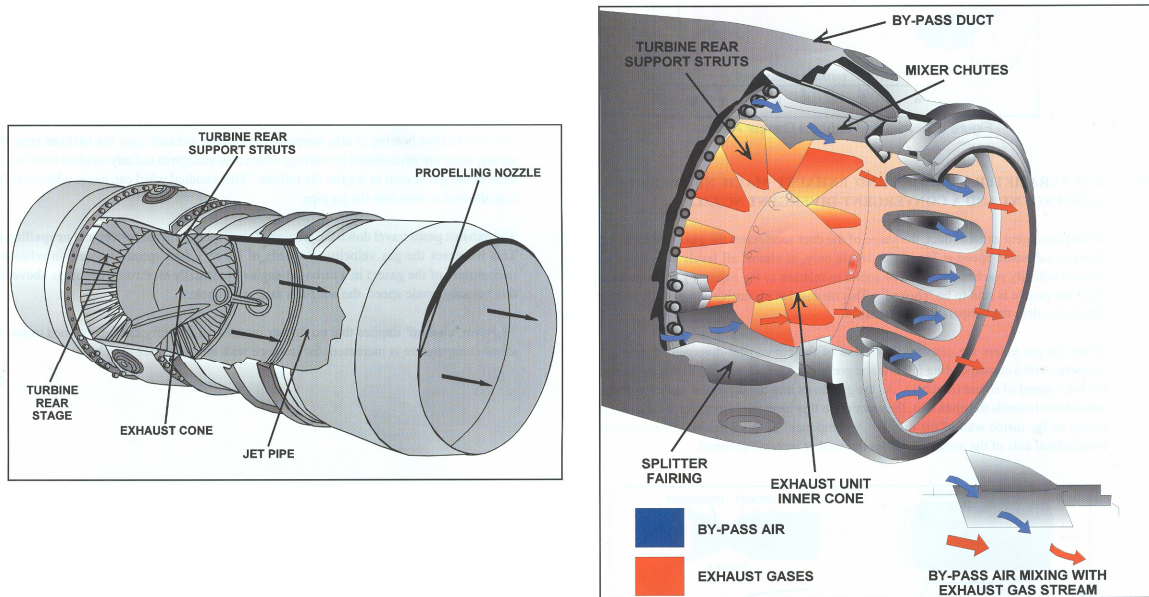
Ana işlevi, motor tipine bağlı olarak thrust kuvveti üretir veya sadece yanmış gazları atmosfere atar. Gürültüyü azaltmak için egzoz gaz susturucusu kullanılır.

Sonuç olarak bir jet motoru egzoz sistemi egzoz gazının gereken yönde ve optimum hızda motoru terk etmesini sağlayarak thrust verimini artırır.

2.5.1 Motor Egzoz Komponentleri

Bazı jet motor egzoz sistemleri 'exhaust duct veya tail pipe' olarak adlandırılan uzun bir duct'tan meydana gelir. Bu konik duct, türbin egzoz case'ine bağlıdır. Arka ucunda bulunan egzoz nozul, motoru terk eden egzoz gazına hız kazandırır. Sistemin bir parçası olan egzoz konisi çıkış havasını yönlendirerek, türbülansı önler, ayrıca arka kademesinde oluşacak ters çıkışı önler. Bu tür uzun tip egzoz duct'ları, eski uçaklarda, kanat altına takılı motorlarda kullanılmıştır.

Modern yüksek bypass'lı turbo fan motorlarda, iki egzoz akışı olduğundan, egzoz komponentlerinin yapısı farklıdır. Genellikle birbirinden ayrı akışlardır. Sıcak egzoz gazı akışı primer nozuldandır. Soğuk egzoz fan akışı, sekonder nozuldandır [16, 17, 18].



Şekil 9. Motor egzoz komponentleri.

3. GEREÇ VE YÖNTEM

Sunulan projede deneysel yöntemler kullanılarak araştırmalar yürütülemediği planlanmıştır. Ancak deney sisteminin kurulumu maddi kaynak yetersizliği nedeniyle tamamlanamamıştır. Deney motoru üzerine yerleştirilen çeşitli sensörlerden alınan değerler veri toplama sistemi kullanılarak bilgisayara aktarılacak ve detaylı analizi gerçekleştirilecektir. Projede kullanılacak deney motorundan alınacak veriler ve bu verilerin ölçüm aralığı ile hassasiyetleri tablo 1’de verilmektedir.

Tablo 1. Test motorundan alınacak veriler, verilerin ölçüm aralıkları ve hassasiyetleri.

Veriler	Ölçüm Aralığı	Hassasiyet
Motor Devri	0 – 50.000 rpm	5 rpm
Motor Torku	0 – 1.600 Nm	1 Nm
Motor Gücü	0 - 525 HP	% 1
Yakıt Akış Debisi	0 - 125 kg/h	% 0.1
Motor Giriş Sıcaklığı	0 – 350 °C	0.1 °C
Motor Giriş Basıncı	0 – 10 bar	% 1
Kompresör Çıkış Sıcaklığı	0 – 350 °C	0.1 °C
Kompresör Çıkış Basıncı	0 – 100 bar	% 1
Türbin Giriş Sıcaklığı	0 – 1.000 °C	0.1 °C
Türbin Giriş Basıncı	0 – 100 bar	% 1
Egzoz Gaz Sıcaklığı	0 – 1.000 °C	0.1 °C
Türbin Çıkış Basıncı	0 – 100 bar	% 1
Yağ Sıcaklığı	0 – 350 °C	0.1 °C
Yağ Basıncı	0 – 10 bar	% 1
Yakıt Sıcaklığı	0 – 350 °C	0.1 °C
Yakıt Basıncı	0 – 10 bar	% 1
Egzoz Emisyon Değerleri	HC: 0 – 10.000 ppm CO: 0 - 10 % vol NO _x : 0 – 5.000 ppm	HC: ±1 ppm CO: ±0.06 % NO _x : Less than ± 1.0%

Motor Devri: Motorun yardımcı dişli kutusu üzerine monteli olan ve manyetik alan değişimi prensibine göre ölçüm yapan speed sensörü ile ölçülmektedir.

Motor Torku ve Gücü: Gaz türbini motorun bağlı olduğu dinamometre içerisinde yer alan load cell’ler tarafından ölçülmektedir.

Yakıt Akış Debisi: Corolous prensibine göre çalışan flow metre ile ölçülmektedir.

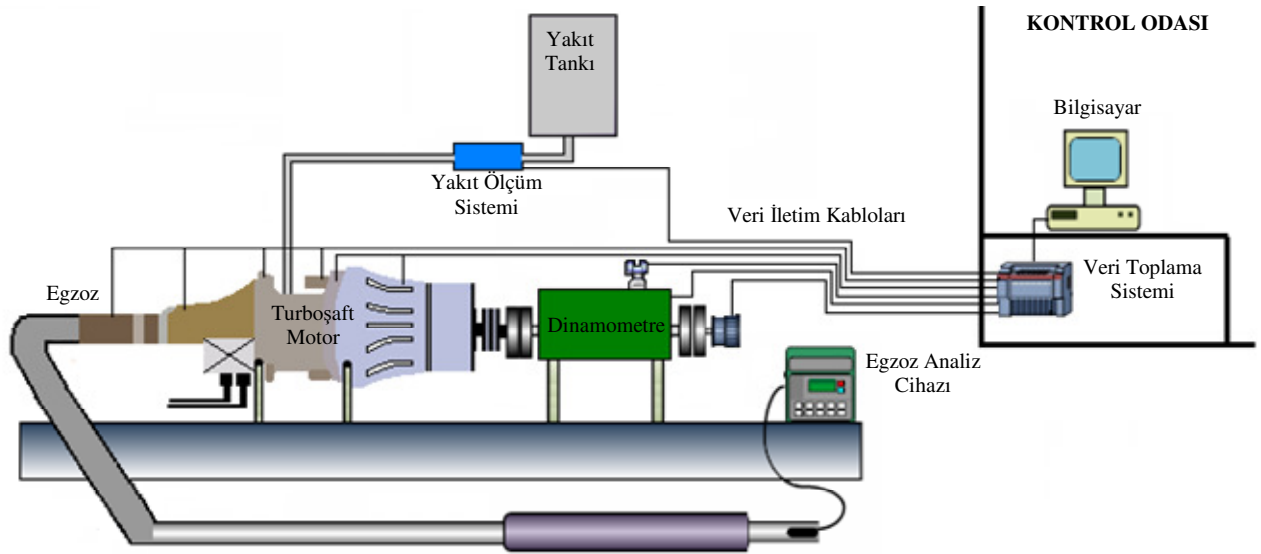
Sıcaklıklar: Motor değişik kesimlerinde yer alan toplam 6 adet termal çiftler tarafından ölçülmektedir.

Basınçlar: Motor üzerine monte edilmiş toplam 6 adet üzerine kuvvet uyguladığında DC voltaj üreten piezoelektrik basınç sensörleri tarafından ölçülmektedir.

Emisyonlar: Sivil havacılık yüksekokulu envanterinde yer alan Teledyne 200E ve Siemens Ultramat 23 model emisyon analiz cihazları ile ölçülmektedir.

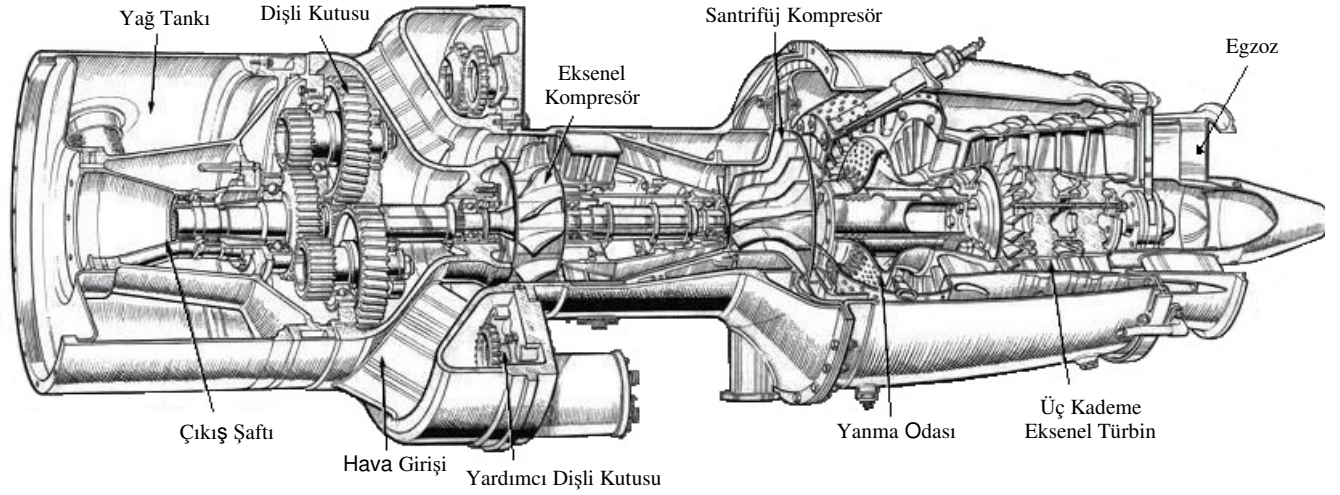
Ayrıca tablo 1’de sıralanan deneysel verilerin toplanarak bilgisayara aktarılması ve değerlendirilmesi için 16 analog giriş kanallı, 16 bit çözünürlükte ve her bir kanal için 1.25 Ms/s örnekleme hızına sahip veri toplama sistemi ve test yazılımı kullanılacaktır.

Turbomeca Astazou IIA turboşaft motoru ve alt sistemleri ile kurulması planlanan deney düzeneğinin şematik görünümü şekil 10’da gösterilmektedir.



Şekil 10. Turbomeca Astazou IIA turboşaft motor ve alt sistemlerinden oluşan deney düzeneği.

Bu projede gaz türbinli motor olarak Sivil Havacılık Yüksekokul envanterinde yer alan Turbomeca Astazou IIA turboşaft motor kullanılmıştır. Deneylerde kullanılan bu motor temelde tek saftlı, 1 kademe aksenal kompresör, 1 kademe santrifuj kompresör, 3 kademe aksenal türbin, annular tip yanma odası ve alt sistemlerinden meydana gelmektedir. Turbomeca Astazou IIA turboşaft motorun kesit görünümü şekil 11’de görülmektedir [20,21].

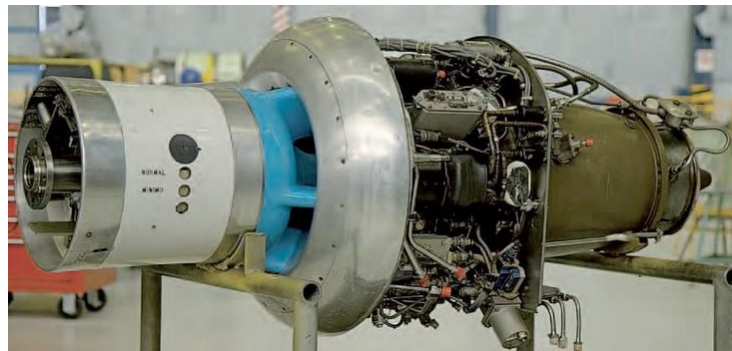


Şekil 11. Turbomeca Astazou IIA turboşaft motorun kesit görünümü.

Deney motoruna ait spesifik özellikler tablo 2’de verilmektedir. Ayrıca deney motoruna ait resimler aşağıda verilmektedir.

Tablo 2. Turbomeca Astazou IIA turboşaft motora ait spesifik özellikler [20,21].

Güç	43.500 rpm’de 525 HP
Max. devir	43.500 rpm
Max. çıkış şaft devri	8000 rpm
Max. tork	86 Nm
Ağırlık	142 kg
Ebatlar	143*56*52 cm
Hava akış debisi	2.5 kg/sn
Spesifik yakıt tüketimi	0.29 kg/shp
Sıkıştırma oranı	6.1/1
Egzoz Gaz sıcaklığı	525 C ⁰



Şekil 12. Turbomeca Astazou IIA turboşaft motorun görünümü.

Planlanan deneylerin yürütüleceği yer olan ve Ocak 2012’de inşaatı tamamlanan Motor Bremze Ünitesinin farklı görüntülerini içeren fotoğraflar şekil 13a-c’de verilmektedir.



(a)



(b)



(c)

Şekil 13. Motor bremze ünitesi görünümü..

4. SONUÇLAR

Bu proje kapsamında turboşaft motor temin edilmiş, mevcut emisyon cihazları hazır hale getirilmiş ve proje ekibinin gerekli teknik eğitimi alması sağlanmıştır. Ayrıca ön çalışmalar kapsamında turboşaft motora elektrik verilerek kuru start yaptırılmıştır. Bir aşama sonrası olan yaş start (yakıt ile çalışma) için gerekli düzenek oluşturulmuş, fakat start esnasında yakıt temininde kullanılan mikro pompanın yakıtı bırakmadığı gözlenmiştir. Motor kontrol ünitesi by-pass edilerek mikro pompa çalıştırılmış ve sistem aktif hale getirilmiştir. Hemen akabinde ateşleme yapılmış ve motor start edilmiştir. Fakat motor devri arttıkça elektrikli start motorunun çektiği akım mevcut DC konvertör'ün (güç kaynağı/trafo) arızalanmasına sebep olmuştur. Bu sebepten start işleminden vazgeçilmiştir. Giriş gerilimi 220 V AC, çıkış gerilimi 26-28-30 V DC ve çıkış akımı 1000 A olan yeni bir güç kaynağının temin edilmesi için gerekli girişimler yapılmıştır. Güç kaynağının temin edilmesi ile yaş start verilerek turbo şaft motorun çalıştırılacak ve yer şartlarında performans değerleri incelenecektir.

Bunun yanında deneysel çalışmanın yapılacağı ERÜ Sivil Havacılık Yüksekokulu bünyesinde bulunan Motor Bremze Ünitesinin inşaatı Yapı İşleri Teknik Daire Başkanlığı gözetiminde Ocak 2012 tarihinde tamamlanmıştır. Bu proje kapsamında kurulumu planlanan deney düzeneği proje bütçesinin yetersizliği ve mevcut bulunan turbo şaft motorun mikro pompasındaki arıza ve 1000 A güç kaynağının teminindeki gecikme nedeniyle oluşturulamamıştır.

Yukarıda bahsedilen problemlerin giderilerek hedeflenen amaçlara ulaşılması için proje ekibi tarafından önümüzdeki dönemde bahsedilen çalışmaların tamamlanabilmesi için yeni bir araştırma projesi verilmesi planlanmaktadır.

5. KAYNAKLAR

1. Dahl G., Suttrop F., Engine control and low-NO_x combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines, International Journal Hydrogen Energy, 23, 8, 695-704, 1998.
2. Chen Y.C., Lee W.J., Uang S.N., Lee S.H., Tsai P.J., Characteristics of polycyclic aromatic hydrocarbon (PAH) emissions from a UH-1H helicopter engine and its impact on the ambient environment, Atmospheric Environment, 40, 7589–7597, 2006.

3. Anderson, B.E., Cofer W.R., McDougal D.S., Air force F-16 aircraft engine aerosol emissions under cruise altitude conditions, NASA/TM-209102, 1999.
4. Corporan E., Witt M.D., Wagner M., Evaluation of soot particulate mitigation additives in a T63 engine, Fuel Processing Technology, 85, 727–742, 2004.
5. Rehman A., Phalke D.R., Pandey R., Alternative fuel for gas turbine: Esterified jatropha oil-diesel blend, Renewable Energy, 36, 2635–2640, 2011.
6. Nascimento M.A.R., Lora E.S., Correa P.S.P., Andrade R.V., Rendon M.A., Venturini O.J., Ramirez G.A.S., Biodiesel fuel in diesel micro-turbine engines: Modelling and experimental evaluation, Energy, 33, 233–240, 2008.
7. Habib Z., Parthasarathy R., Gollahalli S., Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine, Applied Energy 87, 1701–1709, 2010.
8. Kim Y.S., Lee J.J., Kim T.S., Sohn J.L., Effects of syngas type on the operation and performance of a gas turbine in integrated gasification combined cycle, Energy Conversion and Management, 52, 2262–2271, 2011.
9. Akmandor İ.S., Uzol O., Karaca M., Bio yakıtle çalışan küçük gaz türbinli motor dönüşümü ve performans karşılaştırması, TÜBİTAK ARBEB-101, Proje No: 106M180, 2009.
10. Başlamışlı U., Camcıoğlu S., Akmandor İ.S., Experimental fuel spray characterization and combustor performance of a loaded turboshaft engine, International Workshop on Advanced Measurement Techniques and Computational Methods for Premixed and Partially Premixed Combustion, Italy, 2011.

11. Bolszo C.D., McDonell V.G., Emissions optimization of a biodiesel fired gas turbine, Proceedings of the Combustion Institute 32, 2949–2956, 2009.
12. Atwood D., Full-scale engine detonation and power performance evaluation of swift enterprises 702 fuel, FAA Report, DOT/FAA/AR-08/53, 2009.
13. Atwood D., Full-scale engine endurance test of swift enterprises UL102 fuel, FAA Report, DOT/FAA/AR-10/13, 2010.
14. D. H. Atwood, K.J. Knopp, Evaluation of reciprocating aircraft engines with unleaded fuels, FAA Report, DOT/FAA/AR-99/70, 1999.
15. Wilkinson R.E., Research results unleaded high octane aviation gasoline, Final Report, CRC Project AV-7-07, 2010.
16. The Jet Engine, Rolls-Royce plc, Derby, England, ISBN: 0902121235, 1996.
17. JAMF: Jet Aircraft Maintenance Fundamentals, 1996
18. Uçak Teknik Temel (Motor), THY Eğitim Merkezi Teknik Eğitim Müdürlüğü, İstanbul, No: TEK101(8), 2003.
19. Çetinkaya, S., Gaz Türbinleri, Nobel Kitapevi, Ankara, ISBN: 9789755911021, 1999.
20. Astazou IIA Instruction Manuel, 64 Bordes, France, 1972.
21. Astazou IIA Turbo-Shaft Engine Maintenance Manuel, Turbomeca, France, 1978.