



BEIRA İÇİ ÜNİVERSİTESİ Havacılık
Mühendisliği

mini-turbojet'in Tasarımı ve Üretimi

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

Yüksek Lisans Derecesi elde etmek için
Dissertaçāo **Havacılık Mühendisliği**

(Entegre çalışma döngüsü)
(Tartışma sonrası gözden geçirilmiş
versiyon)

Danışman: Prof. Dr. Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhā, Şubat 2020

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Teşekkürler

Bu tezin mümkün olabilmesi için yardımları olmadan birçok insan var. Öncelikle, bu beş yıl boyunca beni sürekli destekleyen aileme en büyük teşekkürlerimi sunuyorum. Onların yardımcı ve teşviki, bu projeyi gerçekleştirmemi kesinlikle kolaylaştırdı.

İkincisi, her zaman yardımcı olmaya ve projenin doğru yolda ilerlemesini sağlamaya hazır olan danışmanım, Profesör Francisco Brójo'ya minnettarım. Ayrıca, Profesörün bu proje boyunca gösterdiği sabır, birçok beklenmedik zorlukla birlikte, son derece takdir edildi; çünkü bu olmasaydı, bu proje için önceden belirlenen hedefleri gerçekleştiremeyecektim. Profesör, böyle bir projeyi geliştirmeme izin verdığınız için en içten teşekkürlerimi sunuyorum.

Deneysel aşamada verilen destek için Bay Rui Paulo ve Bay João Correia'ya da teşekkür etmek istiyorum. Onların desteği olmadan, bu deney kesinlikle daha zor olurdu.

Son olarak, akademik yıllarım boyunca arkadaşlarımın, özellikle José ve João'nun yanımda olduğu destek ve unutulmaz anlar için minnettarım.

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Özet

Küçük jet motorlarının geliştirilmesi ve üretimi oldukça yenidir; bu tür gaz türbinlerinin çok daha önce incelenmeye ve geliştirilmeye başlandığı göz önüne alındığında. Ancak, zamanla birlikte gaz türbinleri geliştirilmesi ve iyileştirilmesi giderek daha zor bir meydan okuma haline geldi. Bu tür bir motor, işleyişyle ilgili çeşitli alanlarda yoğun bir çalışma gerektirir ve her geçen gün daha fazla bilgi ve uzmanlık talep eder; böylece küçük bir detayın iyileştirilmesi sağlanabilir. Detay küçük olsa da, genel performans üzerindeki etkisi dikkate değerdir.

Son zamanlara kadar, bu küçük motorlar havacılık endüstrisinde anlamlı bir rol oynamadan geliştirilmiş, yalnızca aeromodeler için kullanılmıştır. Ancak, bilimdeki gelişmeler sayesinde, bu motorlar İnsansız Hava Araçları, İHA, gibi sistemlerde kullanılmak üzere incelenmeye ve hazırlanmasına başlanmıştır.

Bu proje, IHI RHB31 VZ21 turbo modeline ait daha önce elde edilen iki bileşenin, kompresör ve türbinin boyutlarına saygı göstererek bir turbojetin geliştirilmesini içermektedir. Uygun boyutlandırma ile tasarımın nasıl gerçekleştirileceğini anlamak için, bir turbojette bulunan her bileşenin incelenmesi, turbojetin çalışmasıyla ilgili temel alanlarla paralel olarak sürdürülmüştür; örneğin, termodinamik döngüler. Turbojetin genel bir incelemesinin sonunda, yazar tasarım aşamasına geçmiştir; bu aşamada boyutlandırma süreci, bibliyografide bulunan çeşitli bilgi kaynaklarında yer alan bilgilere dayanarak başlamaktadır. Boyutlandırma, bir ölçek faktörü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu ölçek faktörü, kompresörlerin çapları arasındaki oranla elde edilmiştir. Kısaca, Bay Thomas Kamps'in kitabında, yazar, acemiye kompresörünün boyutunu Bay Thomas Kamps'ın motoru için kullanılan kompresörün boyutuna bölmesini tavsiye etmektedir. Çap oranı veya ölçek faktörü, Bay Thomas Kamps tarafından üretilen diğer bileşenlere uygulanmış ve önerilen boyutlara ulaşılmasını sağlamıştır. Kompresörün kapak boyutları, giriş flanşları, difüzör, mil, milin bağlantı tüneli, yanma odası, yakıt dağıtım halkası, türbin önündeki kılavuz kanatlı nozul, egzoz gazları nozul ve son olarak dış kaplama boyutları elde edilmiştir. Bir sonraki adım, incelenen literatürde gözlemlenen tasarımlara göre belirtilen bileşenlerin tasarım sürecidir; bu süreç, üç boyutlu yazılım CATIA V V5R18 kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Tasarım, son derece zorlayıcı hale gelen empirik bir süreçtir ve bir tasarımını mutlak olarak değerlendirmek oldukça zordur.

Turbojet'in üretim süreci, tasarım süreci tamamlandığında gerçekleştirildi. Bir sonraki adım, parçaların üretimi için gerekli malzemelerin, esasen alüminyum ve paslanmaz çelik, temin edilmesiydi. Kullanılan alüminyum, dökme alüminyumdu ve daha sonra belirlenen tasarıma uygun formları elde etmek için işlenmiştir. Çoğu bileşen, düz geometrideki boyutlarına ve şecline göre kesilen paslanmaz çelik levhalardan üretilmiştir. Üretim sürecini ve tasarım sürecini açıklayan bölüm, tamamlanan çalışmanın gelecekte yeniden üretilmesine veya farklı bir kompresör/turbin setine uyarlanması olanağı tanımak için açıklanmaktadır.

boyutları beş eksenli sayısal kontrollü bir dik freze ile üretilmesi için son derece küçüktü. Ayrıca, üretilen parçalarda uygulanan kaynak, süreç kolaylaştırılmasına rağmen, parça kalınlığının artırılmasına rağmen gerekli kalite ile gerçekleştirilmemi, bu durum 4.3. bölümde açıklanmıştır. Bu nedenle, yetersiz olanaklar nedeniyle jet motoru parçalarının üretimi sağlanamadığı için hedeflerden biri gerçekleştirilemedi.

Anahtar Kelimeler

Turbojet Model, Mini-turbojet, termodinamik döngüler, Tasarım, Boyutlandırma, CATIA V V5R18 , üretim süreci.

Özet

Jet itici sistemine sahip küçük motorların geliştirilmesi ve üretimi, nispeten yenidir; çünkü bu tür gaz türbinlerinin ilk inşasından çok önce incelenmeye ve geliştirilmeye başlandığı göz önüne alındığında. Ancak zamanla, gaz türbinleri daha büyük bir zorluk haline geldi ve geliştirilmesi ve iyileştirilmesi giderek daha zor hale geldi. Gaz turbini, işleyişle ilgili çeşitli alanların yoğun bir şekilde incelenmesini gerektirir ve küçük bir detay iyileştirmek için ek bilgi ve beceri talep eder. Detay küçük olsa da, genel performans üzerindeki etkisi önemli olacaktır.

Son zamanlara kadar, bu küçük motorlar havacılık endüstrisinde önemli bir rol oynamadan, yalnızca model jet motorları için geliştirilmiştir. Bilimsel evrimin bir sonucu olarak, bu motorlar İnsansız Hava Araçları, İHA'lar için itki sistemi olarak entegre edilmek üzere incelenmekte ve hazırlanmaktadır [1].

Bu tez, mini ölçekte bir turbojet geliştirilmesine odaklanmaktadır, daha önce elde edilen iki bileşenin, kompresör ve türbin, boyutlarına saygı gösterilmektedir. Uygun boyutlarda bir tasarımın nasıl gerçekleştirileceğini anlamak için, bir turbojette mevcut olan her bileşenin incelenmesi, turbojetin işleyışı ile ilgili temel alanlarla paralel olarak gerçekleştirilmiştir, örneğin termodynamik döngüler. Turbojetin genel bir çalışmasının sonunda, yazar tasarım aşamasına geçmiştir; bu aşamada boyutlandırma süreci, bibliyografyada bulunan çeşitli bilgi kaynaklarında yer alan bilgilere dayanarak başlamaktadır. Boyutlandırma, bir ölçek faktörü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu ölçek faktörü, kompresörlerin çapları oranı ile elde edilmiştir. Kısacası, Bay Thomas Kamps'ın kitabında, yazar acemilere, kompresör çapını Bay Kamps'ın motoru için kullanılan kompresör çapına bölmelerini önermektedir. Çaplar oranı veya ölçek faktörü, bu gaz türbini için ölçüleri elde etmek amacıyla Bay Thomas Kamps tarafından üretilen diğer bileşenlere uygulanmıştır. Kompresör kapağı, giriş flanş, difüzör, mil, mil kafesi, yanma odası, yakıt dağıtım halkası, memeden kılavuz kanatlar, egzoz düzeneği ve son olarak dış kasa boyutları elde edilmiştir. Bir sonraki adım, incelenen literatürde bulunan gözlemlenen tasarımlara göre söz konusu bileşenlerin tasarım sürecidir; bu süreç, üç boyutlu tasarım yazılımı CATIA V5R18 kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Tasarım, bir deneysel süreçtir ve bir tasarımını mutlak olarak değerlendirmek son derece zor bir durumdur.

Turbojet'in üretim süreci gerçekleştirildi, o sırada tasarım süreci tamamlanmıştır. İzleyen adım, parçaların üretimi için gerekli malzemelerin temin edilmesiydi; esasen alüminyum ve paslanmaz çelik. Kullanılan alüminyum, dökme alüminyumdu ve ardından belirlenen tasarıma uygun şekli elde etmek için işlendi. Bileşenlerin çoğu, düz geometrilerine göre boyutlarına ve şekillerine göre kesilen paslanmaz çelik levhalarla üretildi. Üretim sürecini ve tasarım sürecini açıklayan bölüm, tamamlanan işin gelecekte yeniden üretilmesi veya farklı bir kompresör/türbin setine uyarlanması için açıklanmıştır.

Maalesef, difüzör ve kompresör kapağının üretimi mümkün olmadı, çünkü 5- eksen dik işleme merkezinde üretilemeyecek kadar son derece küçük boyutlara sahipti. Ayrıca, üretilen parçalara uygulanan kaynak, gerekli kalite ile gerçekleştirilmemiştir,

malzeme kalınlığını artırarak süreci kolaylaştırmaya çalışılmasına rağmen, bölüm 4.3'te açıkladığı gibi. Bu nedenle, jet motorunun parçalarının üretimini engelleyen yetersiz imkanlar nedeniyle ana hedeflerden biri gerçekleştirilemedi.

Anahtar Kelimeler

Model Jet Motoru, Mini-Turbojet, Termodinamik döngüleri, Tasarım, Boyutlandırma, CATIA V V5R18 , Üretim Süreci.

İçindekiler

1 Motivasyon ve Hedefler	1
1.1 Motivasyon.1 1.2 Hedefler.2 1.3 Belge Yapısı.2	
2 Bibliyografik İnceleme	3
2.1 Gaz Türbinleri Tarihsel İncelemesi.3 2.1.1 Gaz Türbinleri Türleri.4 2.2 Döngü İncelemesi.7 2.2.1 Çalışma Döngüsü.7 2.2.2 Termodinamik Döngü.8 2.2.2.1 Teorik Kavramlar.8 2.2.2.2 Brayton Döngüsü.10 2.2.2.3 Döngü Davranış Analizi.12 2.3 Bileşenler.18 2.3.1 Giriş Düzeneği.18 2.3.2 Kompresör.19 2.3.2.1 Santrifüj.19 2.3.2.2 Eksenel.21 2.3.3 Difüzör.22 2.3.4 Yanma Odası.23 2.3.5 Türbin.26 2.3.5.1 Eksenel.26 2.3.5.2 Radyal.28 2.3.6 Egzoz Düzeneği.29 2.3.7 Yakıt sistemi.30 2.3.7.1 Yakıtlar.30 2.3.7.2 Yakıt Enjeksiyon Modları.31 2	
.4 Turboşarj Temelleri.	31
3 Metodoloji 3	5
3.1 Boyutlandırma g Süreç .	35
3.1.1 Kompresör.35 3.1.2 Giriş Flanşı.35 3.1.3 Kompresör Kapağı.36 3.1.4 Difüzör.36 3.1.5 Mili ve Mili Kafesi.37 3.1.6 Yanma Odası.38 3.1.7 Yakıt Dağıtıcı.38 3.1.8 Memeli Kılavuz Kanat Sistemi.38 3.1.9 Türbin.39 3.1.10 Egzoz Düzeneği.39 3.1.11 Rulman, Yağlama ve Yakıt Enjeksiyonu.39 3.1.12 Dış Kasa.40	

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

3.2 Üretim Süreci.4	0
4 Pratik Durum	43
4.1 Boyutlandırma Sonuçları	43
4.2 Mini-Turbojet Prototipinin Tasarımı	43
4.2.1 Kompresör	43
4.2.2 Giriş Flanşı	44
4.2.3 Kompresör Kapağı	45
4.2.4 Difüzör	47
4.2.5 Mili ve Mili Kafesi	48
4.2.6 Yanma Odası	49
4.2.7 Yakıt Dağıtıcı	50
4.2.8 Dümen Kılavuz Kanadı Sistemi	51
4.2.9 Türbin	51
4.2.10 Egzoz Düzeneği, Dış Kasa ve Rulmanlar	52
4.3 Bileşenler Üretimi	54
4.3.1 Şekillendirme Süreci.55 4.3.2 Frezeleme Süreci.57 4.3.3 Tornalama Süreci.58	
4.3.4 Brazing Süreci.59 4.3.5 Kaynak Süreci.60	
5 Sonuç	63
5.1 Dezavantajlar.63 5.2 Gelecek işler ve öneriler.64	
Kaynakça	65
Ekler	69

Şekiller Listesi

2.1 Aeolipile [5] .3 2.2 Ramjet [8] .5 2.3 Pulsejet [8] .5 2.4 Roket Motoru [8] .5 2.5 Turbojet [6] .5 2.6 Turbopropeller [11] .6 2.7 Turboshaft [12] .6 2.8 Turbofan [6] .6
2.9 Yüksek Bypasslı Motor, Rolls Royce RB. 211 [6] .6 2.10 Açık döngü [14] .11 2.11
Kapalı döngü [14] .11 2.12 Jet Motoru Bileşenleri ve benzer termodinamik durumlar
[16] 11 2.13 Turbojet istasyon numaralandırması [16] .12 2.14 Alt-ses Giriş [26]
.19 2.15 Eksenel Simetrik Süpersonik Giriş [26] .19 2.16 Dikdörtgen Süpersonik Giriş [26] .19 2.17 Santrifüj Kompresör [8] .19 2.18 Pervane Türleri [27] .20 2.19
Pervane-difüzör sistemi boyunca basınç ve hız evrimi [27] .. 20 2.20 Eksenel Kompresör [6] .21 2.21 Eksenel kompresörde basınç ve hız değişimleri [8] .21 2.22
Tek bobinli eksenel kompresör [8] .22 2.23 Çift bobinli eksenel kompresör [8] .22
2.24 Difüzör Türleri [29] .23 2.25 Yanma Odası [8] .23 2.26 Brülör içinde havanın
dağılımı [8] .24 2.27 Çoklu yanma odası [8] .25 2.28 Tubo-halkalı yanma odası [8] .
25 2.29 Halkalı yanma odası [8] .26 2.30 Darbenin turbini [8] .27 2.31 Özelliklerin
evrimi [8] .27 2.32 Kantilever radyal akış turbini [27] .28 2.33 Karışık radial akış türbini [27] .29 2.34 Daralan-Genişleyen Düzeneği.30 2.35 Yakıt Enjeksiyon Modları [29] .
31 2.36 Turboşarj, Alfred Büchi'nin Patenti [32] .32 2.37 Turboşarj Bileşenleri.32 2.38
Turboşarj Çalışması [35] .32 2.39 Bir Kompresör Haritası Örneği [34] .33 2.40 RHB
B31V ZZ21 Kompresör Haritası [36] .34 3.1 Kompresör Kapağı [29] .36 3.2 Difüzör
[29] .37

3.3 Difüzör Kanat Profili [29] .37 3.4 Mil [29] .37 3.5 Mil Kafesi [29] .37 3.6 Dış Alev Tüpü [29] .38 3.7 İç Alev Tüpü [29] .38 3.8 Egzoz Düzeneği [29] .39 3.9 Difüzör tasarı m prosedürü.42 4.1 Kompresör CAD mil işlemi.44 4.2 Kompresör CAD Kanat Taslağı.44 4.3 Kompresör CAD görünümü.44 4.4 Kompresör CAD görünümü.44 4.5 Giriş Ön Görünümü.45 4.6 Giriş Arka Görünümü.45 4.7 Giriş Yan Görünümü.45 4.8 Giriş İzometrik Görünümü.45 4.9 Kompresör Kapağı taslağı.46 4.10 Kompresör kapağı tasarım düzlemleri yüksekliği.46 4.11 Kompresör Kapağı yan görünümü.46 4.12 Kompresör Kapağı arka görünümü.46 4.13 Kompresör Kapağı izometrik görünü mü.46 4.14 Difüzör Tabanı.47 4.15 Difüzör Yastık Şekilli Kanat.47 4.16 Difüzör Eksenel Kanat Profil.47 4.17 Difüzör izometrik görünümü.48 4.18 Mil Kafesi taslağı.48 4.19 Mil taslağı.48 4.20 Dış Alev tüpü taslağı.49 4.21 İç Alev tüpü taslağı.49 4.22 İç Alev tüpü izometrik görünümü.49 4.23 Dış Alev tüpü izometrik görünümü.50 4.24 Yakıt halkası.50 4.25 NGV sistemi.51 4.26 Memeli Kılavuz Kanatları sistemi görünümü.51 4.27 Memeli Kılavuz Kanatları sistemi görünümü.51 4.28 Türbin mil işlemi taslağı.52 4.29 Türbin kanadı taslağı.52 4.30 Türbin izometrik görünümü.52 4.31 Egzoz Düzeneği taslağı.53 4.32 Egzoz Düzeneği izometrik görünümü.53 4.33 Dış kasa izometrik görünümü.53 4.34 Rulman Kafesi taslağı.53 4.35 Rulman Küreleri taslağı.53 4.36 Rulmanç 618/5 örneği.54 4.37 F ocak.55 4.38 Dökme alüminyum.55 4.39 Su jeti ile kesilen parçaların örnekleri.55

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

4.40 Düz alev tüplerinde delikler.56 4.41 Delik açılmış düz alev tüpleri.56 4.42 Egzoz Düzeneği.56 4.43 İç Alev Tüpü.56 4.44 Dış Alev Tüpü.56 4.45 Dış Kasa.56 4.46 Delik açılmış türbin.57 4.47 Düzeneğin Kanatları.57 4.48 Türbinin tabanı.58 4.49 Düzeneğin çevresi ve üst kısmı.58 4.50 Mil Kafesi.58 4.51 Giriş Flanşı.59 4. 52 5 mil.59 4.53 Yakıt halkası desteği.60 4.54 Yakıt halkası.60 4.55 Egzoz Düzeneği.61 4.56 Dış Kasa.61 4.57 İç Alev Tüpü Ön Görünümü.61 4.58 İç Alev Tüpü Arka Görünümü.61 4.59 Dış Alev Tüpü.62 4.60 Düzeneğin Dış Parçaları.62 4.61 Düzeneğin İç Parçası.62 B.1 Giriş Flanşı.70 B.2 Kompresör Kapağı.71 B.3 Difüzör.72 B.4 Mil Kafesi.73 B.5 Mil.74 B.6 Ara Parçalar.75 B.7 Yakıt halkası desteği ile İç Alev Tüpü.76 B.8 Dış Alev Tüpü.77 B.9 Memeden kılavuz kanat sistemi.78 B.10 Dış Kasa.79 B.11 Egzoz Düzeneği.80 C.1 "Yanma Odası".81 C.2 "Turbojet Ön Görünümü".82 C.3 "Turbojet Orta Kesit Görünümü".82 C.4 "Turbojet Arka Görünümü".83 C.5 "Turbojet izometrik 3D görünüm w 1".84 C.6 "Turbojet izometrik 3D görünüm w 2".85 C.7 "Turbojet orta kesit izometrik 3D görünüm ".86

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Tablolar Listesi

2.1 Farklı pervanelerin avantajları ve dezavantajları [27] .21 2.2 Yakıtlar [29] .30 1
Parça Listesi.69 2 Turbo VZZ21 teknik spesifikasyonlar [36] .87

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Terminoloji

A	Kesit alanı m^2
a	Ses Hızı m/s
c	Özgül Isı kJ/kgK
E	Toplam Güç W
F	İtme N
F/m	Özel İtme Ns/kg
FHV	Yakit Isıtma Değeri J/kg
f	Yakıt-Hava Oranı
h	Özgül Enalpi J/kgK
ke	Kinetik Enerji J
M	Mach Sayısı
m	Kütle kg
\dot{m}	Kütle Akış Hızı kg/s
pe	Potansiyel Enerji J
P	Basınç Pa
Q	Isı Hızı W
R	Gerçek Gaz Sabiti kJ/kgK
S	Özgül Yakıt Tüketimi mg/Ns
T	Sıcaklık K
V	Hız m/s
W	İş Oranı W
η_p	İtme Verimliliği
γ	Isı Kapasitesi Oranı
π	Basınç Oranı
ρ	Yoğunluk kg/m^3
τ	Sıcaklık Oranı
τ^λ	Maksimum Durgun Enthalpi Oran
θ	Akışkan Enerji J

Alt İsimler

<i>a</i>	Hava
<i>b</i>	Brülör
<i>c</i>	Kompresör
<i>cc</i>	Yanma Odası
<i>f</i>	Yakıt
<i>in</i>	Girdi
<i>m</i>	Mekanik
<i>o</i>	Genel
<i>out</i>	Çıktı
<i>p</i>	Sabit Basınç
<i>r</i>	Serbest akış koşulları
<i>t</i>	Türbin
<i>th</i>	Termal
<i>v</i>	Sabit hacim
1	Başlangıç durumu

Kısaltmalar Listesi

CAD Bilgisayar Destekli Tasarım

CATIA Bilgisayar Destekli Üç Boyutlu Etkileşimli Uygulama

CC Yanma Odası

CNC Sayısal Kontrol

FABLAB Üretim Laboratuvarı

NGV Duzeltici Kılavuz Kanatları

RC Uzaktan Kumandalı

TSFC İtme Spesifik Yakıt Tüketimi

İHA İnsansız Hava Aracı

UBI Beira İç Üniversitesi

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Bölüm 1

Motivasyon ve Hedefler

1.1 Motivasyon

Bir insanın uçma hayali, bizi etkileyen ve uzun bir süre aklımızda kalan bir hayaldi. Kuşların uçuşunu gözlemlemekten, bir uçurtma icat etmeye, Leonardo da Vinci'nin ornitopterine, ilk sıcak hava balonuna, Montgolfier Balonu olarak da bilinen, planöre, aerodroma ve nihayetinde Wright Kardeşler'in Planörüne [2] kadar uzandık.

Sürdürülebilir kanatlar bulma çalışmasından, kaldırma kuvveti üretimi için, itki sistemleri üzerine de çalışmalar yapıliyordu, çünkü sürdürülebilir bir uçuş için bir güç kaynağının ihtiyacımız olduğunu anladık. İlk olarak buhar makineleri yaratıldı, ardından içten yan malı motor ve gaz turbini geldi. Nihayet, Wright Kardeşler'in ilk uçuşu ile hayalimiz gerçek oldu.

Yeni uçak kanatları, malzemeleri, yapıları ve itki sistemleri geliştirmeye başladık. Hepsi modern uçaklara ulaşana kadar yoğun bir inceleme ve araştırmaya tabi tutuldu ve hala daha fazla iyileştirme için araştırmaya devam ediyoruz. Modern hava araçlarını geliştirmek, kitaları aşmamıza ve farklı kültürlerle etkileşimde bulunmamıza olanak tanındı. Ayrıca, başka bir kıtaya saatler içinde ulaşabilmek için, uçağın son derece iyi tasarılanmış, inşa edilmiş ve donatılmış olması gerekiyor. Uçağın motorları, uçağın gerekli hızı ulaşmasını sağlayan ciddi bir çekicilik sağlar. Uçağın amacı doğrultusunda, örneğin askeri uzun menzilli operasyonlar, ticari uçuşlar veya savaş durumları için, en küçük detayına kadar geliştirilir ve iyileştirilir. Örneğin, savaş durumlarında, uçaklar ses hızını aşan şasırtıcı bir hızda uçacak şekilde inşa edilir, 343 m/s [3]. Gaz turbini motorları, teknolojik ve bilimsel ilerlemelerle, birini inşa etmekle ilgilenen ve bunu isteyen biri için artık ulaşılmaz değil. Neyse ki, günümüzde inşa edilebilen ve geliştirilebilen mini-turbojet motorları var.

Eldivenle montaj yapılan jet motorları son zamanlarda ortaya çıktı ve mini-turbojetler veya model jet motorları olarak biliniyor. Bu küçük makineler, İHA'larda olası bir uygulama için şirketler tarafından geliştirildiği ve üretiltiği sanayide yer almaya başladı [1]. Bu gaz turbinleri, Uzaktan Kumanda (RC) model jet motorlarına uygulanabilir.

Mini-turbojet inşa etme zorluğu, itki sistemlerine ilgi duyan biri için çekici bir durumdur ve ayrıca, daha ileri çalışmalarla katkıda bulunma olasılığını bilmek, bu zorluğu kabul etmeye yönlendirir. Bu nedenle, gaz turbini tasarımı ve üretimi üzerine yapılan çalışma ile bir mini-turbojet prototipi tasarlandı ve bazı parçalar üretildi; çok yakında kalan parçalar da imal edilecek ve nihai motor deneysel analiz için test edilecektir.

1.2 Hedefler

Bu tezin temel amacı, küçük boyutlu bir turbojetin tasarımları ve inşası üzerine yoğunlaşmaktadır. Başlangıçta, küçük jet motorunun üç boyutlu tasarımları, Bilgisayar Destekli Tasarım (CAD) yazılımında, özellikle CATIA'da gerçekleştirildi. Tasarım, küçük ölçekli jet motorları tasarımları üzerine yapılan çalışmalarla elde edilen boyutsal değerlere göre yapıldı.

Yazar tarafından benimsenen mevcut literatürde bulunan boyutlandırma kriterleri kullanılmıştır. Bu yöntem, özellikle bu zamana kadar geliştirilmiş tasarımlara dayanan empirik verilere dayanır. Bu, ana bileşenler için uygun ölçüler elde etmek amacıyla büyük bir yardımcı olmuştur ve kalan parçaların boyutlandırılmasını sağlamak için olanaklar sunmuştur. Boyutlandırma yaklaşımı bölüm 3'te ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Bu işin son ve ana hedefi, pratik uygulamalar için küçük bir model jet motoru üretmek amacıyla atılan adımların şeffaf bir şekilde tanımlanmasıdır; bu, okuyucuya kendi ölçekli jet motorunu üretmesine yardımcı olmak içindir.

1.3 Belge Yapısı

Tüm belge, her bölümün yüksek lisans tezi için özel formatına uygun olarak çeşitli parçalara odaklandığı beş bölümde organize edilmiştir.

İlk ve mevcut bölüm, yazarın bu tezin geliştirilmesinden önceki motivasyonunu ortaya koymaktadır. Ayrıca, tezin önerdiği konuların daha kolay anlaşılmasına için hedefler ve belge organizasyonu mantıklı bir şekilde sunulmuştur.

İkinci bölüm, gaz turbini ile ilgili bir literatür taraması sunmakta, türlerini, özellikle de turbojet'i tanıtmaktadır. Ardından, jet motorunu oluşturan bileşenlerin genel bir tanımı ile jet motorunun genel işleyişini anlamamıza olanak tanıyan termodinamik kavramlar yer almaktadır.

Üçüncü bölüm, boyutlandırma sürecinin nasıl gerçekleştirildiğini raporlamakta ve bileşenlerin ölçüleri için yapılan seçimleri gerekçelendirmektedir.

Dördüncü bölüm, gerekli bileşenleri tasarlamak ve üretmek için alınan prosedürleri belirlemekte, bunların montajı ile tamamlanmaktadır. Ayrıca, süreç boyunca yapılan ek modifikasyonlar da yer almaktadır.

Beşinci ve son bölüm, bu tezin geliştirilmesi sırasında karşılaşılan engellerle birlikte pratik prosedürden çıkarılan sonuçları ve gelecekteki çalışmalar için önerileri ortaya koymaktadır.

Bölüm 2

Bibliyografik İnceleme

2.1 Gaz Türbinleri Tarihsel İncelemesi

İlk kavram, İskenderiyeli Hero tarafından Roma-Mısır döneminde ortaya çıkmıştır. Hero'nun icadı olan aeolipil, iki duzelticiyi karşı taraflarda birleştiren radyal bir buhar türbinidir; bu, bir küre içinde suyun kaynamasıyla oluşan buhar nedeniyle su buharının dışarı çıkmasıyla kürenin merkezinin dönmesine ve tork üretmesine neden olur. Buhar makinesinin bir örneği Şekil 2.1'de gösterilmektedir.



Şekil 2.1: Aeolipil [5]

Fiziksel ilke tepkimesi, on üçüncü yüzyılda Çinliler tarafından havai fişekler kullanılarak pratiğe döküldü [6]. Üç yüzyl sonra, 1687'de, Sir Isaac Newton hareketin üç yasasını formüle ederek önemli bir ilerleme kaydetti:

1. Eylemsizlik: Bir nesne, düz bir hat boyunca, dış bir kuvvet uygulanmadığı sürece, sabit bir hareket halinde kalır [7]. 2. $Force = m \times g$, hızdaki değişim, g , nesnenin kütlesine, m , bağlıdır; dış bir kuvvet, F , uygulandığında [7]. 3. Eylem-Tepki Yasası: örneğin, bir taş, yere bir kuvvet uygular; yer de taşa eşit bir kuvvet uygular [7].

Bu yasalar, gaz turbinlerine doğru önemli adımlar atmamızı sağladı. İlk adım 1791'de, gaz turbin termodinamik döngüsü için patent alan İngiliz John Barber tarafından atıldı; bu döngü, mevcut gaz turbinlerinin Brayton döngüsü olarak bilinir. Bu döngüyü kullanarak, Hans Holzwarth, yanma odasında karışımın elektrikli ateşlemesini, 1908 [6] içindeki kontrollü vanalarla geliştirdi.

1913'te, jet itki sistemini kullanan bir motor René Lorin tarafından patentlendi. İlk süpersonik ramjet, ancak o dönemdeki malzeme kalitesi nedeniyle projeyi somutlaştmak mümkün olmadı.

O dönemdeki malzemeler ışıya dayanamadığı gibi, jet itki sisteminin evrimi de daha ilk günlerindeydi ve bu durum uçağın verimliliğine yansıyordu [8].

Jet itki motorları, 1930 yılında Sir Frank Whittle'ın jet itkisi için santrifüj gaz turbini tasarımını patentlemesiyle gerçekleştirildi. Daha sonra, 1937 tarihinde jet motoru tarihinin ilk statik testini yaptı. Whittle ilk statik testi yapsa da, Heinkel uçak şirketinde çalışan Hans Joachin Pabst von Ohain, Whittle'in tasarımasına benzer şekilde gaz halde hidrojenle çalışan bir turbojet motoru yarattı ve bu motor, He-178 uçağının itki motoru olarak kullanıldı ve 1939 tarihinde dünya genelinde ilk turbojet uçuşunu gerçekleştirdi. Üç yıl sonra, Frank Whittle'in motoru ilk kez bir uçağın itici gücü olarak kullanıldı [6].

İlk aksiyel akış turbojet uçuşu Almanya'da, Whittle'in motor uçuşunun gerçekleştiği aynı yıl yapıldı. Aksiyel turbojet, Jumo 004A, Me-262 uçağının itki sistemi idi. Bu projenin lideri, Junkers şirketi tarafından seçilen Anselm Franz [6] oldu. Frank Whittle'in motoru bu kadar hızlı bir şekilde inşa edilemese de, modern gaz turbinlerinin temellerini attı [8].

Jet itici sistemi, bu motor türünde gelecekte başarılı bir uygulama arayışıyla kapsamlı bir şekilde incelenmiştir ve hala incelenmektedir. Yıllar sonra, turbojet motoru bir uçağa uygulandığında, aynı motorun küçük ölçekli olarak yeniden üretilmesi fikri ortaya çıkmaya başladı. Miniatür turbojet tarihini kesin olarak tarihlendirmek zordur, ancak bunun Alman teknisyen ve amatör astronom Kurt Schreckling tarafından başlatıldığı varsayılmaktadır. Kurt, küçük ölçekli bir turbojet'i ilk kez çoğaltan kişi oldu ve bu, küçük veya mini model jet motorları için kapıları açtı [9]. Onun yazarlığını üstlendiği Model Uçaklar için Gaz Turbin Motorları adlı kitap, FD 3/64 motorunu nasıl inşa ettiğini açıklamaktadır ve bu, gelecekteki mini turbojetler için bir başlangıç noktası oluşturmuştur. Bu, başkalarının Kurt'un turbojet'ini geliştirmesine ve onun motoruna dayanan yeni küçük ölçekli gaz turbinleri geliştirmesine olanak tanımıştır, örneğin KJ66 [10].

2.1.1 Gaz Turbinlerinin Türleri

Gaz turbin tarih kayıtları, bu motorun muazzam ve hızlı gelişimini göstermektedir. Bu, termodinamik, mekanik, aerodinamik ve iyileştirmeler için hala tam anlamıyla incelenen diğer alanlar gibi çeşitli alanların bir karışımının ürünüdür. Bu alanları anladıkten sonra, bir gaz turbininin faydası düşünülmekte ve ardından, bir uzay misyonu, havacılık taşımacılığı veya hava muharebe durumları için kullanılıp kullanılmayacağına bağlı olarak tasarlanmaktadır. Bilim insanları, mühendisler ve teknisyenlerden oluşan ekipler, jet itki motorları: roket, athodyd, ramjet olarak da bilinen, pulse jet ve turbojet gibi amaçlarına göre güç dönüştürme ve sağlama yöntemleriyle farklı gaz turbinleri oluşturmuşlardır; ayrıca pervane jet motorları: turboprop motoru, turbofan ve turboshaft [8].

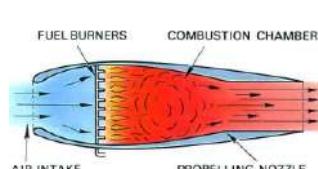
Ramjet, şekil 2.2, bir divergent giriş ve bir convergent veya convergent-divergent egzoz ile oluşur. Bu motor, itme üretmek için ileri hareket gerektirir. Dönme parçaları olmadan, hava divergent kanala zorlanır, ardından yakıt ile yanma gerçekleşir; burada gazlar egzoz bölümünden atmosferin içine hızlanacaktır [8].

Diğer bir jet itki motoru olan pulse jet, şekil 2.3, ram-jet'e benzer bir kanalı kullanır, ancak daha yüksek basınçlar nedeniyle daha sağlamdır. Hava, girişteki açık valflerden geçer, yanma odasına ulaşır, burada yakıtın yanması gerçekleşir, bu da gazın genişlemesine neden olur, böylece basınç artar.

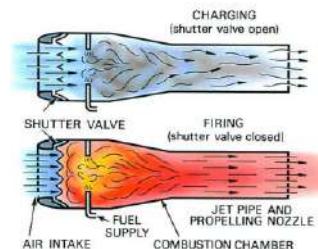
Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Artışın bir sonucu olarak, valfler kapanır ve gaz arka kısımdan dışarı atılır. Yüksek yakıt tüketimi ve mevcut gaz turbini ile karşılaşıldığında eşitsiz performansı nedeniyle bu motor, uçaklarda kullanım için yetersizdir [8].

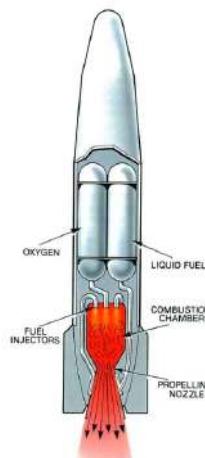
Roket motoru, şekil 2.4'te görüldüğü gibi, yanma için atmosferik havadan oksijen kullanmamasıyla diğer motorlardan ayrılır; bunun yerine, kimyasal olarak oksijenle ayırtırılan belirli bir yakıt kullanır [8].



Şekil 2.2: Ramjet [8]

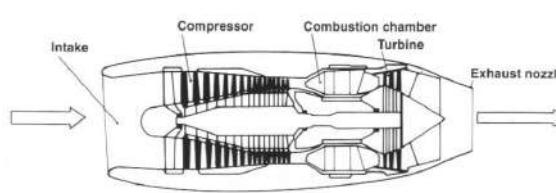


Şekil 2.3: Pulsejet [8]



Şekil 2.4: Roket Motoru [8]

Şekil 2.5'te gösterilen turbojet, bir kompresör, yanma odası ve gaz jeneratörü olarak adlandırılan bir turbinin birleşimidir; bir giriş ve egzoz düzeneği ile birlikte. Eklenen egzoz düzeneği, hava akışının enerjisinin çoğunu hız'a dönüştürecektir.



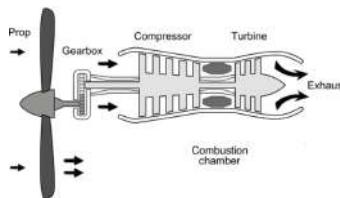
Şekil 2.5: Turbojet [6]

Pervaneli/türbin kombinasyonu ile birlikte, kanallı fan, pervane fanları ve bypass motorları gelir. Şekil 2.6'da gösterilen turboprop motorunda, iki turbinin işlevleri kompresörün iş talebini sürdürmek ve pervaneyi çalışıtmaktır. Benzer bir motorda, şekil 2.7'de gösterilen turboshaft'ta, türbin kompresörü sürerken, ikinci turbin de

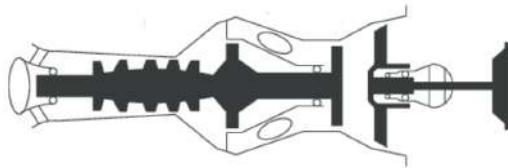
Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

mil'i sürer; bu mil, helikopter kanatlarını döndüren bir aktarım sistemine bağlıdır.

[6].

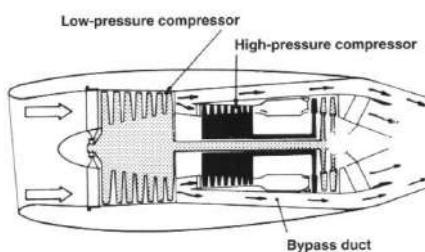


Şekil 2.6: Turbopropeller [11]



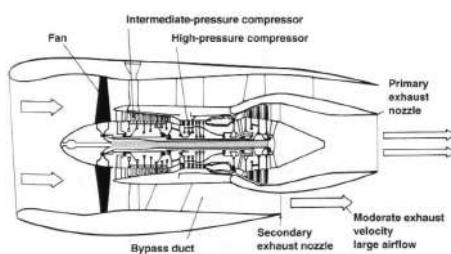
Şekil 2.7: Turboshaft [12]

Şekil 2.8'de gösterilen turbofan, birisi sıcak hava akışından enerji emen ve diğeri düşük basınçlı kompresörü, bir fanı çalıştırılmak için fazla mil işini kullanan iki türbine sahiptir. Aynı seyir hızında ve daha düşük hızlarda çalıştırıldıklarında turboprop ile karşılaşıldığında daha düşük itici verimliliğe sahiptir. Ancak, daha yüksek hızlarda turbofan avantaj sağlar. Turbofan gibi motorlar, turbojet ile karşılaşıldığında yüksek itici verimlilik değerleri nedeniyle yaygın olarak kullanılmaya başlandı ve hala kullanılmaktadır. Bu değerler, bypassed hava akışından kaynaklanmaktadır [6] .



Şekil 2.8: Turbofan [6]

Bypass hava akışına sahip motorlar, düşük bypass oranlı ve yüksek bypass oranlı olmak üzere iki türde ayrılır; burada bypass oranı, motorun çekirdek kısmından geçen hava ile karşılaşıldığında bypass edilen hava miktarını ifade eder. Motor, iki eksenel mil tarafından sürülen yüksek ve düşük basınçlı kompresörler ile eşleşen turbinlerden oluşur. Hava, düşük basınçlı kompresör tarafından emilir; fan, havayı iki akışa böler. Havanın çoğu motorun çekirdek kısmının yanlarından geçerken, küçük bir kısmı yanma için kullanılır ve ardından iki hava akışı egzoz bölümünde birleşir. Bu, bu teknolojiye sahip benzer itme gücündeki önceki motorlara göre daha az yakıt tüketimi anlamına gelir ve motorun yüksek irtifa uçuşlarında verimli bir şekilde çalışmasını sağlar. Bu teknolojinin, özellikle yüksek bypass oranlı motorların, sivil havacılık ve uzun menzilli askeri görevlerin itki sistemlerinde baskın kullanıldığı, en önemli performans parametresi olarak kabul edilen düşük yakıt tüketimi ile haklı çıkarılmaktadır [6] . Yüksek bypasslı bir motorun örneği Şekil 2.9'da gösterilmektedir.



Şekil 2.9: Yüksek Bypasslı Motor, Rolls Royce RB. 211 [6]

Bir mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Turbojet, bypass hava akışına sahip olmayan daha basit bir turbofan'dır. Bu durum, daha düşük verimlilikle sonuçlansa da, hız ile telafi eder. Bu motorlar, askeri uçaklarda kullanılmasının nedenlerinden biri olan üst ses hızlarına ulaşabilir [6].

2.2 Döngü İncelemesi

Gözden geçirilen literatür, termodinamik döngüler ve bunların özellikleri hakkında yoğun ve geniş bilgi içermektedir. Bu nedenle, kapsamlı ve derin bir analizden kaçınmak için yalnızca bir özet sunulacaktır. Termodinamik döngüler ve ilgili gaz türbinleri hakkında daha ayrıntılı bilgi için, yazar okuyucunun aşağıdaki kitapları ziyaret etmesini önermektedir; burada daha fazla bilgi *Termodinamik: Mühendislik Yaklaşımı, Çengel, Yunus A. ve Boles, Michael A. ve Gaz Türbinleri ve Roket İtimi Aerotermodinamiği, Oates, George C.* kitaplarında, sırasıyla bölüm 5.3, 7.4, 9.8 ve bölüm 2'de bulunabilir. Bununla birlikte, diğer literatür de göz ardı edilmemiştir.

Özetle, gaz türbininin genel işleyişi, ideal termodinamik döngü ile birlikte turbojet bileşenlerinin ideal davranış analizi sunulacaktır. Daha sonra, bir turbojet motoru döngüsünün analizini tamamlamak için jet performans denklemleri gösterilecektir.

2.2.1 Çalışma Döngüsü

Çalışma döngüsü alt bölümü, jet itme sisteme sahip bir motorun işleyişini açıklamayı amaçlamakta olup, termodinamik döngüsünü ve buna bağlı özelliklerini tanımlamaktadır.

Çalışma döngüsü, havanın kompresöre girişi ile başlar; kompresörün görevi, mekanik mil gücü aracılığıyla basıncı artırmaktır [6]. Basınç artışı, hava akışının hacmi üzerinde azaltıcı bir etkiye sahiptir ve bu da havanın sıcaklığını artırır [8]. Basınçlandırılmış hava, yakıtın eklendiği ve yakıldığı yanma odasına boşaltılır; bu, sıcaklığı son derece yüksek değerlere yükseltir. Gaz yanarken, hacim ve sıcaklık, yanma odasının açık yapısı nedeniyle artar ve basıncı sabit tutar [8]. Yanma süreci, moleküllerin enerji durumunu yüksek seviyelere yükselterek, türbin tarafından etkili bir şekilde keşfedilmesi gereken gerekli enerji miktarını sağlar [6]. Gazdan elde edilen işin bir sonucu olarak, türbin dönmeye başlar ve gaz enerjisi fazlasını mekanik güçe dönüştürerek hareket üretir. Bu döner hareket, türbinden sağlanan iş nedeniyle kompresör tekerleginin dönmesini zorlayacak ve bu iş, bobinin diğer ucundaki kompresöre milin dönüşüyle aktarılacaktır [6]. Bu aşamada, gaz değişkenleri, basınç ve sıcaklık azalırken, hacim artar. Son olarak, gaz akışı, gazın yüksek hızlarla çevreye atıldığı egzoz düzeneğine ulaşarak son aşamaya gelir ve itme üretir [8].

Motor döngüsünde korunması gereken üç ana koşul vardır:

- Sıkıştırında, basınçta bir artış, hacimde bir azalma ve sıcaklıkta bir yükselme ile birlikte gerçekleşir [8].
- Yanma sırasında, sıcaklık artışı meydana gelirken, basınç sabit kalır ve hacim artar [8].

- Genleşme sırasında, hacim artarken basınç ve sıcaklık düşer [8].

Bir gaz turbininin çalışma döngüsü, genel olarak, her motorun dört benzer aşamasını dikkate alarak, dört zamanlı piston motorunun çalışma döngüsü ile karşılaştırılır. Her iki motor da döngüsüne induksiyon aşaması ile başlar, ardından sıkıştırma, yanma ve genleşme gelir. Ancak, piston motorunun tüm aşamaları bir silindirin içinde gerçekleştirilebilirken, bir jet motorunda her bileşen karşılık gelen işlevi üstlenir ve bu da kesintisiz bir eylemle sonuçlanır. Ayrıca, bir jet motorundaki yanma sabit basınçta gerçekleşir; oysa karşıt döngüde, yanma süreci kapalı bir alanda gerçekleşir. Bu nedenle, jet motoru hafif bileşenlerle büyük hava kütelerini işleme kapasitesine sahiptir. Son aşamada, egzoz aşamasında, türbin tarafından genişletilen gazlar, duzelticiden çıkararak bu motor için gerekli olan itici kuvveti üretir. Buna karşın, piston motorunun egzoz gazları aynı derecede önemli etkilere sahip değildir [6]. Belirtilen farklılıklar göz önünde bulundurarak, gaz turbini motoru üç boş vuruş ortadan kaldırır; dolayısıyla, daha fazla yakıt daha kısa bir sürede yakılabilir. Turbojet motoru bir ısı motoru olduğundan, daha fazla yakıt yakıldıktan sonra yanma odasının sıcaklığı artar; bu nedenle, gazların önemli bir genleşmesi gerçekleşir. Ayrıca, belirli bir boyut için daha fazla güç üretilir [8]. Bir piston motorunun aynı miktarda güç üremesi için son derece büyük, ağır olması ve üretimi ciddi bir zorluk teşkil etmesi gereklidir [6].

Gaz, duzelticiden boşaltıldıkça, kademeli olarak çevre koşullarına dağılacak ve orijinal durumuna geri dönecektir. Gazın orijinal durumuna geri dönmesi, durum değişkenlerinin de orijinal koşullarına geri döndüğü anlamına gelir ve bu duruma tersinir süreç denir. Tersinir olarak kabul edilebilecek bir süreç, içsel ve dışsal tersinirliliği birleştirmelidir. Gaz durumları, basınç ve sıcaklık gradyanlarının önemsiz olduğu bir süreçte ters bir sırayla geri yüklenebiliyorsa, bu süreç içsel olarak tersinir olarak tanımlanır. Bu arada, bir sürecin dışsal olarak tersinir olarak kabul edilebilmesi için, süreçte eşlik eden atmosferik değişikliklerin sıralı bir şekilde geri alınabilmesi gereklidir. Ancak, ısı transferi, sürüünme, kimyasal reaksiyon ve sisteme uygulanan iş gibi geri döndürülemez faktörler nedeniyle tersinir süreç elde etmek imkansızdır. Gerçek süreçlerin geri döndürülemezliğine rüyağının, tersinir süreç, kayıpları dikkate alarak gerçek süreçlerin başarısını tahmin etmek için standartlaştırılmıştır ve ayrıca termodinamik ilişkilerin gerçekliği tahmin etmek için türetilmesine olanak tanır [13].

2.2.2 Termodinamik Döngü

2.2.2.1 Teorik Kavramlar

Ideal termodinamik döngüyü anlamak için, tüm gaz turbinlerini, özellikle de turbojet motorunu kapsayan koşulları ve özelliklerini kavramak adına dikkate alınması gereken kavramlar daha fazla sunulmaktadır.

- Sürekli Akış Süreci

Gaz turbinleri, genel olarak, sürekli işletim için inşa edilir; bu, çalıştırılan koşulların bir yakınsamasını içerir. Zaman geçtikçe aynı koşullar altında çalıştığını varsayırsak, süreç sürekli akış süreci olarak adlandırılabilir. Bu, akışkan özelliklerinin tüm süreç boyunca aynı kaldığı anlamına gelir. Bir kontrol hacminde akarken, akışkan özellikleri farklı sabit noktalardan değişim olabilir ancak aynı kalır.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretilmesi

başlangıçtan sona kadar. Sonuç olarak, kütle, m , hacim, V , ve toplam enerji oranı veya toplam güç, E , bu süreç boyunca sabittir [14].

Kütlenin korunumu prensibi uygulanır; bir kontrol hacmini dikkate alarak, giren toplam kütle oranı, çıkan toplam kütle oranına eşitlenir [14]. Kütlede bir artış veya azalma olmadığından, kütle akış hızı, \dot{m} , sürecin başından sonuna kadar eşittir [14]. Bu, şu şekilde ifade edilir:

$$\sum_{in} \dot{m} = \sum_{out} \dot{m} \quad [14] \quad (2.1)$$

Bunu tekduze bir akış için, giriş ve çıkış durumlarını sırasıyla 1 ve 2 olarak belirterek dikkate aldığımızda, kütle dengesi şu hale gelir:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \rightarrow \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad [14] \quad (2.2)$$

Burada ρ , V ve A , yoğunluk, akış hızı ve kesit alanını temsil eder.

Toplam enerji oranı bağlamında, enerji bir kontrol hacmi içinde aynı kalır ve toplam güçte değişiklik olmadığını gösterir. Bu, enerji dengesini basitleştirir: [14],

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out} \quad [14] \quad (2.3)$$

Enerjinin kütle, \dot{m} , iş, W ve ısı, Q şeklinde transfer edildiğini hatırlayarak, enerji dengesi şu şekilde temsil edilir:

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} \dot{m}\theta = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} \dot{m}\theta \quad [14] \quad (2.4)$$

Akişkan bir akışın enerjisinin, θ , şöyle tanımlandığı yer,

$$\theta = h + ke + pe \quad [14] \quad (2.5)$$

Burada h , ke ve pe entalpi veya iç enerji, kinetik enerji ve potansiyel enerji olarak tanımlanır.

İş ve iş etkileşimi, sisteme ısı transferi, ısı girişi ve sistem tarafından üretilen iş, iş çıkışları ile tanımlanır [14]. Kinetik ve potansiyel enerji değişiklikleri olmadığı düşünüldüğünde, enerji dengesi şu şekilde ifade edilir,

$$Q - W = h_2 - h_1 \quad [14] \quad (2.6)$$

- Durgunluk Özellikleri

Kontrol hacmi analizlerinde, iç enerjiyi ve akışkan enerjisini bir araya getirerek daha önce bahsedilen bir değişken olan özgül entalpiyi, h , oluşturmak yaygındır. Çoğu durumda, kinetik ve potansiyel enerji göz ardı edilir ve entalpi, akışkanın toplam enerjisi olarak tanımlanır. Ancak, kinetik enerji göz ardı edilmemişinde, genellikle kinetik enerjinin akışkanın entalpisine dönüştürülmesi uygun olup, bunlar durgunluk veya toplam özgül entalpi olarak tanımlanan bir terimde birleştirilir, bu da denklem 2. 7 [14] de gösterilmiştir.

$$h_o = h + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.7)$$

Denklem 2.7'de, entalpi iki türle, statik ve durgun entalpi, h ve h_0 olarak ayrılmaktadır.

Kinetik enerjinin entalpiye dönüşümü sonucunda sıcaklık ve basınç artar. Bu akışkan özellikleri durgunluk özellikleri veya isentropik durgunluk özellikleri olarak tanınır. Isentropik bir durgunluk durumunun entalpisi ve durgunluk sıcaklığı, akışkan ideal gaz olduğunda aynıdır. Gerçek durgunluk basıncı, akışkan sürtünmesi nedeniyle entropinin artması sebebiyle isentropik durgunluk basıncından farklıdır [14]. Akışkanı ideal gaz olarak varsayıarak, entalpi, denklem 2.9'da gösterildiği gibi sabit özgül ısı ile sıcaklığın çarpımı ile değiştirilebilir.

$$c_p T_o = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.8)$$

Olmak,

$$T_o = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad [14] \quad (2.9)$$

Burada T_0 , durgunluk veya toplam sıcaklığı belirtir; diğer bir deyişle, ideal gazın adiyabatik bir süreçte durdurulduğunda ulaştığı sıcaklığıt ve $\frac{V^2}{2c_p}$ terimi, dinamik sıcaklığı [14] olarak adlandırılan süreç boyunca sıcaklık artışını temsil eder.

Sıcaklık ve basınç arasındaki ilişki, 2.10 numaralı denklemde gösterilmektedir.

$$\frac{P_0}{P} = \frac{T_0}{T}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [14] \quad (2.10)$$

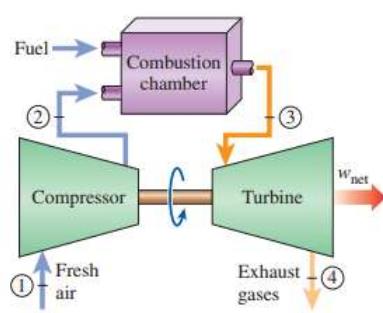
Burada, P_0 ve γ , durgunluk basıncı ve özgül ısı oranı olarak adlandırılmaktadır.

2.2.2 Brayton Döngüsü

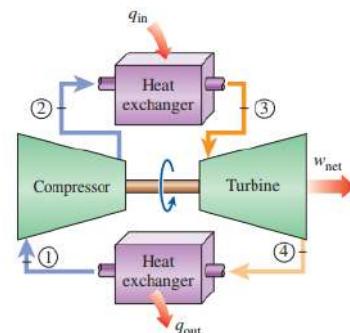
Bu, kompresör, yanma odası ve türbin gibi temel bileşenlerle donatılmış tüm gaz türbinlerinde bulunan idealize edilmiş bir termodinamik döngüdür [15]. Döngü, açık ve kapalı döngü olmak üzere iki tipe ayrılır. İlk döngü, atmosferik koşullarda hava ile başlar.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Hava, sıcaklık ve basıncını artıran kompresöre çekilir. Basınçlandırılmış hava, yakıt ile karıştırıldığı yanma odasına geçer ve burada sabit basınçta yanma gerçekleşir. Yanma süreci tamamlandığında, gaz turbine, aşırı sıcaklıklarda çıkar ve burada gazın genleşmesi gerçekleşir [14]. Bu aşamada, gazın turbinle etkileşimi, kompresörü çalıştırmak için kullanılır. Gazın kalan işi, egzoz düzeneği tarafından dışarıya yönlendirilen akışkanın hızlandırılması için kullanılır [16]. Gazın dışarıya genleşmesi nedeniyle, döngü açık döngü olarak sınıflandırılır. Aksine, eğer gaz geri döngüye alınsaydı, döngü kapalı olarak kabul edilecekti. Şekil 2.10 ve 2.11, açık ve kapalı döngüyü tanımlamaktadır [14].



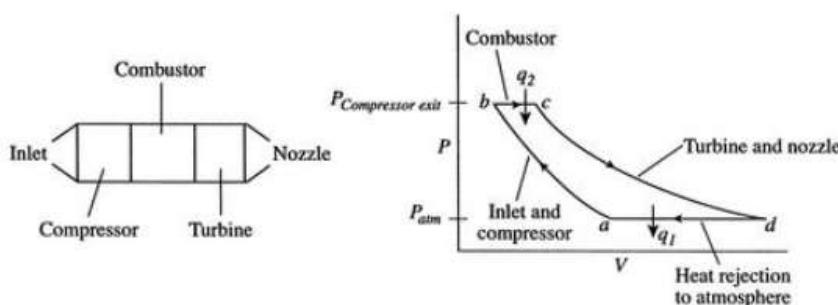
Şekil 2.10: Açık döngü [14]



Şekil 2.11: Kapalı döngü [14]

Kapalı döngüde, yanma süreci sabit basınçta ek ısı ile değiştirilmiş, egzoz süreci ise dışarıya ısı atma süreci ile değiştirilmiştir [14].

Turbojet motorunun çalışma döngüsü, gaz turbinleri için yaygın döngü türü olan açık Brayton döngüsüne karşılık gelir [14]. Şekil 2.12, jet itme cihazının bileşenlerini ve ilgili Brayton döngüsünü göstermektedir.



Şekil 2.12: Jet Motoru Bileşenleri ve benzer termodinamik durumlar [16]

Şekil 2.12'de gözlemlenen termodinamik durumlar dört süreçte ayrılmaktadır. Bu döngünün efsanesi aşağıdaki şekilde formüle edilmiştir:

- a-b: Girişte ve kompresörde, isentropik bir süreçte sıkıştırma [16].
- b-c: Sabit basınçta yakıtın yanması [16].
- c-d: Genleşme sırasında hacim artarken, basınç ve sıcaklık düşer. [16].
- d-a: Sabit basınçta hava soğutma [16].

2.2.2.3 Döngü Davranış Analizi

Döngü analizi, aşağıda sunulan bazı koşullar ve tasarım spesifikasyonları varsayılarak hesaplanan itme veya özgül yakıt tüketimi gibi performans parametreleri için tahminler elde etme sürecidir [17].

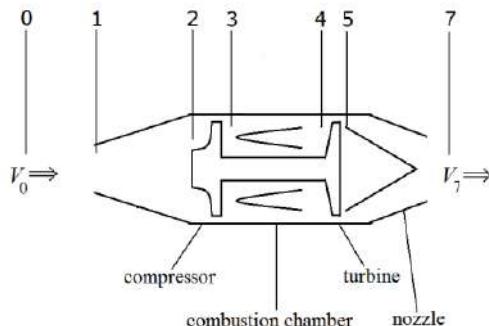
Koşullar

- Çalışma akışkanının sabit ısı kapasitesine ve özgül ısı oranına sahip ideal gaz olarak kabul edildiği düşünülmektedir.
- [17] .
- Isentropik Sıkıştırma/ Genleşme [17] .
- Yanma ve yakıt kütlesi için dış ısı kaynağı göz ardı edilmiştir [17] .

Tasarım

- Atmosferik basınç ve sıcaklık değerleri [17] .
- Sıkıştırma oranı [17] .
- Giriş Mach sayısı [17] .

Bu alt bölümde, bileşenlerin ideal ve gerçek davranışları sunulmakta, her istasyon için sıcaklık ve basınç belirtilmektedir. İstasyonlar, daha kolay referans alabilmek için bir numara ile ayrılacaktır; bu, şekil 2.13'te gösterilmiştir. Gerçek turbojet döngü analizi Ek D'de sunulmaktadır.



Şekil 2.13: Turbojet istasyonu numaralandırması [16]

İstasyon tanımlamaları

- 0 : Serbest akış
- 1: Giriş Girişi
- 2 : Kompresör Girişi
- 3 : Kompresör Çıkışı
- 4 : Türbin Girişi
- 5 : Türbin Çıkışı
- 6 : Dümen Girişi
- 7 : Dümen Çıkışı

İdeal Davranış Bileşen Analizi

- Giriş(i)

İdeal durumda, akış girişten geçerken isentropik olduğu kabul edilir. Bu, entalpi sabit olan bir indüksiyon sürecini oluşturur. Girişin ideal davranışını özetleyen oranlar, denklem 2.11 ve denklem 2. 12, [19] ile sunulmuştur.

$$\pi_i = \frac{\text{Pressure at Inlet Entry}}{\text{Free stream Air Pressure}} = \frac{P_{02}}{P_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.11)$$

$$\tau_i = \frac{\text{Temperature at Inlet Entry}}{\text{Free Stream Air Temperature}} = \frac{T_{02}}{T_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.12)$$

- Kompresör (c)

Bu aşamada, kompresör akışa iş biçiminde enerji ekleyecek ve dolayısıyla sıcaklık ve basıncını artıracaktır. Kompresör işini ifade eden denklem 2.13 aşağıda gösterilmiştir [20].

$$W_c = \dot{m}_a c_p (T_{03} - T_{02}) \quad [20] \quad (2.13)$$

Kompresör çıkışındaki sıcaklık, denklem 2.14'te bulunan sıcaklık ve basınç ilişkisi kullanılarak elde edilebilir.

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad [20] \quad (2.14)$$

Basınç oranı olan, denklem 2.15 ve sıcaklık oranı, denklem 2.16

$$\pi_c = \frac{\text{Pressure at Compressor Exit}}{\text{Pressure at Compressor Entry}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \quad [20] \quad (2.15)$$

$$\tau_c = \frac{\text{Temperature at Compressor Exit}}{\text{Temperature at Compressor Entry}} = \frac{T_{03}}{T_{02}} \quad [20] \quad (2.16)$$

- Yanıcı/Birleştirici (b)

Daha önce çalışma döngüsünde açıklandığı gibi, yanma süreci sabit basınçta gerçekleştirilir; ideal durumda, basınç oranı, denklem 2.17 ve sıcaklık oranı, denklem 2.18 şunlardır,

$$\pi_b = \frac{\text{Pressure at Turbine Entry}}{\text{Pressure at Compressor Exit}} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \quad [21] \quad (2.17)$$

$$\tau_b = \frac{\text{Temperature at Turbine Entry}}{\text{Temperature at Compressor Exit}} = \frac{T_{04}}{T_{03}} \quad [21] \quad (2.18)$$

Bunun adiyabatik ve sabit basınç süreci olduğunu hatırlatarak, tam yanma ile yanma verimliliği, η^b , bir'e eşittir. Ayrıca, entalpi, sabit basınçta ve sıcaklıkta öz ısı katsayısının çarpımıdır [21]. Bu nedenle, enerji denklem 2.19 şudur,

$$(1+f)c_{pt}T_{04} = c_{pc}T_{03} + fFHV \quad [21] \quad (2.19)$$

Burada FHV ve f yakıtın ısıtma değerini ve yakıt-hava oranını ifade etmektedir. Denklem 2.19 kullanılarak, sıcaklık oranı ile ilişkilendirilebilir, denklem 2.20.

$$\tau_b = \frac{T_{04}}{T_{03}} = \frac{1 + fFHV/c_p T_{03}}{1 + f} \quad [21] \quad (2.20)$$

Burada,

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad [22] \quad (2.21)$$

- Türbin (t)

Isıtılan akış türbinden geçerken basınç ve sıcaklık düşüşüne maruz kalır. Daha önce açıklandığı gibi türbin, enerjili akışı kullanarak iş gerçekleştirir. Denklem 2.22'de, hava akışı başına türbin işinin gösterimi yapılmıştır.

$$\Delta W_m = c_{pt}T_{04}(1 - \tau_t) \quad [17] \quad (2.22)$$

Döngünün ideal olduğu varsayıldığında, genleşme aşaması isentropik bir süreç olarak kabul edilir. Böylece, türbin herhangi bir kayba sahip değildir ve yanma aşamasından kaynaklanan enerji fazlasını tam olarak kullanarak verimlilik değerinin bir [17] eşit olmasını sağlar. Türbinin sıcaklık ve basınç oranı arasındaki ilişki, denklem 2.23'te gösterildiği gibi tanımlanabilir.

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad [23] \quad (2.23)$$

Nerede,

$$\pi_t = \frac{\text{Pressure at Turbine Exit}}{\text{Pressure at Turbine Entry}} = \frac{P_{05}}{P_{04}} \quad [23] \quad (2.24)$$

And,

$$\tau_t = \frac{\text{Temperature at Turbine Exit}}{\text{Temperature at Turbine Entry}} = \frac{T_{05}}{T_{04}} \quad [21] \quad (2.25)$$

- Duzeltici (n)

Duzelticinin davranışları, giriş davranışıyla karşılaştırıldığında eşittir; yani, akış belirtilen aşamadan geçerken isentropiktir [17]. Bu koşullar altında,

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

duzelticinin toplam basıncı ve sıcaklığı, denklem 2.26, şunlardır,

$$\pi_n = \frac{P_{07}}{P_{05}} = \tau_n = \left(\frac{T_{07}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad [24] \quad (2.26)$$

Jet Motoru Performansı

Bu bölüm, turbojet performansını ideal bir senaryoda değerlendirmek için ana ölçümleri içermektedir. Gazın döngü boyunca kalorik olarak mükemmel olduğu varsayıldığında, turbojet'in çıkışındaki basınç, ortam basıncına eşdeğerdir ve yakıt-hava oranı birden çok daha küçütür [17].

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0 = \frac{T_{0r}}{T_r} \quad [17] \quad (2.27)$$

$$\pi_r = (1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{0r}}{P_r} \quad [17] \quad (2.28)$$

Ancak, tasarımı maksimum izin verilen türbin giriş duraklama sıcaklığı ile sınırlamak sıkça görülmektedir, bu nedenle denklem 2. 29 [17] de belirlenen terim kullanılmaktadır.

$$\tau_\lambda \equiv \frac{c_{pt} T_{04}}{c_{pc} T_{0r}} \quad [17] \quad (2.29)$$

İtme (F), denklem 2.30 ve spesifik itme ($\frac{F}{\dot{m}}$), denklem 2.31, -artık elde edilebilir.

$$F = \dot{m}(V_7 - V_0) \quad [17] \quad (2.30)$$

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left(\left[\frac{2\tau_r}{\gamma - 1} \left(\frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - 1 \right) (\tau_c - 1) + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_0^2 \right]^{\frac{1}{2}} - M_0 \right) \quad [17] \quad (2.31)$$

Ses hızı denklem 2.32'de bulunur.

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad [17] \quad (2.32)$$

Son olarak, özgül yakıt tüketimi, S eşitliği 2.33 ile elde edilebilir.

$$S = \frac{f}{\frac{F}{\dot{m}}} \quad [17] \quad (2.33)$$

Gerçek Davranış Bileşen Analizi

Gerçek veya ideal olmayan döngü analizi, bileşenlerin ve motorun performansının analizi için denklemleri sunar ve gaz jeneratörü boyunca gaz hızlarını göz ardı eder. Dikkate alınan tek hızlar, giriş, hava girişi ve çıkış duzelticisindeki hızlardır. Ayrıca, bileşenlerin geri dönüşümsüz olduğu, ancak adiyabatik olduğu kabul edilmektedir. Bu nedenle, giriş, kompresör, türbin ve duzeltici için isentropik verimlilikler varsayılmaktadır [11].

- Giriş

Girişte, hava kompresöre yönlendirilirken, serbest akış basıncından toplam basınçta bir azalma meydana gelir. Bu, hava girişindeki sürtünmeden kaynaklanır. Sonuç olarak, sıcaklık, giriş verimliliği ile belirlenen ideal durumdan daha yüksek bir seviyeye çıkar, η_i . Aşağıda sunulan denklemler 2.34 ve 2.35, girişteki basınç ve sıcaklığı elde eder; çıkış sıcaklığı ise ideal döngüde olduğu gibi [11] olarak hesaplanır.

$$P_{02} = P_{0r} \left(1 + \eta_i \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [11] \quad (2.34)$$

$$T_{02} = T_{0r} \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right) \quad [11] \quad (2.35)$$

Basınç oranı, denklem 2.36 şudur,

$$\pi_i = \frac{P_{02}}{P_{0r}} \quad [11] \quad (2.36)$$

- Kompresör

Bu aşamada, sıkıştırma geri dönüşümsüz bir adiyabatik süreçte gerçekleşir. Böylece, kompresörün isentropik verimi ile ilişkilendirilir, η_c [11]. Bu gerçek bir döngü olduğundan, havanın sıkıştırılması yol boyunca sürtünme, türbülans ve birçok diğer olumsuz faktör nedeniyle kayıplara uğrar ve bu da sıcaklığın artmasına neden olur. Bu artış, kompresör verimliliği ile ilişkilidir, η_c [11]. Dolayısıyla, kompresör çıkışındaki çıkış koşulları, basınç, denklem 2.37, ve sıcaklık, denklem 2.38, şunlardır,

$$P_{03} = P_{02}\pi_c \quad [11] \quad (2.37)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right] \quad [11] \quad (2.38)$$

- Brülör

Yanma sırasında, kusurlu yanmadan kaynaklanan kayıplar vardır; örneğin, iletim, radyasyon gibi, bunlar brülör verimini, η_b [11], tanıtarak hesaplanır. Sonuç olarak, brülör çıkışındaki basınç, denklem 2.39, şudur,

$$P_{04} = P_{03}(1 - \Delta P_{cc}\%) \quad [11] \quad (2.39)$$

Türbin çıkış sıcaklığı, malzeme sınırlamalarına saygı göstermek için önceden belirlenmiştir. Bu nedenle, yakıt-hava oranı, denklem 2.40 ile hesaplanabilir.

$$f = \frac{c_{pt}T_{04} - c_{pc}T_{03}}{\eta_b FHV - c_{pt}T_{04}} \quad [11] \quad (2.40)$$

- Türbin

Bu süreçte, türbinin mevcut gücü ideal süreçtekinin altındadır. Bu nedenle, türbin verimliliği genleşme ile bağlantılıdır; burada türbin basınç oranı ifadesi, denklem 2.41'e dönüşür.

$$\pi_t = \left(1 - \frac{(c_{pc}/c_{pt})T_{02}}{\lambda(1+f)\eta_c\eta_t T_{04}} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.41)$$

Burada, λ kompresörü çalıştırma için gereken güç ile türbin tarafından üretilen mevcut güç arasındaki oranı temsil etmektedir. Bu parametrenin değerleri $m 75\%$ ile $o 85\%$ arasında değişmektedir [11].

Son denklem, çıkış sıcaklığını elde etmek için denklem 2.42 ile ilişkilendirilebilir.

[11].

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.42)$$

- Düzeltici

Bu aşamada, düzelticinin tıkanıp tıkanmadığını doğrulamak için kritik basınç tanıtılır. Bu nedenle, kritik basınç 2. denklemi ile elde edilir. 43 [11].

$$\frac{P_{06}}{P_{crit.}} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n} \left(\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t+1} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad [11] \quad (2.43)$$

Eğer $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ ise, düzeltici tıkanmamıştır. Egzoz hızı 2.44. denklemi ile hesaplanır.

$$V_7 = \sqrt{\frac{2\gamma_t \eta_n R T_{06}}{(\gamma_t - 1)} \left[1 - \left(P_{0r}/P_{06} \right)^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} \right]} \quad [11] \quad (2.44)$$

Yukarıdaki denkleme göre, egzoz sıcaklığı 2.45. denklemi ile elde edilir.

$$T_{07} = T_{06} - \frac{V_{07}^2}{2c_{pt}} \quad [11] \quad (2.45)$$

Eğer $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ ise, düzeltici tıkanmıştır ve egzoz sıcaklığı denklemi, 2.46, şu şekilde değiştirilir,

$$\frac{T_{06}}{T_{07}} = \frac{\gamma_t + 1}{2} \quad [11] \quad (2.46)$$

Egzoz hızı denklemi 2.47'yi,

$$V_{07} = \sqrt{\gamma_t R T_{07}} \quad [11] \quad (2.47)$$

Jet Motoru Performans Parametreleri

Özel İtme, denklem 2.48, şimdi şöyle ifade edilmektedir,

$$\frac{F}{\dot{m}_a} = [(1+f)V_{07} - V] + \frac{A_7}{\dot{m}_a}(P_{07} - P_{0r}) \quad [11] \quad (2.48)$$

Ve, itme özgül yakıt tüketimi denklemi, TSFC denklemi 2.49, şöyle gösterilebilir,

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad [11] \quad (2.49)$$

2.3 Bileşenler

Bu bölümde, her bir bileşenin arka plan bilgisi verilmektedir, ayrıca farklı türleri ve işlevleri de açıklanmaktadır.

2.3.1 Giriş Düzeneği

Giriş düzeneği, kompresör için bir hava filtersi gibidir. Diğer bir deyişle, hava kompresöre yönlendirilirken, giriş düzeneği hava akışını tahsis etmek ve kontrol etmekten sorumludur; yani, motora gerekli hava akışını sağlamaktadır. Hava akışı kompresöre sorunsuz bir şekilde girmeden önce, giriş düzeneği kompresöre düzgün, kararlı ve yüksek kaliteli bir hava akışı sağlayarak görevini yerine getirmiştir. Giriş, dolaylı olarak itme üretmekten sorumludur ve bir turbojet [6] ait olan ana bileşenlerden biri olarak kabul edilmektedir.

Giriş düzeneğinin geliştirilmesi, alt ses veya üst ses uçuş hızlarında hava akışını kontrol etmek amacıyla dinamik akış yasalarının kapsamlı bir çalışması ve uygulamasıdır. Uçuş rejiminin ayrimı, hava girişinin çalıştığı Mach sayısına göre yapılır. Mach sayısı 1.0'dan düşükse, alt ses koşulunda çalışır ve eğer Mach sayısı 1.0'dan yüksekse, uçuş hızı üst ses [25] dir. Mach sayısı, denklem 2.50'de gösterilmektedir.

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.50)$$

Havanın kompresöre uniform bir şekilde girdiği varsayımlı idealize edilmiş bir varsayımdır çünkü gerçekte, motor pylonu, kanat ve gövde gibi bileşenler idealden sapar, bu da hava akışını etkiler ve giriş düzeneğinin performansını zayıflatır. Çapraz rüzgar ve vorteks, hava girişinin performansını zayıflatılan örneklerdir. Çapraz rüzgar senaryosunda, rüzgar ne kadar güçlü olursa, risk o kadar artar; çünkü, dudak bölgesindeki hız o bölgede ses hızını aşabilir ve bu da hava girişi rüzgarlı tarafı tarafından eklenen akış hızının artışı nedeniyle kanatları tehlikeye atar. Vorteks örneği olarak yer vorteksi verilebilir.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Motorun kanatların altına yerleştirilmesi sonucunda hava girişi tarafından emilmesi, hava girişi performansı üzerinde olumsuz bir etki yaratabilir [6].

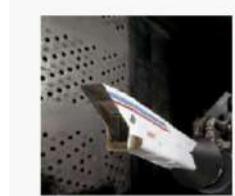
Alt-ses akışı için hava girişi tasarımı, akış ayrılmasılığını önlemek amacıyla, Şekil 2.14'te görüldüğü gibi iyi yuvarlanmış bir kenara sahiptir. Bu, üst-ses akışı için keskin bir kenara kıyasla daha kalın bir kenar ile sonuçlanır. Alt-ses hızları için giriş kesiti yuvarlak veya eliptik bir şekele sahipken, üst-ses hızları için girişlerde merkezi bir koni bulunur; bu, akışı alt-ses hızlarına ölçüde azaltmak için ya da Şekil 2.15 ve 2. 16 [26] 'de gösterildiği gibi dikdörtgen şekele giriş ile yapılır.



Şekil 2.14: Alt-ses Girişi [26]



Şekil 2.15: Eksenel Si-metrik Süpersonik Giriş [26]

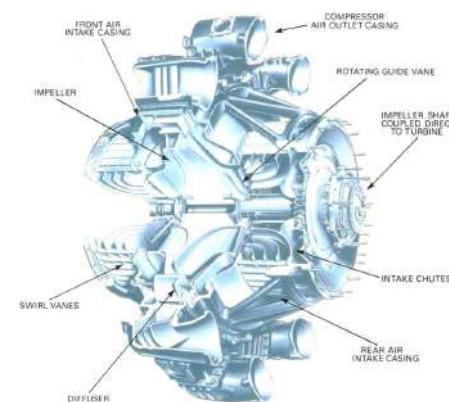


Şekil 2.16: Dikdörtgen Süpersonik Giriş [26]

2.3.2 Kompresör

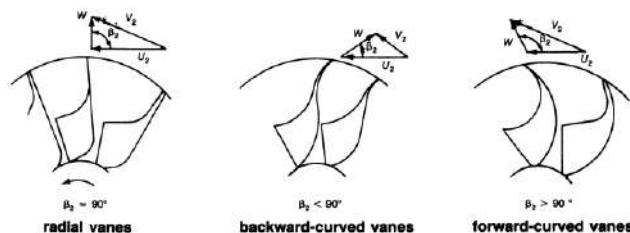
Havanın sıkıştırılması, gaz turbinleri için hayatı öneme sahiptir ve bunu sağlamakla sorumlu olan kompresördür. İlkesi, türbin tarafından iş şeklinde sağlanan mekanik enerjiyi basınç enerjisine dönüştürmektedir. Yani, dönüşüm ne kadar iyi olursa, gaz turbininin genel işleyışı de o kadar iyi olur. Bunu geliştirmek için, bir kompresör performansını karakterize eden üç önemli parametre vardır; ilki, kompresör verimliliği, dönüşüm sırasında enerji kaybını gösterir, diğer bir deyişle, kompresörün basınç enerjisini artırmak için ihtiyaç duyduğu enerjiyi gösterir. İkincisi, kompresör basınç oranı, kompresör çıkışındaki toplam basınç ile kompresör girişindeki toplam basıncın oranıdır. Üçüncüsü, hava akış hızı, kompresörün birim zamanda işleyebildiği hava akış hacmini ifade eder. Bu üç parametre, kompresörün performansında önemli bir rol oynayarak birbiriyle ilişkilidir. Örneğin, kompresör basınç oranı doğrudan itme, yakıt tüketimi ve motor verimliliği ile bağlantılıdır [6].

2.3.2.1 Santrifüj



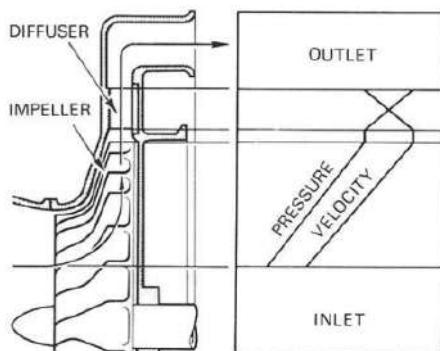
Şekil 2.17: Santrifüj Kompresör [8]

Bu kompresör, şekil 2.17, havayı hızlandırmak için dönen bir pervaneye ve gerekli basınç artışını üreten sabit bir difüzöre sahiptir. Pervane yüksek hızda dönerken, havayı sürekli olarak merkezine çekerek, kanatlar tarafından yönlendirilen radyal bir hava akışı oluşturur ve bu hava akışını döngü eksenine dik hale getirir. Pervanenin hareketi, hava akışını hızlandırarak basıncın artmasına neden olacaktır [8]. Pervaneden çıkan hava, kanatsız bir alandan geçtikten sonra, kinetik enerjiyi basınç enerjisine dönüştüren, pervaneye teğet olan kanatlarla oluşturulmuş bir kanatlı difüzöre girer [27]. Hava, pervaneden çıktıığında, hava akış yönünü belirleyecek olan pervanenin konfigürasyonuna bağlıdır. Farklı pervane türleri şekil 2.18'de gösterilmiştir.



Şekil 2.18: Pervane Türleri [27]

Hava pervaneden geçerken, basınç ve hızda değişiklikler meydana gelir. Bu değişiklikler, kompresörün elemanları aracılığıyla hava akışı geçişini tanımlayan basınç ve hız grafiğinin çizildiği şekil 2.19'da görülebilir.



Şekil 2.19: Pervane-difüzör sistemi boyunca Basınç ve Hız evrimi [27]

Bu kompresör, daha küçük gaz turbinleri için bir seçimdir çünkü daha basit, düşük maliyetli üretmeye sahiptir ve yüksek stabilite sunar, bu da daha geniş bir çalışma aralığı anlamına gelir. Radyal kompresörler, deneyel modlarda 13 : 1 gibi yüksek bir basınç oranı elde eder ve ortalama 5 : 1 [17] değerindedir. Üç pervanenin olumlu ve olumsuz noktalarının genel dengesi tablo 2.1'de görülebilir.

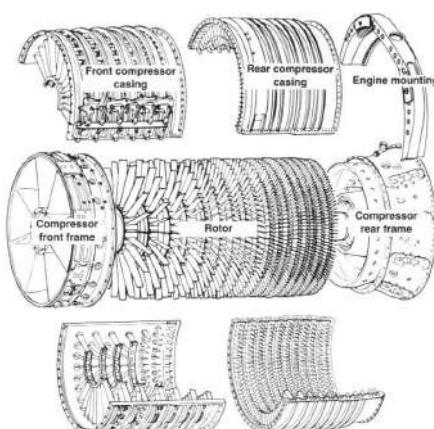
Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Tablo 2 .1: Farklı pervanelerin avantajları ve dezavantajları [27]

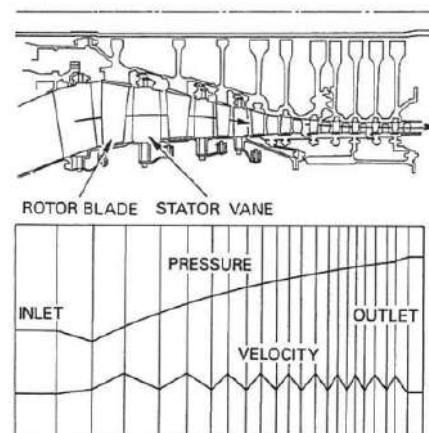
Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing	1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide	1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	1. High-energy transfer	1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number. 2. Surge margin is less than radial vanes 3. Complex bending stress 4. Hard manufacturing

2.3.2.2 Eksenel

Eksenel kompresör, şekil 2.20, gerçek uçakların motor tasarımlarında en çok kullanılmıştır çünkü aynı anda yüksek basınç oranları ve yüksek kütle akış hızları sağlayabilir, bu da yüksek itme gücüne sahip motorların yapılmasına olanak tanır. Bu kompresör, kinetik enerjiyi ve statik basıncı artıran merkez miline bağlı birkaç rotor ile oluşur. Her rotor, kinetik enerjiyi azaltarak statik basıncı artıran ve akışın spiral hale gelmesini önleyen sabit rotorlar olan statorlarla birlikte çalışır [28]. Akışı düzleştiren hava düzelticileri olarak hareket eden stator kanatları, rotorun akışını düzeltmek ve bir sonraki rotor için akışı doğru yöne yönlendirmek amacıyla değişen açıları sayesinde bunu gerçekleştirir [6]. Saldırı açısını düşürerek, değişken statorlar durma eğilimini azaltır [17]. Eksenel kompresör boyunca basınç ve hız, şekil 2.21'de gösterilmektedir.



Şekil 2.20: Eksenel Kompresör [6]

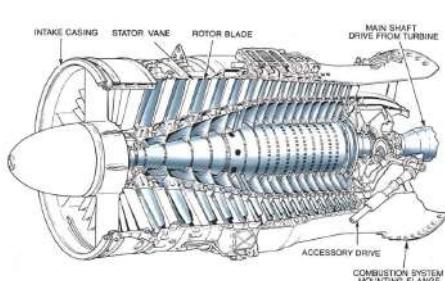


Şekil 2.21: Eksenel kompresörde Basınç ve Hız değişimleri [8]

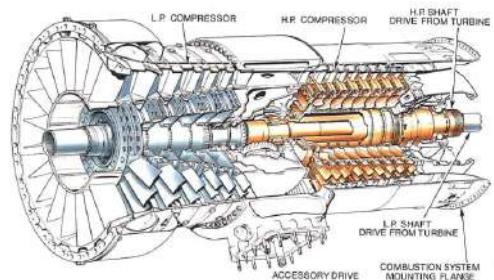
Bir rotorun bir sırası, bir stator kanatları sırasıyla birlikte bir aşama olarak adlandırılır. Her aşamanın düşük bir basınç artışı vardır. Artış, kanatların sapma açısı nedeniyle küçütür ve hava kopmasını önlemek için difüzyon oranı sınırlı tutulmalıdır; bu, kanat stall'ı ile sonuçlanabilir. Bu etkiye bastırmak için, ara sıralardaki ve değişken statorlarda kanatlardan havanın bir kısmını serbest bırakmak için "kanama valfleri" oluşturulmuştur. Bu kayıpları önlemek mümkün olduğunda kontrol ederek, kompresörün gövdesi birden fazla aşamaya sahip olacak şekilde inşa edilebilir, bu da,

santrifüj kompresör ile aynı ön alanı karşılaştırıldığında, daha yüksek basınç oranları elde eder ve çok daha fazla itme sağlar. Bu nedenle eksensel kompresör, çoğu uçak motoru için tercih edilmektedir [6]. Diğer avantajlar, daha küçük bir kesit nedeniyle azalan aerodinamik sürüklendirme ve hava akışının türbine doğru tek düzeye bir yönde akması nedeniyle akışı döndürme ihtiyacının olmamasıdır [8].

Bu motorlar birden fazla bobinden oluşabilir. Bobin, kompresörü ve türbini bağlayan mil olup, türbinin döndüğü yerdir. Eğer yalnızca bir kompresör ve türbin seti varsa, itme cihazı tek bobinli olarak sınıflandırılır, şekil 2.22'de gösterildiği gibi. Çoklu bobin, her rotorun kendi türbini tarafından sürüldüğü iki veya daha fazla rotor montajından oluşur [8]. Çoklu bobin örneği şekil 2.23'te gösterilmektedir.



Şekil 2.22: Tek bobinli eksensel kompresör [8]



Şekil 2.23: Çift bobinli eksensel kompresör [8]

Eğer kompresör optimum hızda dönerse, daha yüksek basınç oranlarına ulaşır. Yüksek basınç oranı değerleri ile yakıt verimliliği artar ancak bunun sınırlamaları vardır. Muhafaza genellikle genişler ve bozulur, bu da titreşim gerilimlerini desteklemek için daha ağır bir kompresör muhafazasını gereklili kılar. [8].

2.3.3 Difüzör

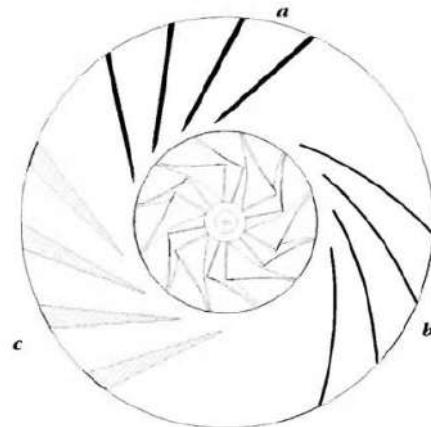
Difüzör veya stator, kompresör sisteminin bir alt bileşenidir ve pervaneden gelen yüksek hızlı radyal hava akışını yanma odasına yönlendirerek, kalan hız enerjisini basınç enerjisine dönüştürür [29].

Difüzör sistemi, kanatlı veya kanatsız olmak üzere iki tür arasında ayırt edilebilir. Kanatsız veya kanatsız dairesel alan kolayca üretilebilir ve verimli olabilir. Kanatları olmadığı için, doğru kanat açısı akışın kopması sonucunu doğuracak bir endişe haline gelmez. Ancak, kanatsız difüzör uygun bir seçim olmayacağından dolayı akış kanalı genişleyecektir ve dolayısıyla akışın kopma olasılığı artacaktır. Bernoulli yasasını göz önünde bulundurursak, akışın toplam enerjisi sabit kalır; diğer bir deyişle, hız arttıkça basınç azalır. Ayrıca, hız ile difüzör çapı arasındaki ilişki, vorteks yasasına dayalı olarak sabittir; bu nedenle akışın genişlemesinin basınç dönüşümü üzerinde istenen etkiyi yaratmayacağı sonucuna varılmaktadır, dolayısıyla akış kopabılır [29].

Kanatlı difüzör, kompresör dönüş yönünde eğilmiş rehber kanatlara veya ters yönde eğilmiş kanatlara veya delik açılabilen kalın kama şeklinde kanatlar oluşturacak şekilde genişleyen kanatlara sahip olabilir. Sonucusu, gaz akışında herhangi bir müdahale olmaksızın civataların sabitlenmesine olanak tanır. Şekil 2.24'te gösterilen bu türler, sırasıyla düz difüzör kanatları, ileri eğilmiş kanatlar ve kama şeklinde kanatlı difüzör olarak tanımlanmaktadır. Ayrıca, bu difüzör türleri kanatlara sahiptir.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

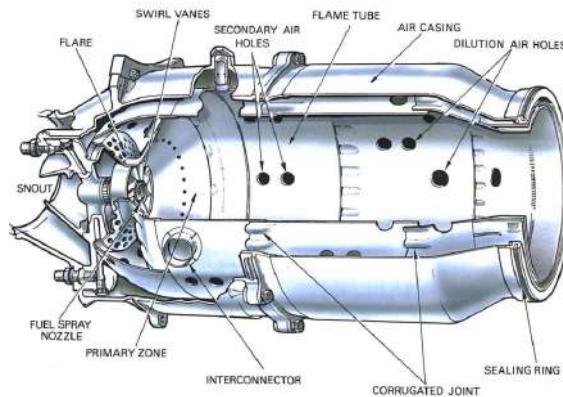
gazların burulma hareketine karşı koyarak, gaz basıncının düşmesini önleyerek, kalıntı spiral hareketini ortadan kaldırarak [29].



Şekil 2.24: Difüzör Türleri [29]

2.3.4 Yanma Odası

Yanma odasında, şekil 2.25'e bakınız, iç enerjinin neredeyse tamamı artırılır ve üretilen itme için en önemli bileşenlerden biridir. Verimli bir yanma sağlamak için tasarlanmıştır ve işletme ile menzil maliyetlerinde minimum basınç kayıplarını sınırlamak için önemli bir rol oynamaktadır [17]. Yakıt, kompresör tarafından emilen hava ile karıştırıldıktan sonra yanar, ardından yanma sonrası termal enerji salınır; burada hava genişleyecek ve bir akış içinde hızlanacaktır [6]. Havanın homojen bir şekilde



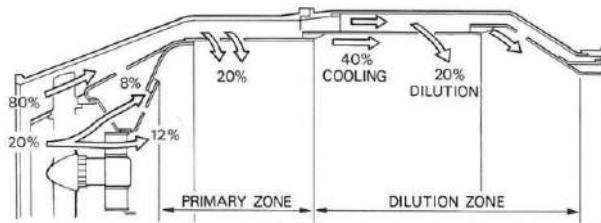
Şekil 2.25: Yanma Odası [8]

ısındığında, yanma sırasında bir sıcaklık kontrolü ve yanma süreci boyunca aşırı sıcaklıklara dayanacak uygun malzeme olması gereklidir. Yanma odası, 650 ile 1150 Celsius derece önceden ısıtılmış havadan gelen ısı artış farklarını destekler; bu hava, odaya 250 ile 550 Celsius derece arasında girer. Ancak, hava kütle akışının yalnızca yüzde 20'si yanma odasının birincil bölgесine (yakıtın yanma sürecinin gerçekleştiği yer) geçer; bu, sıcak gazın geri dolaşımını teşvik etmek için dönme kanatları aracılığıyla ve dönme jeneratörünü destekleyen disklerin küçük delikleri aracılığıyla gerçekleşir. Bu geri dolaşım, buruna ait olan ve hava akışı hızını istenen değerlerde tutmak için düşüren dönme kanatları tarafından oluşturulur; bu sayede alev sürekli olarak, devam eden işlem aralığı boyunca yanar. Ayrıca,

aynı zamanda, türbine ulaşmadan önce sıcaklığı düşürmek için sıcak gazla birleşen ikincil hava deliklerinden geçen başka %20 vardır [8].

İkincil hava deliklerinde, hava alev tüpünün dış ve iç duvarlarından geçerek, komşu akış birincil bölgeyi geçtikten sonra içeri girmektedir. Bu iki akışı birleştirerek, düşük hızda geri akış oluşturarak stabilize bir alev elde etmek için toroidal vortex yaratır [8].

Bu kadar yüksek sıcaklıklarda, bir malzemenin aynı performansı sürdürmesi ve desteklemesi son derece zor olacaktır. Bu nedenle, malzemenin düzgün çalışmasını sağlamak için yanma odası, hava akışının yönünü belirleyecek şekilde tasarlanmıştır. Bu, malzemenin ve sıcak gazın soğutulmasını sağlar. Odanın istenmeyen bir performans göstermesini önlemek için, alev tüpünde boşluklar geliştirilmiştir, böylece hava akışı alev tüpü duvarlarını soğutarak aşırı ısınmasını engeller. Soğutma amaçları için ortalama olarak, toplamda % 60 p hava kullanılmayan % d 40 p oranında hava kullanılmaktadır [6]. Ardından, başka bir % 20 p hava ikincil hava deliklerinden geçerek seyreltme bölgесine girer ve sıcak gaz sıcaklıklarını 1800 ile 2000 Celsius derece arasında düşürür, türbine ulaşmadan önce [8]. Brülör içindeki hava dağılımı, aşağıda şekil 2.26'da gösterilmektedir.



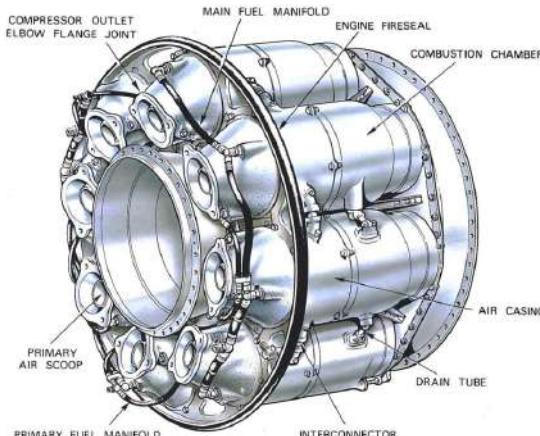
Şekil 2.26: Brülör içindeki hava dağılımı [8]

Yanma odası türleri

- Çoklu yanma odaları veya teneke tipi yanma odası

Merkez mil etrafında bir daire oluşturan paralel birden fazla tekil odası vardır. Yanma, yalnızca bir veya iki brülörde ateşleme yapılması gerekiğinden kolayca gerçekleştirilebilir. Alev tüpünden alev tüpüne yayılan bir alev oluşturmak için bağlayıcı adı verilen bir bağlantı ile brülörlerin eşitlenmiş basınçta çalışmasına olanak tanır [6]. Bu odanın bir örneği şekil 2.27'de gösterilmektedir.

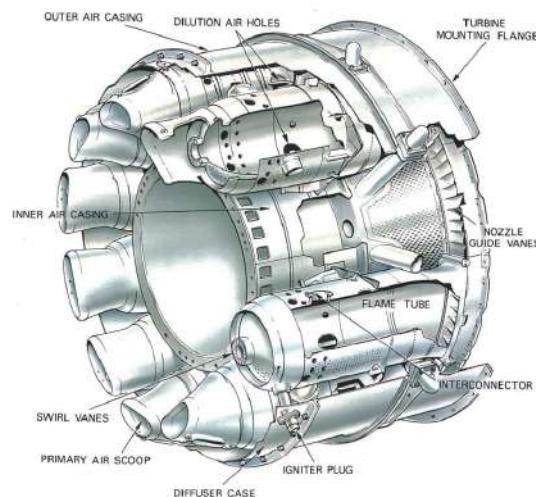
Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 2.27: Çoklu yanma odası [8]

- Tubo-halkalı veya kutu-halkalı yanma odası

Her birinin kusurlarını iyileştirmek, can tipi ve halkalı odanın orta terimi olarak geldi ve en güçlü özelliklerini birleştirdi. Şekil 2.28'de gösterilen bu yanma odası, birkaç odanın ikincil hava beslemesi için çevresinde bir dış kasa bulunan çoklu yanma odalarından farklıdır ve daha önceki haline göre daha mekanik olarak stabil hale gelmiştir. Bu iyileştirme, mevcut alanın daha verimli kullanımını sağladı [6].

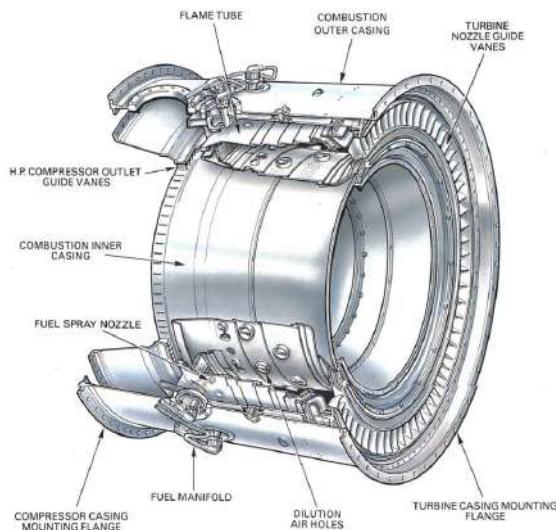


Şekil 2.28: Tubo-halkalı yanma odası [8]

- Halkalı yanma odası

Bu, şekil 2.29'da gösterilen, daha verimli bir şekilde hacimsel alanı kullanan, annüler bir formda tek bir alev tüpüdür ve bu, daha dengeli bir yanma süreci sağlar. Daha basit tasarımı, brülörler aracılığıyla genişletilen enerjinin aynı olmasına birlikte, toplam ağırlıkta faydalı bir azalma sağlar; çünkü uzunluk %25 daha kısadır. Sonuç olarak, üretim maliyetini düşürerek etkiler [8].

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 2 .29: Halkalı yanma odası [8]

2.3.5 Türbin

Türbin, kompresörü çalıştıran gaz jeneratörünün birincil bileşenidir. Fonksiyonelliğinin önceliği, yanmadan gelen sıcak gazda bulunan enerjiyi çekmektir; bu, gaz akışının kanatlarla çarpışmasıyla enerjiyi emerek gerçekleşir. Sıcak gaz, yüksek sıcaklıklarda türbinin mevcut hacim sınırına ulaştığında enerjiyi çıkarır. Bu döngü, türbinin yüksek hızda dönmesini sürekli olarak teşvik eder. Kompresörü mekanik mil gücü şeklinde çalıştıracak kadar hızlıdır; bu, kinetik enerjinin basınç enerjisine ve işe dönüştürülmesiyle elde edilir [8] .

2.3.5.1 Eksenel

Uçaklardaki motorların çoğu, daha yüksek kütle akış hava girişi nedeniyle eksensel akış türbinlerine sahiptir. Bu tür türbin, sırasıyla bir stator ve bir rotor seti ile karakterizedir. Stator, yanma odasından türbine akışı düzleştirerek, gazı hızlandırarak ve nozul etkisi yaratarak akış yolunu ayarlayan kanat kesitine sahip sabit bir nozuldur; bu nedenle ismi buradan gelmektedir. Ardından, hareket yaratmak için kinetik enerjiyi kullanan döner bir tekerlek gelir [8] .

Enerjinin başarılı bir şekilde çıkarılması için, türbin kanatları gaz akışında bir döngü oluşturur, böylece kanatların uzunluğu boyunca homojen bir iş elde edilir. Kanatların tasarımı, türbinden atılan akış üzerinde etki yapacak ve egzoz sistemine girmeden önce daha çok eksensel akışa dönüşecektir [6] .

Verimli bir türbin olabilmesi için tasarım ve geliştirme, motorun spesifikasyonlarına uygun olmalıdır. Önemli bir spesifikasiyon, türbini etkileyebilecek olan güç talebidir. Eklenmesi gereken aşama sayısı yalnızca güç talebine değil, aynı zamanda devir sayısına, maksimum izin verilen türbin çapına ve kompresör bobinlerinin sayısına da bağlıdır. Örneğin, yüksek sıkıştırma oranına sahip motorlar, düşük ve yüksek basınçlı kompresörü sürmek için iki mil kullanma eğilimindedir [6] .

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

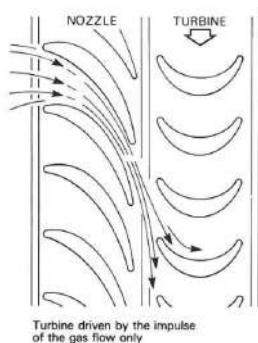
Dönme hareketi, hızın [8] karesi ile birlikte biriken stresin türbin diskinde oluşmasına neden olur.

Yüksek sıcaklıklar ve basınçları desteklemek için yeni malzemeler ve soğutma teknikleri geliştirildi. Genel olarak, kanat hızlarında kullanılan bir malzeme, yüksek sürünme direnci ve yüksek sıcaklık dayanımı nedeniyle nikel bazlı süper alaşımlardır [30]. Yine de, türbinin herhangi bir parçasında ve işleyişinde kayipları önlemek ve yönetmek için çabalar sarf edilmektedir. Ancak, sürtünme, akış döndürme veya uç boşluğu gibi kayipları önlemek son derece zordur [6].

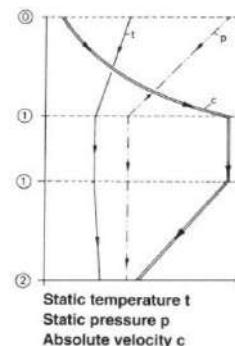
Bir türbinin enerjiyi dönüştürme şekli, onu üç türde ayırarak türünü belirler: darbe, reaksiyon ve darbe-reaksiyon.

Şekil 2.30'da gösterilen darbe turbini, gaz akışından enerji çıkararak su tekerleğine benzer; gazın türbin kanatlarına çarpmasıyla enerji elde edilir. Gaz, düzeltici rehber kanatlar t arafından yönlendirilerek daha yüksek bir hızla çıkar, bu da basıncı ve sıcaklığı düşürür. Rotor aşamasında, hızlandırılmış akış rotor kanatlarına çarparak, gazdan kanatlara iletilen enerji nedeniyle hızı azaltır. Bu momentum değişimi tekerleğin dönmesine neden olacaktır.

[6].



Şekil 2.30: Darbenin türbini [8]



Şekil 2.31: Özelliklerin [8] boyunca değişimi

Şekil 2.31'i gözlemlediğimizde, üç belirgin aşama vardır. Gaz, memeden kılavuz kanatlara girdiğinde, sıfırdan bire karşılık gelen aşamada basınç ve sıcaklık düşerken, hız artar. Daha sonra, birinci aşama boyunca, gaz memeden kılavuz kanatlardan çıkışip rotor kanatlarına ulaştığında, sıcaklık, basınç ve hız sabittir. Ardından, birinci aşamadan ikinci aşamaya geçerken, enerji iş biçiminde çıkarılır ve gaz akış hızı azalır. Sürtünmenin bir sonucu olarak hafif bir sıcaklık artışı gözlemlenebilir [8].

Reaksiyon turbini, darbenin türbininden çok farklı değildir. Fark, rotor kanatlarında yatmaktadır. Diğer bir deyişle, kanat tasarımından dolayı rotor kanatlarının yolu, gaz akışını daha da hızlandıran bir nozul etkisi yaratır. Tasarımı nedeniyle, kanatlara gazın çarpmasıyla oluşan momentumun yanı sıra bir aerodinamik kuvvet de üretilir ve bu da rotorun dönmesine neden olur [8].

Akış yolunun kesitlerindeki daralma, daha önce açıklanan nozul etkisini oluşturur. Ayrıca, etki türbinine göre sıcaklık ve basınçta biraz daha az bir azalma vardır.

2.3.5.2 Radyal

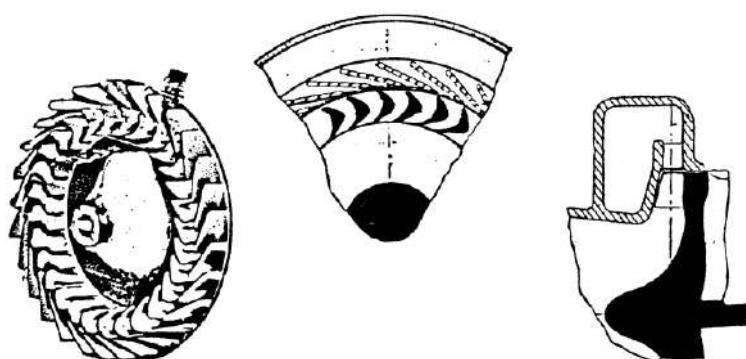
Jet motoru uçuşundaki ilk kullanımından, 1930 sonunda turboşarjların faydasına kadar, radyal akış turbini çeşitli amaçlar için kullanılır; örneğin, petrokimya endüstrisinde gaz sıvılaştırma genişleticileri, helikopterlere güç sağlayan küçük gaz türbinleri veya jeneratör üniteleri [27].

Radyal türbin, iş üretimi için büyük bir avantaj sunar. Bu tür türbin, bir eksensel akış turbininin iki veya daha fazla aşamasından daha fazla güç sağlar. Ayrıca, üretim maliyeti, tek veya çok aşamalı eksensel türbinden daha düşüktür. Ancak, verimlilik açısından bu tür türbin, eksensel türbine göre dezavantajlıdır; bu da eksensel türbinin uçak motorlarında çoğunlukla kullanılmasının ana nedenidir [27].

Radyal akış turbini iki tipe ayrılır:

- Kantilever radyal akış turbini

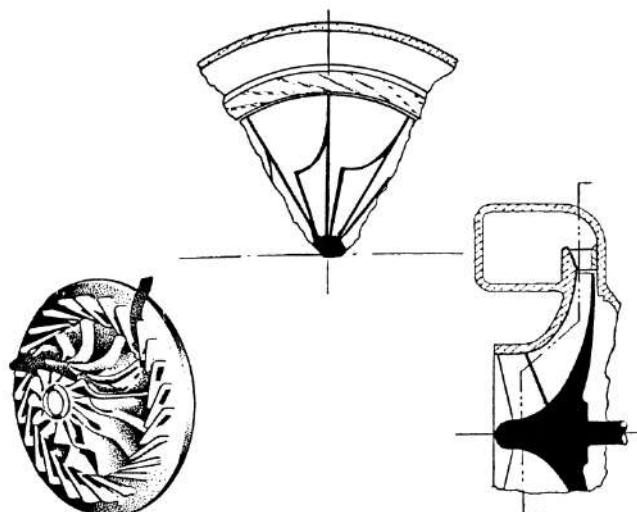
Şekil 2.32'de görülen bu türbin, turbinin içinden akışın hızlanmaması nedeniyle düşük tepki veya darbenin turbin ile benzerdir. Radyal giriş açıları kullanmaması ve iki boyutlu kantilever kanatlara sahip olması ile karakterizedir. Düşük verimlilik değerleri ve üretim zorlukları, nadir kullanılmalarının nedenidir [27].



Şekil 2.32: Kantilever radyal akış turbini [27]

- Karışık akış radyal akış turbini

Bu türbin, şekil 2.33'te gösterildiği gibi, öncelikle tek bir kanaldan akışı toplayan bir sarmaldan, genellikle turboşarjlarda olduğu gibi kanalsız memeler olarak kullanılan düzeltici kanatlara kadar olmaktadır; burada verimlilik, egzoz gazlarındaki fazla enerji nedeniyle önemli değildir. Bir kanat tasarımlı ile akış, kanatlar tarafından yönlendirilir ve hızlandırılır. Bu kanatlar, akış kılavuzuna dik bir kuvvet oluşturarak, hub veya disk içinde birleştirilmiştir. Akış, kanatların veya çıkış difüzörünün kavisli uç bölümünü ulaştığında, kısmi bir tegetsel hız kuvveti ortadan kaldırılır. Son olarak, akış çıkış difüzörüne ulaşır; burada çıkıştan gelen yüksek mutlak hız, statik basınçta dönüştürülür [27].



Şekil 2.33: Karışık radial akış türbin [27]

2.3.6 Egzoz Düzeneği

Turbojet'in son bileşeni, daha önce bahsedilen gaz jeneratöründen ayıran itme üretiminden sorumludur. İtme üretme yöntemi, kalan entalpiyi egzoz hızına dönüştürmeyi içerir [29].

Düzelteci, gerekli performansa göre geliştirilir ve çeşitli şekiller alır. Tasarım açısından üç tür ayırt edilir:

- Yakınsayan Nozul

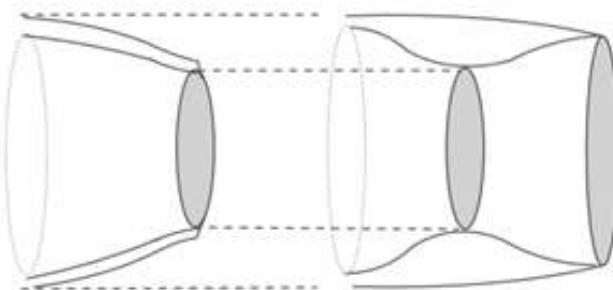
Duct'un kesit alanı, akış çizgisi yönünde daha küçük bir kesit alanı ile sona ererek azalır ve böylece akışı hızlandırır. Hızlanma, dümen girişindeki basıncın, ortam basıncından daha yüksek olmasından kaynaklanır ve akış, gazın tamamen genişleyeceği ortam basıncına ulaşana kadar boşaltılır. Eğer bu düzeltici, kütle akış hızının maksimum olduğu ses hızında boşaltırsa, düzeltici tıkanmış olarak kabul edilir. Genellikle yüksek alt sesli ticari ve askeri uçaklarda uygulanır [6].

- Genişleyen Düzeneği

Kesit alanı, çıkışta maksimum boyutuna ulaşacak şekilde artar. Bu, akışkan akışının düzeltici boyunca yayılmasına neden olarak akışı yavaşlatır [31].

- Daralan-genişleyen düzeneği

Farklı bir kesit alanı ile karakterize edilir. Ön kısımda, kesit alanı azalırken, ardından kesit alanında bir artış gerçekleşir. Daralan ve genişleyen kısmı kontrol etmek, genellikle daha fazla itme eklemek için kullanılan değişken geometrili düzelticiyi oluşturur [6]. Şekil 2.34, daralan ve genişleyen düzelticinin bir taslağıdır.



Şekil 2 .34: Daralan-Genişleyen Düzeneği

2.3.7 Yakıt sistemi

2.3.7.1 Yakıtlar

Küçük boyutlu bir turbojet motoru için uygun yakıtın seçimi, kilogram başına maksimum mevcut enerjiye bağlıdır [10]. Yüksek yanma ısısı olan yakıtlar arasında benzin, kerosen, dizel, JP1 ile JP8 gibi farklı jet benzin türleri, propane ve bütan gazı bulunmaktadır. Mümkinse, jet benzin türü dört kerosen ve benzin, yanma süreci için en iyi seçeneklerdir. Bu iki yakıttaki uçucu hidrokarbonların yoğun varlığı, onları favori hale getirir [29]. Ancak, kerosene benzer olan dizel yakıt, yüksek enerji yoğunluğuna sahip olduğundan, her benzin istasyonunda bulunabildiği için kullanımı tercih edilir [10]. Ayrıca, dizel buhar-hava karışımının ateşleme sıcaklığı, yaklaşık 300 Santigrat derece olup, benzin buhar-hava karışımının ateşlenmesi için gereken sıcaklığın üzerindedir [10].

Küçük boyutlu turbojet motorları için en uygun yakıtlar, gaz yakıtı, özellikle propane veya bütan'dır. Bu gazların yanı sıra, metanol kullanımı da düşünebilir, ancak düşük enerji yoğunluğu seçiminde dezavantajlı bir rol oynamaktadır. Bu yakıt türü için yakıt pompası gereksizdir çünkü basınçlı gaz motorun içinden kendiliğinden akar [29]. Belirtilen gaz yakıt türleri arasında, propane statik testler veya geliştirme çalışmaları için daha uygun kabul edilmektedir [10]. Faydalara rağmen, bu gaz, aynı kütle için dizel yakıtın hacminin iki katı olan bir basınç tankı gerektirmektedir, bu da düşük enerji yoğunluğundan kaynaklanmaktadır [10]. Tartışılan yakıtların farklılıklarını gösterilen tabloda, tablo 2.2'de görülebilir.

Tablo 2 .2: Yakıtlar [29]

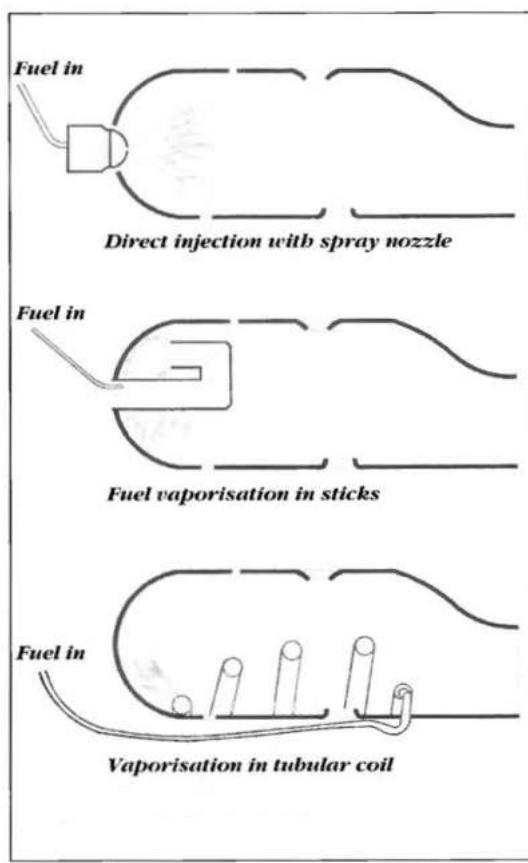
SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS					
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 ⁽¹⁾
H _m [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	16.3
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380
(5 Minutes, 30 N Thrust) ⁽²⁾					2,080
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High
Price (€/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7

(1) Liquid Under Pressure
(2) Sufficient for 5 minutes of powered flight at a thrust of 30 Newtons. (Specific Consumption = 0.3 kg/N/h)

2.3.7.2 Yakıt Enjeksiyon Modları

Hava ve yakıt karışımı, yakıt atomizasyonu veya buharlaşması ile gerçekleştirilebilir. İlk, tam boyutlu uçaklarda yaygın olarak kullanılan bir tekniktir; burada yanmanın kalitesi, atomize edilmiş yakıtın damla boyutuna büyük ölçüde bağlıdır. Bu tekniğin karmaşıklığı, küçük motorlarda enjeksiyon için sağladığı faydaları aşmaktadır [29].

Yakıt buharlaşması, önceden ısıtılmış gazın aktığı ve yakıtın bir kısmını birincil bölgeye ulaşmadan önce buharlaştırdığı buharlaştırıcı olarak bilinen küçük tüplerden oluşur. Yakıt, her biri tek bir kancalı tüpe bağlı ince tüpler aracılığıyla itilerek geçer. Bu sistemin faydalı yönü, yakıtın yanma bölgesine girmeden önce hava ile karışmasıdır. Ne yazık ki, bu yöntemden etkinliği yalnızca sistematik deneylerle doğrulanabilir; örneğin, buharlaştırıcı aşırı uzatıldığında sıcaklık genellikle yükselme eğilimindedir [29]. Yakıt enjeksiyon türleri şekil 2.35'te görülebilir.



Şekil 2.35: Yakıt Enjeksiyon Modları [29]

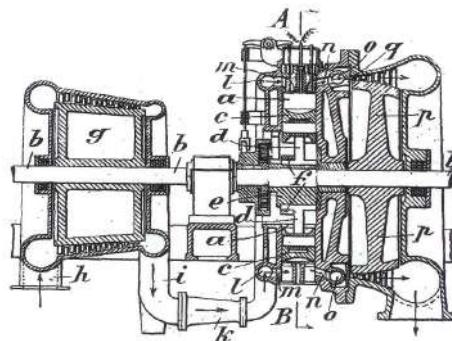
2.4 Turboşarj Temelleri

Turboşarjin başlangıcı 1885 yılına dayanır; bu tarihte Gottlieb Daimler, motora giren havanın ön sıkıştırma mekanik sürecini oluşturmuş ve patentlemiştir. Ancak, turboşarjin yaratıcısı olarak kabul edilen İsviçreli mühendis Alfred Büchi, 1915 yılında patentlediği buluşunu şekil 2. 36 [32] 'de göstermiştir.

This cihaz, hava akışını zorlayarak bir kompresör ve bir türbinden oluşur ve bunlar ortak bir mil ile bağlantılıdır.

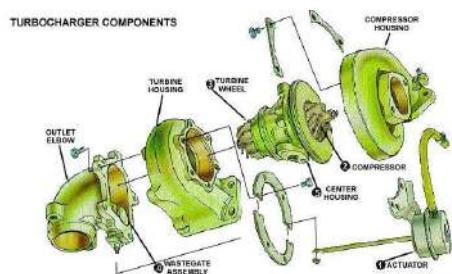
e

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 2.36: Turboşarj, Alfred Büchi'nin Patenti [32]

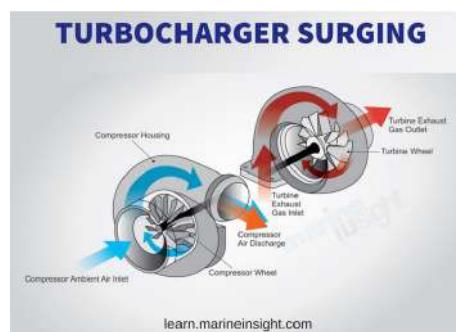
içten yanmalı motorun yanma odasına hava indüksiyonu sağlar. Turboşarjin bileşenleri şekil 2.37'de gösterilmiştir.



Şekil 2.37: Turboşarj Bileşenleri

Türbin, motorun egzoz gazlarını gerekli işi üretmek için kullanır ve kompresörün dönmeye başlaması için mil tarafından sürürlür. Kompresör, havayı basınçlandırarak yanma odasına il etir. Yanma odasında, yakıt-hava karışımı akışında bir artış olur, çünkü yakıt miktarı hava fazlaıyla orantılıdır [33].

Daha fazla yakıt yakıldıkça, güç çıkışı içten yanmalı motor verimliliği ile artar. Bu döngü, şekil 2.38'de gösterilmektedir. Bu sonuçlar, ilk ve başarılı uygulamasında Alfred Büchi tarafından ilk olarak keşfedilmiş olup, %40'tan fazla bir güç artışı elde edilmiştir [32]. Bu artış, güchte olduğu gibi verimlilikte de turboşarji, araçlarda yaygın olarak kullanılan bir cihaz haline getirmiştir.



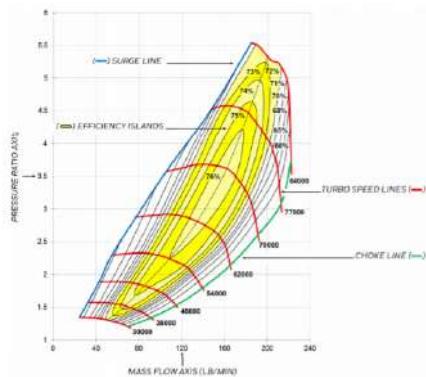
Şekil 2.38: Turboşarj Çalışması [35]

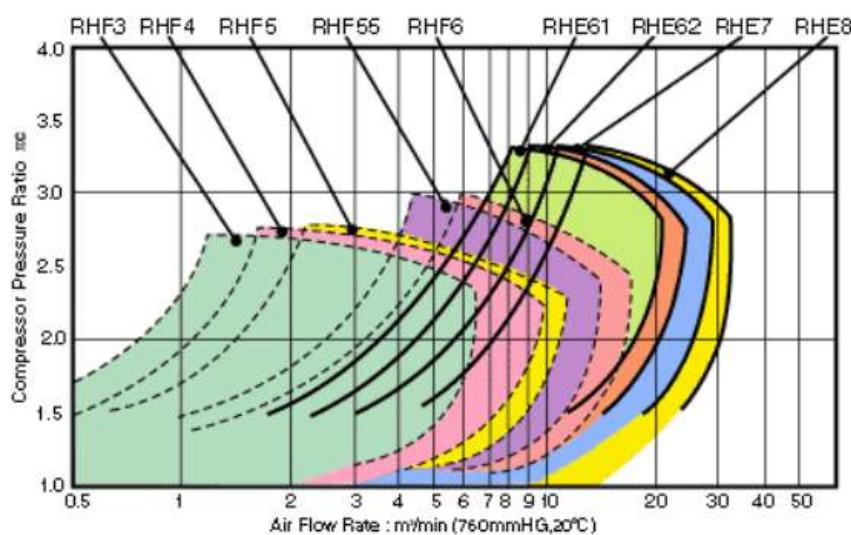
Bir turboşarjin geliştirilmesi, kompresör ve türbin kanatlarının yanı sıra bunların muhafazalarının tasarımını içerir. Kanat tasarımları, havanın nasıl aktığını bilmek için CFD, Hesaplamlı Açışkanlar Dinamiği, ile analiz edilir. Muhafazaların tasarımı açısından, rotor ile muhafaza arasındaki boşluğun, rotorun hava akışını iletebilecek kadar küçük olması gereklidir. Aksi takdirde, akışın kayma olasılığı vardır.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

rotor kenarı ile muhafaza arasındaki [33].

Genel olarak, belirli bir turboşarj hakkında daha fazla bilgiye ihtiyaç duyulursa, üreticinin turboşarjin kompresörünün performansını tanımlayan bir grafiği vardır; bu grafik basınç oranı, kütle akış hızı, turbo hızı ve verimlilik bölgelerini içerir. Kompresör haritası olarak adlandırılan bu grafik, belirli bir basınç oranı için bu kompresörün hava akış hızının ne olacağını bilmeye olanak tanıyan önemli detaylar sunar. Şekil 2.39, grafikteki farklı performans özelliklerini tanıyararak sunulmuştur. Aşağıda, gözlemlenen özelliklerin kısa bir açıklaması bulunmaktadır [34].





Şekil 2.40: RHB31V ZZ21 Kompresör Haritası [36]

Bölüm 3

Metodoloji

Bu bölüm, mini-turbojetin her bir bileşeninin tasarım ve üretim sürecinin nasıl gerçekleştirildiğini belirtmektedir. Motorun her bir bileşeni tasarlanmış olup, tasarım için boyutların nasıl elde edildiği ve her bileşen için hangi malzemelerin kullanıldığı açıklanmaktadır. İkinci bölüm, seçilen üretim sürecini tanımlamaktadır. Metodolojinin akış diyagramı, bölüm 3'ün sonunda bulunan şekil 3.9'da sunulmaktadır.

3.1 Boyutlandırma Süreci

3.1.1 Kompresör

Bu motorun boyutlandırılması için başlangıç noktası kompresördür. Bu deneyel proje için seçilen kompresör, IHI şirketine ait turbo RHB31 VZ21 modelidir.

Literatür incelemesine göre, benzer projelerde kullanılan kompresörler, örneğin Kamps'ın turbojet'i veya WPI turbojet'i, daha yüksek sıkıştırma oranı ve verimlilik sunmak için santrifüj tipindeydi. Ayrıca, turbo veya kompresör/türbin seti çevrimiçi olarak kolayca temin edilebilir ve diğer turbolara kıyasla nispeten düşük maliyetle satın alınabilir. Zaten satın alındığı için, bu kompresör bu tezi geliştirmek için kullanıldı.

Kompresörün tasarımı, tasarımının doğru olması için tam ölçülerle yapılmalıdır. Bunu yapmak için turbo üreticileriyle iletişime geçildi. Ancak, bu boyutları vermeleri mümkün olmadı çünkü bu gizli bir bilgiydi. Kompresör haritası ile ilgili bilgiler, ECOTRON teknik spesifikasyonlar belgesinde [36], Şekil 2.40'da gösterilmiştir.

Temel boyutlar, taban kalınlığı, pervane/kanat yüksekliği ve pervane giriş/çıkış çapı bir kaliper kullanılarak ölçüldü. Ancak, yalnızca pervane çıkış çapı gerekliydi.

Kamps'a göre, bir turbojet modeli, kompresör çapı 36.6 milimetre olan kendi turbojet boyutları ile, Kamps'ın kompresör çapı 66 milimetre olan bir oran ile elde edilen bir ölçek faktörü kullanılarak üretilebilir [29] yaklaşık 0.55 değerine sahip. Bu değerden, motor parçalarının tahmini boyutları elde edilmiştir.

3.1.2 Giriş Flanşı

Bu parça, difüzörü dış kasa ile sabitleyen kompresör tarafından motor kapağıdır. Worcester Politeknik Enstitüsü projesine dayanarak tasarlandı [37], ve kompresör kapağı ile bu motorun dış kasa boyutlarına göre boyutu uyarlanarak, dış kasaya çok küçük bir boşlukla oturacak şekilde tasarlandı. Ayrıca, vida delikleri

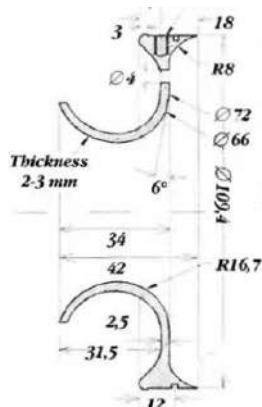
difüzör ve dış kasa delikleri ile hizalı olacak şekilde yapıldı, böylece her iki bileşenin daha iyi bir bağlantısı sağlandı.

Bu bileşenin üretimi için tercih edilen malzeme alüminyumdu. Ancak, bu malzemenin bir yedek motor bloğundan alındığı gerçeği nedeniyle metalin türünü belirtmek mümkün değildir.

3.1.3 Kompresör Kapağı

Bu bileşen, difüzör kanatlarının çapına göre tasarlandı, böylece kapak aşırı büyütülmemiş ve vida delikleri difüzör kanadı delikleriyle hizalanmıştır. Ardından, kompresörü barındıran parçaya geçildi. Kompresörün çevresindeki giriş boşluğu 0.3 milimetreden fazla olmamalıdır ki kabul edilebilir verimlilikler elde edilebilsin [29].

Ancak, kompresör kapağının toleranslara uygun bir şekilde tasarımında başarılı olmak için, kompresörün döner kısmının eğriliğini belirlemek amacıyla bir 3D taraması yapılması gerekiydi. Ancak, bir 3D taraması elde etmek mümkün olmadığından, kapak kompresörün dışarıdan ve içeriye doğru çaplarının çemberleri yapılarak tasarlandı. Şekil 3.1'de bu tasarım için başlangıç noktası bulunmaktadır.



Şekil 3.1: Kompresör Kapağı [29]

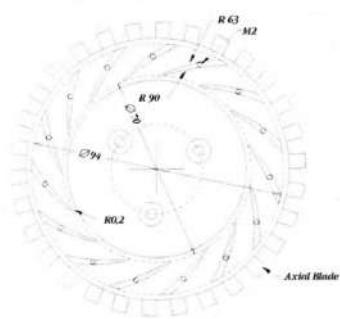
İncelenen literatürde, bu parça için önerilen malzeme alüminyumdur. Bu nedenle, bu malzeme kullanılarak inşa edilmesine karar verildi. Ne yazık ki, alüminyum türünün spesifikasyonunu bilmek mümkün değil, çünkü bu da bir yedek motor bloğundan alınmıştır.

3.1.4 Difüzör

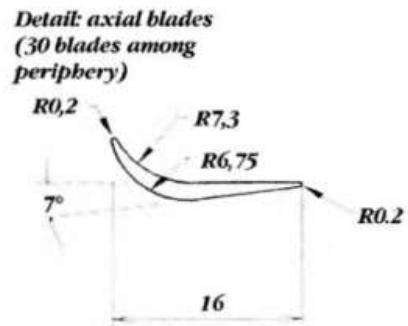
Tasarımı en zor ve zorlu parça difüzördü. İlk adım, difüzör stilini seçmektir: kanatsız mı yoksa kanatlı mı, eğer kanatlıysa düz, ileri eğimli veya kama şeklinde kanatlar arasında karar vermek. Literatürde gözlemlenen örneklerden, sabitleme vidalarını dikkate alarak kama şeklinde kanatlı bir difüzör tasarlamaya karar verildi; bu, kompresör kapağının difüzöre yapışmasını sağlar ve gaz akışının sızıntılarını önler [29].

Öncelikle, difüzör Kamps difüzörüne bağlı olarak boyutlandırıldı. Thomas Kamps'ın kitabı, [29] difüzör boyutlarını gösterir ve Eksenel bıçak profilini içerir, Şekil 3.2'de gösterilmiştir ve d 3.3.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



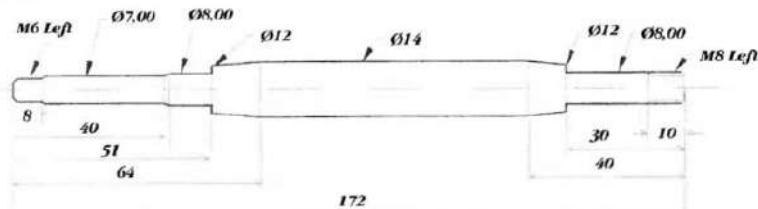
Şekil 3.2: Difüzör [29]



Şekil 3.3: Difüzör Kanat Profili [29]

3.1.5 Mil ve Mil Kafesi

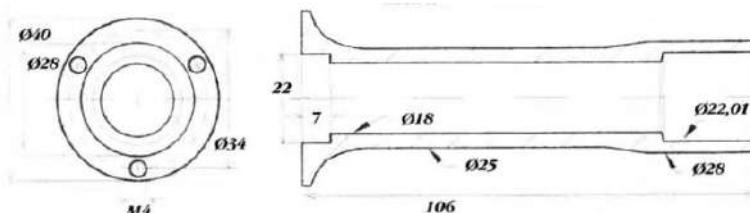
KJ66 , AMT Olympus veya Kamps motoru gibi mini-turbojet mil tasarımlarını incelediğimizde, tasarımların nispeten eşit olduğu gözlemlendi. Bu nedenle, Kamps'ın Şekil 3.4'te tanımlanan mil boyutlarını küçülterek mil boyutlandırdı.



Şekil 3.4: Mil [29]

Mil, rulman yerlerinde bulunan iki rulmani barındırır ve rulmani milin her iki tarafında konumlandırır. Adımlar, rulmanların yerinden kaymasını önlemek için sıkı oturması içindir. Bu mili üretmek için, daha fazla işlenmek üzere paslanmaz çelik bir çubuk malzeme olarak seçilmiştir.

Mil kafesi, mil gibi, iki rulman ile milin içinde tutmak ve difüzörü, kafese sabitlenmiş vidalarla birleştirmek için tasarlandı; ayrıca stator kafesi de kafese sabit vidalarla bağlanacaktır. Mil kafesi tasarımlarının çeşitliliğine rağmen, belirlenen tasarım, difüzör ve stator kafesini sabitlemek için vidalar için yer açmak amacıyla kafesin her iki ucunda genişleyen basit ve düz bir tasarım olacaktır. Boyutlandırma, şekil 3.5'te temsil edilen mil kafesi boyutlarını ölçühimize uyacak şekilde adapte ederek gerçekleştirildi.

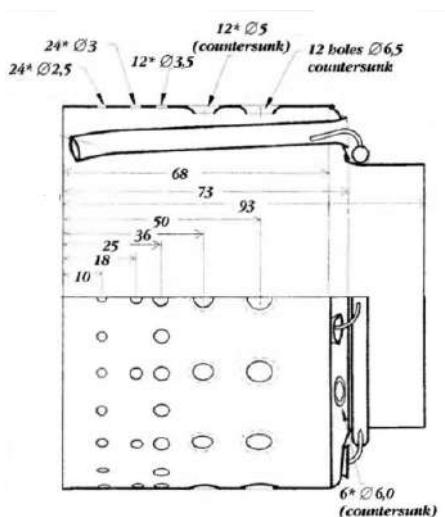


Şekil 3.5: Mil Kafesi [29]

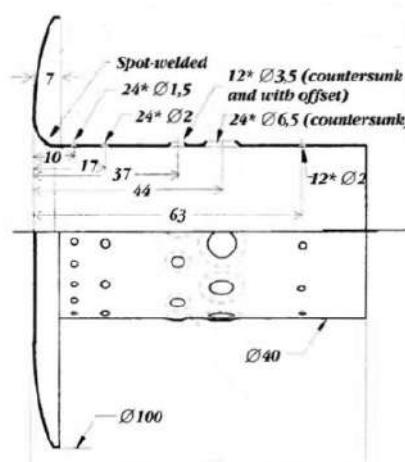
Mil kafesi alüminyumdan yapılmıştır, ancak türü belirlemek mümkün değildir çünkü yedek bir motor bloğundan çıkarılmıştır.

3.1.6 Yanma Odası

Optimal olduğu düşünülen yanma odası tasarımı, halkasal bir odadır. İncelenen lit eratürle uyumlu olarak, basit tasarımı ve pratikliği nedeniyle en iyi seçim gibi görünüyor; diğer türlere kıyasla üretim sürecini kolaylaştıracaktı. Ayrıca, yanıcı tasarı mı genellikle ampirik verilere dayanır ve amacın bir tasarım geliştirmek olmaması nedeniyle, rolünü başarıyla yerine getiren bir yanma odası seçimi, yapılacak en akıllıca seçimdi. Bu nedenle, Kamps'in yanma odası temel alınarak, boyutları ve delikleri bu yanma odasına uyacak şekilde tasarlanmaya karar verildi. İstenilen çapta bir tüp şeklinde 0.5 mm kalınlığında paslanmaz çelik levhadan oluşmaktadır ve farklı çaplarda bir dizi delik içermektedir. Aşağıdaki Şekil 3.6 ve 3.7, [29] dayanan yanma odası tasarımını göstermektedir. Yanma odası



Şekil 3.6: Dış Alev Tüpü [29]



Şekil 3.7: İç Alev Tüpü [29]

iki tüpü vardır, biri daha küçük olan tüp, daha büyük olanın içine girer. Deliklerin çapları ve delikler arasındaki mesafe, bu mini-turbojet ile ilgili olarak uygun bir boyut ve mesafeye ölçeklendirilmiştir.

3.1.7 Yakıt Dağıtıcı

Yakıt dağıtıcı, isminin belirttiği gibi, yakıtı yanma odasının buharlaşma tüplerine dağıtır. Görülen küçük gaz türbinlerinden, tasarım neredeyse aynıdır. Bu nedenle, tasarlanan yanma odası için uygun bir çapta bir enjektör halkası tasarlandı. Enjektör halkası, türbin tarafından yanma odasının iç kısmına yerleştirilmiştir ve her buharlaşma tübüne karşılık gelen çeşitli enjektörlere sahiptir. Yakıt, yanma odasına geçen ve enjektör halkasına bağlı olan dış kasa boyunca geçen bir tüpe bağlı bir dış kaynaktan gelir. Yakıt dağıtıcı, h 3 milimetre çapında [29] paslanmaz çelik bir tüpten yapılmıştır.

3.1.8 Memeli Kılavuz Kanat Sistemi

Dümen kanatları veya stator, konutun üzerine sabitlenmiş olarak, akışı turbine yönlendirir. Konut, rehber kanatları tutmanın yanı sıra, turbinin dönebilmesi için gerekli alanı sağlamak üzere tasarlanmıştır ve iki bileşen arasındaki boşluğu sabit tutarak verimliliğin etkilenmemesini sağlar.

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

Çoğu memeli kılavuz kanat sistemi tasarımı, eksensel türbinler için yapılmıştır. Ancak, memeli kılavuz kanat sistemi, radyal türbin kullanımıyla diğer tasarımlara dayalı olarak tasarlanmıştır.

[38].

Boyutlandırma, tasarımından etkilenen bileşenler ile uyumlu olarak, yanma odası, yakıt dağıtıcı ve mil kafesi gibi bileşenler göz önünde bulundurularak düşünülmüştür. Amaç, dış alev tüpünü, yakıt dağıtıcı ile birlikte, iç alev tüpünde bir flansa sabitlenecek şekilde, memeden kılavuz kanatlarla birleştirmektir.

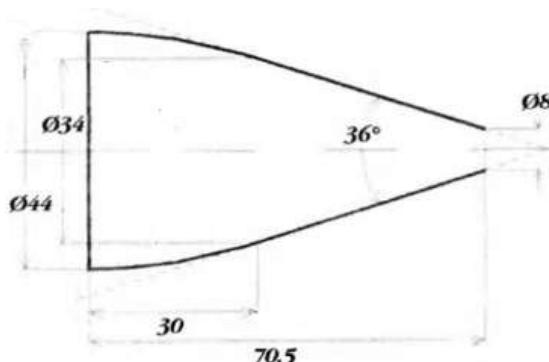
3.1.9 Türbin

Türbin, kompresör gibi, RHB31 VZZ21 turbo'dan alınmıştır.

3.1.10 Egzoz Düzeneği

Bu bileşen itme üretiminden sorumludur. Ancak, bu tez, üretilen itmenin optimizasyonunu birincil hedef olarak almamakta, bunun yerine bağımsız küçük gaz türbini tasarımı ve üretimi üzerine odaklanmaktadır. Nozul tasarımı, bu bileşenin boyutlandırmasına dayanan ve literatür taramasından elde edilen basit, yakınsayan bir nozul olup, düz bir yapı garantisini sunmaktadır. Şekil 3.8, egzoz nozulunun boyutlarını göstermektedir; ancak, bu jet motoruna uyacak şekilde küçültülmüş ve adapte edilmiştir. Bu bileşen için önerilen malzeme, 0.5 milimetre kalınlığında bir paslanmaz çelik levhadır.

[29].



Şekil 3.8: Egzoz Düzeneği [29]

3.1.11 Rulman, Yağlama ve Yakıt Enjeksiyonu

Rulmanların seçimi, rulmanın amacını dikkate alarak yapılmalıdır. Küçük bir gaz türbini için rulman, yüksek sıcaklık koşullarına ve aşırı devir hızlarına dayanıklı olmalıdır. Bu gereksinimlerle, istenen ölçülerdeki rulman setine sahip olan rulman üreticileri araştırılmıştır, böylece milde düzgün bir şekilde oturabilmeleri sağlanmıştır.

Seçilen rulmanlar, SKF şirketine ait paslanmaz çelikten yapılmış derin oluklu bilyalı rulmanlardır ve o 120000 devir/dakika [39] kadar dayanabilirler. Ayrıca, yüksek sıcaklık dayanıklılıkları çünkü devir/dakika arttıkça rulmanın sıcaklığı da artar [40]. Rulmanların yeterli bir şekilde çalışabilmesi için bir yağlama sistemi olmalıdır. Bu sistem, mil kafesine yerleştirilen iki ince paslanmaz çelik tüp ile oluşturulmalıdır ve bir yağı pompasına bağlı olmalıdır. Her bir tüp, yağlayıcının taşınması için bir rulmanın her iki tarafına girer. Tüpler, dışarıdan geçer.

difüzörün arkasına yerleştirilen mil kafesine.

Yakit enjeksiyonu, yakıt dağıtım halkasından, kasanın türbin tarafına doğru giden bir yakıt tüpü aracılığıyla dış yakıt kaynağuna yapılır. Dağıtım halkasında, yakıt daha sonra buharlaşma tüplerine geçer. Yanma odası, motorun gaz halinde veya sıvı durumda farklı yakıtlarla çalışmasına olanak tanıyacak şekilde tasarlanmıştır.

3.1.12 Dış Kasa

Bu motorun son kısmı, 0,5 milimetre kalınlığında paslanmaz çelik bir tüpten oluşmaktadır.

[29] . Kompresör tarafında, civataların kasadan geçebilmesi için bazı delikler açılmıştır ve bu delikler difüzöre ulaşmaktadır. Civatalar vidalanarak dış kasa difüzöre sabitlenmiştir. Diğer ucta, dış kasa memeden kılavuz kanatlara sabitlenmiştir. Bu bileşenin tasarımları, son tasarlanan bileşenlerden biri olduğu için, literatüre dayanarak küçültme gereği duyulmamıştır. Diğer bileşenler tasarlandığında, dış kasanın gaz jeneratörünü yeterince kaplaması gerekmektedir.

3.2 Üretim Süreci

Bu tezin inşaat kılavuzları, incelenen literatür ve model jet motorları üretimine dair çevrimiçi videolara dayanarak, motor için gerekli bileşenleri üretmekte kullanılan iki ana malzeme ile ayrılan iki alt bölüme ayrılmıştır. Bunlardan biri alüminyum, diğer ise paslanmaz çeliktir.

Alüminyum bazlı bileşenler, giriş flanşı, kompresör kapağı ve difüzördür. Bu parçaların üretimi, UBI'nin FABLAB'ı, Üretim Laboratuvarı'ndan yardım alınarak e 5- eksen CNC freze makinesinde gerçekleştirilmiştir. Üretimin hassasiyeti nedeniyle, el yapımıyla eşdeğer hale getirmenin imkansız olduğu düşünülerek burada yapılması tercih edilmiştir. 5- eksen CNC freze makinesinin istenen bileşeni üretmesi için, bu durumda CATIA yazılımından elde edilen bir .stp format dosyası gerekmektedir. Bu prosedürle, alüminyumdan yuvarlak bloklar, son derece düşük bir işletim hatası marjıyla beklenen şeke dönüştürülmektedir. Ancak, mil kafesi, bir tornavida makinesinin manuel operasyonu ile oluşturulmuştur.

Paslanmaz çelik bileşenler, bir dikey delme makinesi, bir tornavida makinesi, bir silindir ve bir su jeti makinesi kullanılarak üretildi. Öncelikle, her bileşen için tasarlanan parçaları kesmek amacıyla su jeti makinesi kullanıldı. Parçalar, paslanmaz çelik levhadan kesildi; dolayısıyla, tasarlanan bileşenlerin düz şekillerine çizilmesi gerekiyordu ve daha sonra istenen şekli elde etmek için işlendi. Sonraki işlem, iç ve dış alev tüpüne ait düz parçalarda delik açmaktı; yanma odası. Delikler, bir dikey delme makinesi kullanılarak yapıldı.

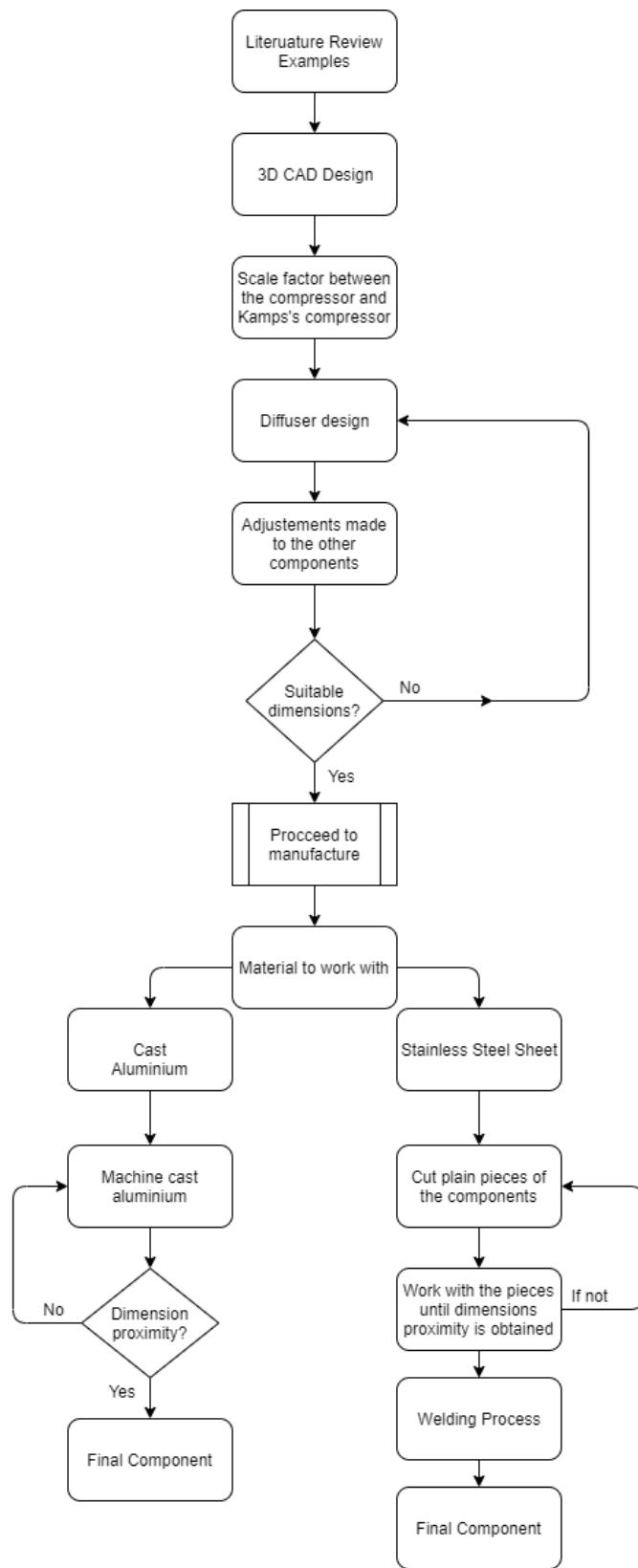
“Düz rondelalar” daha sonra ilgili bileşenlere, özellikle memeden kılavuz kanat sistemine, yanma odasının arka ucu ve muhafazaya sabitlenecektir. Atılacak bir sonraki adım, yanma odası, memeden kılavuz kanat sistemi ve muhafazanın düz parçalarını gerekli çapta kalıplamaktır. Parçanın kalıplama işlemi sona erdiğinde, “düz rondelalar” tüpleri ve düz halkaları elde etmek için kaynaklandı. Son bileşen, mil, yardımıyla

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

iki boyutlu tasarımının, tornavida makinesi ile üretildi.

Genel olarak, parçalar şekil 3.9'da görülen difüzör için kullanılan benzer bir prosedürle tasarlandı ve üretildi.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 3.9: Difüzör tasarım prosedürü

Bölüm 4

Pratik Durum

Bu bölümde, bileşenlerin boyutlandırma sonuçları ve tasarımları sunulacaktır. Ayrıca, bileşenleri elde etmek için izlenen üretim süreci derinlemesine açıklanacaktır ve bunların nasıl işlenildiği anlatılacaktır.

4.1 Boyutlandırma Sonuçları

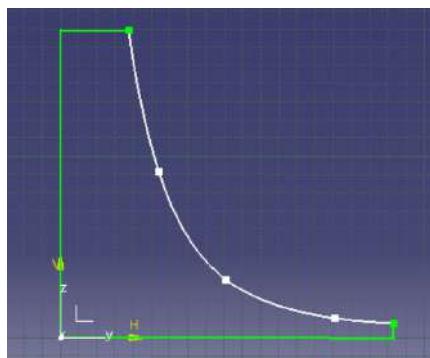
Küçük turbojetin son boyutları, Ek B ve C'de montaj tasarımları ile birlikte tanımlanmaktadır. Boyutlandırma, daha önce belirtildiği gibi, bu tasarıma uyacak şekilde karşılaştırılan empirik verilerle gerçekleştirilmiştir. Tüm bileşenlerin tasarımları sırasında yapılan ayarlamalar nedeniyle, bazı parçalar ölçek faktörünü tam olarak takip etmemiştir. Tasarım, parçaların montajı tamamlandığında, tüm bileşenlerin hizalanıp hizalanmadığını ve düzgün bir şekilde oturup oturmadığını doğrulamak için sonlandırılmıştır.

4.2 Mini-Turbojet Prototipinin Tasarımı

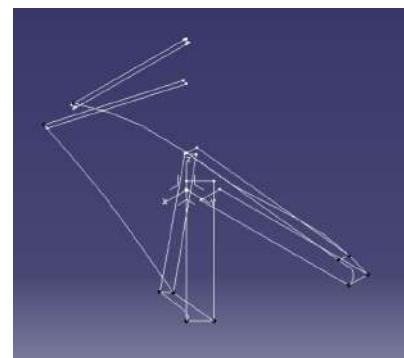
Bu küçük gaz turbininin bileşenlerinin tasarımı, önceki bölüm 3'te kısaca açıklanmıştır. Bu bölümde ise, gaz turbini bileşenlerinin şekil ve boyutlarını elde etmek için uygulanan tasarım teknikleri açıklanacaktır. Mavi baskı, Dassault Systèmes'e ait CATIA V5R18 yazılımı kullanılarak oluşturulacaktır.

4.2.1 Kompresör

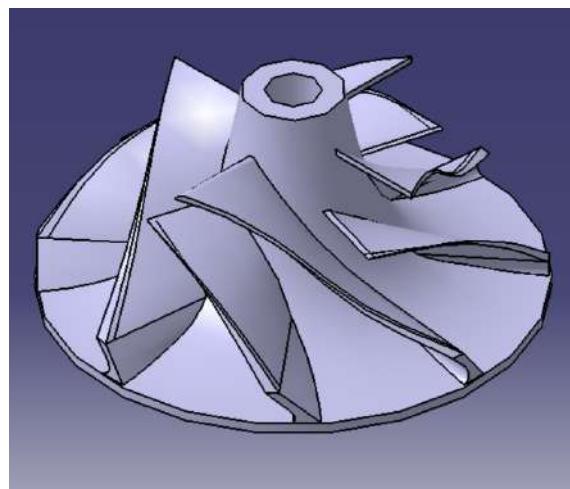
Kompresör tasarımları anlamak için bir zorluktu ve fiziksel boyutlarından mümkün olduğunda sapmadan CATIA yazılımında çoğaltılmaya çalışıldı. Başlangıç olarak, şekil 4.1'de gösterildiği gibi kompresörün temeli çizildi. Mil CAD işlemi takip edildi, görsel bir perspektiften, şekil 4.2'de bulunan kompresör kanatlarının profili çizildi. Son olarak, taslaktan katı kanatları oluşturmak için çok bölümlü katı uygulandı ve milin oturması için kompresörden geçen bir delikle genel tasarım tamamlandı. Nihai ürün şekil 4.3'de gösterilmektedir.



Şekil 4.1: Kompresör CAD mil işlemi



Şekil 4.2: Kompresör CAD Kanatları Taslağı



Şekil 4.3: Kompresör CAD görünümü

4.2.2 Giriş Flanşı

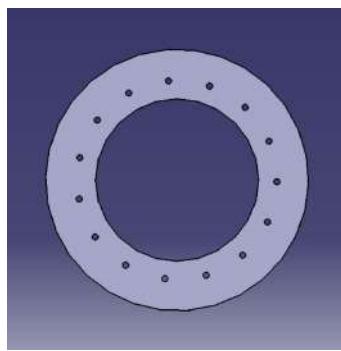
Bu bileşenin tasarımı basit ve doğrudandı. Başlamar için, kompresör kapağı boyutuna saygı göstererek bir taslak hazırlandı, böylece düzgün bir şekilde oturabilirdi. Ayrıca, difüzör ve dış kasa için bağlantı sağlamak üzere yeterli alan verildi. Giriş flanşının taslağı, şekil 4.4, bir mil işleme uygulanarak, şekil 4.5, 4.6 ve 4.7'de gösterilen katı şekline dönüştürüldü ve difüzöre (ön taraf) ve dış kasaya sabitlemek için deliklerle birlikte sunuldu.

(yan görünüm). Tasarlanan parçanın izometrik görünümü şekil 4.8'de gösterilmektedir.

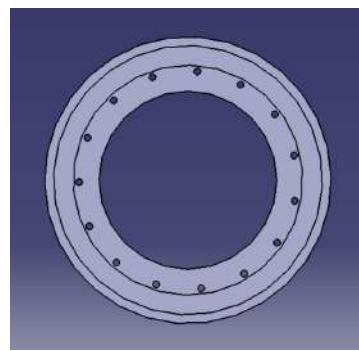


Şekil 4.4: Kompresör CAD görünümü

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



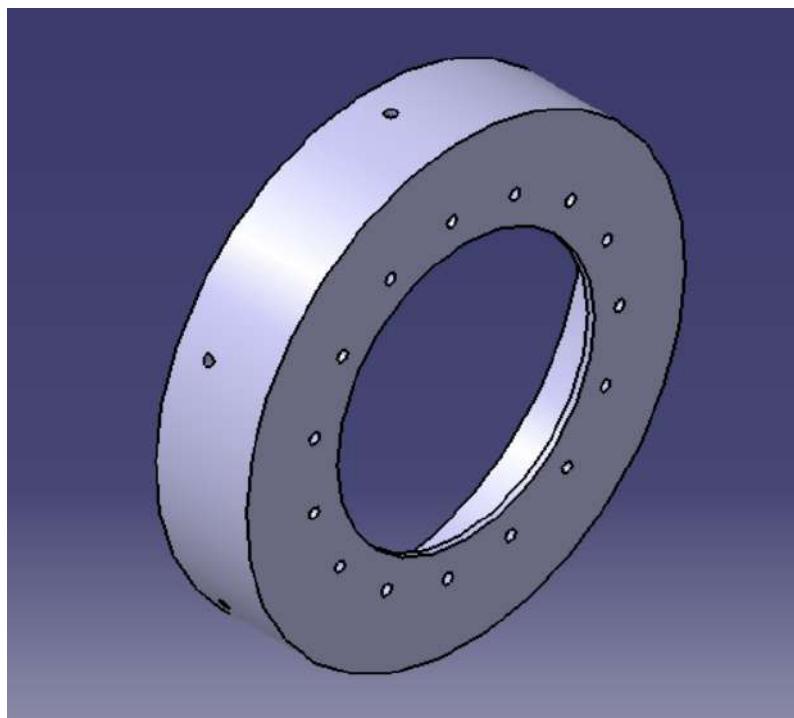
Şekil 4.5: Giriş Ön Görünümü



Şekil 4.6: Giriş Arka Görünümü



Şekil 4.7: Giriş Yan Görünümü



Şekil 4.8: Giriş İzometrik Görünümü

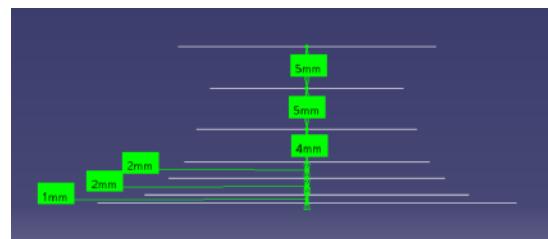
4.2.3 Kompresör Kapağı

Bu tasarım, kompresörün çıkış ve giriş çaplarına dayanmaktadır. Çok bölmeli katı uygulayarak, şekil 4.9'da sunulan eskizler kullanılarak tasarlanmıştır. İç çevreler, rotor ile kompresör kapağının iç duvarları arasındaki 0. 3 m milimetre tolerans boşluğunu dikkate alarak çizilmiştir. Dış çevreler, çok bölmeli katı uygularken ve katı kaldırma işlevini kullanarak, önerilen 2 milimetre kalınlığı sağlamak için tasarlanmıştır [29]. Çevrelerin yüksekliği, kompresör kanatlarının yüksekliği ve çıkış yüksekliği ile ilişkilendirilerek çizilmiştir. Şekil 4.10, çevrelerin yükseklik ölçülerini birlikte eskizini tanımlamaktadır. Ayrıca, delikler, katı ürün tasarımdan sonra, difüzöre sabitlemek için doğru çap ile açılmıştır. Kompresör kapağının tasarımı şekil 4.13'te, yan görünüm şekil 4.11 ve arka görünüm şekil 4.12 ile birlikte gösterilmektedir.

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



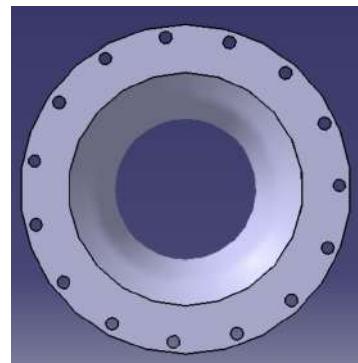
Şekil 4 .9: Kompresör Kapağı taslağı



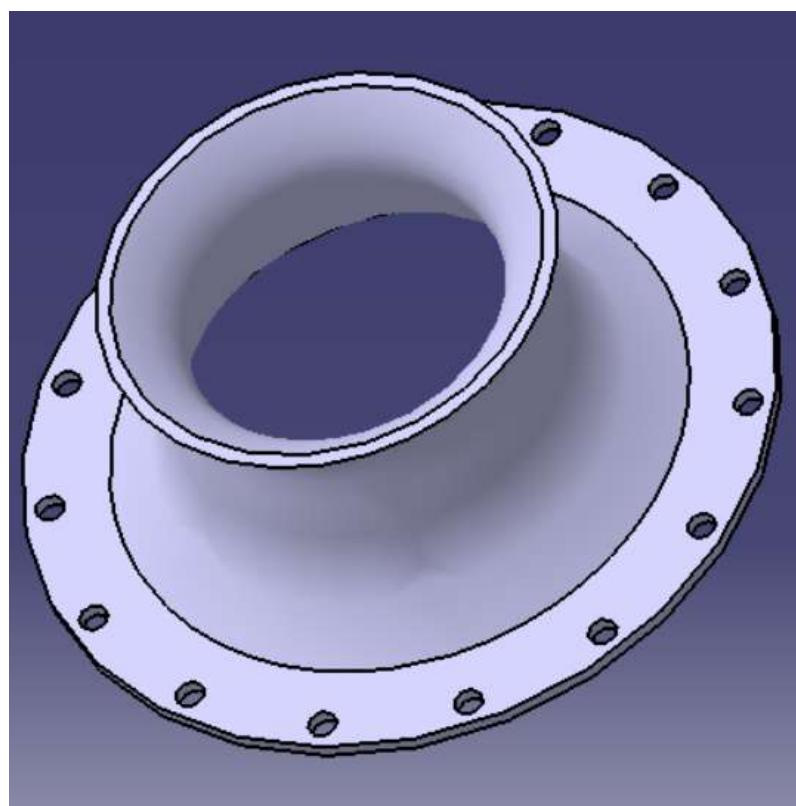
Şekil 4 .10: Kompresör kapağı tasarım düzlemleri yüksekliği



Şekil 4.11: Kompresör Kapağı yan görünüm



Şekil 4.12: Kompresör Kapağı arka görünüm

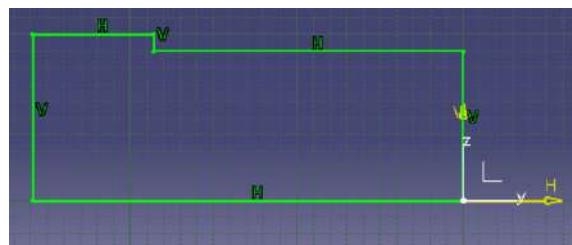


Şekil 4.13: Kompresör Kapağı izometrik görünüm

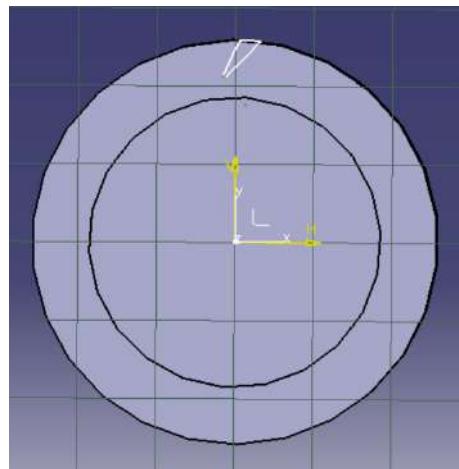
Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

4.2.4 Difüzör

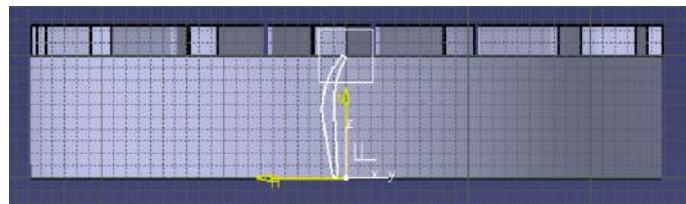
Bu parçanın başlangıç noktası, eksensel ve koni şeklindeki kanatların oluşturduğu küçük bir silindirdir. Bu tasarım, daha önce bahsedilen Thomas Kamps'ın kitabında, bölüm 3'te önerilen boyutlar ve açılarla saygı göstererek yapılmıştır. Temel, mil çalışması aracılığıyla kompresörü yerleştirmek için alan ile tasarlanmıştır, ardından koni şeklindeki ve eksensel kanatların tasarımları gerçekleştirilmiştir. Bu, şekil 4.15 ve şekil 4.16'da gösterilmiştir.



Şekil 4.14: Difüzör Tabanı

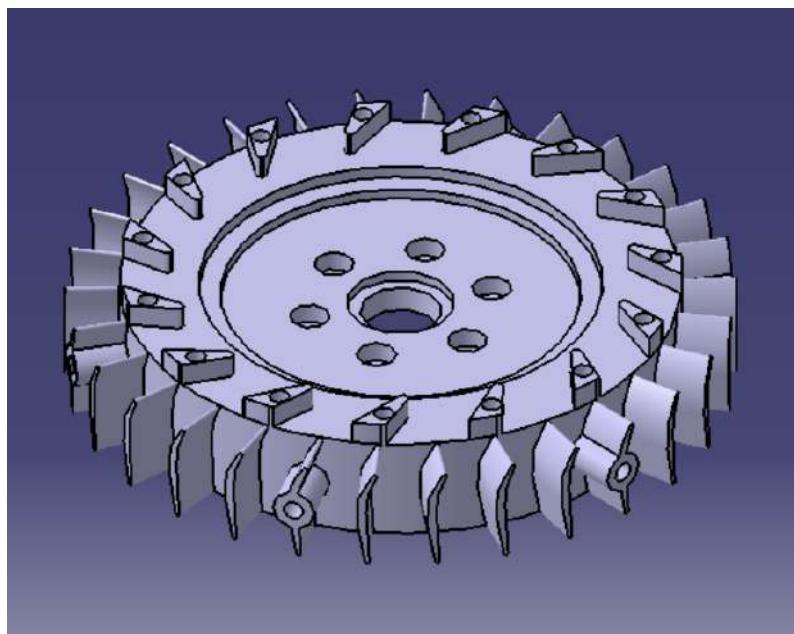


Şekil 4.15: Difüzör Yastık Şekilli Kanat



Şekil 4.16: Difüzör Eksenel Kanat Profil

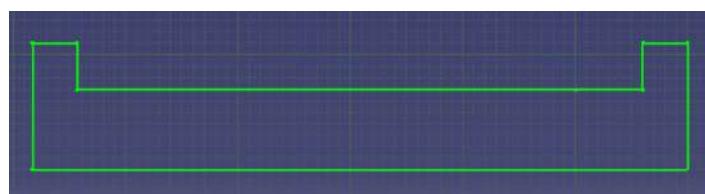
Koni şeklindeki kanatlar, şekil 4.15'te gösterildiği gibi, kompresör tekerleği çapının 1.15 katı kadar bir boşluk ile tasarlandı [29]. Difüzör, şekil 4.17, mil kafesine ve dış kasa ile sabitlemek için delikler açılarak tamamlandı.



Şekil 4.17: Difüzör izometrik görünüm

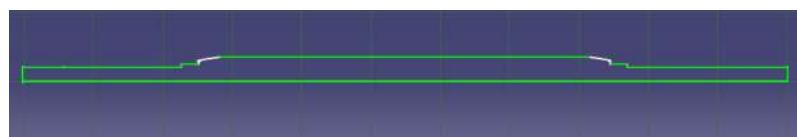
4.2.5 Mil ve Mil Kafesi

Mil kafesi, NGV, CC ve difüzörün tamamlanan tasarımlarının bir sonucu olarak tasarlanan ilk parça oldu. Amaç, yalnızca NGV ile difüzörü bağlayan sağlam bir yapı tasarlamaktı; bu yapı, küçük boyutlu bir turbojetin inşasında kullanılan diğer kafes yapılarının genel tasarımına uyuyordu. İlk olarak, difüzöre veya NGV'ye sabitlemek için daha uygun bir tasarım olduğu için daha düz bir tasarım tercih edildi; bu tasarımda vidalar ve somunlar, sabitleme elemanları olarak kullanıldı. Tasarım düşünüldükten sonra, taslağı hazırlandı. Bu, mil çalışması kullanılarak tasarlanan kompakt bir çubuk ile birleştirilmiş iki kalın halkadan oluşmaktadır. Bu işlem, şekil 4.18'de gösterilen taslağa uygulanmıştır.



Şekil 4.18: Mil Kafesi Taslağı

Daha sonra, difüzörü ve NGV'yi sabitlemek için, ayrıca rulmanlarla birlikte milin geçişi için alan sağlamak amacıyla delikler açıldı. Konutun iç kısmı, türbin tarafında, bir ip ve bir manşon için alan sağlamak üzere genişletildi. İkinci kısmı, mil, ayrıca aşağıdaki şemaya uygulanan mil işlemi kullanılarak oluşturuldu ve şekil 4.19'da gösterildi.



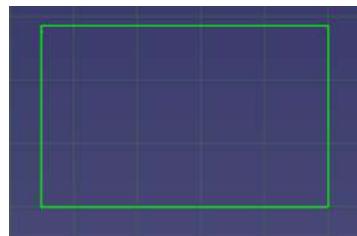
Şekil 4.19: Mil Taslağı

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

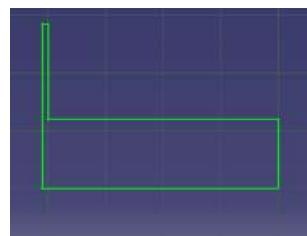
Milin uzunluğu, mil tarafından geçen tüm parçalar doğru pozisyonlarda tasarlandığında ve monte edildiğinde elde edildi. Montaj modu kullanıldı ve mil için gerekli uzunluk ölçüldü. Daha sonra, gerçek bileşenin tasarımları tamamlandı ve Ek C'de gösterildi.

4.2.6 Yanma Odası

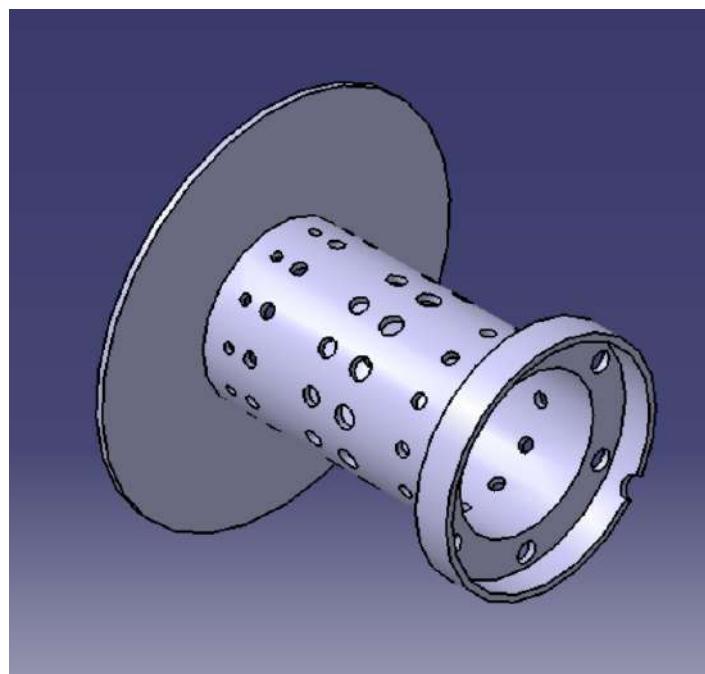
Bu parça, toplamda 132 delikten oluşan iki tüpten oluşmaktadır; burada 72 delik birincil bölgeye, 48 delik ara bölgeye ve kalan 12 delik seyreltme bölgесine dağıtılmıştır. İlk adı m, dış alev tüpünün çapını ve uzunluğunu elde etmekti. İç alev tüpü için aynı prosedür takip edildi, ancak tasarımına yanma odasının bir ucunu kapatan bir kapak ve yakıt dağıtıcı halkası için destek eklendi. Tasarım, şekil 4.44 ve şekil 4.43'te gösterilen ilk çizimlere dayanarak mil çalışması kullanılarak tamamlandı. Yakıt halkası dağıtıcı için destek, daha sonra kaynak yapılmak üzere uygun bir çap ile tasarıma eklendi; bu, şekil 4.22'de dış alev tüpünün genel görünümü ile gösterilmektedir, şekil 4.23.



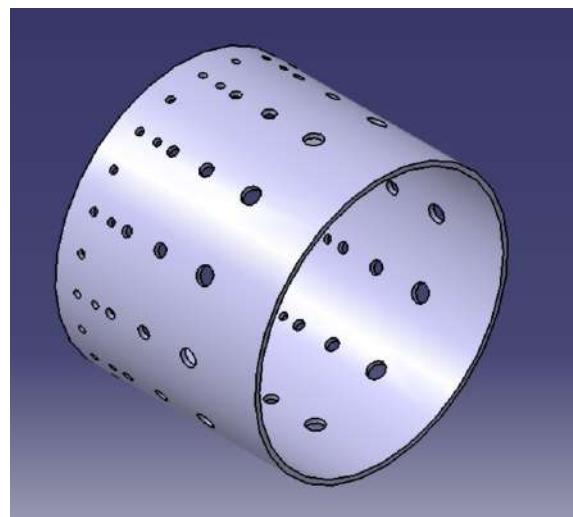
Şekil 4 .20: Dış Alev tüpü taslağı



Şekil 4 .21: İç Alev tüpü taslağı



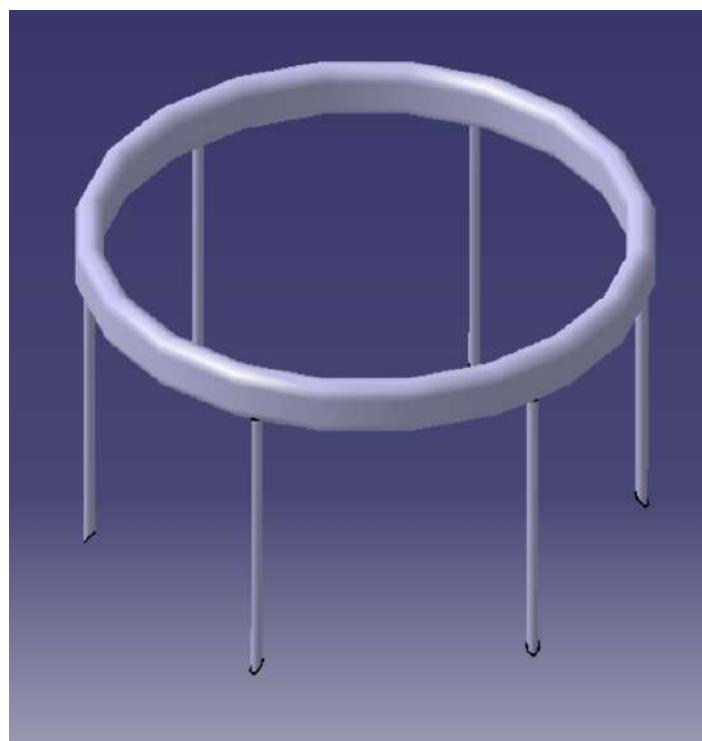
Şekil 4 .22: İç Alev tüpünün izometrik görünümü



Şekil 4 .23: Dış Alev tübü izometrik görünüm

4.2.7 Yakıt Dağıtıcı

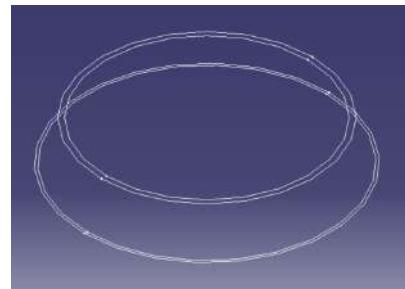
Bu tasarım, 3 milimetre çapında bir tüp çizerek başlandı. Tüp elde edildikten sonra, yakıtın buharlaşma tüplerine dağıtıımı için CAD yazılımının pad ve pocket fonksiyonunu kullanarak d 6 iğneler oluşturuldu. İğneler, küçük turbojetin inşasında daha sonra kullanılan gerçek iğnelerin benzer bir temsilidir. Yakıt halkasının bir görüntüsü şekil 4.24'te sunulmaktadır.



Şekil 4 .24: Yakıt halkası

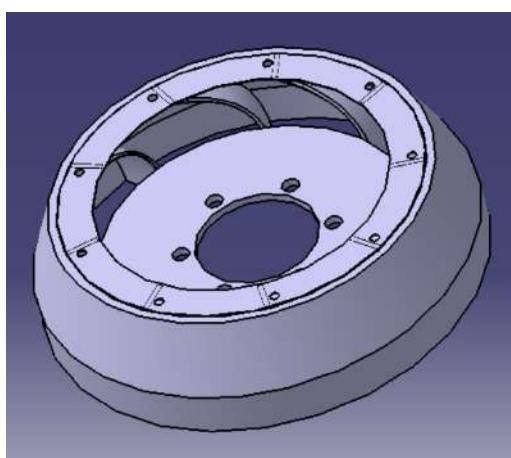
4.2.8 Dümen Kılavuz Kanat Sistemi

Bu parça, çevrimiçi bir videodan gözlemlenen NGV sistemine göre tasarlandı [38]. Bu tasarım, farklı parçalarla montaj yerine tek bir parça olarak yapıldı. Öncelikle, mil kafesinin bir ucunun sabitleneceği taban oluşturuldu. Tabanı çevreleyen parça ve rehber kanatlar, şekil 4.25'te sunulan taslakta çoklu kesim ve katı kaldırma işlevi kullanılarak oluşturuldu.

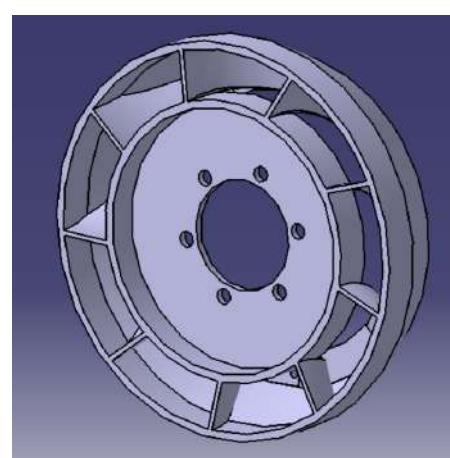


Şekil 4.25: NGV sistemi

Türbin kanatlarının tasarımı, kompresör ve türbin kanatlarının tasarım sürecine benzerdi. Tek değişiklik, taslağı çizmek için seçilen planlanan konumda oldu. İki taslak bulunmaktadır; bunlardan biri türbinin tabanına bağlıken, diğeri bir rondelaya bağlıdır. Rondela, çevresindeki NGV sisteminin üst kısmıyla hizalanacak şekilde konumlandırılan son tasarlanan parcadır. Katı tasarım ile, mil kafesine ve türbin tarafındaki aralayıcıya vidaların sabitlenmesine izin verecek delikler açıldı. Uç parça, şekil 4.26 ve şekil 4.27'de gösterilmektedir.



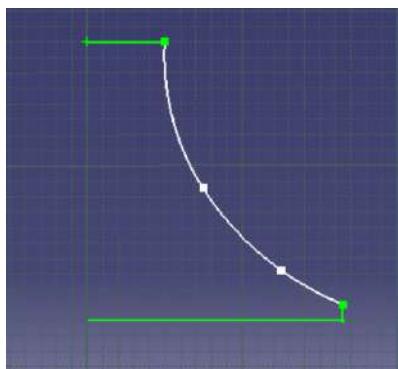
Şekil 4.26: Memeli Kılavuz Kanat Sistemi görünümü



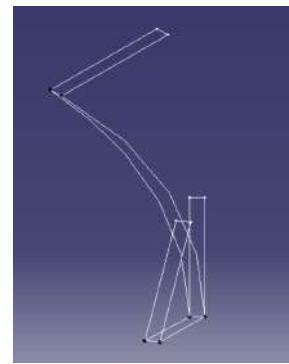
Şekil 4.27: Memeli Kılavuz Kanat Sistemi görünümü

4.2.9 Türbin

Turbo RB21 VZ21 turbini yeniden üretme prosedürü, kompresör tasarımına benzerdi. Öncelikle, şekil 4.28'de gösterildiği gibi, induktör çapına saygı göstererek türbin kanatları için bir temel tasarlandı. Alınacak ikinci adım, kanatların görsel perspektiften taslağını çizmektir. Kanatların tasarımı, induktör kanadı yüksekliği ve ekstrüder kanadı yüksekliği üzere iki farklı yüksekliğe göre iki taslağa ayrıldı; bu, şekil 4.29'da gösterilmektedir.

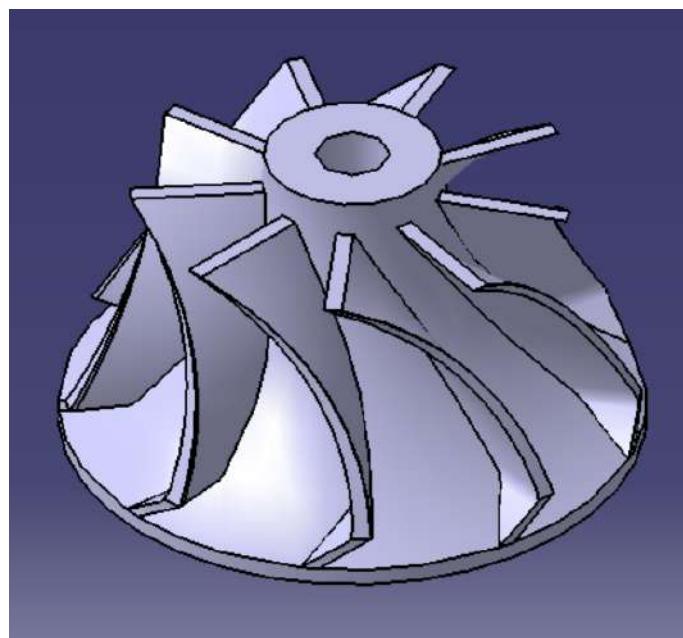


Şekil 4.28: Türbin mil işlemi şeması



Şekil 4.29: Türbin kanadı şeması

Tasarım, mil ve çok bölümlü katı fonksiyon kullanılarak, sırasıyla tamamlandı. Nihai ürün şekil 4.30'da gösterilmektedir.

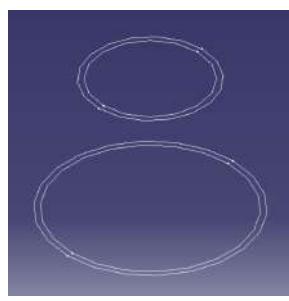


Şekil 4.30: Türbin izometrik görünümü

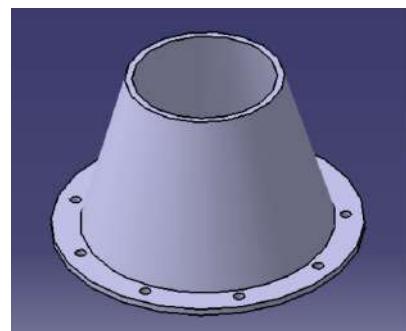
4.2.10 Egzoz Düzeneği, Dış Kasa ve Rulmanlar

Türbin, referans alınan çaplar ve yükseklik temelinde bir egzoz düzeneği tasarlamak için, indüktör çapı ve egzozdan ölçüldü, ayrıca kanadın yüksekliği de dikkate alındı. Çizimlerin etraflarının taslaklarıyla başlayarak, şekil 4.31'de temsil edilen taslaklara uygulanan kaldırma ve çoklu katı işlevinin kullanılmasıyla devam edildi. Ayrıca, egzoz düzeneğinin tabanına bir bağlantı elemanı olarak işlev görecek yuvarlak bir parça eklendi; bu, civataların geçmesine ve set NGV sistemi, egzoz düzeneği ve dış kasa birlikte sabitlenmesine olanak tanıdı. Nihai ürün şekil 4.32'de gösterilmektedir.

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

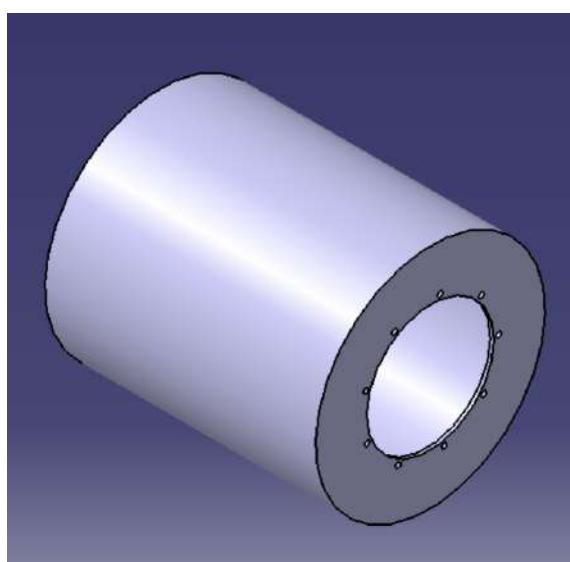


Şekil 4 .31: Egzoz Düzeneği Taslağı



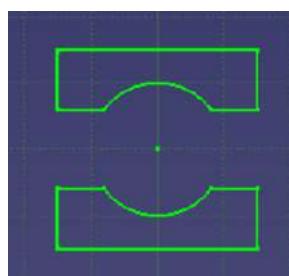
Şekil 4.32: Egzoz Düzeneği izometrik görünümü

Dış kasa, yanma odasıyla aynı tasarım prosedürüne sahip olduğu için tasarımını en kolay bileşendi. Bu, şekil 4.3'te gösterilmektedir.

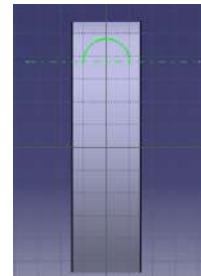


Şekil 4.33: Dış Kasa izometrik görünümü

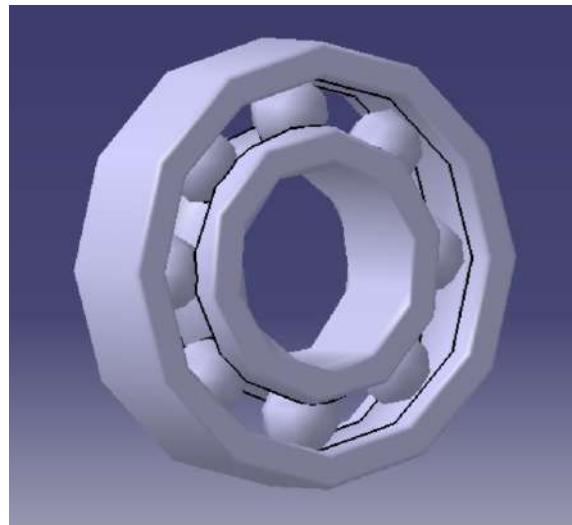
Son bileşen olan rulmanlar, model 618/5 [39] ile ilgili olarak SKF şirketinin sitesinde verilen boyutlara uygun olarak tasarlandı. Atılan ilk adım, mil işlemi için şekil 4.34'te tanımlanan taslağı kullanarak küreleri çevreleyen halkaların tasarımımıydı. Bir sonraki ve son adım ise kürelerin tasarımımıydı. Bu da, şekil 4.35'teki taslağa uygulanan bir mil işlemi için bir tasarımındı ve dokuz adet doğru bir şekilde konumlandırılmış küreyi çoğaltan bir daire deseni ile takip edildi. Rulman 618/5 nin reproduksiyonu şekil 4.36'da gösterilmektedir.



Şekil 4 .34: Rulman Kafesi Taslağı



Şekil 4 .35: Rulman Küreleri Taslağı



Şekil 4 .36: Rulman 618/5 e örneği

4.3 Bileşenler Üretimi

Bu aşamada, çeşitli bileşenlerin konsept tasarımları tamamlandığında, üretim süreci başlatıldı. Bu süreç, istenen parçaları üretmek için alınan farklı makineler ve adımlar serisini içerir. Çoğu bileşen için benimsenen ham madde, bu tür çeliğin korozyona, aşırı sıcaklıklara ve yüksek dayanıklılığa karşı direnci gibi fiziksel özellikleri nedeniyle, levha formunda paslanmaz çelikti [41]. Ayrıca, bu malzemenin, küçük ölçekli turbojetlerin belirli bileşenleri için malzeme olarak incelenen literatürde sıkça bulunduğu görülmüşdür. Diğer tercih edilen ham madde ise, hafifliği, yüksek dayanıklılık-ağırlık oranı, korozyona dayanıklılığı, sağlamlığı, kolay işlenebilirliği ve montaj tasarımları ile karakterize edilen dökme alüminyumdu [42].

Üretim aşaması, kullanılabılır durumda olan bir motor bloğunun kalıntılarından dökme alüminyum ile başladı. İlk adım, döküm süreci için yeterli alüminyum kesmekti. Alüminyumun eritilmesi için bir kap yapmak ve alüminyum şekillendirme işlemi tamamlandıktan sonra kalıpları doldurmak amacıyla bazı çelik atık parçaları kesilip koyanak yapıldı. Şekillendirme için, şekil 4.37'de gösterildiği gibi, fırın ısıtıldı ve alt delik kısmına bir meşale yerleştirildi. Alüminyum eritilirken en düşük mümkün safsızlık miktarını elde etmek için, sıvı fazdaki alüminyum ile karıştırıldığında, malzeme safsızlıklarının çoğunu döküm kabının üst kısmına iten kimyasal bir madde olan sodyum karbonat uygulandı. Ancak, bu arıtma yöntemi tamamen verimli değildir. Daha sonra, daha önce elde edilen çelik kalıplara dökme alüminyum döküldü. Kalıplar, altında bir taban bulunan kalın, büyük, tüp şeklindeki çelikten oluşan oldukça basit bir şekilde üretildi. İşleme süreci için marj vermek amacıyla büyük çaplı kalıplar seçildi. Alüminyum soğuduğunda, kalıplar taşlama tekerleği ile kesilerek çıkarıldı. Dökme alüminyum, aşağıda şekil 4.38'de gösterilmektedir.

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 4 .37: Fırın



Şekil 4 .38: Dökme alüminyum

Üretim süreci, her biri bileşenleri üretmek için kullanılan işleme prosedürü ile kategorize edilen farklı bölümlerde organize edilmiştir ve ardından hangi parçaların ve nasıl üretildiğini açıklamaktadır.

4.3.1 Şekillendirme Süreci

Paslanmaz çelik, bir milimetre kalınlığında bir levha şeklinde bir metal işleme atölyesinden temin edildi. Paslanmaz çelik levha ile yapılan ilk deneme, 0. 5m m kalınlığında oldu, çünkü bu önerildi [29]. Ancak, levhanın kalınlığı, gerekli üretim yöntemlerinin uygulanması için yetersizdi, bu nedenle bir milimetre kalınlığındaki levha tercih edildi.

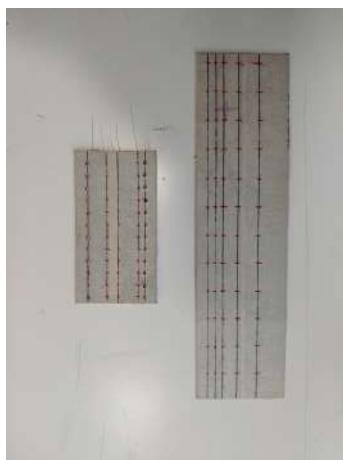
Öncelikle, parçalar, CATIA V V5 kullanılarak, boyutlarına göre, düz şekillerinde tasarlandı. Taslak veya mavi baskı, .dxf dosya formatı spesifikasyonuna sahip bir tasarruf seçeneği sayesinde gerçekleştirildi. .dxf dosya formatı, su jeti kesici yazılımının, paslanmaz çelik levhada yapılacak kesimleri okumak için gereklidir. Aşağıda, şekil 4.39'da bir parça örneği gösterilmektedir.



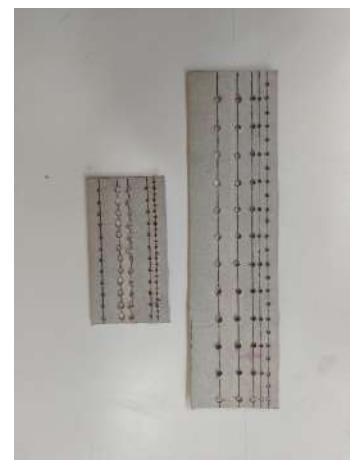
Şekil 4.39: Su jeti ile kesilen parçaların örnekleri

Sonraki adım, yanma odası için deliklerin açılmasıydı; bu işlem, şekil 4.39'un sol ucundaki iki dikdörtgen parça için kapak ile devam etti ve kağıt yapıştırıcı bant uygulandı.

İki parçanın üstüne. Kağıt yapıştırıcı bant üzerinde, bir cetvel ve dik açı ile yardım alarak çizgiler ve noktalar çizildi. Deliklerin konumunu işaretleme işlemi tamamlandığında, delikler, aşağıdaki çaplarda, milimetre cinsinden: 0.75, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5 olan matkaplar kullanılarak bir dikey delme makinesi ile açıldı. İlk denemedede, 0. 5- milimetre kalınlığındaki levha ile delikler açılıbıldı ancak matkaplar, incelikleri nedeniyle çok kırılgandı. Sonuç olarak, delme işlemi sırasında, daha ince matkaplar kırıldı; delme sırasında, deliklerin işaretlenmesi için bir delici kullanmak gibi uygun bir yaklaşım sergilense de, matkapın daha stabil ve hassas bir delik açması için. Matkap, delik açarken direnç gösterdiğinde, delmeyi kolaylaştırmak için yağı uygulandı. Dikkatli bir şekilde delme işlemi yapılmasına rağmen, kalınlığın bir milimetreye çıkmasıyla, deliklerin çapı 2, 2.5, 3 ve 3.5 milimetre olarak değişti. Şekil 4.40 ve 4.41, iki küçük levhayı delmek için kullanılan yöntemi ve gerçekleştirilen delikleri göstermektedir.



Şekil 4 .40: Düz alev tüplerinde delikler



Şekil 4.41: Delik açılmış düz alev tüpleri

Paslanmaz çelikten yapılan parçalar, işlenen parçalardan daha geniş bir ahşap vurma bloğu kullanılarak şekillendirildi. Bu, parçanın katlanmadan düzgün bir şekilde oluşması için bir gereklilikdir. Parçalar, üzerine vurulduğunda katlanmaması için yeterince dayanıklı bir tüp etrafında şekillendirilmelidir. Tüp çapı, istenen çaptan biraz daha küçük olmalıdır; ancak bu teknik tamamen doğru değildir ve bu da parçaların çapının tasarlanan bileşen ölçülerinden farklı olmasına neden olmuştur. Vurma bloğu kullanılmadan önce, parçaları şekillendirmek için bir silindirik alet kullanıldı; ancak maalesef, levhanın kalınlığı, sili ndirler arasında sığmadığı için parçaların yuvarlak hale getirilmesi mümkün olmadı. Aşağıda, elle şekillendirilmiş parçalar gösterilmektedir.



Şekil 4.42: Egzoz Düzeneği



Şekil 4.43: İç Alev Şekil 4.44: Dış Alev Şekil 4 .45: Dış Kasa Tüpü



4.3.2 Frezeleme Süreci

Türbin

Bir sonraki adım, bu tez için kullanılan turboşarjin çekirdeğini, kompresörü ve türbini milinden ayırarak sökmekti. Kompresör, sadece bir somunla sıkı olduğu için kolayca çıkarıldı. Milin diğer tarafında, türbin mil ile sürtünme ile kaynaklanmıştı; bu, taşlama tekerleği kullanılarak türbinden üst somun ile birlikte çıkarıldı. Daha sonra, türbinin merkezi, tasarlanan mil ile uyumlu bir delik elde etmek için bir freze makinesinde delindi. Türbin malzemesi sert olduğundan, türbini bir uçtan diğerine delmek için bir matkap ucu kullanıldı; bu, şekil 4.46'da gösterilmektedir. Ancak, türbini delmek için seçilen etkisiz yöntem nedeniyle, matkap türbinle merkezlenmedi ve bu türbinin gelecekteki kullanımı iptal edildi; çünkü bu türbinin yüksek hızlarda kullanılması, küçük boşluğu devasa bir hale getirerek ciddi bir kazaya yol açabilir ve türbin etrafındaki hayatları tehlikeye atabilirdi. Optimal delme yöntemi, milin turbine bağlı kalmasını sağlamak ve doğru yerleştirilmiş bir tornavida makinesinde sabitlemek olacaktır; bu şekilde, matkabın merkezlenmesi sağlanacaktır.



Şekil 4.46: Delik açılmış türbin

Dümen Kılavuz Kanadı sistemi

Dümen kılavuz kanat sistemi, çevrimiçi olarak bulunan küçük model turbojetler yapma konusunda deneyimli bir kişinin prosedürüne dayanmaktadır [38]. NGV'nin çevresindeki parçalar kesilip kaynak yapıldı. Bu sistemi tamamlamak için, başka bir türbinden kanatlar kesildi; burada, kanatları rotorundan ayrı olarak ayırmak için bir taşlama tekerleği kullanıldı. Daha sonra, kanatların bazı genişlikleri, çevresindeki parçalara ve türbinin tabanına uyacak şekilde çıkarıldı. Diğer türbinden alınan kanatlar şekil 4.47'de gösterilmektedir.



Şekil 4.47: Dümen kılavuz kanatlarının Düzeneğin Kanatları

Bu bileşeni üretmek için son adım, kanatları iki metal parça arasında kaynak yapmakti; bu, şekil 4.48 ve şekil 4.49'da gösterilmektedir. Ne yazık ki, bu bileşende kanatları sabitlemek mümkün olmadı çünkü kaynak tekniği, bileşenin boyutu ve kalınlığı göz önüne alındığında çok fazla ısı açığa çıkardı.



Şekil 4.48: Türbinin tabanı



Şekil 4.49: Memeden kılavuz kanat sisteminin çevresi ve üst kısmı

Şekil 4.48'deki yıkama parçası, memeden kılavuz kanat sisteminin iç kısmını oluşturan, yanındaki dikdörtgen parça ile birlikte, kanatların bir segmentinin kaynaklanacağı türbinin tabanıdır. Şekil 4.49, sistemin üç dış parçasını göstermektedir; kanatları çevreleyen alt kısım, alt parçanın üzerine yerleştirilen konik bir parça ve ardından konik parçanın üst tabanına kaynaklanan yıkama parçası.

4.3.3 Tornalama Süreci

Alüminyum

Alüminyum bileşenler, diğer bileşenlerden farklı bir şekilde işlendi. Bu malzeme, törnavida makinesi kullanılarak işlenmiştir. Alüminyum bileşenlerin mavi baskıları yapıldı ve ancak o zaman dökme malzeme işlenmeye başlandı. Bloklar törnavida makinesine yerleştirildi ve uygun ayarda sabitlendi. Daha sonra, dökme alüminyum işlenerek, doğru form ve boyutlara sahip tasarımlı elde etmek için gerekli malzeme çıkarıldı. Ancak, parçaları işlemek ve tasarımının tam, fiziksel bir kopyasını elde etmek son derece zordur, çünkü törnavida makinesinin doğru miktarda malzeme çıkarıp çıkardığını bilmek mümkün değildir, en dikkatli şekilde çalışılsa bile. Törnavida makinesi ile işlenen bileşenler, şekil 4.50 ve şekil 4.51'de gösterilen mil kafesi ve giriş flansıdır. Kompresör kapağı ve difüzör, UBI'nın FABLAB'ında dikey işleme merkezinde yapılacaktır. Ne yazık ki, bu iki parçanın üretimi, son derece hassas makineler gerektiren küçük ölçekli boyutları nedeniyle mümkün olmadı.



Şekil 4.50: Mil Kafesi

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil 4 .51: Giriş Flanşı

Paslanmaz çelik

Tornavida makinesi ile işlenen bir diğer parça ise mildir. Bu bileşen, mil üretimi için elde edilen boyutlara saygı gösterilerek işlenmiş, paslanmaz çelikten yapılmış katı bir silindirdir. Ancak, önerilen malzeme, çekme sınıfı 12 olan bir çelik vidadadır. 9 Ø rr 10 . 6 b Çünkü bu bileşen, türbin ve kompresör çalışırken muazzam bir gerilimi desteklemek zorundadır [29]. Şekil 4.52, açıklanan üretim sürecinden sonra elde edilen mili temsil etmektedir.



Şekil 4 .52: Mil

4.3.4 Brazing Süreci

Halka desteği altı kez delindi, deliklerin konumu bir transfer ve bir delici yardımıyla işaretlendi. Ardından, buharlaşma tüplerinin deliklere siğabilmesi için üç milimetrelük bir matkapla delik açıldı. Bu tüpler, üç milimetre çapında paslanmaz çelikten kesildi. Küçük tüpler, yakıt halkası dağıticısının arka yerleştirilmesi için yakıt halkası desteği lehimlendi; bu, şekil 4.53'te gösterilmektedir. Dağıtıcı, buharlaşma tüpleriyle aynı tüpten yapılmış olup, halka desteğine oturabilmesi için küçük bir daire şeklinde şekillendirilmesi gerekiyordu. Tüpün boyunca, yakıtın eşit dağılımını tehlikeye atmamak için tüpü burkmak amacıyla bir çelik tel yerleştirildi. Tüp şekillendirmek için kullanılan yöntemler, tüpü burkma riskini en aza indirmek için son derece dikkatli bir şekilde uygulandı. Tüp ile çalışırken alınan önlemlere rağmen, şekil 4.54'te gösterildiği gibi, tüp uygun boyutlara şekillendirilemedi.



Şekil 4 .53: Yakıt halkası desteği



Şekil 4 .54: Yakıt halkası

4.3.5 Kaynak Süreci

Şekillendirilmiş parçaların her iki ucu kaynak yapıldı; bu süreçte yalnızca bazıları kesin şekline getirildi. Kullanılan kaynak türü Gaz Tungsten Ark Kaynağı veya TIG'dir. Kaynak süreci, daha kalın bir paslanmaz çelik levha seçiminin nedenlerinden biriydi. Kaynak sırasında sağlanan ısının, parçaların bir kısmını eritme olasılığı, daha ince bir levha ile daha olası hale geliyordu. Ancak, kalınlığın artırılmasına rağmen, aşağıdaki şekillerde gösterilen bileşenlerin kaynaklanması mümkün oldu. Diğer bileşenler, parçaların her iki ucunun tek bir hava sızıntısı olmadan bir araya getirilmesi gerektiğinden kaynaklanamadı. Parçaların uçları için zımpara kağıtları kullanıldı; bu, karşıtları birleştirirken hava sızıntısını önlemek için düzensiz kısımları aşındırdı. Yine de, tüm parçaların kaynaklanması mümkün olmadı; bu durum gösterilmektedir.

Kaynaklı parçalar:

mini-turbojet motoru Tasarımı ve Üretimi



Şekil 4 .55: Egzoz Düzeneği



Şekil 4 .56: Dış Kasa



Şekil 4.57: İç Alev Tüpü Ön Görünümü



Şekil 4.58: İç Alev Tüpü Arka Görünümü



Şekil 4.59: Dış Alev Tüpü



Şekil 4.60: Dümen Kılavuz Kanadı dış parçaları



Şekil 4.61: Düzeneğin İç Parçası

Bölüm 5

Sonuç

Bu tez, küçük bir turbojet motoru inşa etme ana amacına sahipti; öncelikle turbojet bileşenleri ve çalışma döngüsü üzerine bir çalışma yapıldı. Jet motorunun incelenmesi, mevcut olan geniş bilgi nedeniyle, bir turbojet geliştirmeden önce bilinmesi gereken en önemli kavramların seçimini zorlaştırdığı için zaten bir zorluktu.

Bu tez, yazara bu motorun arkasındaki bilimin bir kısmını öğrenme fırsatı verdi; ayrıca, her gün öğrenilmeyen ve kesinlikle bir sınıfta öğrenilmesi mümkün olmayan bir turbojet inşa etme pratik bilgilerini de sağladı. Bu tez, önerilen iki hedeften birine ulaştı. Tasarım tamamlandı ve alınan adımlara dayanarak gelecekte bir çalışmanın gerçekleştirilebilmesi için bir açıklama verildi. Ne yazık ki, bu motorun inşası, uygun bir üretim için ilerlemek üzere yeterli araçların olmaması nedeniyle gerçekleştirilemedi.

5.1 Dezavantajlar

Bu projenin tasarımı büyük ölçüde Thomas Kamps'ın kitabına dayanmaktadır [29] ve yazar bu kitabın varlığına minnettardır. Radyal kompresör/türbin seti ile bir turbojet nasıl inşa edileceğine dair bilgi bulmak mümkün olmadı, yalnızca Kurt Shreckling'in kitaplarında ve daha önce belirtilen diğer kaynaklarda mevcuttu. Ancak, onların motorları radyal türbin değil, eksenel türbin içeriyordu. Bu iki kitap, bir turbojet motorunun üretim sürecinin tüm prosedürlerini açıkça tanımlayarak detaylarını vermektedir. Bu motor deneysel verilere dayandığı için, boyutlar kesin değildir ve motorun verilen kompresör için uygun boyutlarda olup olmadığını garanti etmek mümkün değildir. Jet motorlarını modelleme ve test etme konusunda deneyim sahibi olmadan, bileşenlerin boyutlarının motorun sorunsuz çalışmasını sağladığını garanti etmek mümkün değildir.

Deneysel aşama boyunca bu turbojetin inşası sırasında birçok engelle karşılaşıldı. İlk engel, paslanmaz çelik levhanın kalınlığının artmasıydı. Bu, parçaların imalatı üzerinde önemli bir etki yarattı, çünkü parçaları elle şekillendirmeyi zorlaştırdı ve tasarlanan bileşenlerin uygun boyutuna ayarlamayı imkansız hale getirdi. Levhanın kalınlığının bir sonucu olarak, bir silindirin kullanılması mümkün olmadı. Bu, parçaların daha hassas bir şekilde yuvarlanması ve kaynak işlemini kolaylaştırması açısından son derece faydalı olabilirdi, çünkü bir silindirin kullanılması, tutarlı ve hizalanmış parçalarla sonuçlanırdı.

Kaynak süreci ile ilgili olarak, en kritik engel yeterince iyi bir şekilde gerçekleştirilemedi, çünkü daha önce bölüm 4.3'te bahsedilen teknik, parçaların istenildiği gibi yerleştirilmesine izin vermedi ve bu da bu tezin ana hedefinin gerçekleştirilmesini engelledi. Tekniğe rağmen, parçaların boyutu olağanüstü bir üretim hassasiyeti gerektiriyordu ve bu, deneysel görevlerde yeni başlayan biri için gerçekten zorlayıcıydı.

5.2 Gelecek Çalışmalar ve Öneriler

Bu teze dayanan daha fazla çalışma, turbojetin kapsadığı geniş tema yelpazesi nedeniyle geliştirilebilir. Bu motorun üretimi tamamlanmadığı için, ilk olası çalışma bu projenin tamamlanması olabilir ve mümkünse, kompresör kapağının doğru tasarımlı için kompresörün eğriliğini dikkate alarak, kompresörün stereolitografik bir dosyası üretilmelidir; bu, hava indüksiyonu, dolayısıyla kompresyon ve motorun işleyışı için önemli bir faktördür.

Motorun test edilmesi için yazar, mümkünse bir mil kalibrasyonu öneriyor. Ayrıca, bu tür bir motor için bir eksenel türbin geliştirilmelidir. Bu, düzeltici kılavuz kanatları sisteminin üretimi gibi üretim sürecini kolaylaşdıracaktır.

Bu tezden sonraki gelecek çalışmalar şunlar olabilir:

- Bu motorun uygun tekniklerle geliştirilmesini tamamlayın.
- Kompresöre uyumlu bir eksenel türbinin incelenmesi ve üretilmesi.
- Jet motorunun hava akışını incelemek için bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışması gerçekleştirein ve tasarlanan bileşenlerde yapılabilecek iyileştirmeleri kontrol edin.
- Bir test tezgahı geliştirin.

Kaynakça

- [1] Turkay Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Mini-turbojet ve turbojet motorlu askeri İHA'ların uygulamaları üzerine araştırma. In: 21st Uluslararası AFASES Konferansı; 2019 Mayıs; Basov, Romania. v, vii, 1
- [2] "Uçuşun Tarihi" [Çevirmiçi]. Mevcut adres: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html> (erişim tarihi 2019-03). 1
- [3] "Ses Hızı" [Çevirmiçi]. Mevcut adres: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (erişim tarihi 2019-)
- [4] "İskenderiyeli Hero Buhar Makinesi İcat Etti" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (erişim tarihi 2019-03).
- [5] "Aeolipile" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (erişim tarihi 2019-03). xi, 3
- [6] Hünecke Klause, *Jet Motorları: Teori, Tasarım ve İşletim Temelleri*, 6th Baskı, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29
- [7] "Newton'un Hareket Yasaları" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (erişim tarihi 2019-)
- [8] Rolls Royce plc, *Jet Motor*, 5th Baskı, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27
- [9] "Kurt Schreckling" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (erişim tarihi 2019-03). 4
- [10] Shreckling Kurt, *Model Uçaklar İçin Gaz Türbinleri*, 5th Baskı, Traplet Yayınları, 2003. 4, 30
- [11] El-Sayed Ahmed F., *Uçak ve Roket İtme Temelleri*, Springer, s 531-588 , 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18
- [12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, Bir Türboshaft Motorun Genel Performans Analizi için Olasılıksal Tasarım Yöntemi, Mekanik Mühendislikte İlerlemeler, 2014;1(12), doi: 10. 1155/2014/976853 , May 2014 . xi, 6
- [13] C. Weston Kenneth, *Enerji Dönüşümü*, Elektronik Baskı, 2000. 8
- [14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Termodinamik, Mühendislik Yaklaşımı*, 8th Baskı, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11
- [15] "Ideal Brayton Döngüsü" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/breyton.html>. (erişim tarihi 2019-03). 10

Mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

[16] "Brayton Döngüsü" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node/e28.htm>

l.

(erişim tarihi 2019-03). xi, 11, 12

[17] C. Oates Gordon, *Gaz Türbinleri ve Roket İtimi Aerotermodinamiği*, 3r d Baskı, Amerikan Havacılık ve Uzay Enstitüsü, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23

[18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Basit bir turbojet motorunun Tasarımı ve İnşası* [Yüksek Lisans Tezi], Uppsala Üniversitesi, 2016.

[19] "Giriş Performansı". Mevcut adres:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (erişim tarihi 2019-)

[20] "Kompresör Termodinamiği" [Çevirmiçi]. Erişim adresi:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/uçak/comph.html>. (erişim tarihi 2019-)

[21] "Brülör Termodinamiği" [Çevirmiçi]. Erişim adresi:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/uçak/burnth.html>. (erişim tarihi 2019-)

[22] "Yakıt Kütle Akış Hızı" [Çevirmiçi]. Mevcut adres:

https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/hava_araci/fuelfl.html. (erişim tarihi 2019-)

[23] "Türbin Termodinamiği" [Çevirmiçi]. Mevcut adres:

https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/hava_araci/powtrbth.html. (erişim tarihi 2019-)

[24] "Düzeltilci Performansı" [Çevirmiçi]. Erişim adresi:

https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/hava_araci/nozzleh.html. (erişim tarihi 2019-)

[25] "Mach Sayısı" [Çevirmiçi]. Erişim adresi:

https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/hava_araci/mach.html. (erişim tarihi 2019-)

[26] "Girişler" [Çevirmiçi]. Mevcut adres:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (erişim tarihi 2019-)

[27] Boyce Meherwan P., *Gaz Türbini Mühendisliği El Kitabı*, 2n d Baskı, Gulf Profesyonel Yayıncılık, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29

[28] "Eksenel Kompresör" [Çevirmiçi]. Mevcut adres:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/hava/caxial.html>. (erişim tarihi 2019-)

[29] Kamps Thomas, *Model Jet Motorları*, 3r . Baskı, Traplet Publications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

- [30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, editörler, *Metal Şekillendirme Süreçlerinde Mikroyapı Evrimi*, Woodhead Publishing, s. 384-394 2012 . Erişim adresi: Sciencedirect. 27
- [31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, editörler, *Petrol ve Doğal Gaz Mühendisliği Standart El Kitabı*, 3rd Baskı, 2016. 29
- [32] "Egzoz Gazi İle Çalışan Turboşarjin Tarihi" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (erişim tarihi 2019-05). xi, 31, 32
- [33] Tsei Lauren, *Bir Otomobil Turboşarjından Gaz Türbini Motorunun Tasarımı ve Performansı* [BEng], Massachusetts Teknoloji Enstitüsü, Mayıs-2004 . 32, 33
- [34] "Turbo Tech 103| Uzman: Kompresör Haritalama" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads//2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Uzman-1.pdf. (erişim tarihi 2019-05). xi, 33
- [35] "Turbo Tech 103| Uzman: Kompresör Haritalama" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>. (erişim tarihi 2019-05). xi, 32
- [36] "Turboşarj Teknik Özellikleri" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20V%20-%20technical%20s.pdf>. (erişim tarihi 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87
- [37] Alonso Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Miniatür Turbojet Motorunun Tasarımı ve Üretimi* [BSc], Worcester Politeknik Enstitüsü, 2018-03 . 35
- [38] "Turbo Jet motorunun inşasından uçuş'a - sadece bir adım" [Çevirmiçi]. Erişim adresi:
- (erişim tarihi: t 2019-10). 39, 53
- [39] "Derin Yivli Bilyalar SKF 618/5" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.skf.com/pt/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>.
- [40] *Endüstriyel Makineler için Rulmanlar*, NSK Hareket ve Kontrol, 2016 39
- [41] "Paslanmaz Çelikler - Spesifikasyonlar, Sınıflar ve Özellikler" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874> . (erişim tarihi: 2020-01). 54
- [42] "Alüminyum ve Alüminyum Alaşımları - Alüminyum Ekstrüzyonlarının Karakteristik Avantajları ve Faydaları" [Çevirmiçi]. Erişim adresi: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192> . (erişim tarihi: 2020-01). 54

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

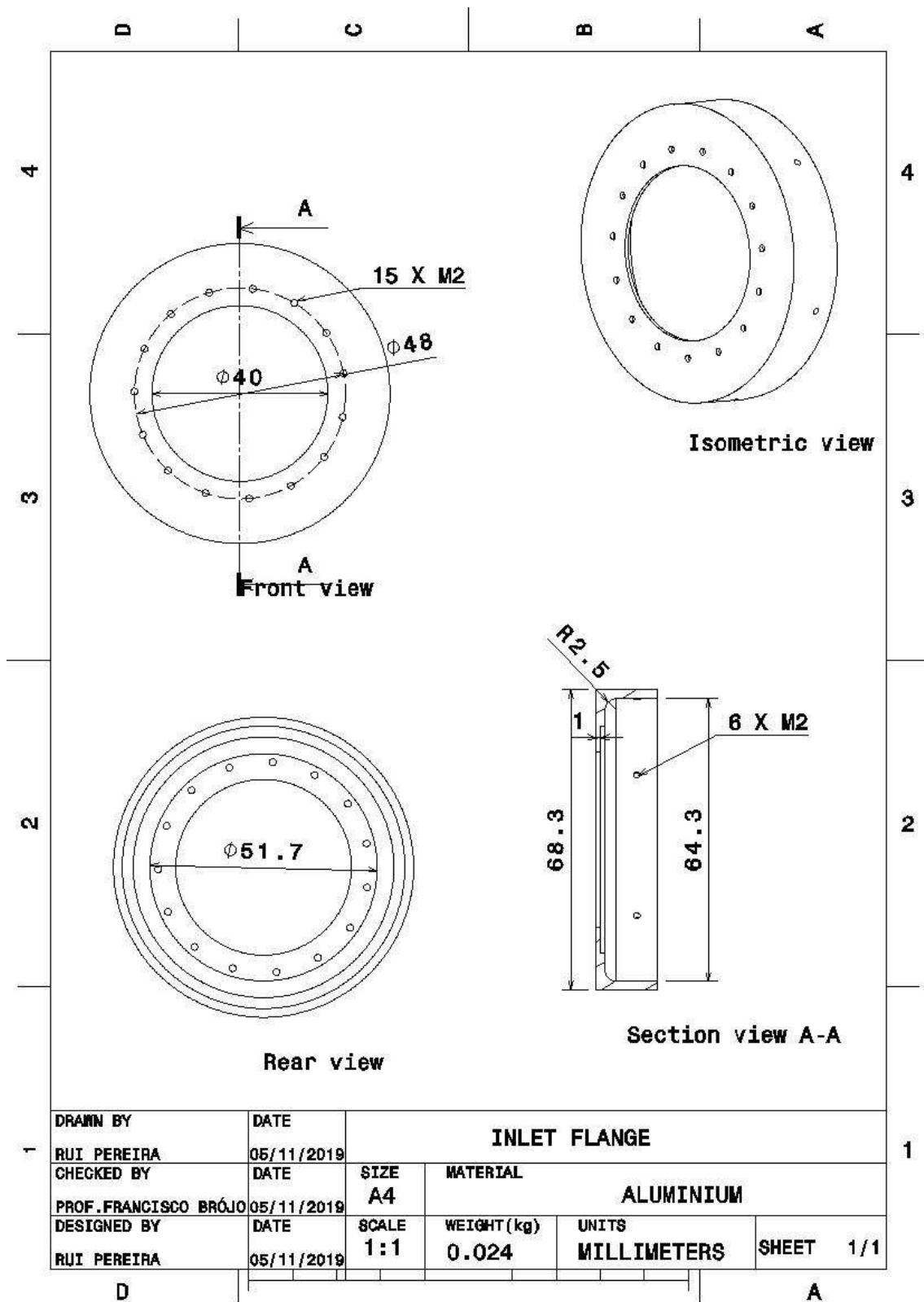
Ekler

Ek A - Parça Listesi

Tablo 1: Parça Listesi

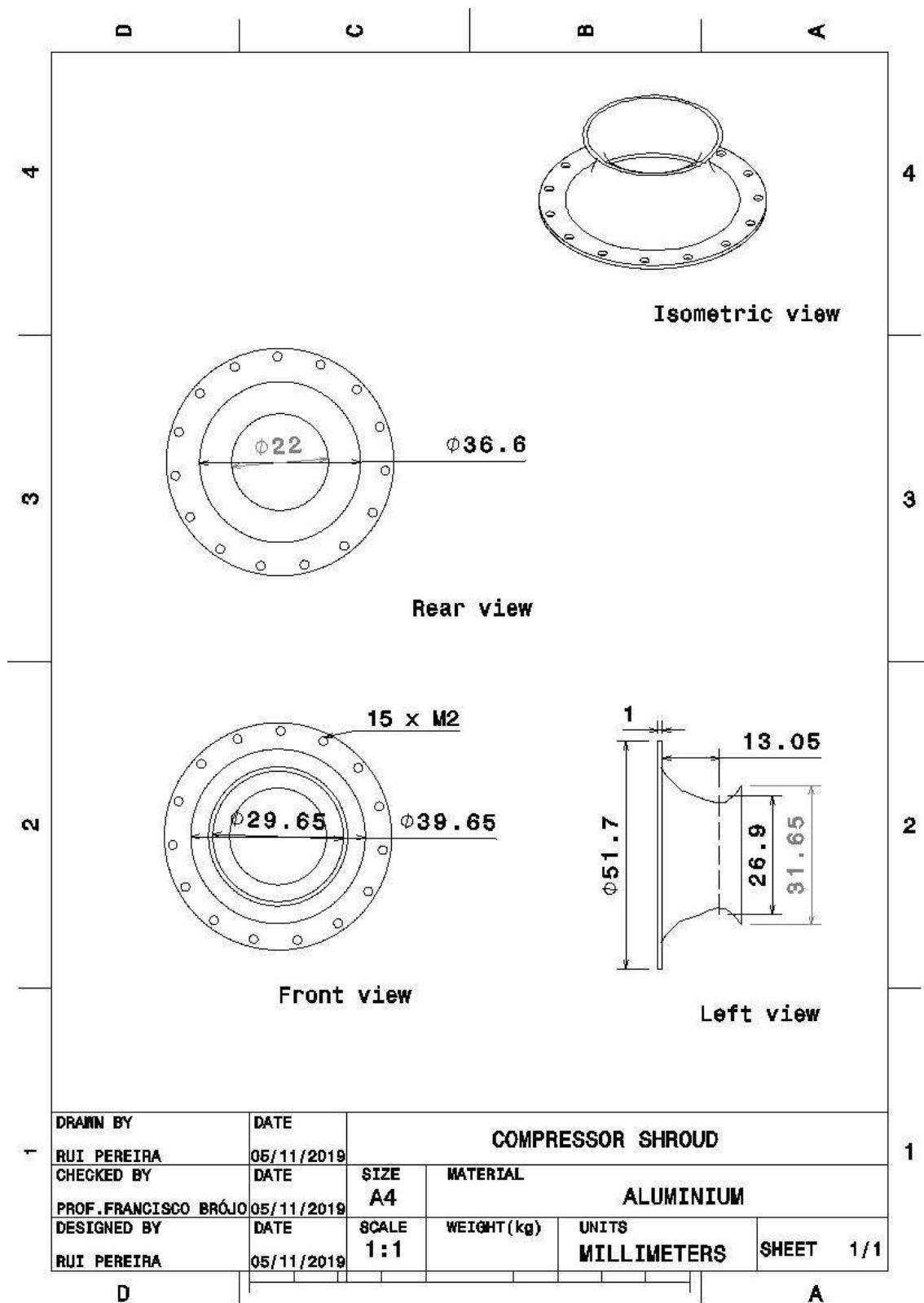
Part No.	Description	No. Off	Material/Type	Blank Dimensions/Notes
1	Compressor Shroud	0	Aluminium	
2	Compressor Wheel	1	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
3	Diffuser	0	Aluminium	
4	Spacer Disk	2	Stainless Steel/Aluminium	
5	Bearing	2	618/5	Deep groove ball bearings
6	Engine shaft	1	Stainless Steel	Turned
7	Shaft Tunnel	1	Aluminium	Turned
8	Combustion Camber	1	Stainless Steel	TIG Welding
8.1	Outer section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.2	Inner section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.3	Front Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.4	Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.5	Fuel Ring Support	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.6	Vaporization Tubes	6	Stainless Steel	ø3 mm tube
9	Injector Ring	1	Stainless Steel	Soldered
9.1	Injector Ring	1	Stainless Steel	ø3 mm tube
9.2	Injector Needle	6	Syringe needle	ø0,8 mm
10	Turbine NGV	1	Stainless Steel, Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.1	Turbine's base	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.2	Blades	9	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.3	Blade jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.4	Turbine jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
11	Turbine	1	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
12	Exhaust Nozzle	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
12.1	Washer	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13	Casing	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13.1	Casing Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
14	Inlet Flange	1	Aluminium	Turned
16	Pre-Load Spring	1	Steel	
17	Sleeve	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick, welded

Ek B ~ 2D turbojet bileşenlerinin Çizimleri

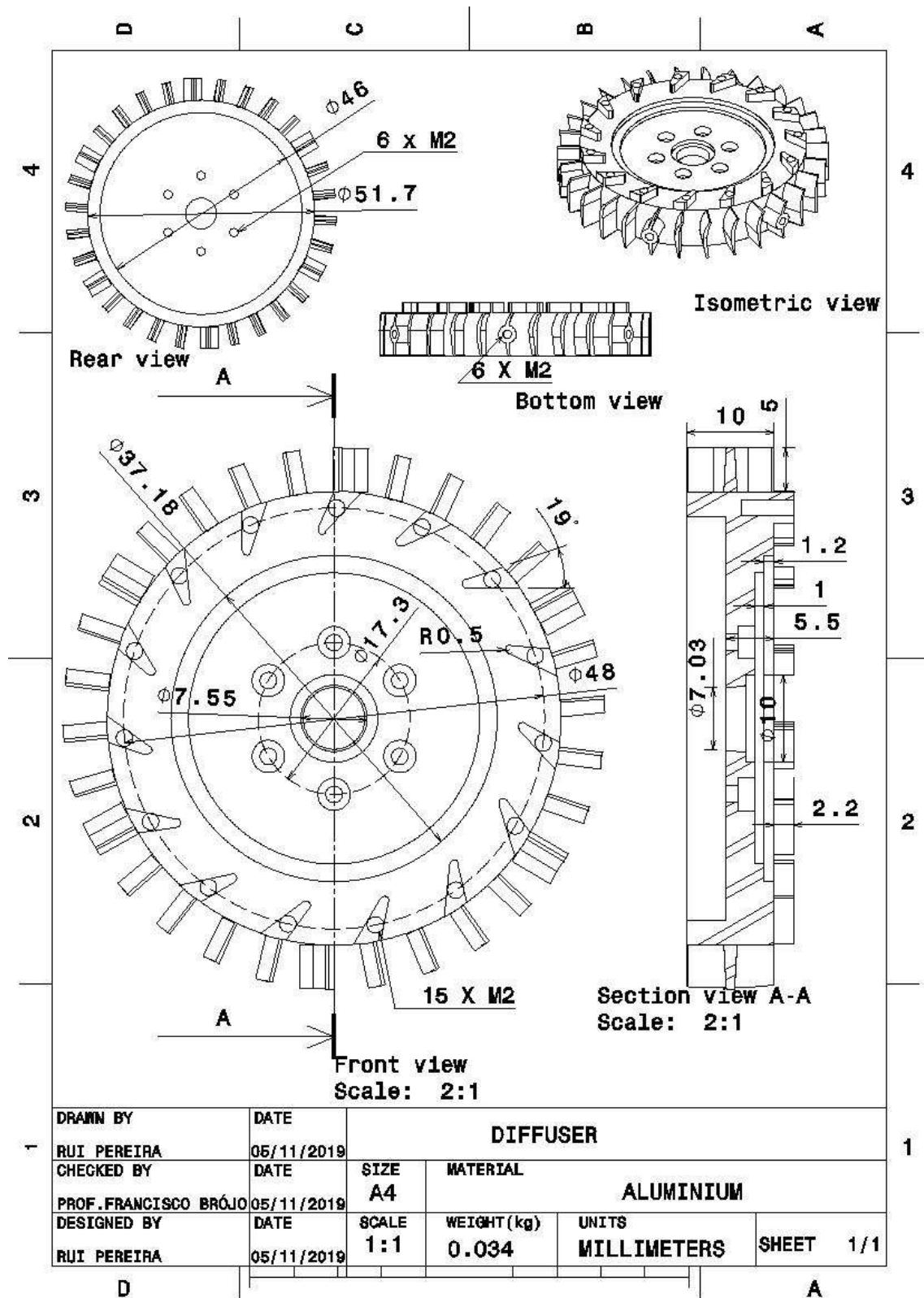


Şekil B.1: Giriş Flanşı

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

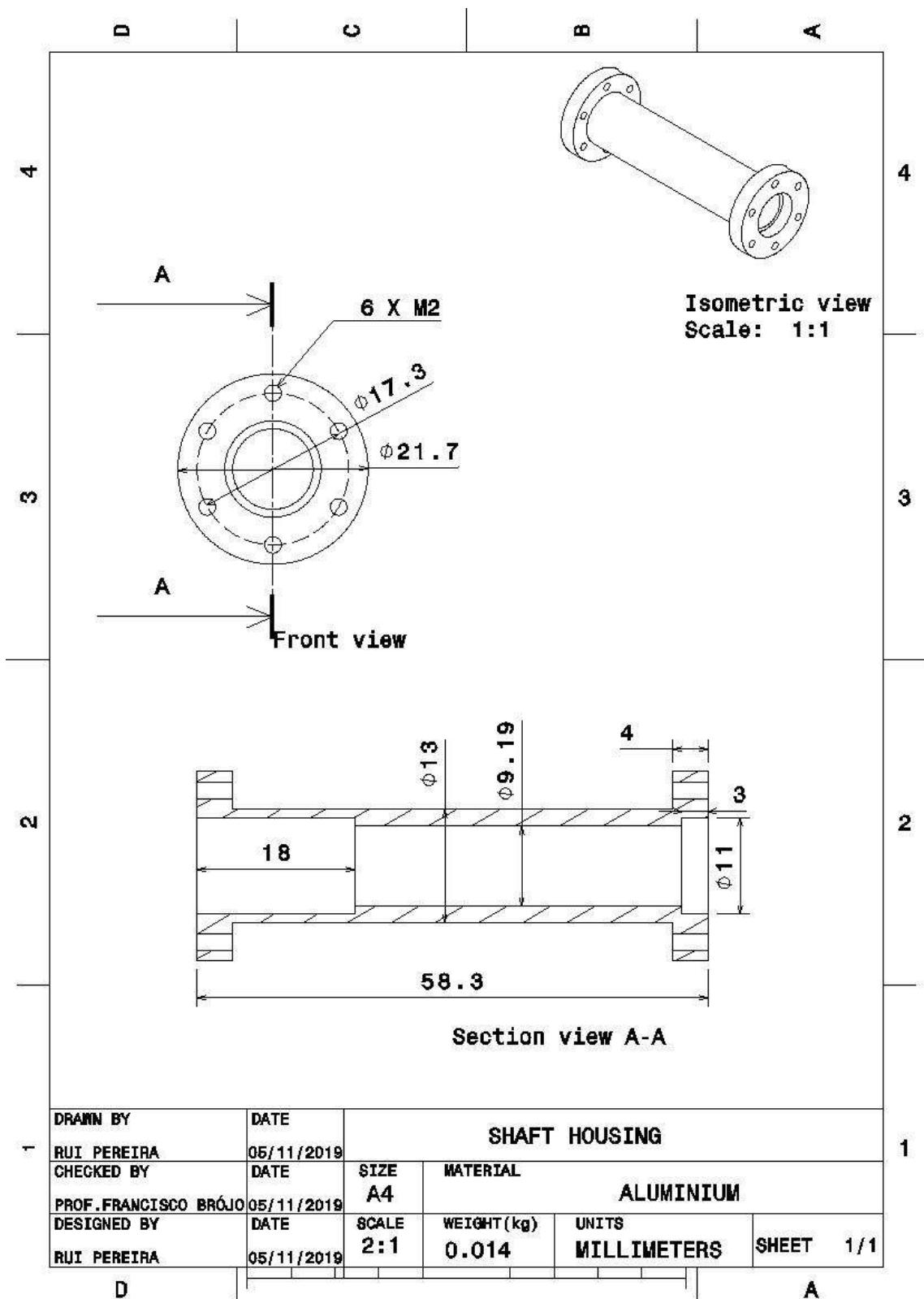


Şekil B.2: Kompresör Kapağı

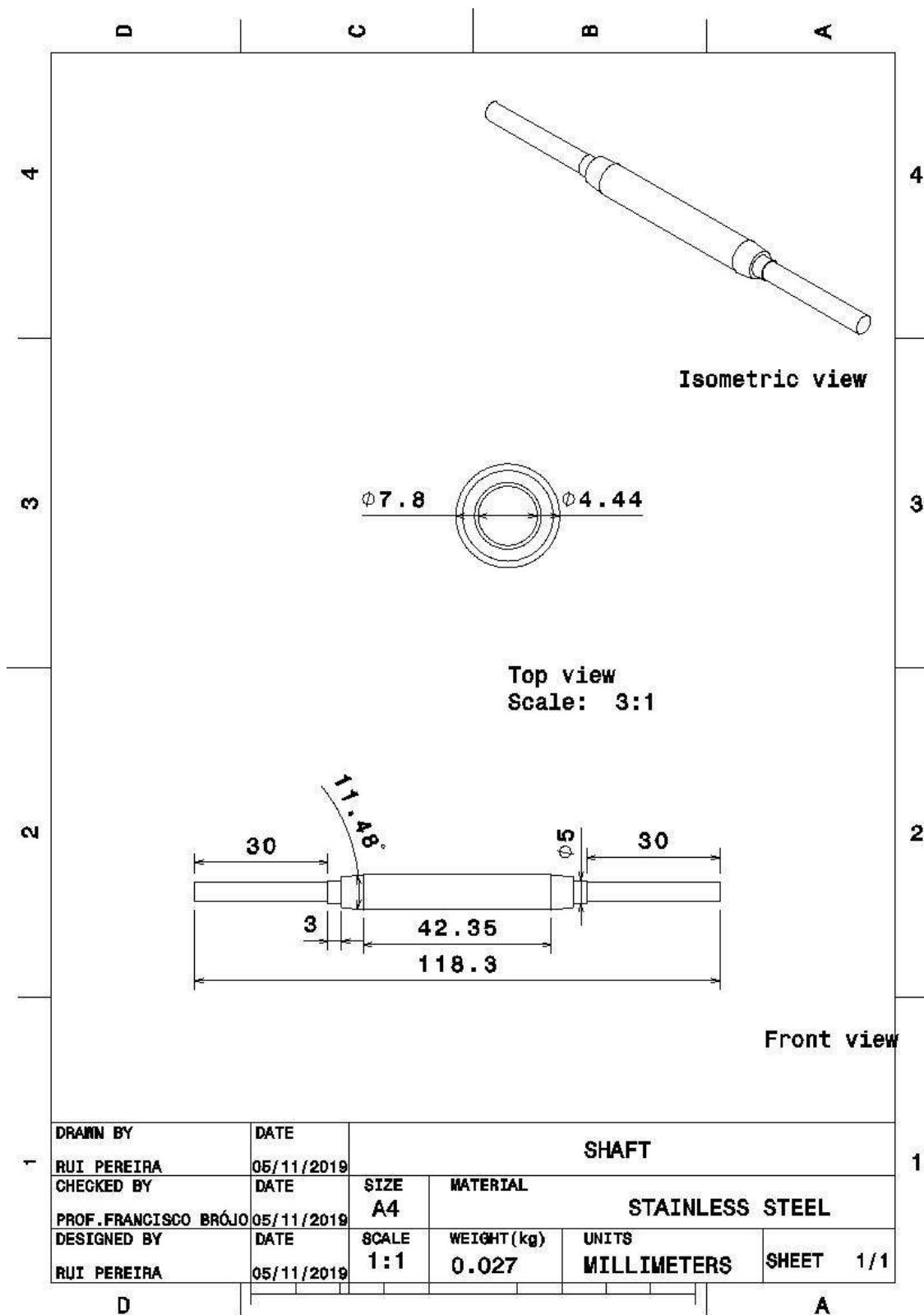


Şekil B.3: Difüzör

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

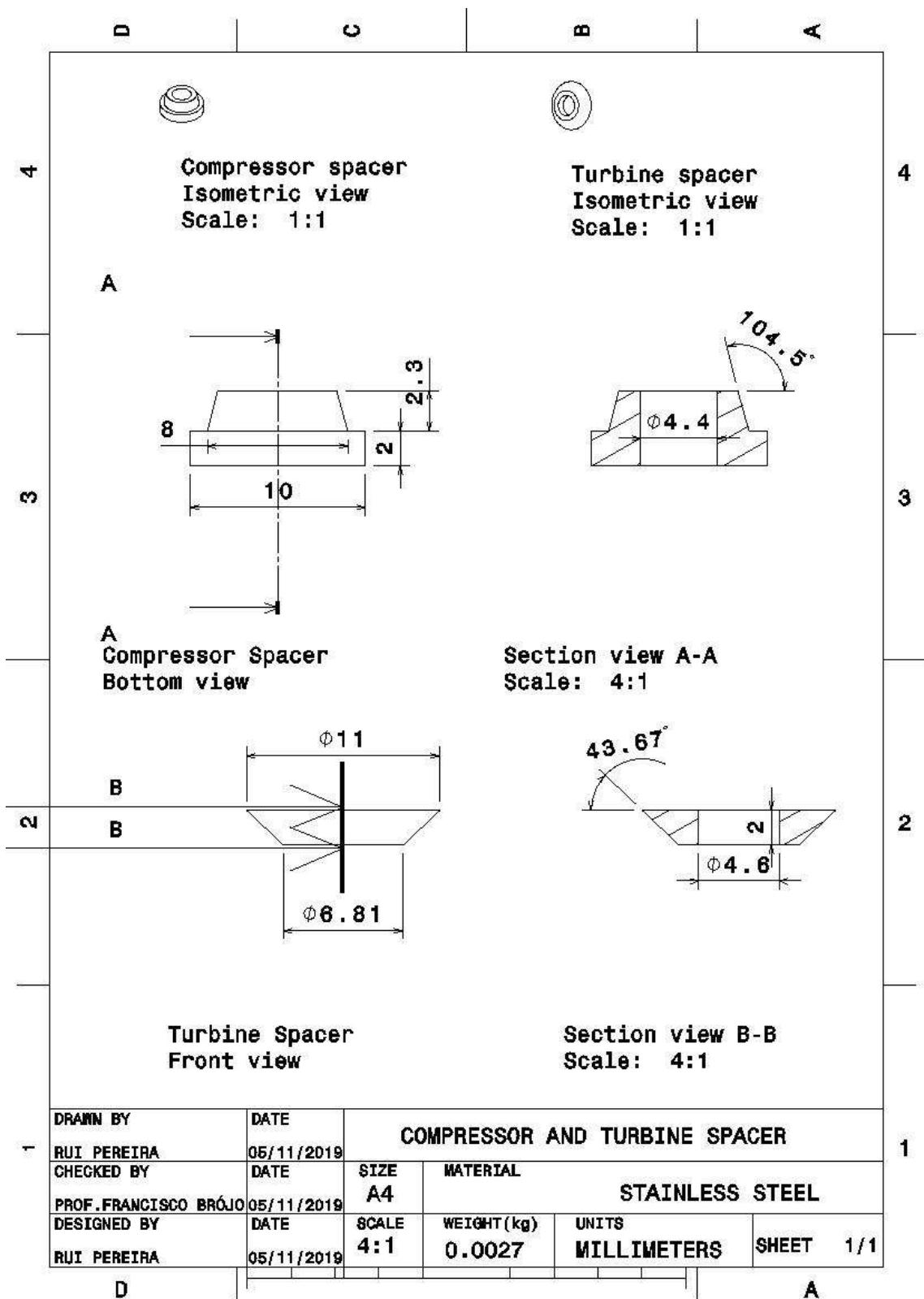


Şekil B.4: Mil Kafesi

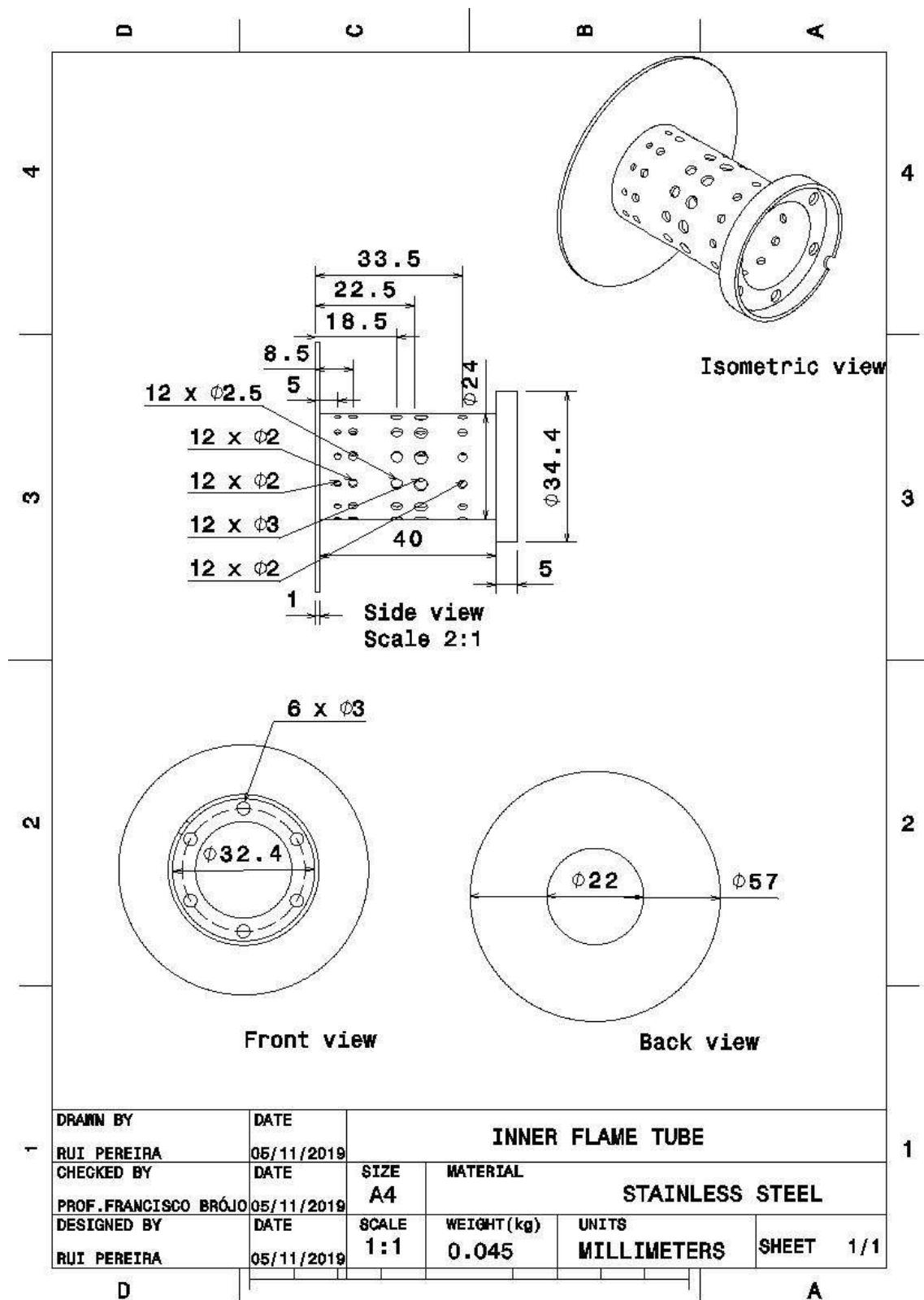


Şekil B.5: Mil

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

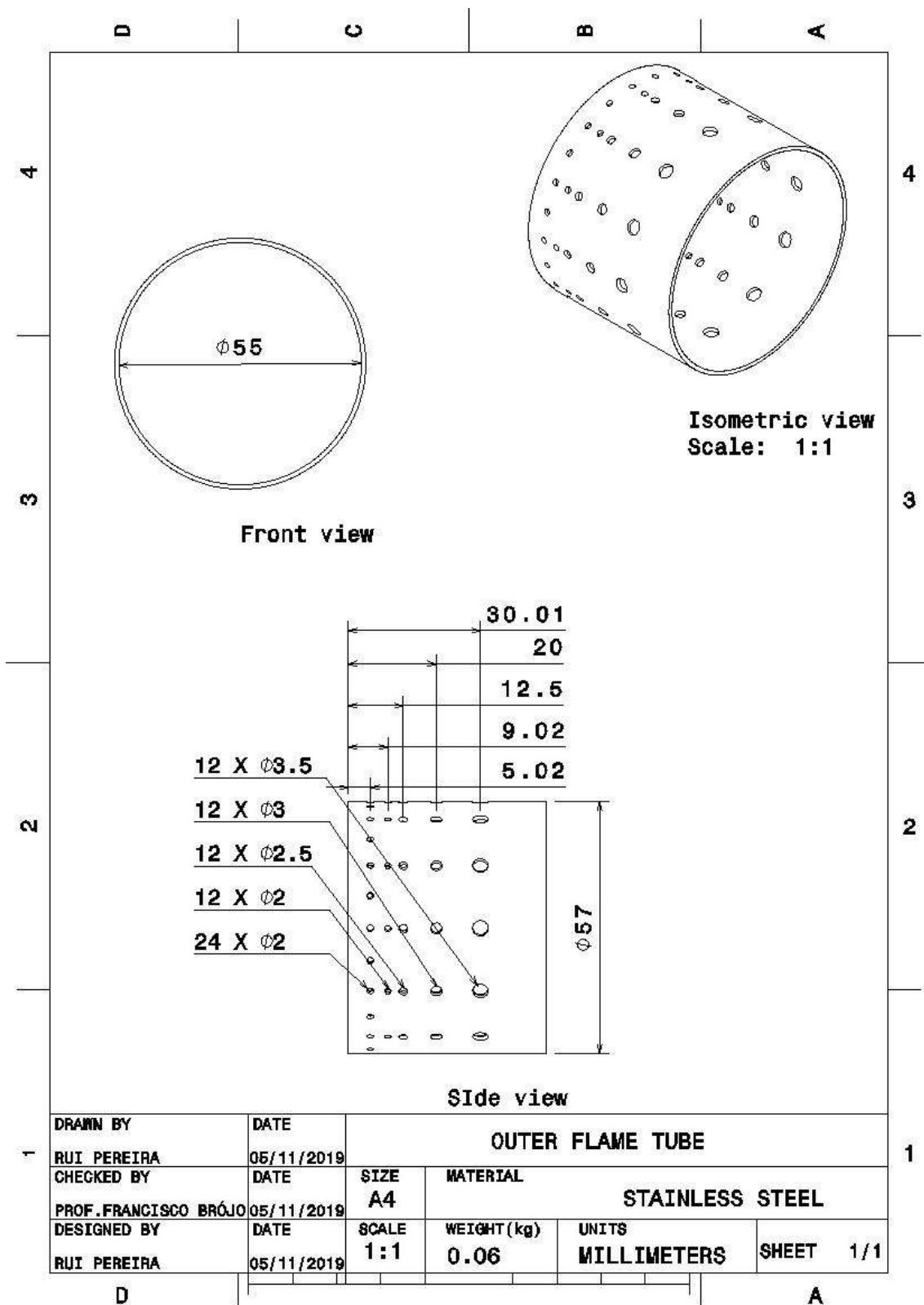


Şekil B.6: Ara Parçalar

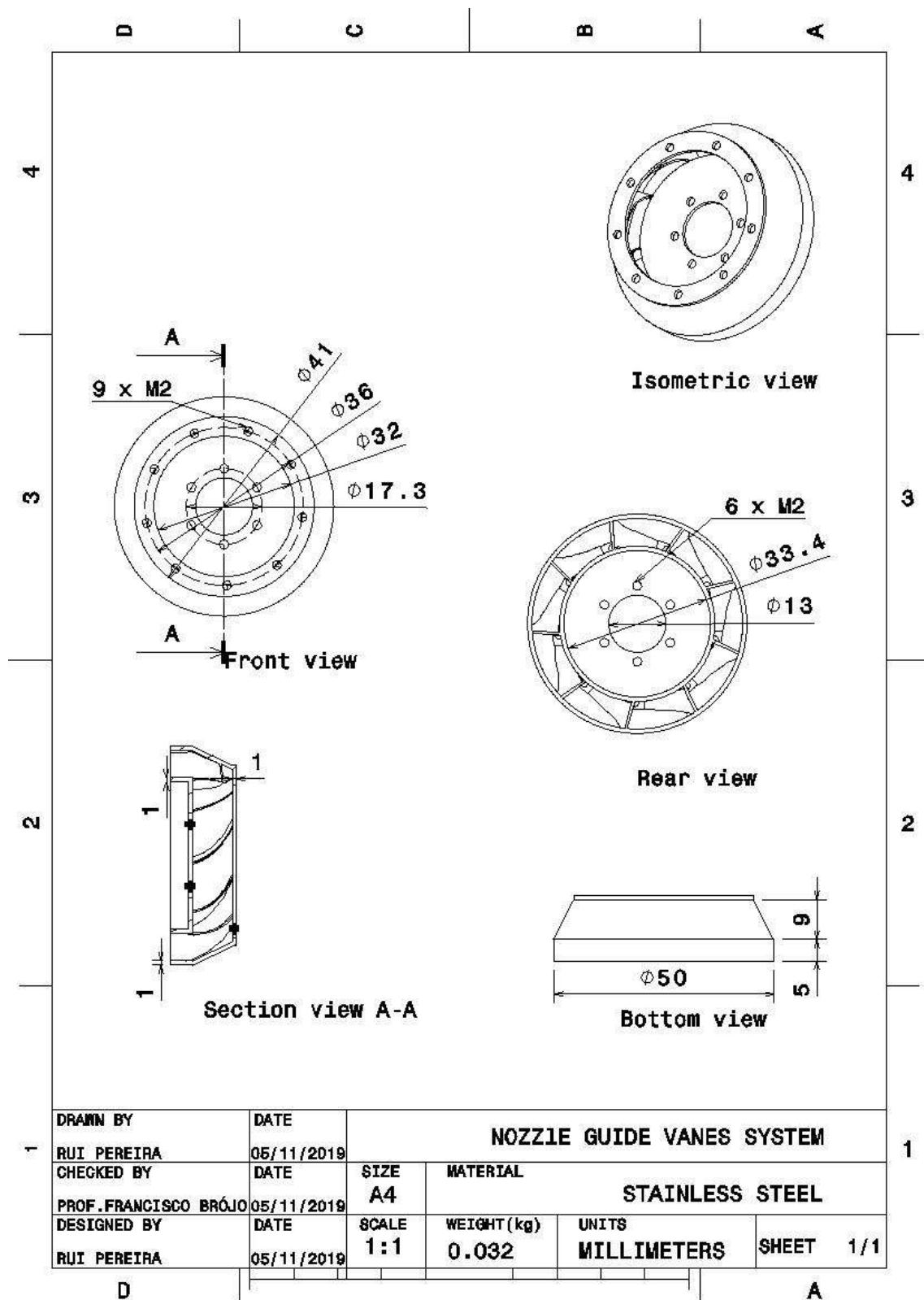


Şekil B.7: Yakıt halkası desteği ile İç Alev Tüpü

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

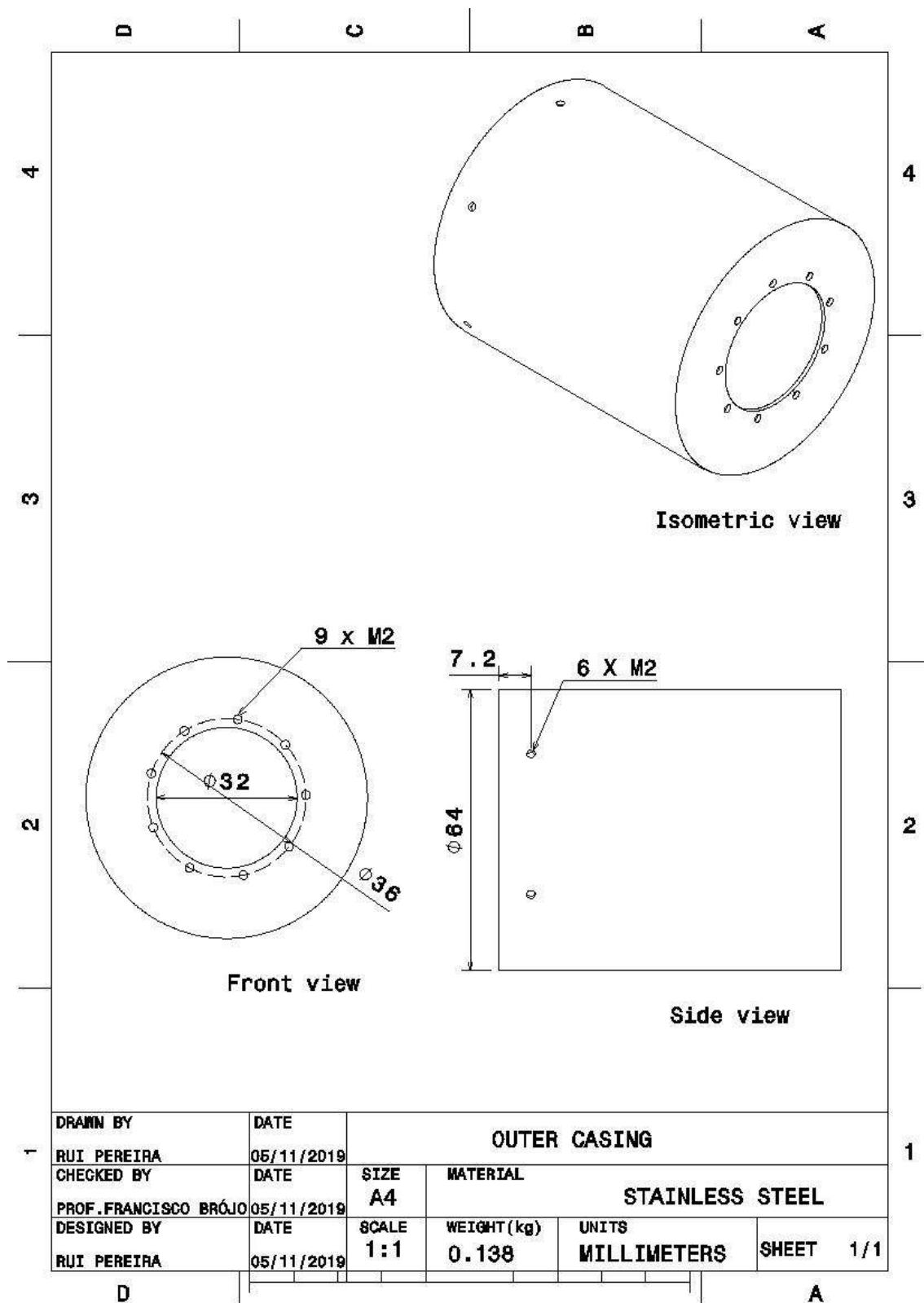


Şekil B.8: Dış Alev Tüpü

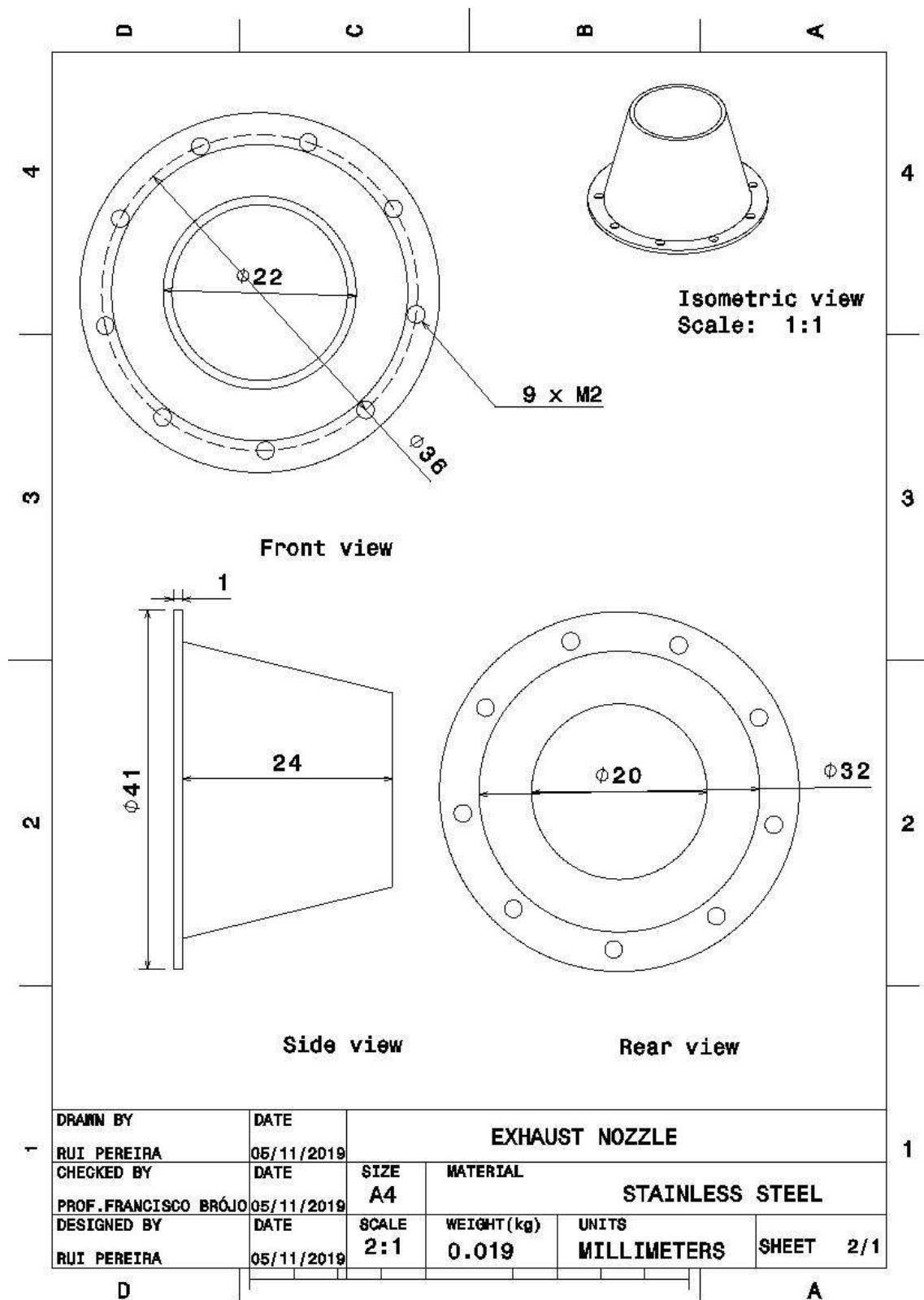


Şekil B.9: Dümen Kılavuz Kanadı sistemi

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

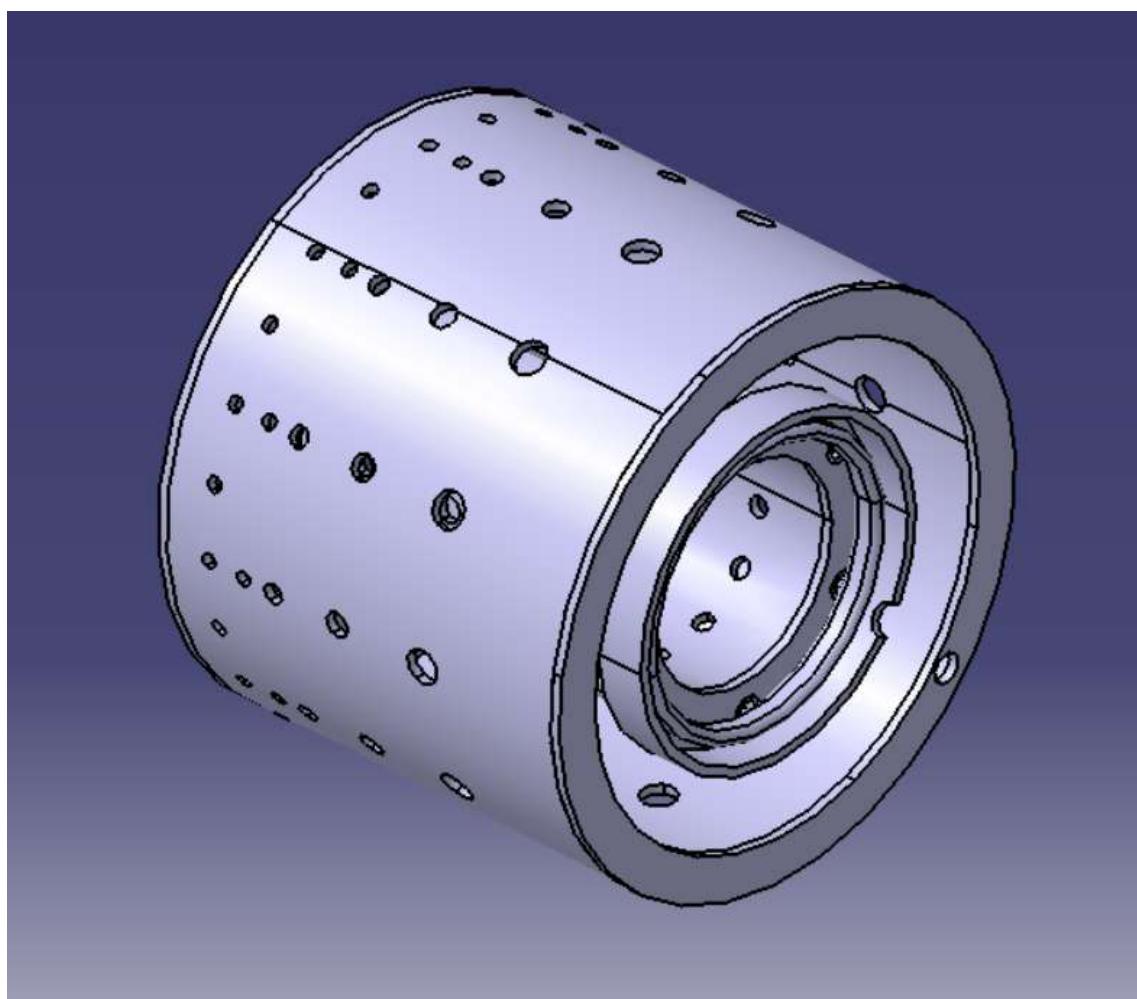


Şekil B.10: Dış Kasa

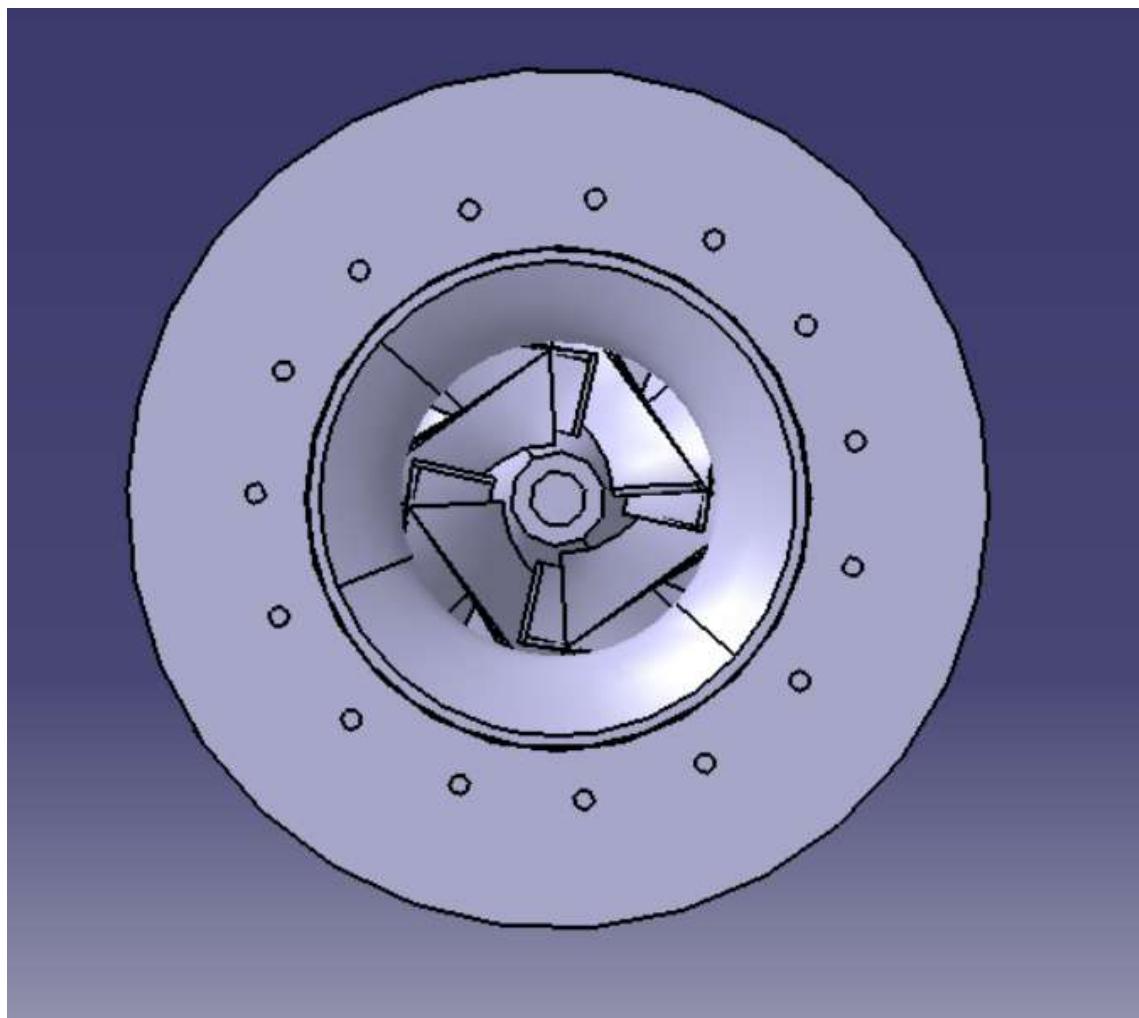


Şekil B.11: Egzoz Düzeneği

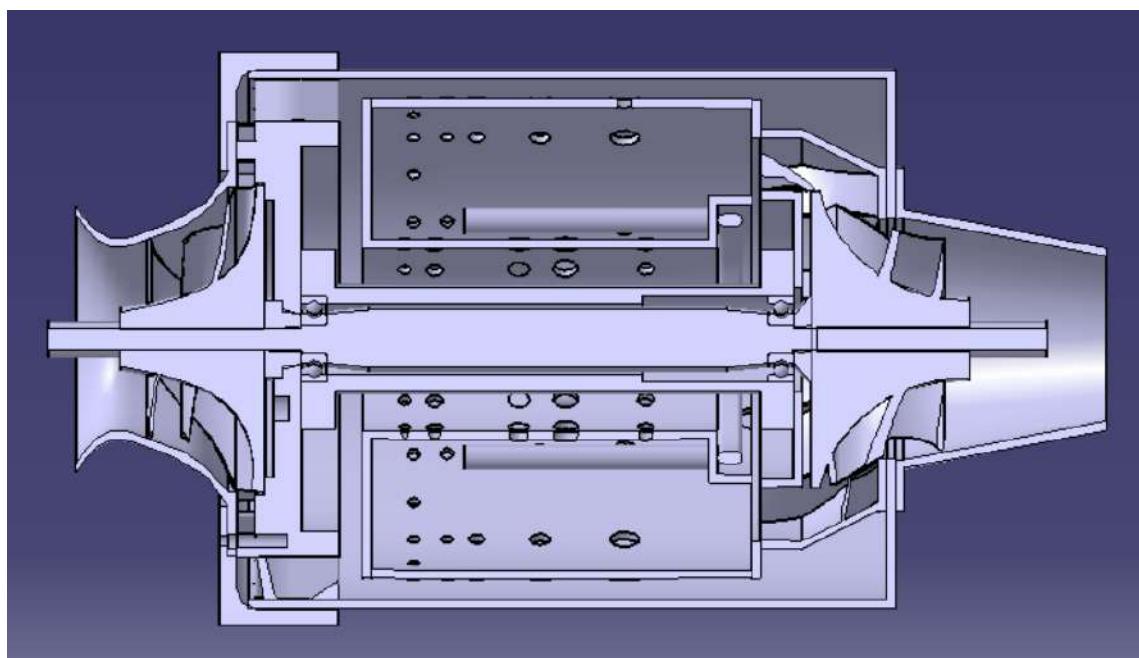
Ek C - 2D, 3D turbojet Görünümleri



Şekil C.1: "Yanma Odası"

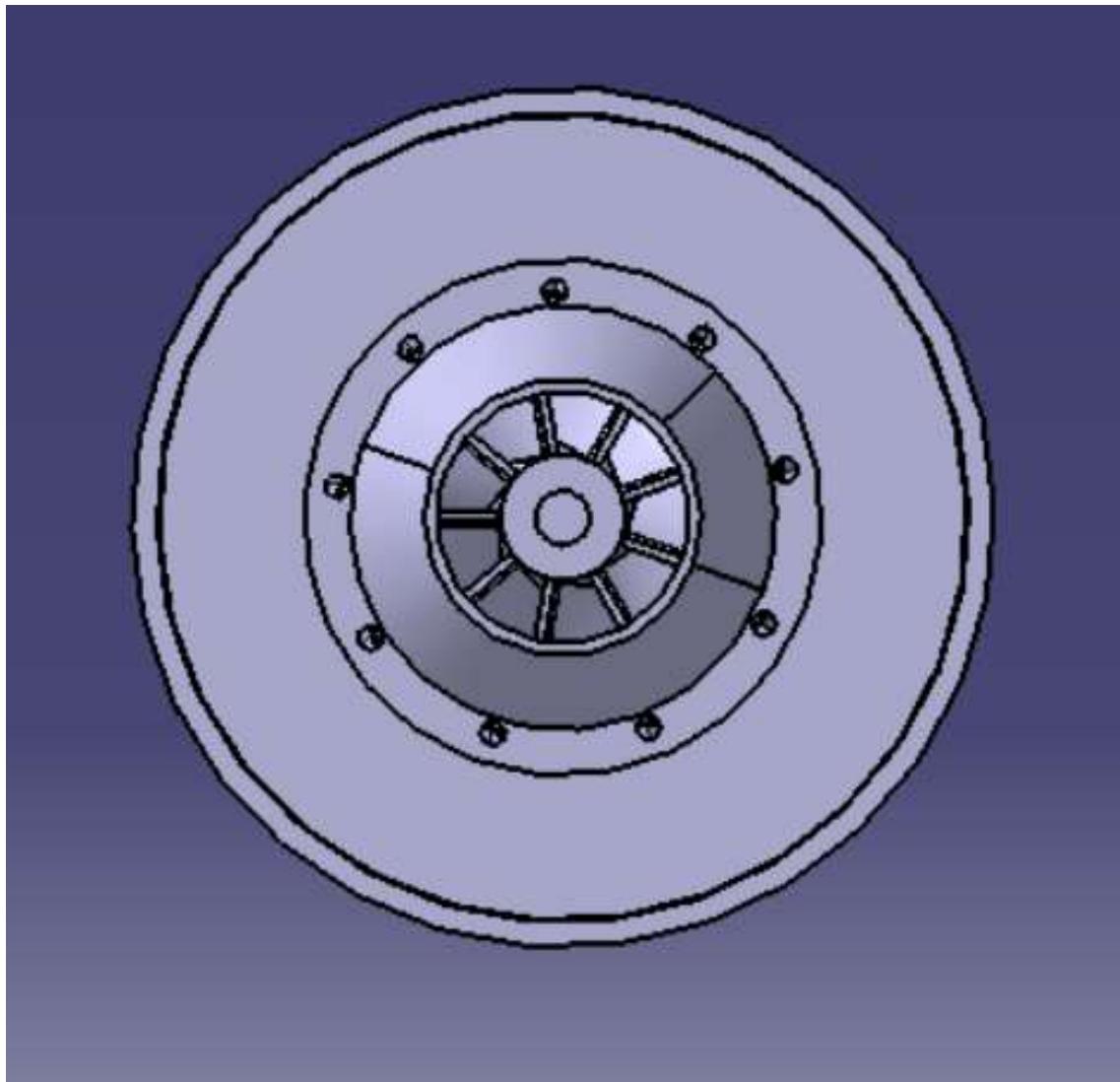


Şekil C.2: "Turbojet Ön Görünümü"



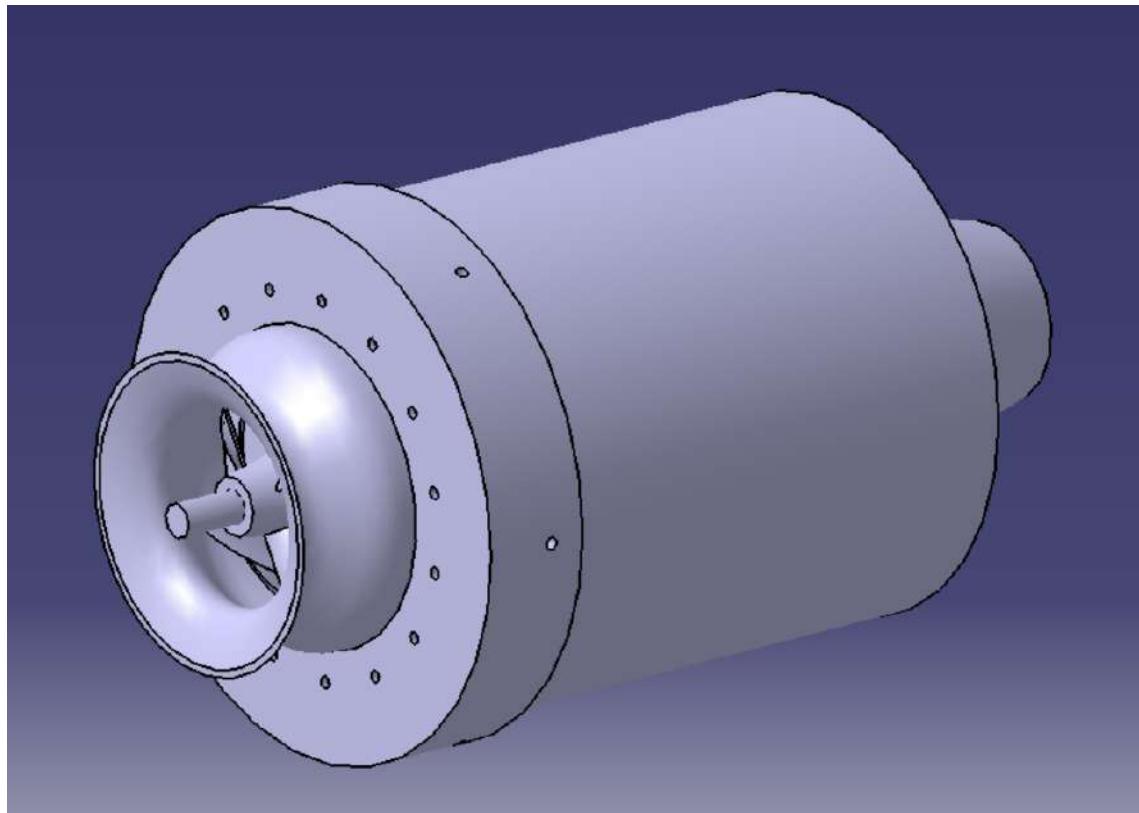
Şekil C.3: "Turbojet Orta Kesit Görünümü"

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



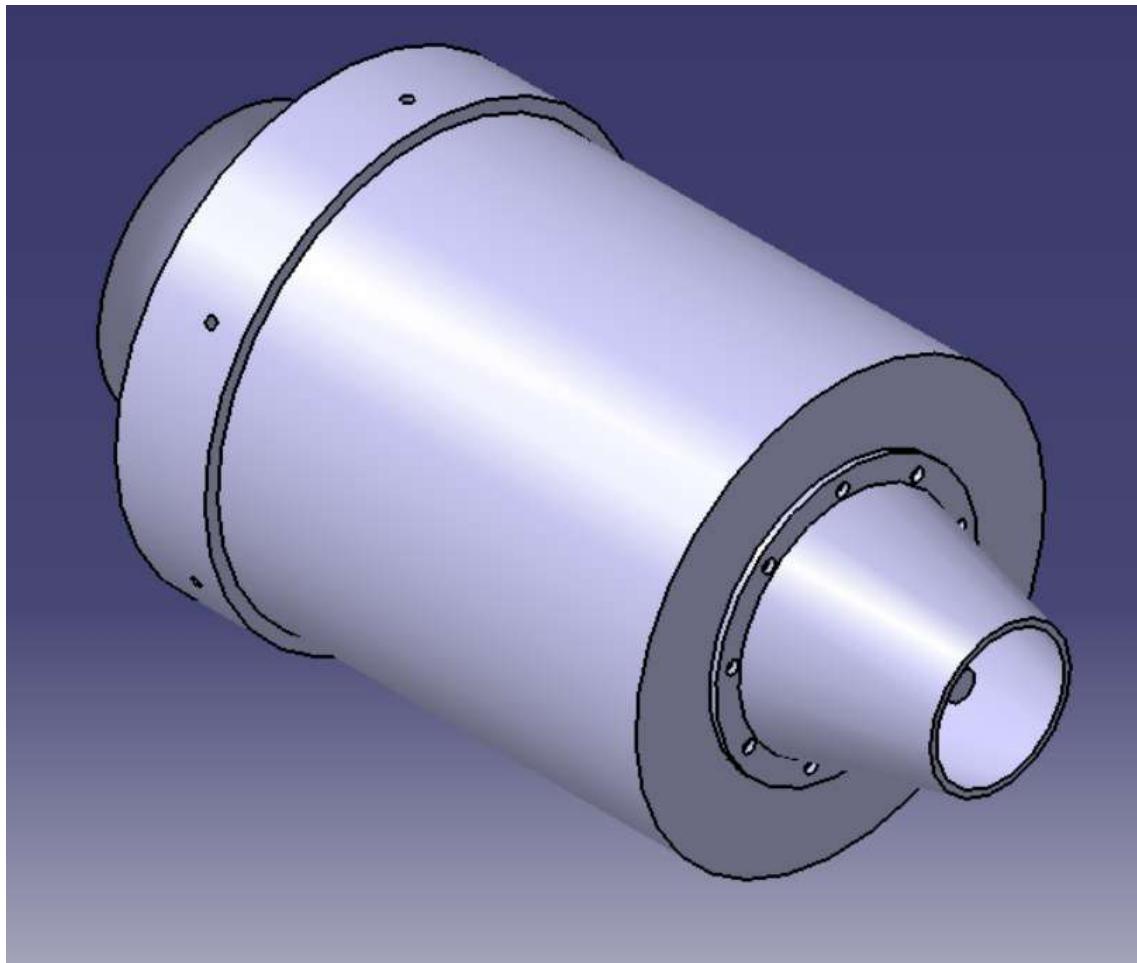
Şekil C.4: "Turbojet Arka Görünümü"

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

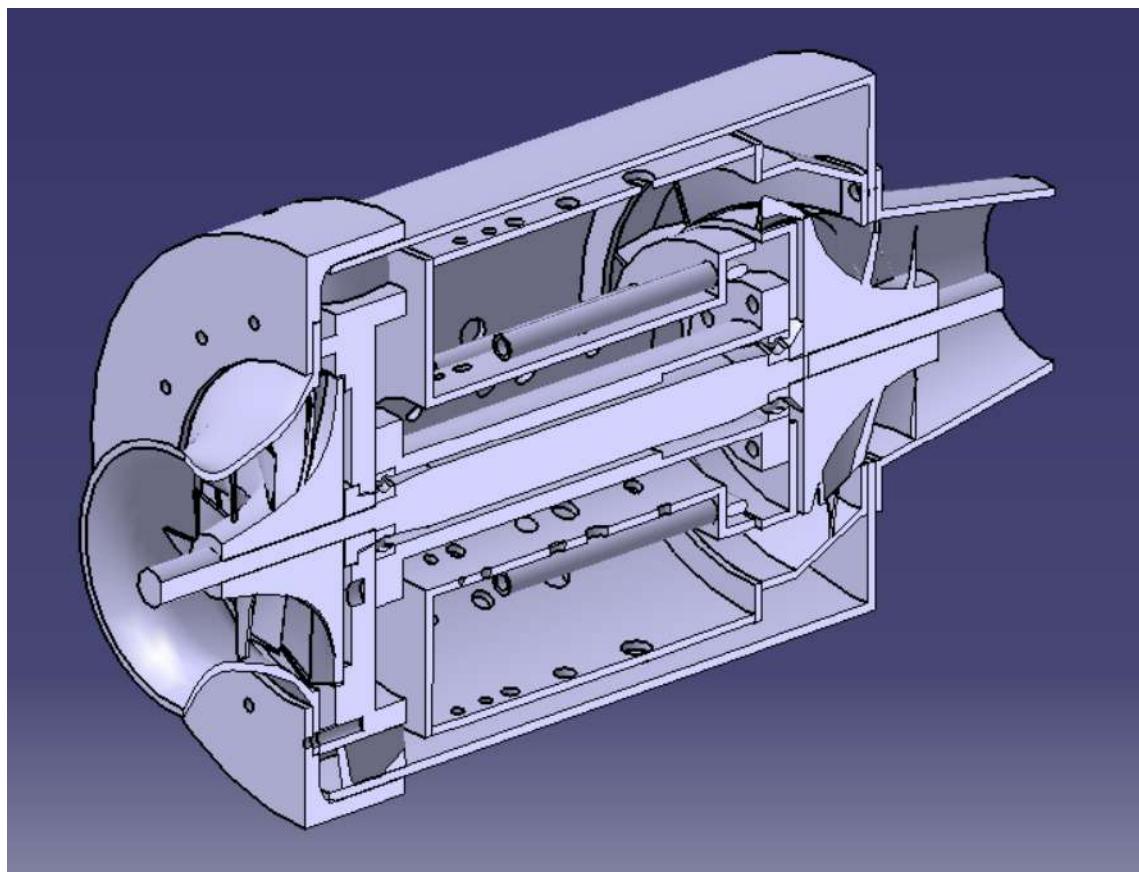


Şekil C.5: "Turbojet izometrik 3D görünüm 1"

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi



Şekil C.6: "Turbojet izometrik 3D görünüm 2"



Şekil C.7: "Turbojet orta kesit izometrik 3D görünümü"

Ek D - Turbojet Gerçek Döngüsü

Tablo 2 : Turbo VZ21 teknik spesifikasyonlar [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
Air Flow Rate (at: $\rho_0=2.0$)	m ³ /min ft ³ /min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~708.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1095
Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
Maximum Speed	X 10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
Maximum Allowable Gas Temperature	°C °F	950 1742	950 1742	950 1742	950 1742	750 1382	750 1382	750 1382	750 1382	750 1382
Weight (without waste-gate valve)	kg lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (33.1)
Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50.260	70~300	80~360	105~450
Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
External Dimensions	A	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B	22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C	133	163	167	201	222	234	245	263	270
	D	88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E	58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F	65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste-Gate Valve	162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste-Gate Valve	(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
	H-1 with Waste-Gate Valve	135	125	138	156	156	175	186		
	H-2 without Waste-Gate Valve	(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretime

Bir gerçek döngü analizi, kompresörün dikkate alındığı varsayılarak yapılır.

Tablo 2'den elde edilen bir
kompresör oranı $\pi_c = 2.2$ ve hava kütle akış hızı $\dot{m}_a = 0.1047$
 kg/s .

Varsayılan parametreler:

$$V_r = 17 \cdot 35944 \text{ m/s}$$

$$c_{pc} = 1.005 \text{ kJ/kgK}$$

$$c_{pt} = 1.148 \text{ kJ/kgK}$$

$$FHV = 46300 \text{ kJ/kg [29]}$$

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi

- Giriş

$$\begin{array}{ll} P_{02} & 101.4492 \text{ kPa} \\ T_{02} & 300.15 \text{ K} \\ \pi_i & 1.001226 \end{array}$$

- Kompresör

$$P_{03} \quad 223.1882 \text{ kPa}$$

- Brülör

$$\begin{array}{ll} P_{04} & 218.7244 \text{ kPa} \\ f & 0.01455321 \end{array}$$

- türbin

$$P_{05} \quad 147.534 \text{ kPa}$$

- Düzeltici Kritik Basınç Kontrolü

$$\begin{array}{ll} P_{06}/P_c & 2.196106 \text{ kPa} \\ P_{06}/P_a & 1.456047 \text{ K} \end{array}$$

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (Açık)}$$

$$V_7 \quad 22.17492 \text{ m/s}$$

Jet Motoru Performans Parametreleri

$$\begin{array}{llll} \text{Specific Thust} & F/\dot{m} & 5 \cdot 138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \\ \eta^{th} & \text{Termal Verimlilik } 0.1465787 \\ \eta_p & \text{İtme Verimliliği } 0.88348601 \\ \eta^o & \text{Genel Verimlilik } 0.1319971 \end{array}$$

mini-turbojet motorunun Tasarımı ve Üretimi