

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

JETPACK PROJESİ

BİTİRME PROJESİ

Ege GÖK
Enes DÜNDAR
Aydın ÖZTEKİN
II.ÖĞRETİM

2021

TRABZON

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

JETPACK PROJESİ

Ege GÖK
Enes DÜNDAR
Aydın ÖZTEKİN
II.ÖĞRETİM

Jüri Üyeleri

Danışman.....:Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

Üye.....:

Üye.....:

Bölüm Başkanı: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

2021

TRABZON

ÖNSÖZ

Karadeniz Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü'nde, MM4007 Mühendislik Tasarımı kapsamında yaptığımız ve devamı olan bu proje çalışmasında; JETPACK hakkında literatür araştırması mevcut teknolojiyi gözden geçirip jetpack çalışma prensibi ve tasarım ilkeleri incelenmiş ve uygun bir jetpack için tasarım ve hesaplar yapılmıştır.

Araştırma ve çalışmalarımızda bize yardımcı olan danışmanımız Sayın Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU' na teşekkürlerimizi sunarız.

Ege GÖK
Enes DÜNDAR
Aydın ÖZTEKİN
Trabzon 2021

ÖZET

JETPACK PROJESİ

Günlük hayatta,askeri kullanımda ve arama kurtarma faaliyetlerinde kullanılması amaçlanan jetpack teknolojisinin araştırılması ve imalata yönelik tasarımı yapılacaktır.Bu kapsamda jetpack teknolojisinin mihenk taşı olan turbojet motorları araştırılarak çalışma mekanizmasına dair temel kısımlar incelenmiştir.Termodinamik hesaplamalar,çevrimler ve tasarıma ait teknik çizimler yapılacaktır.Güz yarısında “MM 4007-Mühendislik Tasarımı” kapsamında başlamış olan bu çalışmayla tasarım döngüsü içerisinde parametrik çevrim analizlerinin incelenmesi ve yakıt sarfiyatına yönelik ticari anlamda tüketiciye ulaşmak ve mekanik tasarımdan kaynaklı geometrik ve mekanik kısıtlamaların giderilmesi ve motor performansının çeşitli parametrelere bağlı değişimleri incelenecektir. 3D yazıcı ile üretimin yapılmasının uygun olacağı değerlendirilerek üretimi yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Jetpack, Gaz Türbinli Motorlar, Brayton Çevrimi, Kompresör, Türbin

SUMMARY

JETPACK PROJECT

The jetpack technology, which is intended to be used in daily life, military use and search and rescue activities, will be researched and designed for manufacturing. In this context, turbojet engines, which are the cornerstone of jetpack technology, have been researched and the basic parts of the working mechanism have been examined. Thermodynamic calculations, cycles and technical drawings of the design will be made. With this study, which started within the scope of "MM 4007-Engineering Design", the analysis of parametric cycle analysis within the design cycle, reaching the consumer in commercial terms for fuel consumption, eliminating geometric and mechanical restrictions arising from mechanical design and changes in engine performance depending on various parameters will be examined. It was produced by considering that it would be appropriate to produce with a 3D printer.

Keywords: Jetpack, Gas Turbine Engines, Brayton Cycle, Compressor, Turbine

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No:</u>
ÖNSÖZ.....	III
ÖZET.....	IV
SUMMARY	V
İÇİNDEKİLER.....	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	IX
1. AMAÇ VE KAPSAM	1
1.1. Giriş	2
1.2. Literatür Taraması	3
1.2.1. Kütleinin Korunumu:.....	6
1.2.2. Momentum Korunumu.....	7
1.3. Kısıtlar ve Koşullar	9
1.3.1. Teknik Özellikler.....	9
2. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI.....	10
3. MÜHENDİSLİK HESAP VE ANALİZLERİ.....	11
3.1. İtke Motorların Ana Kısımları ve Analizi.....	11
3.1.1. Hava Giriş Alığı.....	12
3.1.2. Kompresör.....	13
3.1.3. Yanma Odası	14
3.1.4. Türbin	15
3.1.5. Nozzle.....	16
3.2. Yakıt Sistemi.....	17
3.3. Brayton Çevrimi	19
3.3.1. Gaz Türbinli Motorlarda Brayton Çevrimi Analizi.....	20
3.4. İdeal Çevrim Hesaplamaları.....	20
3.4.1. Toplam Basınç ve Sıcaklık	20
3.4.2. Giriş Kısmı Basınç ve Sıcaklık Oranı	21
3.4.3. Kompresör Basınç ve Sıcaklık Oranı.....	21

3.4.4. Yanma Odası Basınç ve Sıcaklık Oranı	22
3.4.5. Türbin Basınç ve Sıcaklık Oranı	22
3.4.6. Çıkış Lülesi Basınç ve Sıcaklık Oranı	23
3.5. Yapılan Hesaplamalar.....	25
3.5.1. Turbojet Çevrim Analizi.....	25
3.5.1.1. Difüzör.....	25
3.5.1.2. Kompresör	26
3.5.1.3. Yanma İşlemi.....	27
3.5.1.4. Türbin.....	28
3.5.1.5. Lüle.....	29
4. YAPILAN TASARIM ÇALIŞMALARI.....	30
5. PROJE GÖRSELLERİ.....	37
6. MALİYET HESABI.....	40
7. SONUÇLAR.....	40
8. KAYNAKLAR.....	41
ÖZGEÇMİŞLER.....	42

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa No:

Şekil 1: Dört Tip Gaz Türbin Motorları.....	4
Şekil 2: Sabit Akış İçin Kontrol Hacmi.....	5
Şekil 3: Kontrol Hacmi Üzerindeki Kuvvetler.....	6
Şekil 4: Kontrol Hacmi İçin Momentum Akısı.....	6
Şekil 5: Jet Motorunun Kontrol Hacimlerine Göre Ayrılması.....	10
Şekil 6: Kompresör Örneği	12
Şekil 7: Yanma Odası Modeli.....	13
Şekil 8: Eksenel Türbin	14
Şekil 9: Brayton Çevrimi.....	18
Şekil 10: İtme Verimliliği-Hız Oranı.....	23
Şekil 11: Jetpack Programdaki Üç Boyutlu Tasarımımız.....	36

TABLolar DİZİNİ

Tablo 1:Farklı yakıtların özgül enerjileri ve yoğunlukları.....16

Tablo 2: T-s Diyagramı.....18

1. AMAÇ VE KAPSAM

Günlük hayatımızda ve gelecek yıllarda teknolojinin gelişmesiyle yaygın kullanım alanına sahip olması amaçlanan jetpack teknolojisinin tasarım ve imalatı yapılacaktır. Jetpack teknolojisi günümüzde havacılık sektörünün gelişmesiyle birlikte kişisel havacılığın yaygınlaştırılması konusunda önemli bir rol üstlenmektedir. Jetpack teknolojisinin yapısı ve kullanımının yönü bakımından gerekli performans ve aerodinamik bir yapıyı üstlenmelidir. İşlevi olarak havada uzun süre kalabilecek ve güvenilirlik açısından birçok parametresi sağlaması zorunludur. Jetpack teknolojisinin yapılan literatür çalışmalarına göre gelişmesindeki en önemli etken türbinli motorların gelişmesiyle başlamıştır. Türbinli motorlar güç/ağırlık performansı nedeniyle içten yanmalı motorlara göre daha uygun tahrik sistemleri olup jetpack teknolojisinin başlıca çıkış noktasını oluşturmuştur. Bu proje kapsamında jetpackte kullanılan jet motoru kısımlarının (kompresör, yanma odası, türbin, lüle) incelenmesi, gerekli hesaplamaların ve sonuçlarının çıkartılmasıyla birlikte güvenilir, pratik ve kompakt bir yapı içerisinde havacılık sektöründe yaygın bir kullanıma sahip olmasının temelleri incelenecektir.

1.1.Giriş

İnsanlığın doğuşundan bu yana, insanoğlu uçmayı hayal etmiştir. 21 Kasım 1783'te iki Fransız kardeş Joseph ve Etienne Montgolfier Dünya'nın yüzeyinden ayrıldı ve bir sıcak hava balonuyla uçtular. Kısa süre sonra, sıcak hava balonu uçuşları hızla yaygınlaştı ve insanoğlunun uçmaya merakı zamanla artmaya devam etmiştir. Bununla birlikte, sıcak hava balonları sadece yavaşça tırmanmaya ve alçalmaya imkan sağlıyordu ve sıcak hava balonları tamamen dinamik atmosferin kontrolü altındaydı. İlk kez Wilber ve Orville Wright tarafından 1903 yılında insan kontrollü uçuşların temeli atılmıştır. Bu bağlamda jetpack teknolojisinin insan kontrollü çalışma mekanizmasının ilk adımları atılmıştır. Sırtta ilk motor takarak uçuş ve böyle bir projeyi gerçekleştirme fikri 1920'li yıllarda Almanlar tarafından düşünülmüştür. II. Dünya savaşı sonlarına doğru Alman mühendisler biri kullanıcının göğsünde diğeri sırtında olmak üzere iki küçük pulse jet motoru içeren uçuş makinesi tasarlamışlardır. Düşman karşısında üstünlük sağlamak için tasarlanan makineler tamamlanmadığından seri üretimi yapılamamıştır. Savaş sonunda proje Amerikalıların eline geçmiş ve Bell Aerosystems adlı şirkete teslim edilmiştir. Firma elindeki doküman ve parçalara dayanarak makineyi yapmış ve güvenlik kordonuyla bağladıkları bir cansız mankenle deneme uçuşu yapılmış ve makinenin hiç kullanışlı olmadığı görülmüştür. Bundan sonra şirket bu konudaki çalışmalarını bırakmıştır. Bell Havacılık şirketi mühendisi Wendell Moore kişisel çabalarla projeyi bırakmamış ve ABD Savunma Bakanlığından destek alarak yoluna devam etmiştir. O dönemde jet motorları sırtta taşımak için büyük, yapımı zor ve pahalı, aynı zamanda pilot için güvenli olmadığından Moore jet motorunu bırakarak roket motoru kullanmaya başlamıştır. Yakıt olarak da Hidrojen peroksit (H_2O_2) kullanmıştır. Geliştirilen sistem ikisi hidrojen peroksit biri de azot olan üç tüpten oluşmaktadır. Sistem çalışırken azot gazı, hidrojen peroksiti gümüş plakaların olduğu bölgeye itmekteydi. Katalizör olan gümüş ızgaraların arasından geçen hidrojen peroksit ekzotermik tepkime ile oksijen ve suya dönüşerek çok yüksek sıcaklıklar ortaya çıkarmaktadır. Yüksek sıcaklık suyu $750\text{ }^{\circ}\text{C}$ su buharına dönüştürüp hacmen 5000 kat genişletmektedir. Hacmi ani genişleyen su buharı bulunduğu bölmeye sığmayarak ses üstü hızla roketin arkasından püskürerek rokete ters yönde bir itki sağlamaktadır.

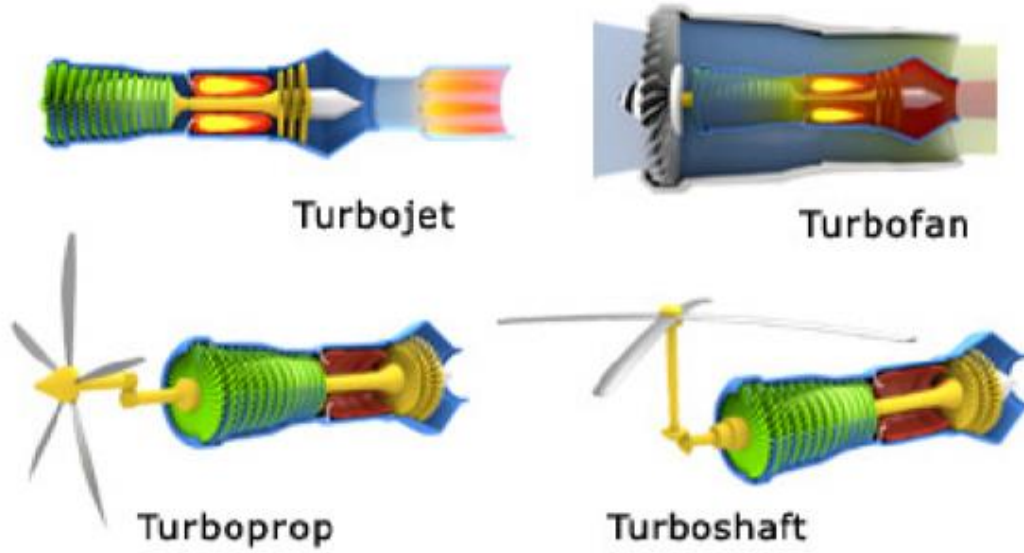
İlk ambalaj tasarımı 1919'da Rus mucit Alexander F. Andreev tarafından geliştirildi . Daha sonra bir patent verildi, ancak görünüşe göre inşa edilmedi veya test edilmedi.1965 yılında Bell Aerosystems , bir turbojet motorlu bir jet paketi geliştirmek için Savunma İleri Araştırma Projeleri Ajansı (DARPA) ile yeni bir sözleşme imzaladı Bell, patentler ve teknik belgelerle birlikte "Bell paketi" nin tek versiyonunu Williams Research Corporation'a sattı. Bu paket şu anda Williams International şirket müzesinde.

1.2. Literatür Taraması

Gelişen teknoloji ile birlikte jetpack teknolojisinin geliştirilmesinde ve bu teknolojinin insanlığa kazandırılması projenin en önemli özgün değerlerini oluşturmaktadır.Bu sayede yüksek enerji yoğunluğuna sahip sıvı yakıtlar ve turbojet mekanizması sayesinde çok daha uzun menzilli ve daha uzun sürede havada kalabilecek jetpack yapılabilmesine olanak sağlanacaktır.Bu da havacılık endüstrisi açısından büyük bir kazanım olacaktır.

Modern bir jetpack motoru icat edebilmek için termodinamik, akışkanlar mekaniği gibi mühendislik alanlarında ciddi bir bilgi birikimine ve tecrübeye ihtiyaç vardır.Jetpack motoru;performans, verimlilik ve güvenilirlikte büyük iyileştirmelerle yıllar boyunca ciddi bir devrime girmiştir. Jetpack motorunda kullanılan gaz türbini motoru, termodinamik Brayton Döngüsüne göre, çalışan bir akışkanın enerjisinden yararlanarak ve enerjiyi kullanılabilir bir forma dönüştürerek çalışan bir makinedir. Çeşitli tipte gaz türbinleri, bir dizi görevi yerine getirmek için tasarlanmıştır, ancak hepsi benzer ilkelere göre çalışır. Modern gaz türbinlerinin yaygın uygulamaları şunlardır: yer veya uçak sistemleri için yardımcı güç üretmek , askeri uçakları süpersonik hızlarda itmek ve helikopterlerin rotor sistemini çalıştırmak (MacIsaac & Langton, 2011).

En yaygın olarak bilinen jet motorları turbo jet motoru, turboprop motoru, turbofan motoru, turboşarj ve ramjet motorudur. Sınıflandırma olarak aynı sınıfa girseler de kullanışları bakımından farklıdırlar.



Şekil 1 :Dört tip gaz türbin motorları (Aviation, 2015)

Bir gaz türbini, üç ana bileşen içeren bir tür sürekli, içten yanmalı motordur: kompresör, yanma odası ve türbinidir. Turbojet olarak adlandırılan temel bir konfigürasyon, serbest Akış hızındaki havanın bir kompresöre yönlendirildiği bir giriş nozulundan oluşur. Hava kompresör aşamasında hızlandırılır ve sıkıştırılır ve ardından yanma odasına yönlendirilir. Yakıt, odaya enjekte edilir, yüksek basınçlı hava ile birleştirilir ve yanma oluşturmak için ateşlenir. Yanma odasında genişleyen sıcak gaz türbini kompresöre bağlayan şaftın dönmesi ile sonuçlanan türbin kanatlarından zorlanır. Buradan egzoz gazı bir çıkış nozülü aracılığıyla hızlandırılır. Yüksek hızlı egzoz, serbest akış hızından çok daha büyük bir hızdadır ve bu nedenle itme kuvveti üretir. (Hunecke, 1997)

Uygun jetpack tasarımına ait motor tipi seçiminin önemi büyüktür. Farklı amaçlara hizmet eden bu motorların karakteristik yapısı incelenmelidir Motorun tüm bölümleri, minimum ağırlık için en yüksek itme miktarını verimli bir şekilde üretecek şekilde çalışmalıdır.

Hava emişli motorlarda en çok kullanılan iki parametre özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatıdır. Bu iki parametre itki ve ısıl verim ile doğrudan ilişkilidir. İtki verimi, motorun ürettiği enerjinin uçuş aracına iletlediği faydalı güce oranıdır. Isıl verim ise motora giren enerjinin motordan elde edilen güce oranıdır. Bu iki verim tanımı sistemin temel verimini hesaplamamızda olanak sağlamaktadır. Bir güce grubuna ait evirimin oluşturulmasıyla moturun termodinamik haritasıda ortaya çıkacaktır. Turbojet motorun iç yapısı, ana bileşenleri, motor karakteristikliğinin yanı sıra başlıca kütlenin korunumu, momentum korunumu ve enerji akış denklemleri evirimin hesaplanması için gereken temel yasalardır.

1.2.1. Kütleinin Korunumu:

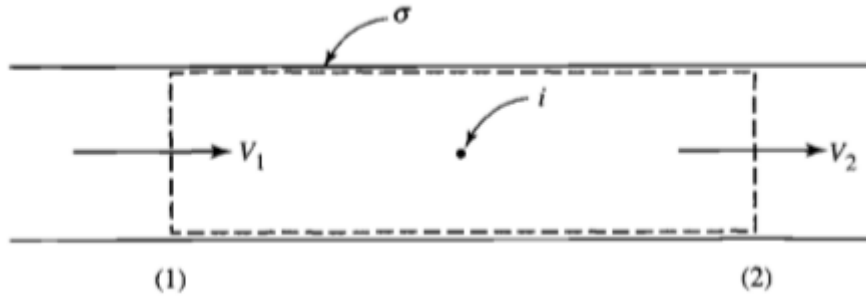
Bir sistemin durumu, sistemin özelliklerinin değerleri belirtilerek tanımlanır. Basınç P, sıcaklık T, özgül iç enerji ve yoğunluk veya özgül hacim , bazı temel termodinamik özelliklerdir. Herhangi iki bağımsız yoğun özelliğin belirtilmesi, basit bir sistemin (yani hareket ve kuvvet alanlarının yokluğunda) termodinamik durumunu ve dolayısıyla sistemin diğer tüm termodinamik özelliklerinin değerlerini sabitleyecektir. Diğer özelliklerin değerleri, hal denklemleri aracılığıyla bulunabilir. (Çengel & Boles , 1994)

Herhangi bir kontrol hacmi sistemi için kütle korunumu yasası basitçe;

$$\frac{dm_{\sigma}}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

$$\dot{m} = \int_A \rho v_{\perp} dA \quad (2)$$

ifade edilebilir.



Şekil 2 : Sabit Akış İçin Kontrol Hacmi

Akış, tek bir giriş ve çıkışa sahip bir kontrol hacmi boyunca sabit ve tek boyutlu ise;

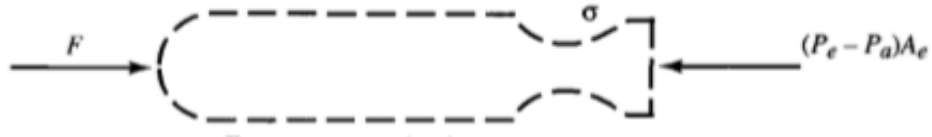
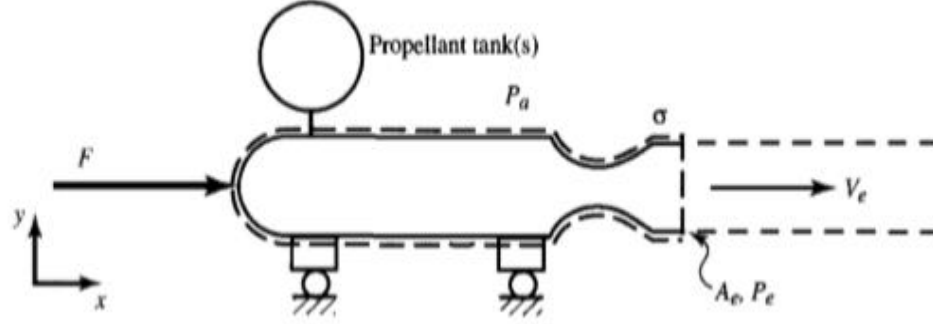
$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{in} \quad (3)$$

$$\rho_1 A_1 V_{\perp 1} = \rho_2 A_2 v_{\perp 2} \quad (4)$$

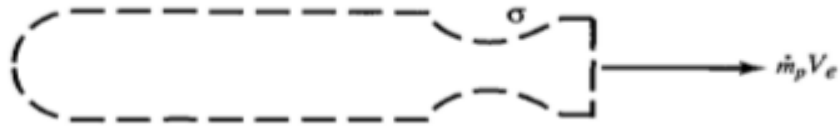
ifade edilir.

1.2.2. Momentumun Korunumu:

Bir itki motorunun performansını anlamada doğal bir başlangıç noktası, statik itmenin incelenmesidir. Aşağıdaki Bölümde geliştirilen momentum denkleminin uygulanması, statik itmenin itici akış hızının , egzoz hızının ve basıncının egzoz alanı ve ortam basıncının bir fonksiyonu olduğunu gösterecektir.



Şekil 3 : Kontrol Hacmi Üzerindeki Kuvvetler



Şekil 4 : Kontrol Hacmi İçin Momentum Akışı

Bu roket hakkında, kontrol yüzeyi egzoz jetini nozülün çıkış düzlemi boyunca dikey olarak kesen bir kontrol hacmi yerleştiriyoruz. İtme, hız yönünün tersi yönde hareket eder. Roketi sabit tutmak ve kontrol hacmini sabit tutmak için gerekli olan F itme kuvvetine verilen tepki aşağıda gösterilmiştir. (Mattingly & Ohain, 2006)

1) Kontrol hacminin dış yüzeyine etki eden kuvvetlerin toplamı

$$\sum F_x = F - (P_e - P_a)A_e \quad (5)$$

2) Kontrol hacmi için net momentum değişim oranı

$$\Delta(\text{momentum}) = M_{\text{out}} = \frac{\dot{m}_p V_e}{g_c} \quad (6)$$

Kontrol hacminin dışına etki eden kuvvetlerin toplamı, kontrol hacmi için momentumun net değişim hızına eşit olduğundan,

$$F - (P_e - P_a)A_e = \frac{\dot{m}_p V_e}{g_c} \quad (7)$$

eşitliğiyle hesaplanır.

1.3. Kısıtlar ve Koşullar

- Sıkıştırma ve genişleme izantropik ve adyabatik süreçlerdir.
- Çalışma sıvısı sabit özgül ısı oranına sahip ideal gaz olarak alınır.

1.3.1. Teknik Özellikler:

- Tasarım öncesi belirlenen sıkıştırma oranı
- Deniz seviyesindeki ortam sıcaklığı ve basınç değeri
- Giriş mach sayısı
- Türbin sıcaklığı

2. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI

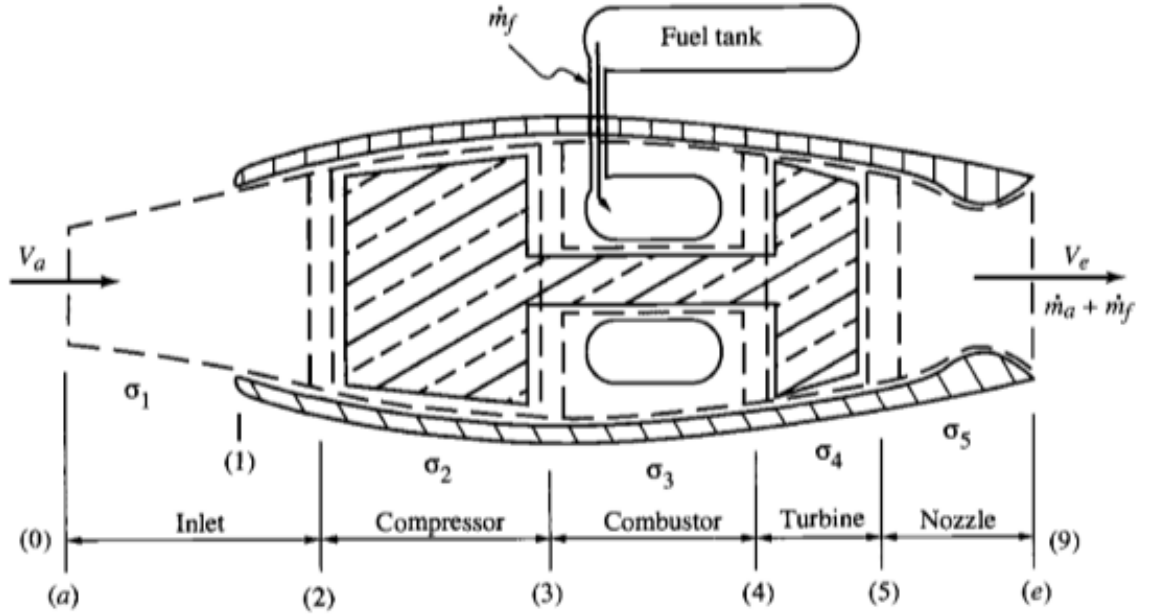
İ P N O	İş Paketlerinin Adı ve Hedefleri	Kim(ler) Tarafından Gerçekleştirileceği	Zaman Aralığı (1 Ekim-27 Aralık)	Başarı Ölçütü ve Projenin Başarısına Katkısı
1	Literatür Araştırması ve Konu ile İlgili Termodinamik ve Mekanik Analizlerin Yapılması	Ege GÖK Enes DÜNDAR Aydın ÖZTEKİN	Ekim-Kasım	% 25
2	Yapılan Analizlere Göre Turbo jet Motorunun Elemanlarının Seçimi ve Hesapları	Ege GÖK Enes DÜNDAR Aydın ÖZTEKİN	Ekim-Kasım	% 40
3	Minyatür Turbojet Çizimleri	Ege GÖK Enes DÜNDAR Aydın ÖZTEKİN	Kasım-Aralık	% 25
4	Tez Yazımı	Ege GÖK Enes DÜNDAR Aydın ÖZTEKİN	Aralık-Ocak	% 10
5	Proje Yapımı ve Teslimi	Ege GÖK Enes DÜNDAR Aydın ÖZTEKİN	Ocak-Haziran	% 100

3. MÜHENDİSLİK HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ

Bu bölümde jetpack teknolojisinin donanım parçalarının tanıtımı, dizayn parametreleri ve üretimi mühendislik hesaplamalarıyla alt başlık olarak tek tek incelenecektir.

3.1. İtki Motorların Ana Kısımları ve Analizi

Jetpack teknolojisini uçuş parametrelerini belirleyen en önemli kısım kullandığımız itkili motorlardır. Jetpack teknolojisinde kullanılan itkili motorlar jetpack teknolojisini geliştirmesi için en önemli etkidir. İtkili motorların performansında yapılacak analizler ve sonuçlar doğrusuyla jetpack teknolojisini havacılık sektöründe daha yaygın ve kullanışlı olmasını sağlayacaktır. Bunun için hesaplanması gereken itki motorlarının performans parametrelerini etkileyecek donanım parçalarının kontrol yüzeylerine denk gelen en yüksek verimlilik ve optimum sınırları belirlenmelidir.



Şekil 5 : Jet Motorunun Kontrol Hacimlerine Göre Ayrılması

3.1.1. Hava Giriş Alığı

Giriş aralığı, giren havanın hızını kompresör için uygun bir seviyeye düşürür. Hava hızı, hava basıncını artıran bir sıkıştırma işlemi ile azaltılır. Girişin çalışması ve tasarımı, sıkıştırma işleminin etkinliği, girişin harici sürüklemesi ve girişe kütle akışı açısından açıklanmaktadır. Girişin tasarımı ve çalışması, kanala giren havanın ses altı veya ses üstü olmasına bağlıdır. Uçak ses hızına yaklaştıkça, hava daha fazla sıkıştırılma eğilimindedir ve Mach 1'de şok dalgaları meydana gelir. Şok dalgaları sıkıştırma dalgalarıdır ve daha yüksek Mach sayılarında bu sıkıştırma dalgaları daha güçlüdür. Şok dalgaları ile sıkıştırma verimsizdir. Kontrol yüzeyleri 1 ve 5'te hiçbir shaft iş etkileşimi yoktur. Isı etkileşimleri önemsizdir ve sıfır olarak alınabilir. Bu nedenle, giriş veya nozzle kontrol yüzeyleri için sabit akış enerjisi denklemi yazılabilir. (Çengel & Boles , 1994)

$$0 = \left(h + \frac{v^2}{2g_c} \right)_{\text{out}} - \left(h + \frac{v^2}{2g_c} \right)_{\text{in}} \quad (8)$$

3.1.2. Kompresör

Jet motorlarında havanın sıkıştırılması merkezkaç akımlı (centrifugal flow) veya aksenal akımlı (axial flow) kompresörlerle yapılır (Stecker, 1998).

Merkezkaç akımlı kompresör geliştirilmesi ve üretilmesi daha kolay olması ve daha sağlam ve dirençli olması açısından avantajlıdır. Aksenal akımlı kompresör ise daha fazla hava alıp daha yüksek sıkıştırma oranlarına sahip olması açısından avantajlıdır. Kompresörün işlevi, yanma işleminin ve yanma sonrası güç çıkarma işleminin daha verimli yapılabilmesi için gelen havanın basıncını arttırmaktır. Havanın basıncını artırarak havanın hacmi azaltılır, bu da yakıt / hava karışımının yanmasının daha küçük bir hacimde gerçekleşeceği anlamına gelir (Mattingly & Ohain, 2006).

Kompresör ve türbin: 2 ve 4 Kontrol yüzeyleri 2 ve 4'teki ısı etkileşimleri ihmal edilebilir derecede küçüktür. Mil iş etkileşimleri mevcuttur çünkü her kontrol yüzeyi dönen bir şaftı keser. Kompresör veya türbin için sabit akış enerjisi denklemi yazılabilir.

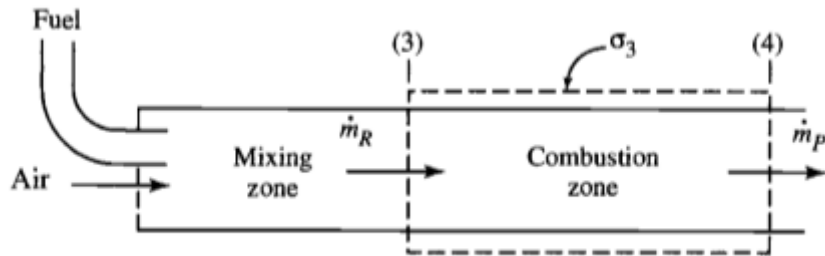
$$-w_x = \left(h + \frac{v^2}{2g_c} \right)_{out} - \left(h + \frac{v^2}{2g_c} \right)_{in} \quad (9)$$



Şekil 6 : Kompresör Örneği

3.1.3. Yanma Odası

Yanma odası, yakıt püskürtme nozullarından beslenen büyük miktarlarda yakıtı kompresör tarafından sağlanan yoğun hava hacmiyle yakmak ve ısıyı, havanın genişlemek ve hızlanacak şekilde salması gibi zor bir görev üstlenir. Havaya eklenen yakıt miktarı, gerekli sıcaklık artışına bağlı olacaktır. Bununla birlikte, maksimum sıcaklık 850 ila 1700 derece aralığıyla sınırlıdır. Brülöre giren toplam hava hacminin yaklaşık yarısı yakıtla karışır ve yanar. Havanın geri kalanı basitçe ısıtılır veya yanma ürünlerini ve brülör yüzeylerini soğutmak için kullanılır. Kabul edilebilir bir brülör tasarımı için, gazlar brülörden geçerken basınç kaybı minimumda tutulmalı, yanma verimliliği yüksek olmalı ve brülörün patlama (alev sönmeye) eğilimi olmamalıdır. Ayrıca, yanma tamamen brülör içerisinde gerçekleşmelidir. Teorik olarak yanma odası herhangi bir şekilde olsa bile gerçekte bazı sınırlamalar getirmektedir. Yanma odası şekli tasarlanılırken ısı transferi, yanma kararlılığı, ağırlık ve kolay üretim düşünülmesi gereken faktörlerdendir. Yanma odası üç bölgeye ayrılmıştır: birincil, ikincil ve üçüncül bölgeler. Bu üç farklı bölge, yanma odasının hem dış hem de iç astarındaki üç farklı delik boyutuyla ilişkilendirilebilir. En büyük delikler birincil bölgeyi oluşturur, ortanca delikler ikinci bölgeyi oluşturur ve en küçük delikler üçüncül bölgeyi oluşturur. Genellikle, bu delikler küçük nozullar olarak hareket etmek ve gelen havayı hızlandırmak için daldırılır. Gaz karışımı, kompresörün akış aşağısındaki ilk yanma bölgesi olan birincil bölgede geleneksel olarak bir bujinin kullanılmasıyla tutuşur. İkincil bölge, daha fazla havanın enjekte edildiği ve yanma işleminin tamamlandığı yerdir. Son bölüm, üçüncül bölge, türbin aşamasına giriş için yeterli hava sıcaklıklarını elde etmek için kalan havanın enjekte edildiği yerdir. (Smith, 1959)



Şekil 7 : Yanma Odası Modeli

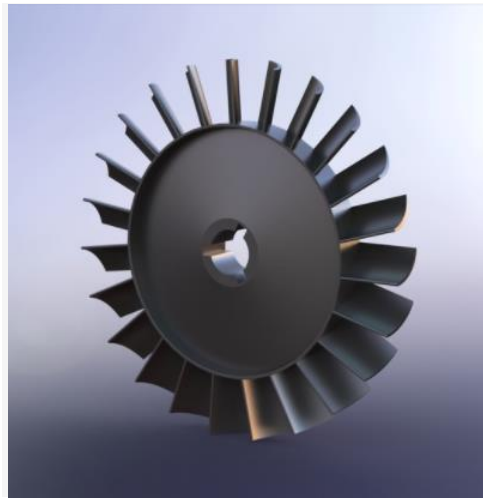
Yanma bölgesindeki sıcaklık, yakın çevredeki sıcaklıktan daha yüksek olduğundan, 3 ile çevre arasında, reaktanların birim kütle akışı başına ihmal edilen bir ısı etkileşimi vardır. Dolayısıyla, Şekilde gösterildiği gibi sabit akış enerjisi denklemi şöyle yazılır;

$$h_{R_3} = h_{P_4} \quad (11)$$

3.1.4. Türbin

Türbin, kompresörü ve aksesuarları tahrik etmek için şaft gücü sağlama görevine sahiptir. Bunu yanma sisteminden çıkan sıcak gazlardan enerji çekerek ve daha düşük bir basınca genişleterek yapar. Eksenel akış türbini, bir türbin çarkı rotorundan ve bir dizi sabit kanat statorundan oluşur. Türbinin sabit kanatları grubu, gazları türbin çarkının kanatları üzerine boşaltan bir dizi küçük nozul oluşturmak için bir açıda ayarlanan (türbinin eksenine eş merkezli) bir kanat düzlemidir.. Jet motorlarındaki türbinlerin çoğu, impuls ve reaksiyon türbinlerinin bir kombinasyonudur. Türbin tasarımında aşağıdaki unsurlar dikkate alınmalıdır:

- 1) Şaft dönüş hızı
- 2) Gaz akış hızı
- 3) Giriş ve çıkış sıcaklıkları
- 4) Giriş ve çıkış basınçları
- 5) Egzoz hızı
- 6) Gerekli güç çıkışı



Şekil 8 : Eksenel Türbin

Stator ve türbin, son derece yüksek termal yüklerle başa çıkmalıdır. Türbin giriş sıcaklığını yükselterek, birim kütle akış hızı başına daha fazla itme üretilir. Türbin kanadı tasarımı, itme kuvveti oluşumunu iyileştirmek için belki de en kritik husustur. Türbin kanat tasarımında amaç, türbin çıkışında kanat boyunca her yerde aynı büyüklük ve yönde bir hız vektörü üretmektir. Bu tasarımın amacı, aksel olarak yönlendirilmiş akış sağlamaktır. Mümkün olduğunca az girdapla türbin çıkışı, girdabın itme kuvveti oluşturmak için kullanılmayacağı düşünüldüğünde. Stator ve türbin kanat tasarımını daha iyi anlamak için hız üçgenleri ile vektör analizini incelemek gerekir (Mattingly & Ohain, 2006).

3.1.5. Nozzle

Bir egzoz nozzle amacı, gelen gazın potansiyel enerjisini kinetik enerjiye dönüştürerek itme oluşturmaktır. (Hunecke, 1997)

Yanma odasında yakıtların tepkimesi sonucu oluşan gazlar nozul aracılığı ile hız kazandırılmaktadır ve dışarı atılmaktadır. Hızı artırılan gaz, kütle korunumu prensibi doğrultusunda momentumu artmakta ve sisteme yüksek hız kazandırmaktadır. İtme motorunun nozulundaki gaz hızı boyutsuz bir büyüklük olan Mach sayısı (M_a) olarak ifade edilmektedir. Mach sayısı, akışkanın gerçek hızının aynı akışkan içerisinde aynı koşullardaki ses hızına oranı olarak tanımlanmaktadır. Nozulu tasarlanırken termal şok, yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı olması gerekmektedir. Nozulun daralan kısmında gaz hızını sınırlamakta ve ses hızını geçmemesine engel olmaktadır ve böylelikle Mach sayısı 1 değerinden küçük bir değer elde edilebilir.

3.2. Yakıt Sistemi

Gaz türbinleri sıvı veya gaz yakıtları bir ürün yelpazesine kullanabilirsiniz. Gaz yakıtları yanma elde etmek için buharlaşma gerekmez. Ancak, sıvı yakıtlarda gaz kaçıışı daha düşüktür ve bu nedenle işlemek ve depolamak daha kolaydır. Sıvı yakıtlar uçak motorlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bir yakıt kaynağı seçerken arzu edilen özelliği yanma özelliği yüksek özgül ısıdır. Ayrıca belirli enerji olarak bilinen bu özellik, bir yakıtın birim kütlesi başına enerji olarak tanımlanır. (Shreckling, 1994)

Yaygın türbin yakıtları şunlardır: dizel, gazyağı, propan ve bütan, tüm 40-50 MJ / kg arasında değişen özel enerji değerlerine sahip. Tablo 1 farklı yakıt kaynakları için bazı genel özel enerji değerlerini göstermektedir.

YAKIT	Özgül Enerji(MJ/kg)	Yoğunluk(kg/m ³)
Metan	55,6	423
Propan	50,3	585
Bütan	49,5	601
Benzin	47,3	716
Kerosen	46,2	830
Dizel	44,8	830

Tablo 1 : Farklı Yakıtların Özgül Enerjileri ve Yoğunlukları

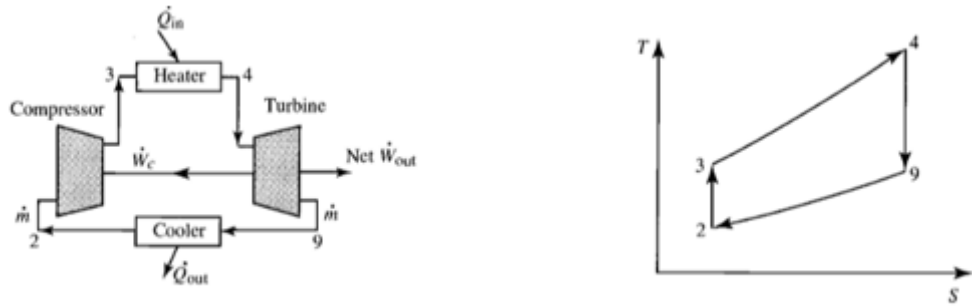
Petrol ürünleri içinde yer alan benzin, gaz yağı, motorin gibi yakıtların içinde bulunan parafin özellikle dizel araçlarda düşük sıcaklıklarda sıvı akışkanlığını dondurarak sıvılık özelliğini kaybetmesine yol açar. Bu açıdan uçak motorlarında dizel yakıt kullanılamamaktadır. Parafin dizel yakıtı göre az oranda da olsa benzin içinde de bulunur. Bu açıdan çok düşük sıcaklıklarda sıvının akışkanlığını kaybetmemesi için kerosen kullanılır. Karışımın stokiyometrik hava/yakıt oranı yanma elde etmek için gereklidir. Bu oran, motor tarafından tüketilen yakıt miktarına göre tüketilen hava miktarını tanımlar. Örneğin, benzinli motorlar 14.7:1 hava/yakıt oranına ihtiyaç duyar, yani yakıtın her 1 parçası için 14.7 parça hava yanma elde etmek için gereklidir.

Yakıt ve havanın uygun karışımı, yüksek motor dayanıklılığı ve performans elde etmekte çok önemlidir. Herhangi bir fazla yakıt, enjektörler, buharlaşma tüpleri ve hatta türbin bıçakları gibi yanma odası bileşenlerinde yanma ve birikinti oluşturmaz (Flack, 2005).

Bu daha da etkin noktalar ve verimsiz yanma gelişimine yol açabilir. Bir diğer önemli husus da motor için gerekli minimum yakıt tüketimini belirlemektir. Isı çıkışı hesaplanarak ve yakıtın özgül yoğunluğu ve enerjisi kullanılarak, minimum yakıt akışı gereksinimi belirlenebilir. Sıvı yakıtları etkili bir şekilde yakmak için, yakıtın önce buharlaşması ve daha sonra oksijenle karıştırılması gerekir. Sıvı yakıtı buharlaştırmanın bir yöntemi, buharlaşma tüplerinin yanma odası içinde entegrasyonudur. Yanma odasının sıcaklığı sıvı yakıtlar kullanılarak buharlaşmanın meydana gelebileceği kadar yüksek olmalıdır (Shreckling, 1994).

3.3. Brayton Çevrimi

Brayton çevrimi ilk olarak 1870'li yıllarda,George Brayton tarafından,kendi geliştirdiği yağ yakan pistonlu motorlarda kullanılmak üzere öne sürülmüştür.Brayton çevriminin kullanımı, sıkıştırma ve genişlemenin aksel kompresör ve türbinlerde olduğu gaz türbinleriyle sınırlıdır.Gaz türbinleri genellikle açık çevrimlere göre çalışır.Açık gaz türbini çevrimi,hava standartları göz önüne alınarak kapalı bir çevrim olarak düşünebilir.Kapalı çevrimde sıkıştırma ve genişleme işlemleri değişmemektedir.Fakat yanma işlemi yerine sisteme sabit basınçta ısı geçişi,egzoz işleminin yerini ise çevreye sabit basınçta ısı verilmesi almaktadır (Çengel & Boles , 1994).Çevrimdeki en yüksek sıcaklık,yanma işleminin sonucunda gerçekleşmiştir ve bu sıcaklık değeri türbin kanat malzemesinin dayanabileceği en yüksek sıcaklıkla sınırlıdır.



Şekil 9 :Brayton Çevrimi

Tablo 2 : T-s Diyagramı

1)İzantropik sıkıştırma	2-3
2)Sabit basınçta ısı geçişi	3-4
3)İzantropik genişleme	4-9
4)Sabit basınçta ısı çıkışı	9-2

3.3.1. Gaz Türbinli Motorlarda Brayton Çevrimi Analizi

Gaz türbinleri, tepkili çevrim adıyla bilinen açık bir çevrime göre çalışırlar. İdeal tepkili çevrim basit ideal Brayton çevrimine benzer. Gaz türbinlerinden ideal tepkili bir çevrimin amacı akışkan ile giriş ve çıkışta hız farkı oluşturarak sistemin ivmelenmesi sağlamaktır. Alık kısmından havanın girmesiyle, kompresöre gelen havanın sıkıştırma işlemi gerçekleşir. Sıkıştırma işleminden sonra yanma odası ulaşması gereken sıkıştırılmış hava uygun sıcaklık ve basınçlarda difüzör tarafından yanma odasına ulaştırılır. Sabit basınç altında yakıt/hava karışımının yanmasıyla akışkanın sıcaklığı ve basıncı artacaktır. Sıcaklığı ve basıncı artan yakıt/hava karışımı türbin kanatçıklarına ulaştırılır. Türbin kanatçıklarına ulaşan sıcaklığı ve basıncı yüksek akışkanın türbin kanatlarında genişlemesiyle akışkanın kinetik enerjisinde artış meydana gelecektir. Bu giriş ve çıkış arasındaki akışkan üzerinde oluşan kinetik enerji farkı sistemi ivmelendirmeyi sağlayacak kuvveti oluşturur. Tek shaft üzerine monte edilmiş, eksenel türbinin çevrim boyunca ürettiği güç çevrimin devamlılığı sağlamak için kompresörü çalışmak ve gerekli montaj kayıplarını karşılamak için kullanılır. Kısacası çevrim boyunca yapılan net iş sıfır olarak tanımlanabilir. (Oates, 1989)

3.4. İdeal Çevrim Hesaplamaları

3.4.1. Toplam Basınç ve Sıcaklık

V akış hızı ve T statik sıcaklığındaki sabit özgül ısı bir ideal gaz sıfır hıza kadar yavaşlatıldığında ulaştığı duruma durma noktası (stagnation point) ve bu durumdaki akışkanın sahip olduğu sıcaklık ve basınca durma noktası veya topla sıcaklık ve basınç denir ve T_t ve P_t ile gösterilir. V hızında sıfır hıza yavaşlayan ideal gaz akışına düzenli durum sürekli akış enerji denklemi uygulanırsa,

$$C_p T_t = C_p T + \frac{V^2}{2} \text{ yazılabilir.} \quad (12)$$

$$\text{Basınç oranı } (\pi) = \frac{\text{Çıkış basınç oranı}}{\text{Giriş basınç oranı}} \quad (13)$$

$$\text{Sıcaklık oranı } (\tau) = \frac{\text{Çıkış sıcaklık oranı}}{\text{Giriş sıcaklık oranı}} \quad (14)$$

3.4.2. Giriş Kısmı Basınç ve Sıcaklık Oranı

Giriş kısmındaki hava girişi boyunca adyabatik ve izantropik olarak ele alındığından giriş kısmında, sıcaklık ve basınç değişimi olmamıştır. Aynı zamanda entalpi değişimi sabittir.

$$\pi_i = \frac{\text{Kompresör giriş basıncı}}{\text{Atmosfer basıncı}} = \frac{P_{t_2}}{P_0} \quad (15)$$

$$\tau_i = \frac{\text{Kompresör giriş sıcaklığı}}{\text{Atmosfer sıcaklığı}} = \frac{T_{t_2}}{T_0} \quad (16)$$

3.4.3. Kompresör Basınç ve Sıcaklık Oranı

Kompresör kısmında sıcaklık ve basınç oranı sabit değildir. Kompresöre verilen işle ile birlikte entalpi, sıcaklık ve basınç oranı artırmaktadır.

$$\pi_c = \frac{\text{Kompresör çıkış basıncı}}{\text{Kompresör giriş basıncı}} = \frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \quad (17)$$

$$\tau_c = \frac{\text{Kompresör çıkış sıcaklığı}}{\text{Giriş sıcaklık oranı}} = \frac{T_{t_3}}{T_{t_2}} \quad (18)$$

Kompresör kısmında izantropik sıkıştırma gerçekleştiği için basınç ve sıcaklık arasındaki bağıntı;

$$\pi_c = \tau_c \left(\frac{k}{k-1} \right) \quad (19)$$

k= özgül ısılar oranı

Sıkıştırma işlemi boyunca kompresör basıncına göre elde edilen sıcaklıklar bulunduktan sonra kompresör işi aşağıdaki denklemlerle hesaplanabilir.

$$W_C = c_p (T_{t_3} - T_{t_2}) \quad (20)$$

c_p = havanın özgül ısısı

3.4.4. Yanma Odası Basınç ve Sıcaklık Oranı

Yanma süreci boyunca yanma sabit basınç altında, sıcaklık ise artış göstermektedir.

$$\pi_b = \frac{\text{Türbin giriş basıncı}}{\text{Kompresör çıkış basıncı}} = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \quad (21)$$

Yanma boyunca sıcaklık artışı gerçekleşir ve aşağıdaki bağıntı ile hesaplanır;

$$\tau_b = \frac{\text{Türbin giriş sıcaklığı}}{\text{Kompresör çıkış sıcaklığı}} = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \quad (22)$$

3.4.5. Türbin Basınç ve Sıcaklık Oranı

Türbindeki genişlemede yanma sonu elde edilen potansiyel enerji türbin kanatları boyunca sıcaklığın ve basıncın düşmesiyle beraber işe çevrilerek milin dönmesini sağlar.

$$\pi_t = \frac{\text{Türbin çıkış basıncı}}{\text{Türbin giriş basıncı}} = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \quad (23)$$

$$\tau_t = \frac{\text{Türbin çıkış sıcaklığı}}{\text{Türbin giriş sıcaklığı}} = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad (24)$$

Türbinde izantropik genişleme olduğu varsayıldığı için basınç ve sıcaklıklar arasındaki ilişki aşağıdaki bağıntı ile hesaplanır.

k = özgül ısı oranı

Türbinden elde edilen iş aşağıdaki denklemle hesaplanır.

$$W_t = c_p(T_{t5} - T_{t4}) \quad (25)$$

3.4.6. Çıkış Lülesi Basınç ve Sıcaklık Oranı

Çıkış lülesinde izantropik işlem olduğu için basınç ve sıcaklık sabit kalmaktadır. Basınç ve sıcaklık oranı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$\pi_{\zeta} = \frac{\text{Lüle çıkış basıncı}}{\text{Türbin çıkış basıncı}} = \frac{P_{t_9}}{P_{t_5}} \quad (26)$$

$$\tau_{\zeta} = \frac{\text{Lüle çıkış sıcaklığı}}{\text{Türbin çıkış sıcaklığı}} = \frac{T_{t_9}}{T_{t_5}} \quad (27)$$

\dot{W}_{out} , sıvının motordan geçen kinetik enerjisinin net değişim hızına eşittir. Tek girişli ve tek egzozlu (örneğin turbojet motoru) bir jet motorunun gücü şu şekilde verilir:

$$\dot{W}_{out} = \frac{1}{2g_c} [(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_0^2 - \dot{m}_0V_0^2] \quad (28)$$

Bir motorun termal verimliliği , diğer bir çok kullanışlı motorperformans parametresidir. Termal verimlilik, motordan çıkan net organize enerji oranının motordaki yakıttan mevcut termal enerji oranına bölünmesiyle tanımlanır.

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{out}}{\dot{Q}_{in}} \quad (29)$$

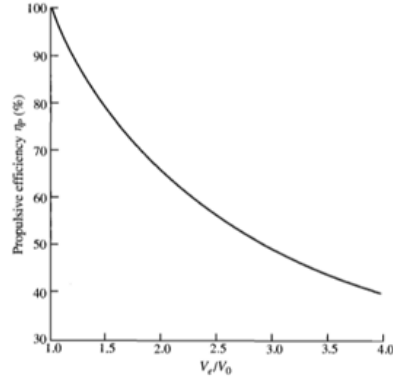
Bir tahrik sisteminin itici verimliliği , sisteme güç sağlamak için motor gücü \dot{W}_{out} 'un ne kadar verimli kullanıldığının bir ölçüsüdür. İtici verimlilik, uçak gücünün motor \dot{W}_{out} 'tan çıkan güce oranıdır.

Denklem formunda bu şu şekilde yazılır.

$$\eta_p = \frac{T V_0}{\dot{W}_{out}} \quad (30)$$

Gerekli ifadeler yerine konulduğunda ve sadeleştirmeler yapıldığında V_e / V_o hız oranına karşı yüksek itme verimliliğinin, çıkış hızının yaklaşık olarak giriş hızına eşit olmasını gerektirdiğini göstermektedir.

$$\eta_p = \frac{2}{V_e/V_o + 1} \quad (31)$$



Şekil 10: İtme Verimliliği-Hız Oranı

3.5. Yapılan Hesaplamalar

3.5.1. Turbojet Çevrim Analizi

3.5.1.1. Difüzör

Turbojet ilk kalkışı deniz seviyesinden yapıacağı için $P_0 = 101.3 \text{ kPa}$ ve $T_0 = 288^\circ\text{K}$

Böylece sesin hızı:

$$a_0 = \sqrt{kRT_0} = \sqrt{1,4 * 287 * 288} = \mathbf{340,3 \text{ m/s}}$$

ve turbojetin giriş hızı:

$$v_0 = M_0 a_0 = 0,1 * 340,3 = \mathbf{34,03 \text{ m/s}}$$

Adyabatik olan ideal bir çevrim analizi için

$$T_{t_2} = T_0$$

Toplam sıcaklığın çevre hızına oranı

$$\frac{T_{t_2}}{T_0} = \frac{T_{t_2}}{T_{t_0}} \cdot \frac{T_{t_0}}{T_0}$$

$$\frac{T_{t_2}}{T_0} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M_0^2\right] = 288. \left[1 + \frac{1,4-1}{2} 0,1^2\right] = \mathbf{288,576 \text{ K}}$$

$$T_{t_2} = T_0 \cdot Q_0 = T_0$$

ve izantropik ideal bir çevrim analizi için

$$P_{t_2} = P_0$$

$$\frac{P_{t_2}}{P_0} = \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}} \cdot \frac{P_{t_0}}{P_0}$$

$$\frac{P_{t_2}}{P_0} = \left[1 + 0,5 \cdot (k-1) M_0^2\right]^{\frac{k}{k-1}} = 101,3 \cdot \left[1 + 0,5 \cdot (1,4-1) 0,1^2\right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} = \mathbf{102,1 \text{ kPa}}$$

Ayrıca ideal bir gaz için

$$\rho_0 = \frac{p_0}{RT_0} = 1,23 \text{ kg/m}^3$$

Giriş debisi

$$\dot{m} = \rho_a v_a A_{in} = 1,23 * 34 * \frac{\pi(88,9*10^{-3})^2}{4} = \mathbf{0,259 \text{ kg/s}}$$

3.5.1.2. Kompresör

Kompresör toplam basınç oranı π_c olarak verilmiştir.

$$\pi_c = \mathbf{3,2}$$

$$\frac{P_{t3}}{P_0} = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \cdot \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \cdot \frac{P_{t0}}{P_0}$$

$$\frac{P_{t3}}{P_0} = [1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_2^2]^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{P_{t3}}{P_0} = \pi_c \cdot 1 \cdot Q_0^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_3 = \pi_c \cdot P_2 = 102,01 * 3,2 = \mathbf{326,432 \text{ kPa}}$$

Ayrıca ideal bir durumda kompresör izantropik olduğu için;

$$T_c = \pi_c^{\frac{k-1}{k}} = 3,2^{\frac{1,4-1}{1,4}} = \mathbf{1,394}$$

Böylece kompresör çıkışındaki toplam sıcaklık

$$\frac{T_{t3}}{T_0} = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \cdot \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \cdot \frac{T_{t0}}{T_0}$$

$$\frac{T_{t3}}{T_0} = (1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_2^2)$$

$$T_{t3} = T_{t2} T_c = 288,596 * 1,394 = \mathbf{402,34 \text{ K}}$$

3.5.1.3. Yanma İşlemi

- Yakıt hava tam olarak karışmalı
- Yeterli miktarda oksijen temin edilmeli
- Yeterli reaksiyon zamanı yaratılmalı
- Yanma süresince yeterli sıcaklık sağlanmalı

$T_4 = 1130K$ türbin kanatçıklarının dayanabileceği sıcaklık durumu (seramik-hibrid)

$$f = \frac{\text{kg yakıt}}{\text{kg hava}} \quad \Delta H = 46200 \text{ kJ/kg} \quad c_p = 2,01$$

Ayrıca yanma işlemi ideal olduğundan yanma boyunca basınç sabittir.

$$P_{t_4} = P_{t_3}$$

$$P_{t_4} = P_0 \pi_b \pi_c \cdot 1 \cdot \pi_0$$

Yakıt akışı şu şekilde hesaplamak için;

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_c [T_{t_4} - T_{t_3}]}{\Delta H} = \frac{0,27 * 2,01 * (1130 - 402,34)K}{46200 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}} = \mathbf{8,547 * 10^{-3} \text{ kg/s}}$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}} = \mathbf{0,03165}$$

3.5.1.4. Türbin

İdeal durumda ki şaft ve enerji dengesinden

$$\dot{m}c_p(T_{t_4} - T_{t_5}) = \dot{m}c_p(T_{t_3} - T_{t_2}) = 1130 - T_{t_5} = (402,34 - 288,58)$$

$$T_{t_5} = \mathbf{1016,24\ K}$$

Böylece türbin çıkış sıcaklığı:

$$T_{t_5} = T_{t_4} - (T_{t_3} - T_{t_2})$$

$$T_{t_5} = T_0 \cdot \tau_t \cdot \tau_b \cdot \tau_c \cdot 1 \cdot Q_0$$

$$\frac{T_{t_5}}{T_0} = \frac{T_{t_5}}{T_{t_4}} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_{t_3}} \cdot \frac{T_{t_3}}{T_{t_2}} \cdot \frac{T_{t_2}}{T_{t_0}} \cdot \frac{T_{t_0}}{T_0}$$

Toplam çıkış basıncı:

$$\frac{P_{t_5}}{P_0} = \frac{P_{t_5}}{P_{t_4}} \cdot \frac{P_{t_4}}{P_{t_3}} \cdot \frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \cdot \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}} \cdot \frac{P_{t_0}}{P_0}$$

$$\frac{P_{t_5}}{P_0} = [1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_5^2]^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_{t_5} = P_0 \pi_t \pi_b \pi_c \cdot 1 \cdot \pi_0$$

$$P_{t_5} = P_{t_4} \pi_t = P_{t_4} \left[\tau_t^{\frac{k}{k-1}} \right] = 326,432 * \left[\frac{1016,24^{3,5}}{1130} \right] = \mathbf{225,16\ kPa}$$

$$\tau_t = \frac{T_{t_5}}{T_{t_4}}$$

3.5.1.5. Lüle

$$P_{t_9} = P_{t_5}$$

$$\frac{P_{t_9}}{P_0} = \frac{P_{t_9}}{P_{t_5}} \cdot \frac{P_{t_5}}{P_{t_4}} \cdot \frac{P_{t_4}}{P_{t_3}} \cdot \frac{P_{t_3}}{P_{t_2}} \cdot \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}} \cdot \frac{P_{t_0}}{P_0}$$

$$\frac{P_{t_9}}{P_0} = [1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_9^2]^{\frac{k}{k-1}} = \frac{225,16}{101,3} = [1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_9^2]^{\frac{1,4}{0,4}}$$

$$M_9 = \left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\left(\frac{P_{t_9}}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2}{1,4-1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\left(\frac{225,16}{101,3}\right)^{\frac{0,4}{1,4}} - 1\right)^{\frac{1}{2}} = \mathbf{1,132}$$

$$\frac{T_{t_9}}{T_0} = \frac{T_{t_9}}{T_{t_5}} \cdot \frac{T_{t_5}}{T_{t_4}} \cdot \frac{T_{t_4}}{T_{t_3}} \cdot \frac{T_{t_3}}{T_{t_2}} \cdot \frac{T_{t_2}}{T_{t_0}} \cdot \frac{T_{t_0}}{T_0}$$

$$\frac{T_{t_9}}{T_0} = (1 + 0,5 \cdot (k - 1)M_9^2)$$

$$T_{t_9} = T_0 \cdot \tau_t \cdot \tau_b \cdot \tau_c \cdot 1 \cdot Q_0$$

$$T_{t_9} = T_{t_5}$$

$$T_9 = \frac{T_{t_9}}{1 + \frac{k-1}{2}M_9^2} = \frac{1016,24}{1 + \frac{1,4-1}{2} \cdot 1,132^2} = \mathbf{808,92 \text{ K}}$$

Ve çıkış hızı:

$$a_9 = \sqrt{k \cdot R \cdot T_9} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 808,92} = \mathbf{556 \text{ m/s}}$$

$$V_9 = M_9 a_9 = 1,132 \cdot 556 = \mathbf{629,43 \text{ m/s}}$$

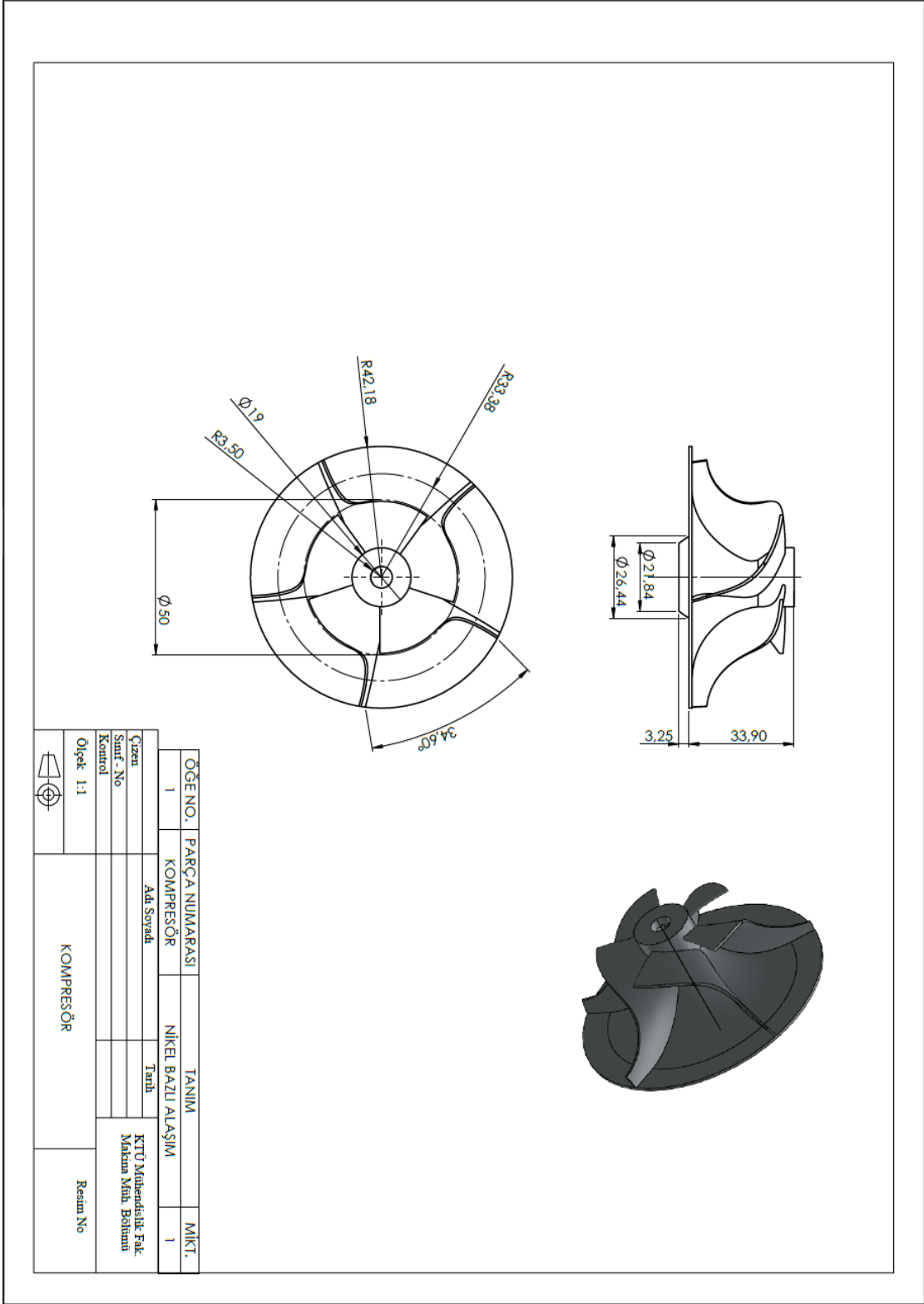
İtme kuvveti:

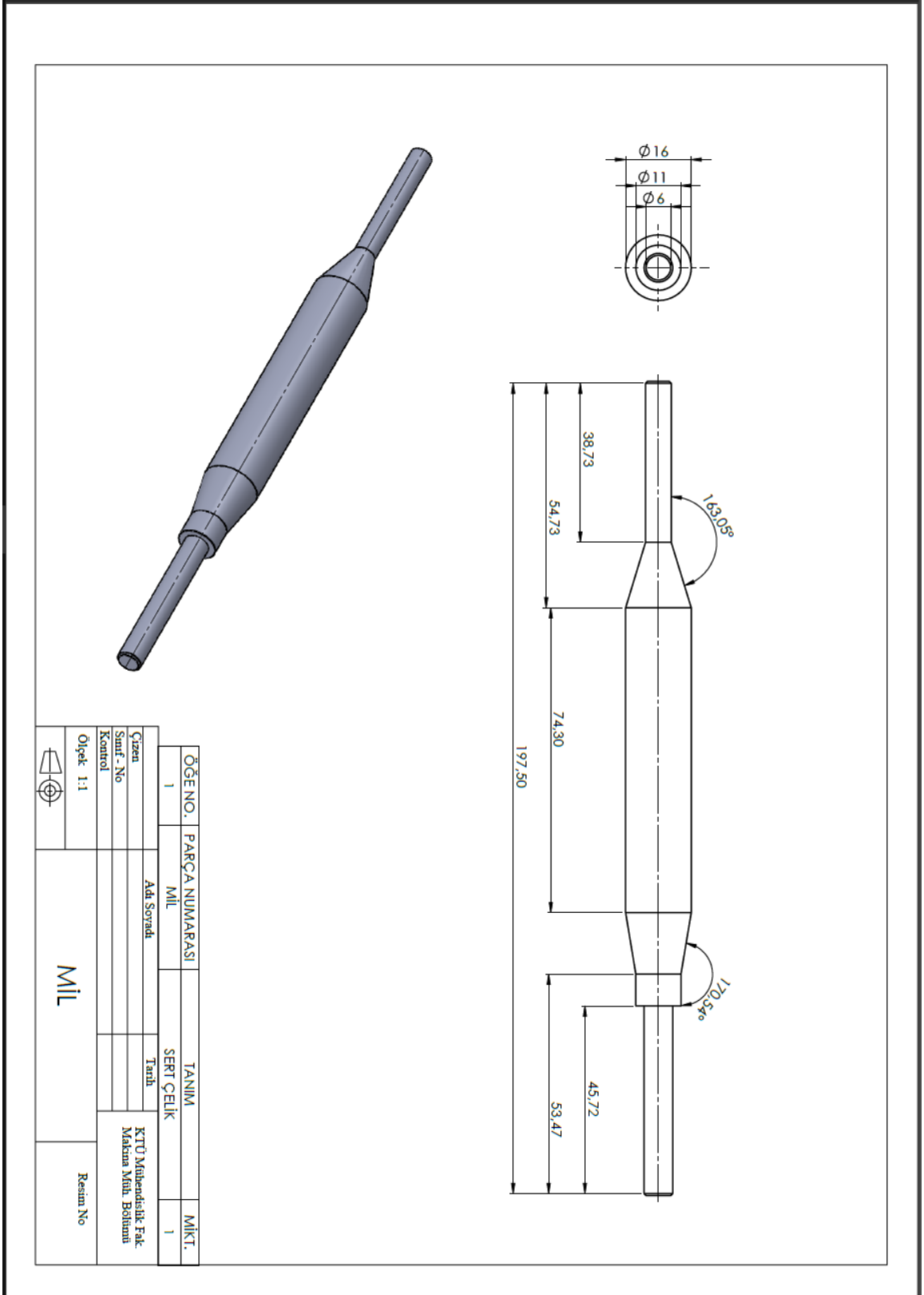
$$F = \dot{m}[V_9 - V_0] = 0,27(629,43 - 34) = \mathbf{160,76 \text{ N}}$$

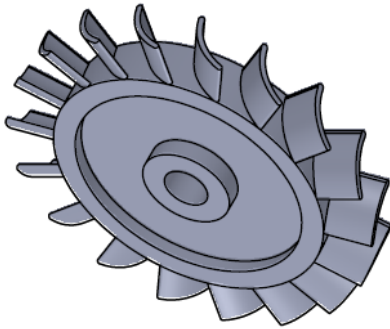
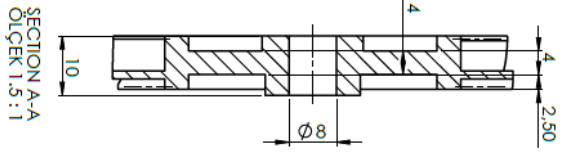
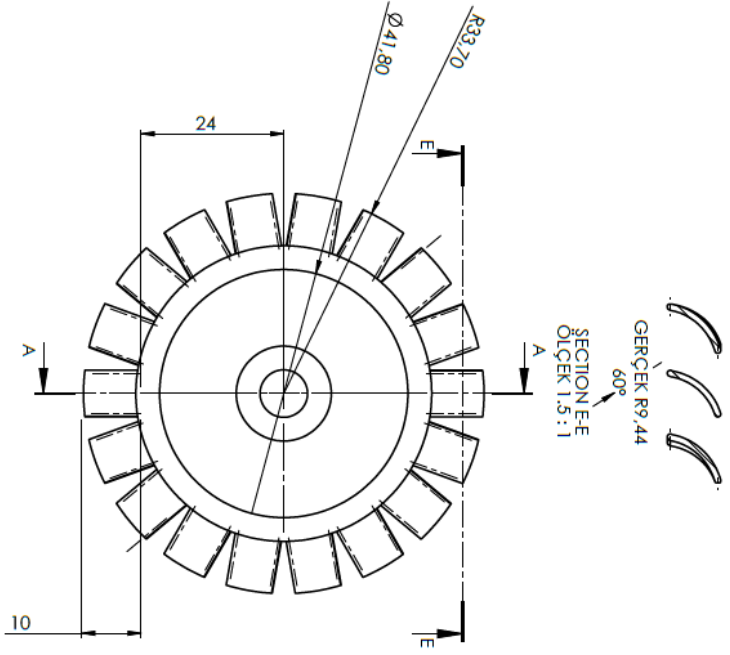
İtke özgül yakıt sarfiyatı:

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{8,547 \cdot 10^{-3} \cdot 3600}{160,76} = \mathbf{0,191 \text{ kg/h/N}}$$

4. YAPILAN TASARIM ÇALIŞMALARI

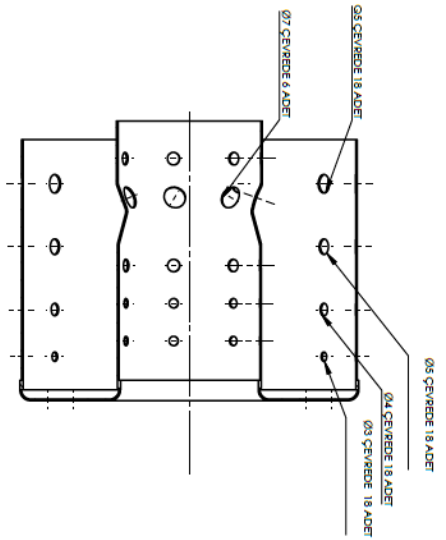
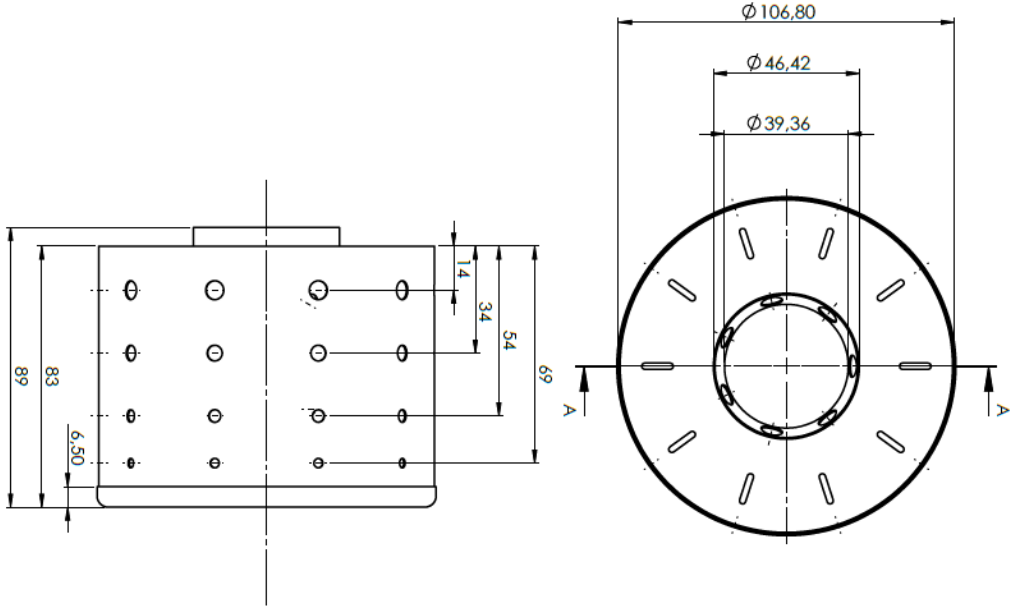




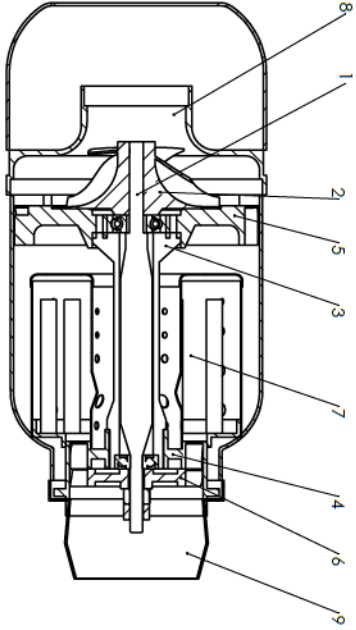
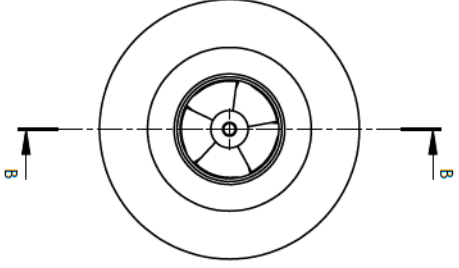


ÖGE NO.	PARÇA NUMARASI	TANIM	MİKT.
1	TÜRBİN	İNCONEL 625	1
	Ada Soradı	Tarih	
	Gizem		
	Sınıf - No		
	Kontrol		
	Ölçek 1:1		
TURBİN			Resim No

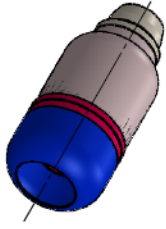




ÖGE NO.	PARÇA NUMARASI	TANIM	MIKT.
1	Yanma Odası	Paslanmaz Çelik	1
Gizlen		Tarih	
Sınıf - No		KTU Mühendislik Fak Makina Müh. Bölümü	
Kontrol			
Ölçek 1:1		Resim No	
DAİRESEL YANMA ODASI			

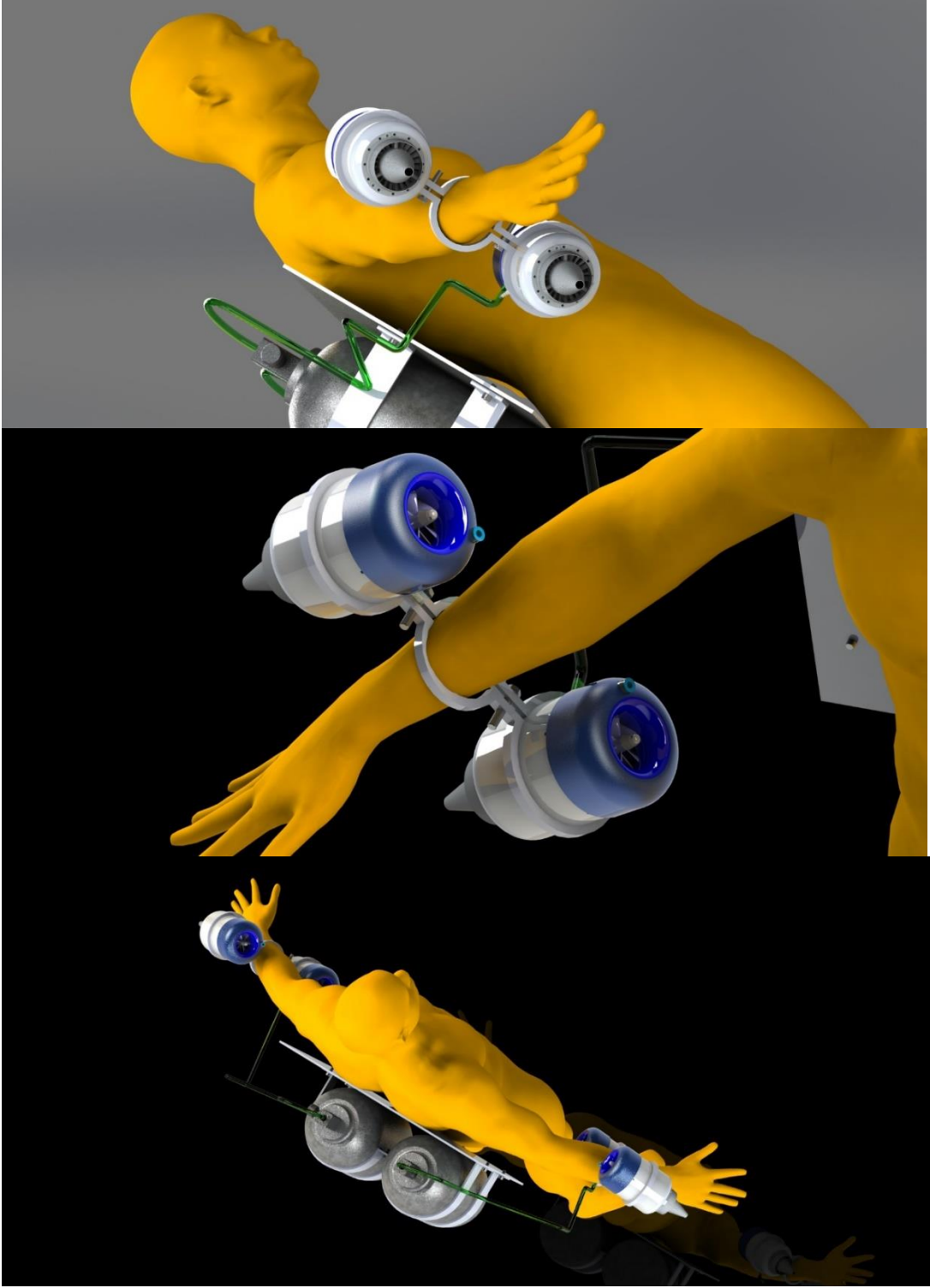


SECTION B-B
ÖLÇEK 1 : 2



ÖĞE NO.	PARÇA NUMARASI	TANIMI	MİKT.
1		Mil Sert çelik	1
2		Kompresör INCONEL 625	1
3		Mil Yatağı PAZLANMAZ ÇELİK	1
4		Türbin Stator INCONEL 625	1
5		Radyal Kamçıl Difüzör Alüminyum	1
6		TÜRBLİN Rotor INCONEL 625	1
7		Yanma Odası Paslanmaz Çelik	1
8		Giriş Alığı Alüminyum	1
9		Nozle Nikel Bazlı alaşım	1

Çizen	Adı Soyadı	Tarih	KTTÜ Mühendislik Fak. Makina Müh. Bölümü
Şuif - No			
Kontrol			
Ölçek 1:1	Minyatür Turbo JET-MONTAJ		Resim No

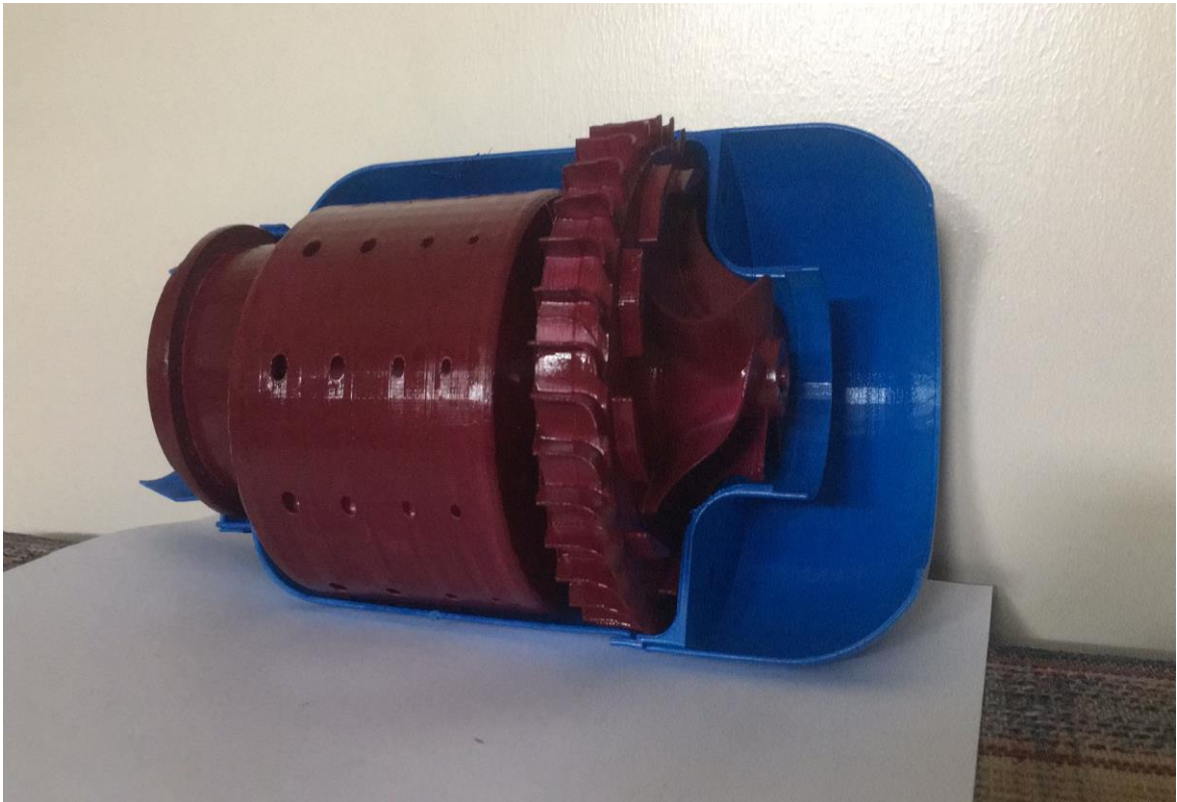


Şekil 11: Jetpack İçin Programdaki Üç Boyutlu Tasarımımız

5. PROJE GÖRSELLERİ

Turbojet motorların üretim maliyetlerinin yüksek olması nedeni ile 3d baskı model ile üretilmiş örnek bir turbojet elde edilmiştir.





MM4007 Mühendislik Tasarımı'nın devamı olan MM4006 Bitirme Projesi kapsamında turbojet motorlarının ve yanma ünitesinin modellenmesinin yapıldığı bu bölümde sistem için geliştirilen model kontrol ve analiz edilmiştir.

Sistemin davranışları istenilen niteliklere yaklaştırılmaya çalışılmış kullanılan malzeme açısından (PLA filament) izin verilen çalışma zarfı analiz edilmiştir.

Turbojet motorunun modellenmesinin yapılabilmesi adına; devamlılığın korunumu, enerji korunumu ve durum denklemlerinden yararlanılmıştır. Geliştirilen model incelenmiş ve kontrol edilmiştir. “”

Bu modelde Pla filament tercih edilmiştir. Pla filament kullanılma nedeni ise başlıca;

- Sert bir yapıya sahip olması
- Hafif olması
- Diğer filamentlere göre basımının daha kolay olması
- Mümkün mertebe sorunsuz basım yapılabilmesinden dolayı
- Kompozit olarak tercih edilmesi

Gerekli bilgiler doğrultusunda modelleme sürecinde yapılan hesaplamalar, tasarım ve analizler sonucunda belirlenen hedef doğrultusunda üretime geçilmiştir.3d Printer baskı kullanılarak tasarlanana turbojet motor parçaları çizimlerimiz doğrultusunda üretime geçilmiştir.Baskı sıcaklığından kaynaklı oluşabilecek basım hataları tolere edilmiş ve sağlıklı bir montaj yapılmıştır.

6. MALİYET HESABI

Yapılan sistemde Pla filament kullanıp toplam maliyeti 650 TL'dir

7. SONUÇLAR

Jetpack sisteminde belirli gaz türbini motor grupları kullanılabilir. Bu yüzden tasarıma başlanılmadan motor seçimi oldukça önemlidir. Motor seçimi maliyet ve performans olarak bu projenin kullanılabilirliği açısından en önemli unsurdur. Yapılan motor seçiminde turbojet motorunun turbofan vb. gibi gaz türbinli motorlara göre itki kuvveti ve yüksek mach sayılarında çıkan bir performans sağladığı için tercih edilmiştir. Jetpack teknolojinde veya benzeri sistemlerde görüldüğü gibi hava kabiliyet düzeyi oldukça önemlidir. Atmosferik hava koşullarına göre havadaki insanın güvenliği sağlanması açısından en ideal geometrik boyutlarda ve kontrolün insana bağlı olduğu bir tasarım düşünülmelidir.

Diğer bir önemli husus ise güvenilirlik açısından düşünülebileceği gibi kullanılan yakıtın molekül yapısında güvenilirlik açısından sorun teşkil edebilir. Kullanılan yakıtın sıvı veya gaz halinde olması durumunda gerekli donanımlar ve tedbirler alınmalıdır. Bu projemizde sıvı yakıtı tercih etmemizin sebebi gaz yakıtlarının kullanımı durumunda oluşabilecek gaz sızıntıları vb. kontrolsüz gerçekleşebilecek durumlardan kaçınmak için tercih edilmiştir.

Motorun modeli solidworks CAD sisteminde tasarlanmıştır. Motor girişindeki başlangıç koşulları toplam basınç ve statik hava sıcaklığı sırasıyla 101,3 kPa ve 288 K olarak alınmıştır ve ideal durumda yapılan hesaplamalar sonucunda jetpack sistemimizin kollara bağlı olan turbojet motorunun itki kuvveti 160,76 N ve TSFC 0,191 kg/h/N olarak hesaplanmıştır. Jetpack sistemimizde kollara bağlı dört adet mikro turbojet ve sırt kısmına monte edilmiş turbojet sistemi ile toplam 1300 N itki kuvveti elde edilmiştir.

8. KAYNAKLAR

Aviation. (2015). Retrieved from Stack Exchange:

<https://aviation.stackexchange.com/questions/16177/what-are-the-differences-adresinden-alindi>

Çengel, Y., & Boles, M. (1994). Thermodynamics: An Engineering Approach.

Flack, R. (2005). Fundamentals of Jet Propulsion with Applications.

Hunecke, K. (1997). Jet Engines: Fundamentals of Theory Design and Operation.

MacIsaac, B., & Langton, R. (2011). Gas Turbine Propulsion Systems.

Mattingly, J., & Ohain, H. (2006). Elements of gas turbine Propulsion.

Oates, G. (1989). Aircraft propulsion system technology and design.

Shreckling, K. (1994). Gas Turbines for Model Aircraft. United Kingdom.

Smith, C. (1959). Aircraft Gas Turbines.

Stecker, J. (1998). THE GAS TURBINE ENGINE CONCEPTUAL DESIGN PROCESS .

ÖZGEÇMİŞLER

Ege GÖK :10.01.1995 tarihinde Kayseri’de dünyaya geldi. İlk ve orta öğrenimini Sahra Galip Özsan İlköğretim Okulunda tamamladı. Lise öğrenimini Talas Anadolu Lisesinde tamamladı. Karayolları Genel Müdürlüğü 6. Bölge Müdürlüğü’nde 20 günlük genel atölye stajını tamamladı.2018 yılı yaz döneminde AIESEC kapsamında Mısır’da Teaching English ve Robotic programında yer aldı. 2016 yılında girdiği Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümünde lisans öğrenimine devam etmektedir. İyi seviyede İngilizce bilmektedir. SolidWorks ve Matlab paket programlarını iyi seviyede bilmektedir. MS Office uygulamalarını iyi seviyede kullanma becerisine sahiptir.

Enes DÜNDAR:19.05.1996 tarihinde Ankara’da dünyaya geldi. İlk ve orta öğrenimini TOKİ 5 Ortaokulunda 2010 yılında tamamladı. Lise öğrenimini Eryaman Anadolu Lisesinde 2015 yılında tamamladı. 2015 yılında girdiği Karadeniz Teknik Üniversite Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümünde lisans eğitime devam etmektedir.Lisans eğitimi süresinde genel atölye stajını 2018 yılında MMM ERBA Makina’da ,2019 yılında mühendislik uygulamaları stajını HİDROTİM firmasında,2021 yılında genel işletme organizyon stajını BİRİKİM Mühendislik firmasında tamamlamıştır. Solidworks, Matlab, Octave ve Catia programlarını iyi seviyede kullanabilmektedir.

Aydın ÖZTEKİN: 13.09.1997 tarihinde Gaziantep’te dünyaya geldi. İlk ve orta öğrenimini Kenan Evren İlköğretim okulu. Lise öğrenimini Aktoprak Anadolu Lisesinde 2015 yılında tamamladı. 2015 yılında girdiği Karadeniz Teknik Üniversite Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümünde lisans eğitime devam etmektedir. Solidworks, AutoCAD, Microsoft Word ve Microsoft Excel programlarını iyi seviyede kullanabilmektedir.