

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

TURBOJET MOTORU PROJESİ

BİTİRME PROJESİ

Ali ORUÇ

Enes KASAP

Kenan KOPUZ

Ruşan GÜNEŞ

Vedat EROĞLU

HAZİRAN 2021

TRABZON

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

TURBOJET MOTORU PROJESİ

Ali ORUÇ

Enes KASAP

Kenan KOPUZ

Ruşan GÜNEŞ

Vedat EROĞLU

Jüri Üyeleri

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

Üye.....:

Üye.....:

Bölüm Başkanı: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

HAZİRAN 2021

TRABZON

ÖNSÖZ

Son yıllarda teknolojide yaşanan devrimlerle insanoğlu makine tasarımında ve üretiminde çok ileriye gitmiştir. Bu gelişim rekabet ortamını sağlamış, sürekli ileriye dönük araştırma-geliştirmeler ve firmaların her zaman bir adım ilerde olma isteğiyle havacılık sektörünü de oldukça ilerletmiştir. Bu noktada uçak ve uçak motoru üreticilerine büyük görev düşmektedir. Ülkemizde bu sektörde geri kalmamak için her gün üstüne koyarak daha da gelişmeyi hedeflemektedir.

Bu tasarım çalışmasında gaz türbinli jet motorun ne olduğu, amacı, çalışma prensibi, tarihçesi, geçmişteki ve günümüzdeki tasarım örnekleri incelenmiştir. Buradan yola çıkarak İHA/SİHA' lar da kullanılmak üzere jet motoru tasarlanmasına karar verilmiştir. Gaz türbinli jet motorunun türbin kısmının yüksek sıcaklıklara ulaştığından zarar görme ihtimali oldukça yüksektir. Burada yenilikçi bir yaklaşımla soğutma sistemi geliştirilmiş ve uygulanmıştır. Bu sistem detaylı bir şekilde anlatılmış ve programlar kullanılarak gösterilmiştir.

Proje konusunun belirlenmesinde ve çalışmanın hazırlanma sürecinin her aşamasında bilgilerini, tecrübelerini ve değerli zamanını esirgemeyerek bizlere her fırsatta yardımcı olan tez danışmanımız Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Termodinamik Anabilim Dalı Öğretim Üyesi Prof. Dr. Burhan Çuhadaroğlu'na, bugünlere gelmemizde en büyük paya sahip olan, büyük emekler sarf eden, sevgi ve desteğini bizlerden esirgemeyen ailelerimize teşekkürlerimizi sunarım.

Ali ORUÇ

Enes KASAP

Kenan KOPUZ

Ruşan GÜNEŞ

Vedat EROĞLU

Trabzon 2021

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	III
İÇİNDEKİLER.....	III
ÖZET.....	V
SUMMARY.....	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VII
TABLolar DİZİNİ.....	XI
SEMBOLLER ve KISALTMALAR DİZİNİ.....	XII
1 .AMAÇ ve KAPSAM.....	1
2. GİRİŞ.....	1
3. GAZ TÜRBİNİ GENEL TANIMI ve TANITIMI	5
4. JET MOTORLARI.....	8
4.1. RAMJET MOTORLAR.....	8
4.2 PULSEJET MOTORLAR	9
4.3. TURBOPROP MOTORLAR	9
4.4. TURBOFAN MOTORLAR	11
4.5 TURBOJET MOTORLAR	11
4.5.1. İKİNCİL YANMA(AFTER BURNİNG)SİSTEMİ	13
5. TURBOJET MOTORLARIN KISIMLARI VE GÖREVLERİ.....	14
5.1. HAVA GİRİŞİ	14
5.2. KOMPRESÖR	16
5.3. YANMA ODASI	18
5.3.1. YAKITIN SAĞLANMASI.....	21
5.4. TÜRBİN.....	22
5.4.1. TÜRBİN SOĞUTMA SİSTEMİ.....	24
5.5. EGZOZ LÜLESİ.....	29
6. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI.....	32
7. MÜHENDİSLİK HESAP ve ANALİZLERİ.....	33
8. ÇEVRESEL ETKİ DEĞERLENDİRMESİ.....	43
9. MALİYET HESABI.....	44
10. YAPILAN TASARIM ÇALIŞMASI.....	49

11. YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	69
12. BULGULAR.....	85
13. TARTIŞMA.....	86
14. SONUÇLAR ve ÖNERİLER.....	87
15. KAYNAKLAR.....	89
ÖZGEÇMİŞLER.....	90
EKLER.....	92

ÖZET

TURBOJET MOTOR TASARIMI

Son yıllarda havacılık sektöründe her geçen gün bir gelişme görülmektedir. Jet motorları genel olarak uçaklar ve füzeler başta olmak üzere insansız hava araçları (İHA), roketler ve uzay araçlarında kullanılır. Jet motorunun çalışma prensibi; atmosferden emilen hava kompresör yardımıyla sıkıştırılarak yüksek bir basınçla yanma odasına gönderilir ve yanma odasında sabit basınçta hava ile yakıt karışımı sonucunda bir kıvılcım yardımı ile patlama gerçekleştirilir. Hava ile yakıt karışımı türbinde genişleyerek nozuldan dışarı çıkar. Jet motorlarında genellikle verimlerinin düşük olmasının sebebi türbin kanatlarının yanma odasından çıkan sıcak gazlara dayanamamasıdır. Bu projenin amacı ise türbin kanatlarının yüksek sıcaklığa dayanımını artırarak jet motorunu geliştirmektir. Bunun için ise türbin soğutma sistemi üzerinde geliştirme yapılmıştır. Türbini soğutmak için hava, kompresör tarafından sıkıştırılmadan önce içi boşaltılan mile jet motorunun girişinden girerek türbin çarkına kadar ilerleyecektir. Mile açılan delikler sayesinde, merkezkaç kuvveti altında olan hava türbin diskine geçerek oradan da türbin kanatlarına doğru ilerler. İçinde soğutma kanalları bulunan türbin kanatları da gelen havayı firar kenarından ve en uç kısımdan dışarı doğru savurur. Akan hava yeterli debiye ulaştırılabilir ise türbinde büyük oranda bir soğutma sağlanmıştır. Proje kapsamında bu tasarım, 3 boyutlu yazıcı ile model bir turbojet motoru olarak üretilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Kompresör, Mil, Türbin, Soğutma, Jet motoru, Kanat

SUMMARY

TURBOJET ENGINE DESIGN

In recent years, an improvement has been observed in the aviation industry every day. Jet engines are generally used in aircraft and missiles, unmanned aerial vehicles, rockets and spacecraft. Working principle of jet engine; The air sucked from the atmosphere is compressed with the help of a compressor and sent to the combustion chamber with a high pressure, and the explosion is made with the help of a spark as a result of the mixture of air and fuel at constant pressure in the combustion chamber. The mixture of air and fuel expands from the turbine and exits the nozzle. The reason why their efficiency is generally low in jet engines is that the turbine blades cannot withstand the hot gases coming out of the combustion chamber. The aim of this project is to improve the high temperature resistance of the turbine blades and improve the jet engine. For this, development has been made on the turbine cooling system. To cool the turbine, the air will enter the evacuated shaft from the inlet of the jet engine to the turbine wheel before being compressed by the compressor. Thanks to the holes drilled into the shaft, the air under the centrifugal force passes to the turbine disc and then moves towards the turbine blades. Turbine blades, which have cooling channels inside, also swing the incoming air from the trailing edge and the farthest part. If the flowing air can reach a sufficient flow rate, a large amount of cooling will be provided in the turbine. Within the scope of the project, this design was made with a 3D printer as a model turbojet engine.

Keywords: Compressor, Shaft, Turbine, Cooling, Jet engine, Blade

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1. Açık Brayton çevrimi.....	2
Şekil 2. a. P-v diyagramı, b. T-s diyagramı.....	2
Şekil 3. Gerçek Brayton çevriminin T-s diyagramı.....	3
Şekil 4. Solar T-1000 S modeli gaz türbini.....	6
Şekil 5. Gaz türbini çalışma prensibi ve türbindeki hava akışı.....	7
Şekil 6. Ramjet motoru.....	8
Şekil 7: Pulsejet motoru.....	9
Şekil 8. Turboprop motorlarının bölümleri.....	10
Şekil 9. Turbofan motorları.....	11
Şekil 10: Turbojet motorları.....	12
Şekil 11: Turbojet motorunun P-v ve T-s diyagramları.....	12
Şekil 12. İkincil yanma (After Burning) sistemi.....	14
Şekil 13. Hava hızının sıfır olması durumu ve hava giriş kısmında buzlanma olayı.....	15
Şekil 14. Hava alığı.....	15
Şekil 15. Merkezkaç akımlı kompresör.....	16
Şekil 16. Eksenel akımlı kompresör.....	17
Şekil 17. Yanma odasına giren havanın yavaşlatılması.....	18
Şekil 18. Yanma odasına yakıtın gönderilmesi şematığı.....	20
Şekil 19. Yanma odası.....	20
Şekil 20. Yakıt sağlanma yöntemleri.....	21
Şekil 21. Türbin.....	22
Şekil 22. Şafta uygulanan kuvvet sonrası eğilmeler.....	23

Şekil 23. İtki kanat montajı.....	23
Şekil 24. Tepki kanat montajı.....	23
Şekil 25. Kompresör ve Türbinin birbirine bağlı olduğu şaft.....	24
Şekil 26. Türbin soğutması için dahili kanal sistemi.....	26
Şekil 27. Stator ve rotor aşamaları için ayrıntılı türbin soğutma yolları.....	26
Şekil 28. Türbin kanadı soğutma teknolojisinin gelişimi.....	28
Şekil 29. Türbin kanadı soğutma delikleri	29
Şekil 30. Egzoz lülesi şematığı.....	30
Şekil 31. Egzoz lülesi.....	30
Şekil 32. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler.....	31
Şekil 33. a. P-v diyagramı, b. T-s diyagramı.....	33
Şekil 34. Turbojet motoru kısımlarının isimlendirmeleri.....	34
Şekil 35. Kompresör çap isimlendirmeleri.....	37
Şekil 36. Kompresör.....	50
Şekil 37. Yanma odası.....	51
Şekil 38. Yanma odası kesit görünümü.....	52
Şekil 39. Yanma odasının dış çerçeveleri.....	53
Şekil 40. Yanma odasının dış çerçevelerinin kesit görünümü.....	54
Şekil 41. Türbin kanadı görünümü 1.....	55
Şekil 42. Türbin kanadı görünümü 2.....	56
Şekil 43. Türbin kanadı görünümü 3.....	57
Şekil 44. Türbin diski.....	58
Şekil 45. Türbin diski kesit görünümü.....	59
Şekil 46. Türbin montajı.....	60

Şekil 47. Mil.....	61
Şekil 48. Mil hava delikleri detay görünümü.....	62
Şekil 49. Mil hava delikleri detayı.....	63
Şekil 50. Nozul.....	64
Şekil 51. Kısmi montaj.....	65
Şekil 52. Dış kabuk ve monte ayakları.....	66
Şekil 53. Montaj.....	67
Şekil 54. Montaj kesit görünümü.....	68
Şekil 55. Creality Ender 3 Pro V2 üç boyutlu yazıcı.....	70
Şekil 56. Abs filament.....	71
Şekil 57. Basılan bazı örnek parçalar.....	71
Şekil 58. Oluşturulan mekanizma ve üç boyutlu yazıcı.....	72
Şekil 59. Basılan mil parçaları.....	73
Şekil 60. Başarısız kompresör parçaları.....	74
Şekil 61. Eksen kaymasından dolayı bozulmuş baskı.....	75
Şekil 62. Üretilen parçalar.....	76
Şekil 63. Kompresörler.....	76
Şekil 64. Stator parçaları.....	77
Şekil 65. Sabit bilyeli rulman.....	77
Şekil 66. Rulman kaplama parçası.....	78
Şekil 67. Yanma odası.....	79
Şekil 68. Türbinin içindeki hava yollarının basım esnasındaki görüntüsü.....	80
Şekil 69. Türbin parçası.....	80
Şekil 70. Türbin hava açıklıklarının yandan görünümü.....	81

Şekil 71. Milin ucundan verilen havanın kanatlardan çıktığı deneme.....	81
Şekil 72. Vidalanacak nozul.....	82
Şekil 73. Dış kabuk.....	82
Şekil 74. Ayak parçasının tasarımı.....	83
Şekil 75. Model turbojet motorunun montajlanmış hali.....	83

TABLÖLÄR DİZİNİ

Tablo 1. Maliyet hesabı tablosu.....	46
Tablo 2. Üretim maliyet hesabı tablosu.....	84

SEMBOLLER ve KISALTMALAR DİZİNİ

A	: Alan [m^2]
A/B	: After burning
C	: Özgül ısı [$kJ/kg.K$]
D	: Çap [m]
\dot{E}	: Birim zamanda harcanan enerji [kW]
F	: Kuvvet [N]
h	: Entalpi [kJ/kg]
k	: Özgül ısıların oranı
LPG	: Sıvılaştırılmış petrol gazı
\dot{m}	: Kütleli debi [kg/s]
P	: Basınç [Pa]
q	: Isı [kJ/kg]
R	: Gaz sabiti [$J/K.mol$]
T	: Sıcaklık [K]
v	: Hız [m/s]
V	: Hacim [m^3]
w_{net}	: Net iş [J]
ρ	: Yoğunluk [kg/m^3]
$\eta_{th,Brayton}$: Brayton çevriminin ısıl verimi

1.AMAÇ VE KAPSAM

Günümüzde gelişmekte olan savunma sanayiinde artık insansız hava araçları son derece önem arz etmektedir. İnsansız hava araçlarının (İHA, SİHA, TİHA) boyutları ve ağırlıkları göz önüne alınarak farklı motor tercihleri yapılmaktadır. Bunlara farklı bir örnek olarak mikro turbojet motorları artık sıkça kullanılmaya başlanmış ve her geçen gün geliştirilmeye devam etmektedir. Ancak turbojet motorlarının genel sorunu olan soğutma hala bir problem olarak göze çarpmaktadır. Çalışmanın amacı farklı bir sistem geliştirerek verimi düşürmeden türbinin soğutulmasıdır.

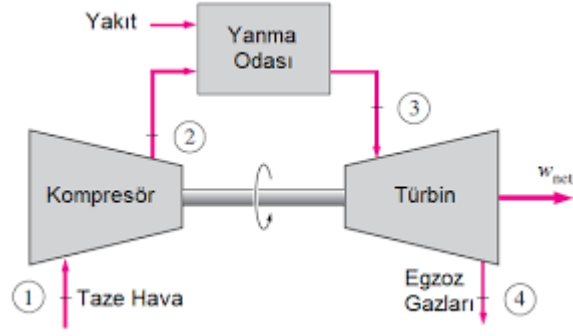
Yapılan çalışmada turbojet motorlarının türbinlerinin genel olarak soğutulmasına farklı bir bakış açısıyla yaklaşılmış, türbin ve mil konstrüksiyonlarında soğutma yapılmak amacıyla delikler açılmış, soğutma kanalları oluşturulmuş ve teoride soğutma probleminin bir miktar karşılanması amaçlanmıştır. Yapılan soğutma sisteminin hesabı detaylı yapılmamış, model olarak çizimleri hazırlanmış ve teknik resimleri detaylı olarak çizilmiştir. Turbojet motorunun detaylı boyut hesapları ve maliyet hesapları yapılmış son hali de tezde gösterilmiştir.

2. GİRİŞ

İnsanlık tarihte var olduğundan beri enerjinin üretilmesi ve kullanılması büyük önem arz etmiştir. Geçmişten günümüze enerji belirli bir formdan diğer bir forma dönüştürülmeye çalışılmıştır. Enerji dönüşümünde entropinin sınırları göz ardı edilir. Entropi, fizikte bir sistemin mekanik işe çevrilemeyecek termal enerjisini temsil eden termodinamik terimidir. Termodinamiğin 1. Kanununa göre (Enerjinin Korunumu Yasası) enerji, dönüştürülebilen bir büyüklüktür. Bir sistemin toplam kütle miktarı, enerjisinin bir ölçüsüdür. Bir sistemdeki enerji dönüştürülebildiğinden dolayı, farklı bir hale veya başka bir biçime dönüşebilir. Yapısında termal enerji barındıran çoğu enerji biçimi, başka enerji biçimine verimli olarak dönüştürülebilir.

İş elde etmekte kullanılan doğal enerji kaynakları yakıtlardır ve yakıcı olarak da genellikle atmosferik havanın oksijeni kullanılmaktadır. Günümüzde kullanılan motorlar genel olarak içten yanmalı ve dıştan yanmalı motorlar olmak üzere ikiye ayrılmaktadırlar. Dıştan yanmalı motorda, kimyasal ya da atomik reaksiyonlar sonucunda elde edilen ısı, helyum veya başka bir termodinamik maddeye aktarılır ve bu maddenin hareketli bir piston veya türbin kanatçıklarına etki ettirilmesi ile iş üretilir. Örneğin, kapalı sistem gaz türbinleri dıştan yanmalı motorlardır. İçten yanmalı motor işleminde ise, reaksiyon ürünleri termodinamik maddenin kendisidir. Bu ürünler ya bir pistonu veya türbin kanatçıklarına etki ederek ya da bir çıkış ağzında (nozül) genişlemeleri sırasında kazandıkları yüksek hızın sağladığı jet itme kuvvetiyle (thrust) iş yaparlar [1].

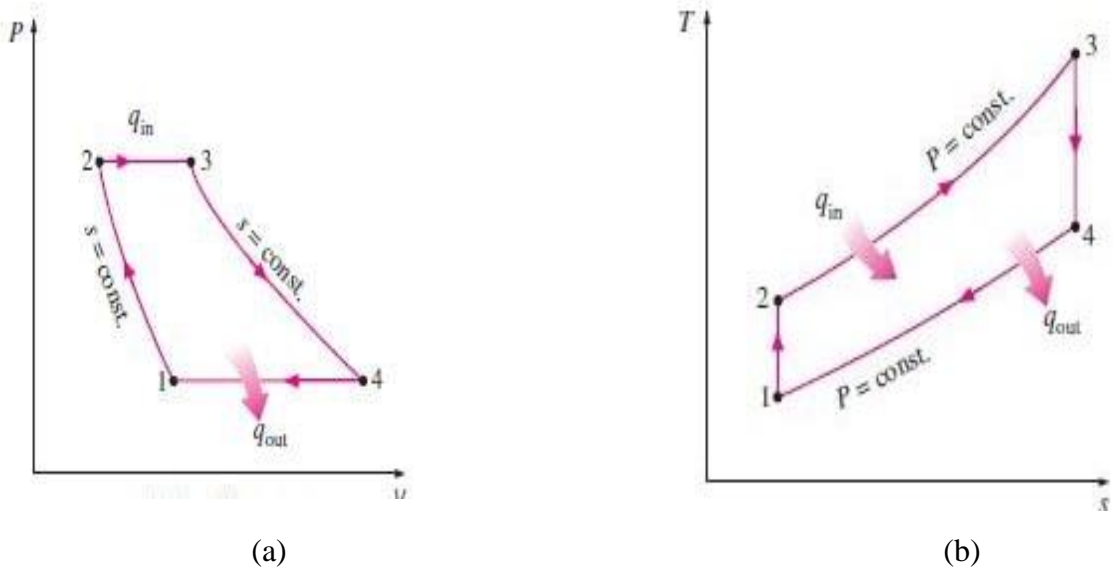
Gaz türbinleri açık Brayton çevrimine göre çalışır. Önce dışarıdaki hava sisteme alınarak kompresör tarafından sıkıştırılır, havanın basıncı yükseltilir ve bunun yanında sıcaklığı da yükselir. Yüksek basınçlı hava yakıtın sabit basınçta yakıldığı yanma odasına girer. Yanma odasında hava yakıt karışımı sağlanarak yanma gerçekleştirilir. Yüksek sıcaklıktaki ve basınçtaki gazlardan türbinde güç üretimi elde edilmektedir. Türbinden çıkan gazlar tekrar çevrime sokulmaz ve atmosfere atılır. Türbin ve kompresör arasında ki shaft da bu sayede döndürülür. Kompresöre iş verilirken türbinden iş elde edilir (Şekil 1).



Şekil 1. Açık Brayton çevrimi

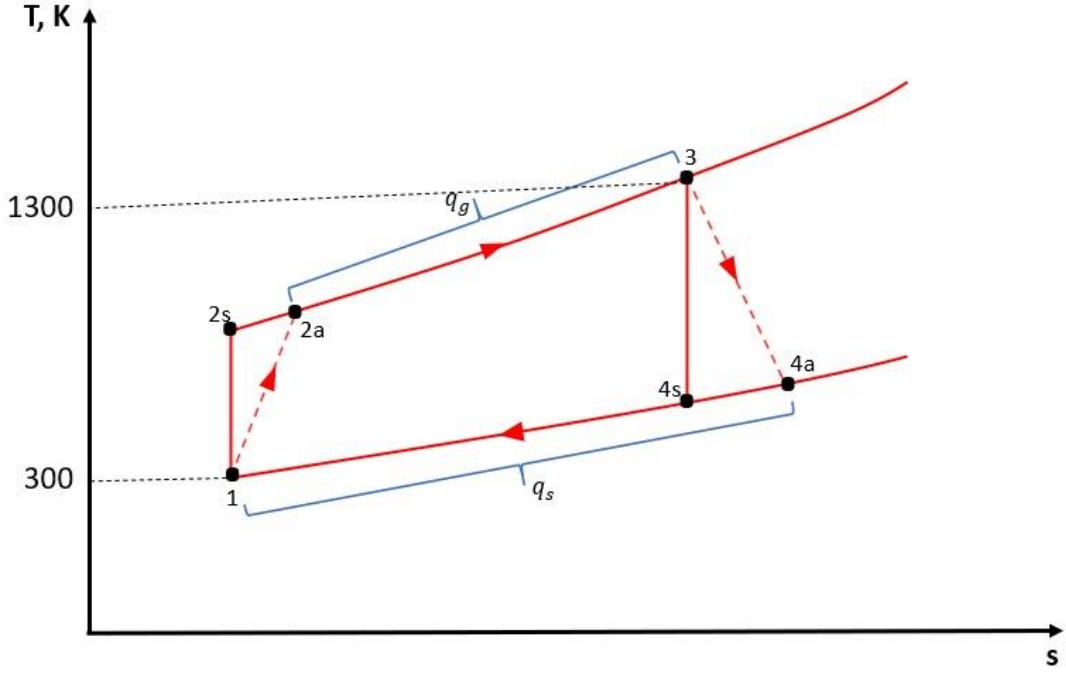
İş akışkanının dolaştığı bu ideal Brayton çevrimi dört içten tersinir hal değişimiyle gerçekleşir:

- 1-2 arası: İzantropik sıkıştırma (bir kompresörde)
- 2-3 arası: Sabit basınçlı ısı girişi (bir yanma odasında)
- 3-4 arası: İzantropik genişleme (bir türbinde)
- 4-1 arası: Sabit basınçta ısı çıkışı (egzozda)



Şekil 2. a. P-v diyagramı, b. T-s diyagramı

Ancak gaz türbinlerinde ideal Brayton çevrimi kullanılmaz. Onun yerine gerçek Brayton çevrimi kullanılır. Aralarında ki fark sürtünme, basınç kayıpları ve en önemlisi de tersinmezlik olaylarından oluşur. Tersinmezlik olayı, kompresöre verilen gerçek iş miktarı daha fazla, türbinden alınan gerçek iş miktarı ise daha azdır.



Şekil 3. Gerçek Brayton çevriminin T-s diyagramı

Gaz türbinlerinde hava, yakıtın yanması için gerekli olan oksitleyiciyi ve diğer bazı elemanların çalışma sıcaklıklarını güvenli bir seviyede tutulmasını sağlamaktadır. Türbindeki kütleli debi kompresördeki kütleli debiden daha büyüktür ve aradaki fark ise yakıtın kütleli debisine eşittir. Uçaklarda kullanılan gaz türbinlerinde kompresör ve yardımcı donanımları çalıştıracak olan jeneratöre yetecek kadar güç üretilmektedir. Uçağı iten gücü ise yüksek hızda türbinden çıkan egzoz gazları ürettikleri itki sayesinde sağlamaktadır.

Gaz türbininin temel tanımını yapacak olursak ,gaz türbini dönen kompresörde havayı sıkıştıran, yanma odasında yakıt-hava karışımını yakarak yanmış gazların elde edilmesini ve bunların türbinde genişlemesini sağlayarak iş elde eden içten yanmalı bir makinedir. Gaz türbinleri kompresör, yanma odası ve türbin olmak üzere üç ana donanımdan oluşmaktadır.

Gaz türbinlerinin güç/ağırlık ve güç/hacim oranlarının yüksek olması ve modüler yapıları ile diğer içten yanmalı makinelerle göre daha fazla güç elde etmelerine rağmen ısı verimlerinin düşük olması ve yüksek özgül yakıt tüketimlerine sahip olmaları bu makinelerin en büyük problemi olmaktadır. Günümüzde mühendisler bu problemin üstesinden gelmek amacıyla yoğun çalışmalar yapmaktadırlar.

Gaz türbinlerinde performansı etkileyen en önemli iki parametre kompresör basınç oranı ve türbinin giriş sıcaklığıdır. Her türbin giriş sıcaklığı için verim, belirli bir basınç oranında en yüksek değerine ulaşmaktadır. Yüksek basınç oranlarında verimin azalmasının nedeni; yüksek sıkıştırma sonu sıcaklığı ve sabit olan türbin giriş sıcaklığı nedeniyle, fazla yakıt kullanılmaması ve buna karşı, yüksek basınç oranlı kompresörü çevirmek için gerekli işin fazla olmasıdır. Basınç oranı-verim ile türbin giriş sıcaklığı-verim ilişkileri donanımlar kısmında daha detaylı olarak incelenecektir. Günümüzde malzeme bilimindeki gelişmelere paralel olarak, sıcağa dayanıklı türbin kanatçıklarının yapılabilmesi sonucu türbin giriş sıcaklığı ve basınç oranı arttırılabilmekte, böylelikle verim ve net işin artması sağlanmaktadır.

Gaz türbini teknolojisinde gelişmeler ise aşağıda belirtilen üç faktörün paralelinde olmuştur. Bu üç faktör aşağıda belirtilmiştir:

- 1- Malzeme biliminde yaşanan gelişmeler ile türbin donanım materyallerinin yüksek ısıya dayanımı artmış, kompresörlerinkiler ise dış etkilere karşı daha dayanıklı ve dirençli hale gelmiştir.
- 2- Aerodinamik ve termodinamik bilgisinin giderek artması gaz türbinleri dizaynlarının daha iyi yapılmasını ve verimlerinin artmasını sağlamıştır.
- 3- Gaz türbini türbin, kompresör kanat, yanma odalarının dizayn, simülasyon ve analizlerinin bilgisayar yardımı ile yapılması gaz türbinlerinin teknolojik olarak gelişmesine büyük katkı sağlamıştır [1].

3.GAZ TÜRİNİ GENEL TANIMI VE TANITIMI

Gaz türbinleri boyut ve ağırlıklarına göre yüksek miktarlarda güç üretimi yapan, yakıtın kontrollü bir şekilde yanması ile güç üreten diğer içten yanmalı makineler gibi makinelerdir ve son kırk yılda güç endüstrisinde önemli bir ticari araç konumuna gelmişlerdir. Günümüzde gaz türbinleri turbo makineler sınıfına girmektedir. Bir turbo makinenin tanımını yapacak olursak mekanik enerjinin şaft işine, sürekli akan bir akışkanın rotor kolonlarında oluşturduğu dinamik hareketler vasıtasıyla çevrildiği makinelerdir. Turbo makineler fonksiyonlarına göre iş alan (kompresör veya fan) ve iş üreten (gaz türbini) turbo makineler olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Kompakt bir makine olmaları, düşük ağırlığa sahip olmaları ve yakıt çeşitliliği gibi avantajlara sahip olmaları gaz türbinlerinin kullanım alanlarını çeşitlendirmektedir [1].

Günümüzde gaz türbinlerinin dizaynında esas olarak alınan bazı önemli kriterler mevcuttur Bu önemli kriterler:

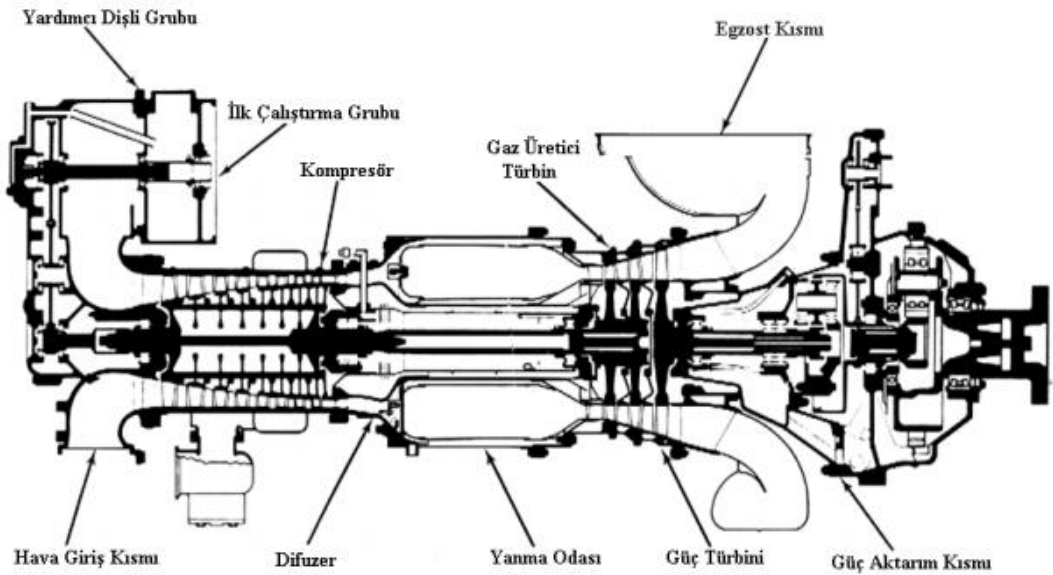
- 1- Yüksek verim
- 2- Uzun ömür ve dayanıklılık
- 3- Servis ve bakım yeteneği
- 4- Kolay montaj ve işçilik
- 5- Çevresel kabullere uygunluk
- 6- Yardımcı sistemler ile kontrol sistemi arasındaki uyumluluk
- 7- Servis işçiliğinde ve yakıt kullanımında kolaylık şeklinde sıralanabilir.

Gaz türbini, yakıtın enerjisini mekanik enerji ya da yüksek hızlı tepki jeti gibi faydalı enerjilere çevirmek için geliştirilmiş bir motordur. Gaz türbini, temel olarak gaz jeneratörü ve güç dönüştürme bölümü olmak üzere iki ana gruptan oluşur. Gaz jeneratörü; kompresör, yanma odası ve türbinden oluşur, ancak türbin kompresörü çalıştırmaya yetecek kadar güç üretir. Gaz jeneratörü çıkışında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz elde edilir. Farklı gaz türbinleri, gaz jeneratörünün giriş ve çıkışına farklı elemanların ilavesi ile imal edilebilir. Bu gaz türbininin üzerinde bulunan çeşitli parçalar; başa, arkaya, sol ve sağa olmak üzere 4 tarafa yerleştirilmiştir [2].

Bu yönler gaz türbininin egzoz tarafında durup hava girişine doğru bakılarak tarif edilmişlerdir. Hava giriş kısmı gaz türbininin baş tarafı olarak kabul edilecektir.

Bu kısımlar ve dönen parçalar aynı eksen etrafında yerleştirilmişlerdir. Bu esas kısımlar baştan arakaya doğru aşağıda belirtildiği şekilde sıralanmaktadır:

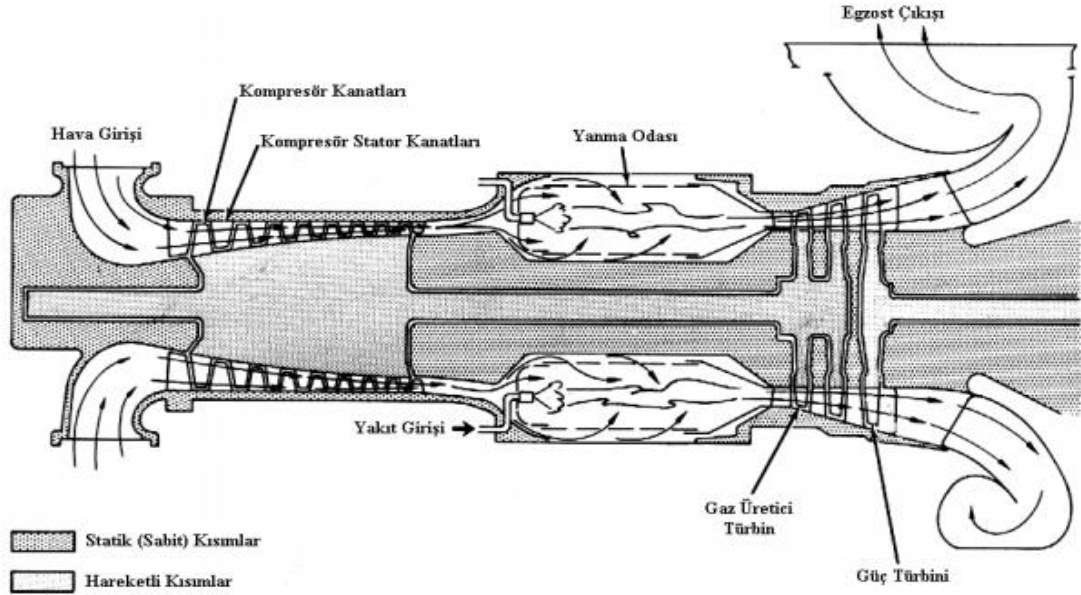
- 1- Hava giriş kısmı
- 2- Kompresör
- 3- Yanma odası
- 4- Gaz üretici türbin
- 5- Güç türbini
- 6- Güç aktarım kısmı



Şekil 4. Solar T-1000 S modeli gaz türbinini

Gaz türbini kompresör kısmında devamlı sıkıştırılmış hava akışı, yanma odasında devamlı yanma ile türbin kısmından devamlı bir güç üretir. Atmosfer havası, kompresör tarafından, kompresörün marş motorunun hareketi ve daha sonra yanmanın başlaması ile türbin kısmının hareketi ile emilir. Kompresör havayı 6,5/1 oranında bir basınca sıkıştırır. Sonra difüzör kompresörden gelen havayı yanma odasına sevk eder. Yanma odası içerisinde yakıt basınçla püskürtülür. İlk çalıştırma esnasında bu yakıtı ateşlemek için bir buji yerleştirilmiş olup, yüksek voltaj ile çalışmaktadır. Yeteri derecede hava ve yakıt akışı olduğu müddetçe yanma odasında sürekli yanma mevcuttur.

Gaz türbini deniz seviyesinde ve 80 °F (26,7 °C) ortam sıcaklığında nominal hızında çalışırken, kompresöre yaklaşık olarak dakikada 10500 ft³ hava girmektedir. Çalışma prensibi ve hava akışı aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 5. Gaz türbini çalışma prensibi ve türbindeki hava akışı

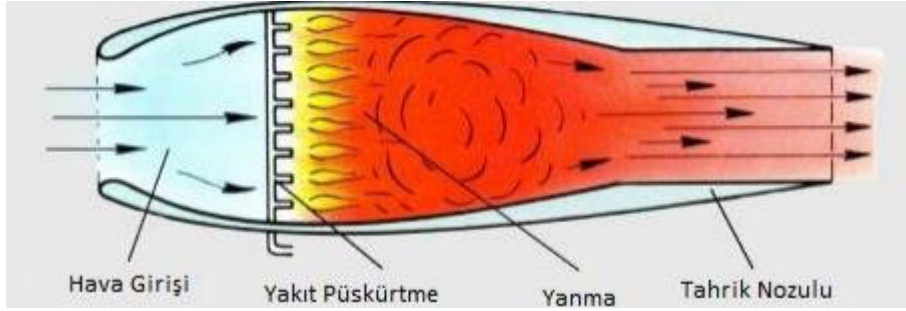
Yanma odasında genişleyen gazlar, türbin kısmından geçerken kanatlara çarparak gaz üretici türbinini ve güç türbinini tahrik ederler. Gaz üretici türbininin shaftı kompresör kısmını tahrik etmek için gerekli gücü verir. Güç türbininin shaftındaki güç ise şanzıman vasıtasıyla yüke verilir. Türbinden çıkan egzoz gazları bir egzoz kollektörü tarafından toplanır. Egzoz kollektörü dakikada yaklaşık olarak 25200 ft³ (normal çalışmada en fazla 850 °F (454 °C) sıcaklıkta) egzozu atmosfere atar [1].

4.JET MOTORLARI

Havayı sıkıştırıp genişleten gaz türbinli motorlar, ramjetler, pulsejetler, turbojetler, turbo şaftlar, turbofanlar ve turbo proplar olarak sınıflandırılabilir.

4.1.Ramjet Motorlar

Ramjet motoru, dönen, önemli bir parçaya sahip değildir. İraksak bir girişten ve yakınsak veya yakınsak-ıraksak bir çıkış ağzından oluşmaktadır. İleriye doğru harekete geçirildiğinde harici kaynaktan gelen hava akımı hava girişine zorlanır. Hız ve kinetik enerji azalırken, basınç enerjisi, sapma kanalından geçerken artar. Daha sonra toplam enerji, yakıtın yanmasıyla artırılır ve genişleyen gazlar, çıkış kanalı yoluyla atmosfere doğru hızlanır [3].

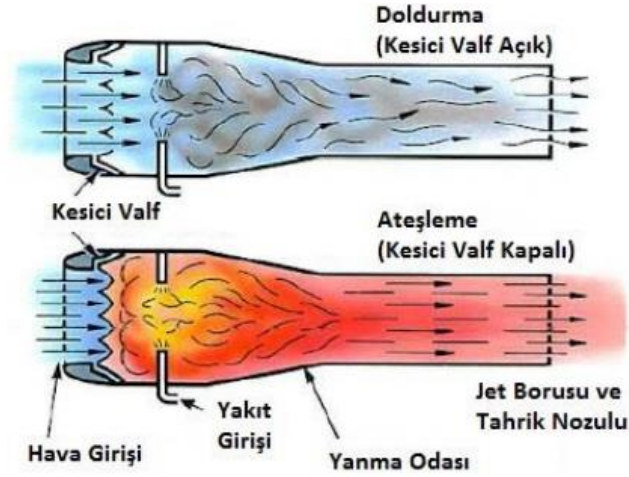


Şekil 6. Ramjet motoru

Ramjet motorları, düşük hızlarda itki oluşturmadığı için hiçbir uçağı harekete geçirmesi beklenemez. Yüksek hızlı uçuşlar için uygundur. Ramjetler ile çalışabilmek için bir ön hızı ihtiyaç vardır ve ses üstü hızlarda ($M > 1$) çalışmaya başlayabilirler. 5 Mach hızına kadar çalışabilirler. Mach sayısı, adını Avusturyalı fizikçi Ernst Mach 'tan alan, hareket halindeki bir kütlenin hızının, kütlenin bulunduğu şartlardaki ses hızına oranıdır. Deniz seviyesinde, 1 atm basınç altında ve 815 °C sıcaklıkta 1 Mach = 1226,5 km/saat (340 metre/saniye) olarak belirtilir. Bu şartlar altında ses hızı 1 mach' tır . Ramjet motorunda hava yaklaşık 0,2 Mach hızına yavaşladıktan sonra, içine yakıt püskürtülerek yakılır ve oluşan yanma sonu gazları lülede genişleyerek hız kazanır [4, 5].

4.2.Pulsejet Motorlar

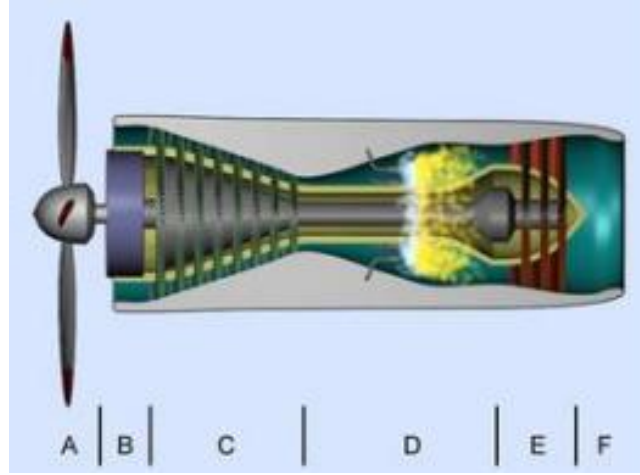
Pulsejet motoru aralıklı yanma ilkesini kullanır. Ramjet motorun aksine statik bir durumda çalıştırılabilir. Pulsejet, ramjet motorun aerodinamik yapısına benzer şekildedir. Ancak, yüksek basınçlar nedeniyle daha sağlam yapıdadır. Kanal girişinde açık pozisyonda yerleştirilmiş bir dizi yaylı "valf" vardır. Açık valflerden çekilen hava yanma odasına geçer ve odanın içine enjekte edilmiş yakıt ile yanar. Yanma sonrasında gazlar genişleyip basınç artışına neden olur. Yanma odasındaki basınç artışı valflerin kapanmasına neden olur. Genleşen gazlar daha sonra geriye doğru dışarı atılır. Egzoz gazları tarafından oluşturulan akış, valflerin açılmasını ve çevrimin tekrar edilmesini sağlar [3].



Şekil 7: Pulsejet motoru

4.3.Turboprop Motorlar

Egzoz gazları, turbojetin ana bölümünde (genelde gaz jeneratörü olarak adlandırılır) iken hız düşürme dişlisi sistemi üzerinden pervaneyi döndüren ek türbini çalıştırmak için kullanılırsa bu motora turboprop motor adı verilir. İngilizler ve bazı ticari havayolu şirketleri bu motorları propjet diye de adlandırırlar [6].



Şekil 8. Turboprop motorlarının bölümleri

Şekil 8 'de görülen turboprop motorun bölümleri sırasıyla şunlardır; A-pervane, B-aktarma, C-kompresör, D-yanma odası, E-türbin, F-egzoz nozulu.

Turboprop, bir pervaneyi bir şaft motoru olarak bir dişli kutusu vasıtasıyla süren bir gaz türbinidir. İtme kuvveti neredeyse sadece türbinin ürettiği enerjinin iletildiği pervane ile üretilir. İtme kuvveti oluşturmak için, pervane çok fazla hava çeker ve uçağı hafifçe ivmelendirir. Bu tip motor, düşük yakıt tüketimi karakteristiğine sahiptir. Bu nedenle, üst hava sahasında (25.000 ft / 7600 m'ye kadar) nakliye ve kısa mesafeli hava araçlarında çoğunlukla kullanılmaktadır [7].

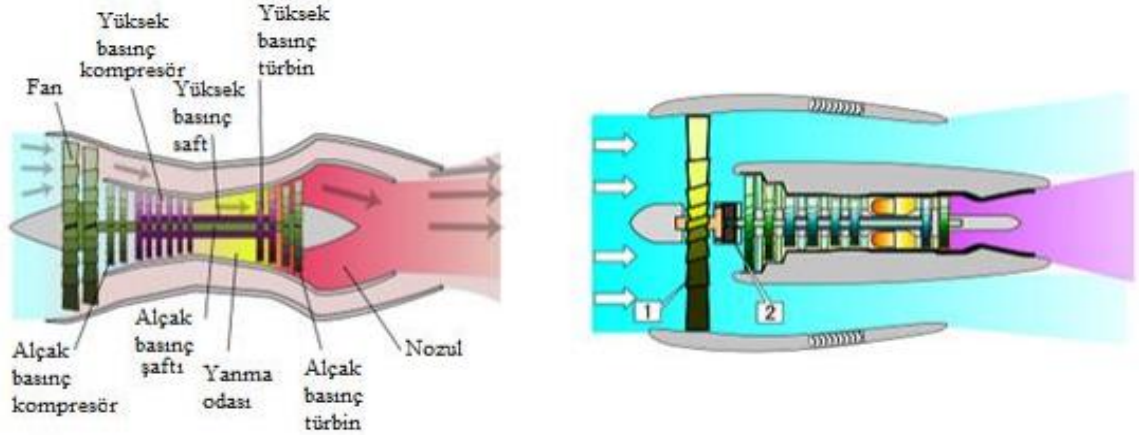
Turboprop motorlar, motor yapısını oluşturan elemanların yerleşim şekline veya amacına uygun olarak ilave edilen elemanlar dikkate alındığında genellikle 2 ayrı gruba ayrılmaktadır;

a) Gaz kuplajlı ve serbest türbinli turboprop motorlar: Bazı turboprop motorlarda pervaneyi döndürebilmek için serbest bir türbin kullanılmaktadır. Bu tip motorlarda pervanenin döndürülmesi serbest türbin ve merkez tahrik şaftı tarafından sağlanmaktadır.

b) Dişli kuplajlı türbinli turboprop motorlar: Turboprop motorların bazılarında ise dişli grubu ve pervane, motorun arka kısmında bulunmaktadır.[8]

4.4.Turbofan Motorlar

Hava akımının bir kısmının fan bölümünden alınarak toplam itme kuvvetinin (thrust) %35 ile %75'lik miktarının üretildiği tiplerdir. Bu tip motorlara ilişkin pek çok uygulama bulunmaktadır [6].

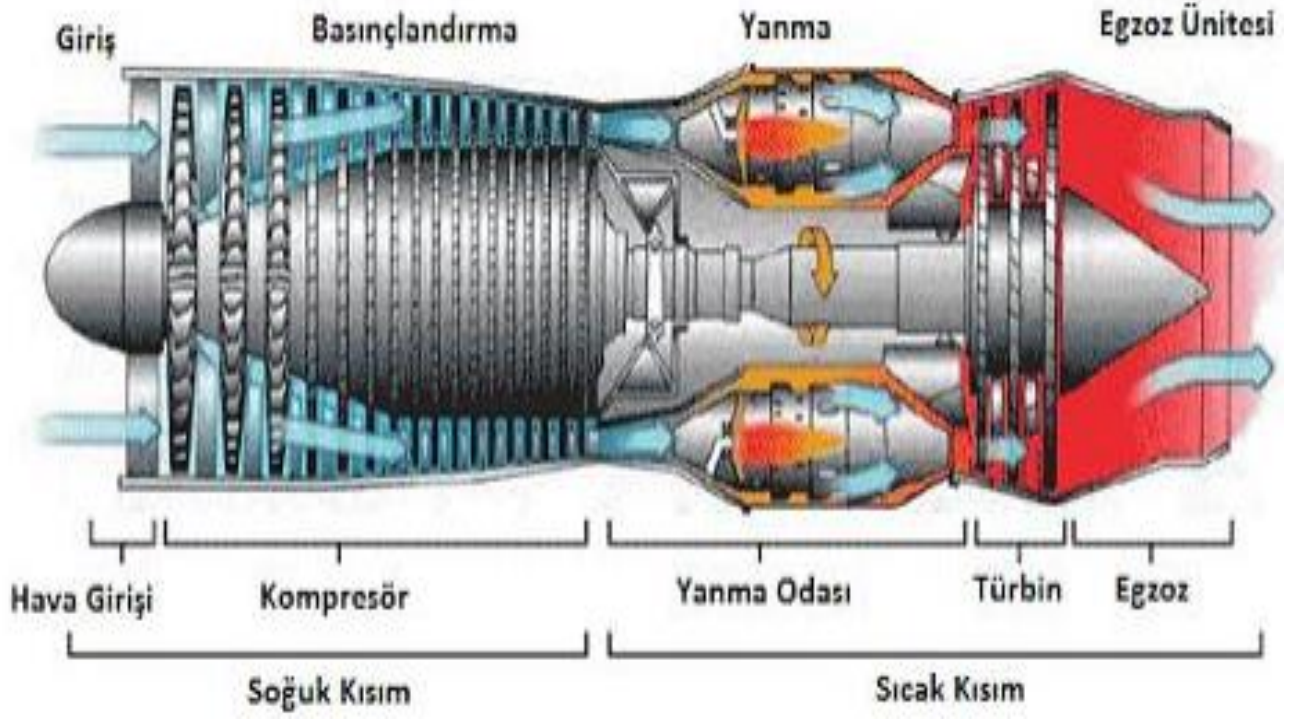


Şekil 9. Turbofan motorları

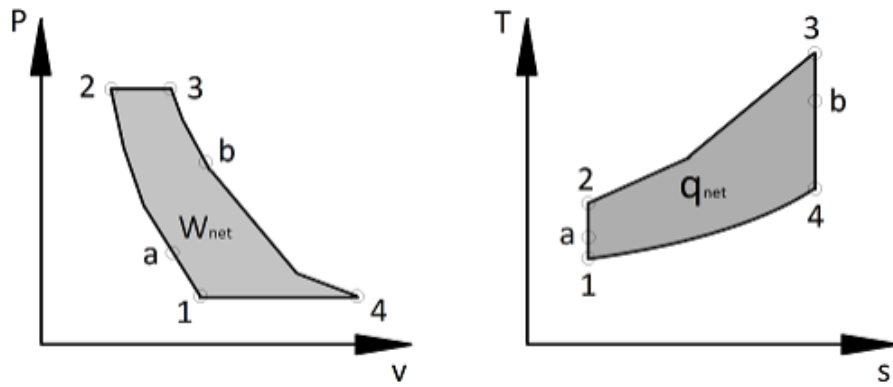
Bir turbofanın karakteristiği bypass oranıdır. Bu, fan vasıtasıyla dışarı akan hava miktarının, gaz türbini boyunca akan havanın miktarına oranıdır. Sivil uçaklarda kullanılan modern turbofanların bypass oranı $80:20=4$ ile $90:10=9$ arasındadır. İkincil ve birincil akışlar birlikte toplam itkiyi etkiler. Şekil 10 'da sırasıyla uzun kanallı düşük bypass oranına sahip turbofan motor ile yüksek bypass oranına sahip turbofan motor şeması verilmiştir [7].

4.5.Turbojet Motorlar

Turbo, Latince “yüksek hızda dönen” , jet ise yine aynı dilde “fırlatmak” anlamına gelmektedir. Turbojetler havacılık sektöründe geniş kullanım alanına sahip bir jet motorudur [4]. Turbojet motorda yakıt deposundan yanma odasına gelen yakıt, kompresörden gelen sıkıştırılmış hava ile karışarak yanar. Yanma ürünleri, türbin ve nozulda genişleyerek iş yaptıktan sonra dışarı atılır. Motorun ısıl verimi, havanın daha önceden sıkıştırılması ile artmaktadır. Bu nedenle hava, özel bir türbin tarafından döndürülen, santrifüj ya da aksiyal kompresör ile sıkıştırıldıktan sonra yanma odasına gönderilir [9].



Şekil 10: Turbojet motorları



Şekil 11: Turbojet motorunun P-v ve T-s diyagramları

Şekil 11’de P-v ve T-s diyagramı verilen turbojet motorunun çevrimi şu işlemlerden oluşmaktadır:

- 1-a, difüzörde izentropik sıkıştırma,
- a-2, kompresörde izentropik sıkıştırma,
- 2-3, yanma odasında sisteme sabit basınçta ısı verilmesi,
- 3-b, türbinde izentropik genişleme,
- b-4, çıkış nozulunda izentropik genişleme,
- 4-1, sabit basınçta atmosfere ısı atılması. [9].

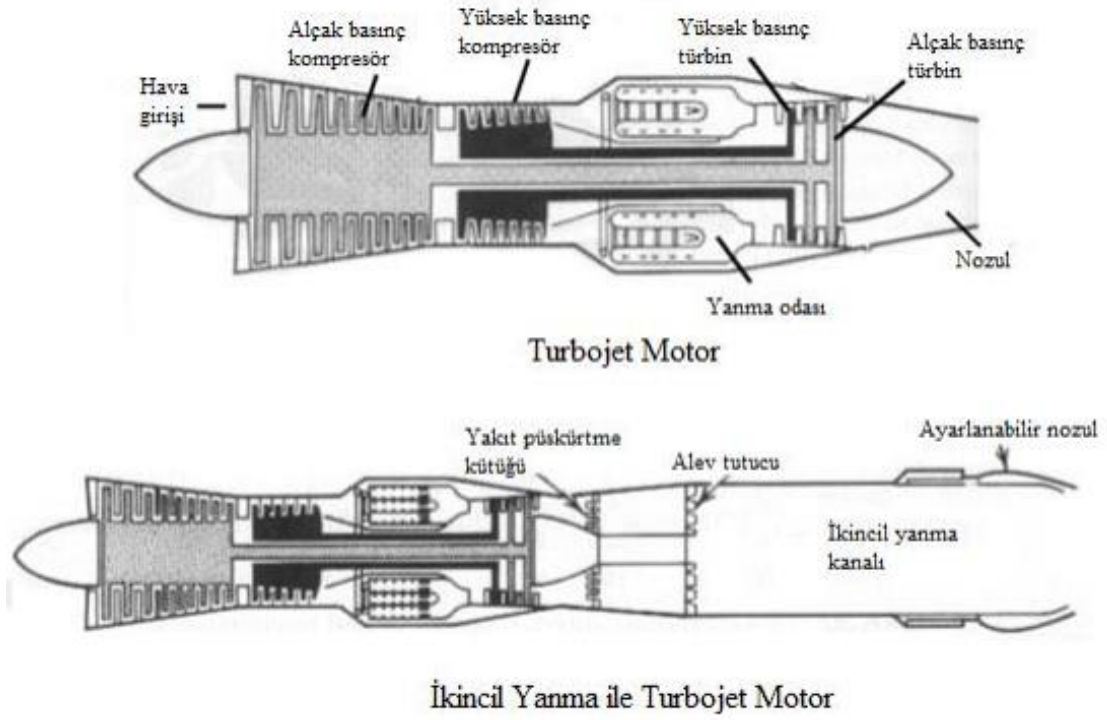
4.5.1.İkincil Yanma (After Burning) Sistemi

İkincil yanma (art yanma, A/B) veya tekrar ısıtma (reheat), uçağın kalkış, tırmanma veya askeri uçakların savaşma performansını geliştirmek üzere motorun temel tepkisini artırma metotlarından birisidir. A/B sistemi, türbin çıkışı ile jet borusu itici lülesi arasında uygulanmakta ve yanmayı gerçekleştirmek üzere egzoz gazlarındaki yanmamış oksijenin kullanılması esasına dayanmaktadır [9].

İkincil yanma ile türbin çıkışında, ikinci bir yanma gerçekleştirilerek %50 ya da daha fazla ek itme kuvveti elde edilebilir. Turbojet ve turbofan motorlarının her ikisi de art yanmalı olarak kullanılabilir [6].

A/B sistemi açıldığında, ek yakıt, çemberler boyunca ve turbojetin sıcak egzoz akışına enjekte edilir. Yakıt yanar ve ek itme oluşturur, ancak turbojetin yanma bölümünde olduğu kadar verimli yanmaz. A/B sistemi sayesinde daha fazla itme kuvveti elde edilir ancak çok daha fazla yakıt sarfiyatı olur.

Egzoz sıcaklığının artmasıyla, egzoz nozulunun akış uzunluğu, aynı kütle akışını geçmek için arttırılmalıdır. Bu nedenle after burning nozulları değişken geometrilerle dizayn edilmelidir. Bu sistem basit turbojet nozullarından daha ağır ve daha karmaşıktır. Afterburner kapatıldığında, motor basit bir turbojet gibi çalışır.



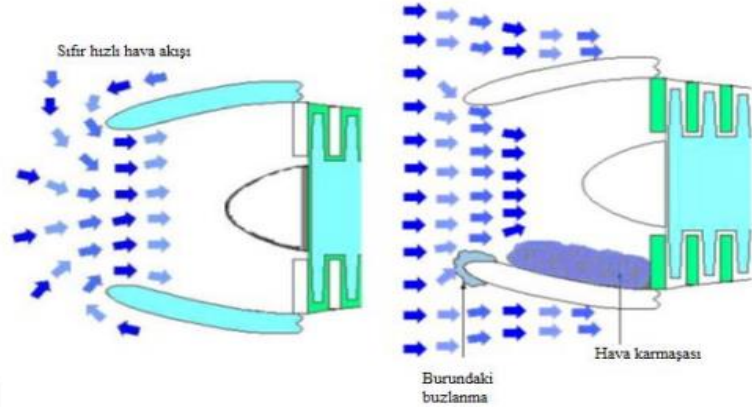
Şekil 12. İkincil yanma (After Burning) sistemi

5.TURBOJET MOTORLARIN KISIMLARI VE GÖREVLERİ

5.1.Hava Girişi

Hava, motora hava giriş kısmı yoluyla girer. Hava girişi, çapı arkaya doğru genişleyen bir yapıdadır. Bu tasarım, giren havanın dinamik basıncının statik basınca dönüşmesine yardım eder. Düzgün bir akış sağlar. Bu şekilde motorun verimini azaltacak akıştaki bozulmaları önler. Normal uçuş koşullarında motor havayı önden alır, ayrıca havanın ram etkisi vardır. Motor çalışır durumda fakat uçak yerde sabit ise ram etkisi oluşmaz, hava yandan emilir.

Girişte akışı bozan iki oluşum vardır. Bunlardan birincisi giriş kanalı ağız kısmındaki (nose lip) hasarlar ve buzlanma, ikincisi ise motorun yan rüzgârlara maruz kaldığı koşullarda düşük hızda çalışıyor olmasıdır [10].

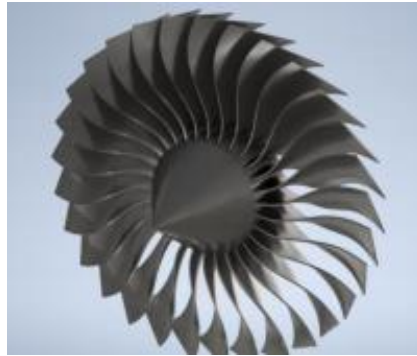


Şekil 13. Hava hızının sıfır olması durumu ve hava giriş kısmında buzlanma olayı

Motor hava giriş kaportası buzlanma önleme sistemi, hava girişinde buz oluşumunu önler. Çünkü hava giriş kısmındaki buzlanma;

- Hava giriş kısmının daralmasına ve motorun düzensiz çalışmasına sebep olur.
- Airfoil yapıyı bozarak içeri giren havanın akışını bozar.
- Kırılan buz taneleri motor parçalarına zarar verir.
- Uçağın ağırlığını artırarak dengesizlik meydana getirir.

Hava giriş alığı malzemeleri; alüminyum, paslanmaz çelik ve titanyum alaşımları en çok kullanılan malzemelerdir [8].



Şekil 14. Hava alığı

5.2.Kompresör

Gaz türbinli motorlarda verimli ve güçlü bir yanma için basınçlı havaya gereksinim vardır. Gaz türbinli motorlarda basınçlı hava elde etmek için iki yol vardır. Bunlar, piston vasıtasıyla silindir içinde vakum meydana getirerek hacmi azaltmak veya gaz türbinli motorlarda olduğu gibi kompresör kullanmaktır .

Jet motorlarında havanın sıkıştırılması merkezkaç akımlı (centrifugal flow) veya aksenel akımlı (axial flow) kompresörlerle yapılır. Merkezkaç akımlı kompresör geliştirilmesi ve üretilmesi daha kolay olması ve daha sağlam ve dirençli olması açısından avantajlıdır. Aksenel akımlı kompresör ise daha fazla hava alıp daha yüksek sıkıştırma oranlarına sahip olması açısından avantajlıdır. Merkezkaç akımlı kompresörün çalışma prensibi şöyledir: Çark, türbin tarafından yüksek hızlarla döndürülür ve hava sürekli olarak çarkın merkezine indüklenir. Merkezkaç kuvveti, havayı çarkın dışına hızlandırır ve basıncını artırır. Ulaşılan basınç çark hızıyla doğru orantılıdır. Çarkın dış kısmında bu hız saniyede 500 metreye kadar çıkabilir. Yüksek verim için dış lastik ile çark arası mesafe olabildiğince kısa tutulmalıdır.

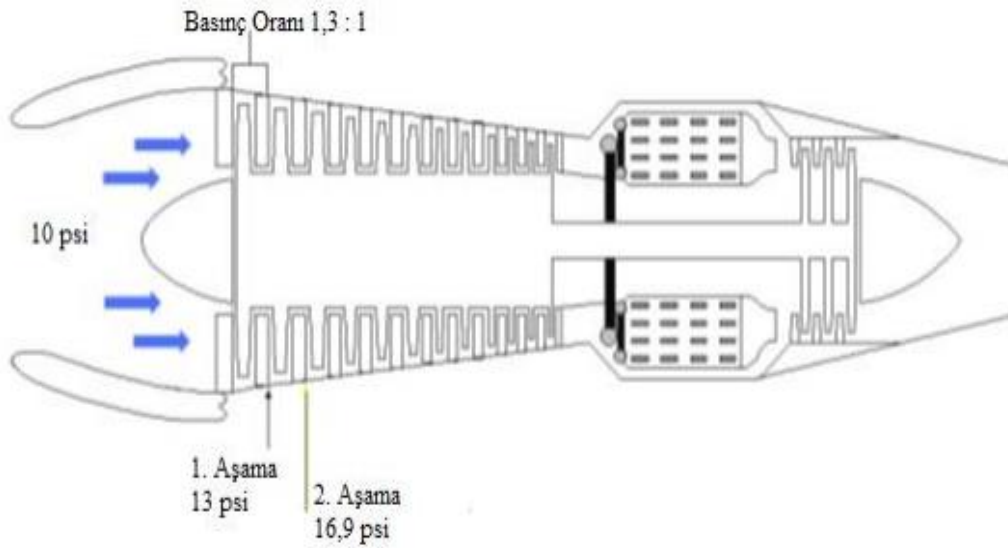


Şekil 15. Merkezkaç akımlı kompresör

Aksenel akımlı kompresör ise birden fazla dönen kanatçıklı parçadan oluşur. Motor shaftına bağlı rotor ve Aksenel akımlı kompresör motorun dış çeperine sabitlenmiş stator bir kademe oluşturur. Her kademe aldığı havayı bir sonraki kademeye iletirken basıncını artırır. Rotorun bağlı olduğu shaft, türbine de bağlı olduğundan, kompresörün ihtiyacı olan açısal hız türbin tarafından sağlanır.

Eksenel akımlı kompresör ise birden fazla dönen kanatçıklı parçadan oluşur. Motor şaftına bağlı rotor ve Eksenel akımlı kompresör motorun dış cepherine sabitlenmiş stator bir kademe oluşturur. Her kademe aldığı havayı bir sonraki kademeye iletirken basıncını artırır. Rotorun bağlı olduğu şaft, türbine de bağlı olduğundan, kompresörün ihtiyacı olan açısal hız türbin tarafından sağlanır. Hava sürekli şekilde içeri alınır ve dönen kanatçıklar tarafından hızlandırılarak basıncı artırılır. Kompresörlerde basıncı arttırılan hava yanma odasına aktarılır. Basınç oranı, mutlak kompresör çıkış basıncının (P_{2c}), mutlak kompresör giriş basıncına (P_{1c}), bölünmesiyle bulunur. Kütle akış oranı, bir kompresörde (ve motorda) belirli bir süre boyunca akan havanın kütlesidir ve genellikle lb/dak (pound/dakika) olarak ifade edilir.

Radyal çıkışlı türbinler, eksenel akımlı türbinle kıyaslandığında birçok dezavantajı ortaya çıkar. Az hava akışı sağlaması ve aerodinamik kayıplar (akışın santrifüj kayıplara uğrayarak türbinden geçmek zorunda olması) nedeniyle daha düşük verimle çalışır [10].



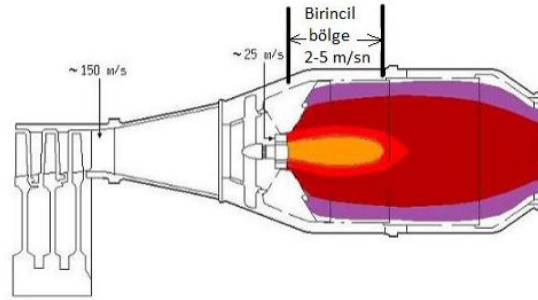
Şekil 16. Eksenel akımlı kompresör

Kompresör malzemesi;

- En bilinen malzemesi Ti-6Al-4V alaşımıdır.
- Alaşım 685, 829, 834 farklı türde ve miktarlarda elementleri içeren halihazırda kullanılan diğer alaşım türleri de vardır.
- Kompresörün son kısımları (Yüksek Basınç Kompresörü) nikel bazlı süper alaşımlardan imal edilmektedir. Bunun nedeni titanyum alaşımlarının özelliklerini optimum olarak koruyabildiği sıcaklık değerleri 600 °C'lere kadar olmasıdır [8].

5.3.Yanma Odası

Kompresörden çıkan hava, yanma odasına 150 m/s ye kadar hızlarda girdiğinden, bu hız yanma için çok yüksektir. Bu nedenle, hava öncelikle yavaşlatılarak statik basıncı artırılır. Normal karışım oranlarında yanma hızı sadece 1-2 m/s dolayında olduğundan, 25 m/s dolayında bir hıza yavaşlatılmış olan hava bile, yakıt alevini söndürmeye yetmektedir. Bu nedenle, yanma odasında, motor çalıştığı sürece alevin sönmeyeceği, bir düşük aksiyal hız bölgesinin oluşturulması zorunludur .



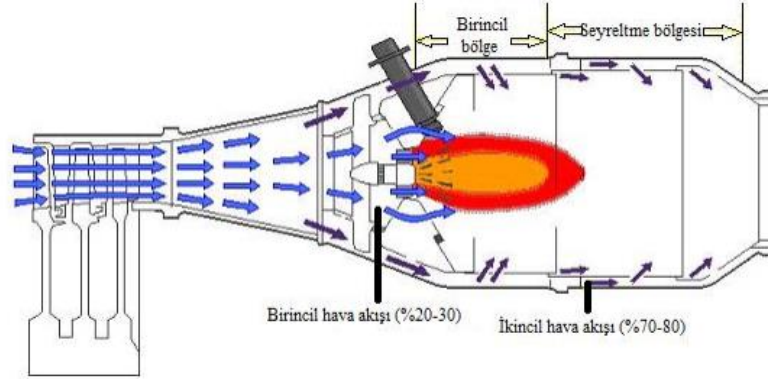
Şekil 17. Yanma odasına giren havanın yavaşlatılması

Yakıt sistemi model turbojet motoru yapımında genellikle kullanımının kolay ve ilave donanım ihtiyacı duyulmamasından dolayı LPG türü gaz yakıtlar tercih edilmektedir. LPG türü gaz yakıtlar basınçlı halde depolandıklarından dolayı yanma odasına direk püskürtmek yerine kompresör giriş kısmından, hava ile birlikte yanma odasına gönderilip yakılmaktadır. Bu tür turbojet motorlarında ilave enjektör, yakıt pompası gibi sistemlere ihtiyaç duyulmamaktadır. Ancak hareketli turbojet motoru yapımında LPG tankının ağırlığı ve sızıntı sebebiyle patlayıcı özellikte olması dezavantaj oluşturmaktadır. LPG yakıtı ile yapılan deneylerde harici saf oksijen ilavesiyle türbin giriş sıcaklığını 630 °C - 870 °C arasında ölçmüştür. Türbin çıkış sıcaklığını ise 621°C – 850 °C arasında ölçmüştür. Oksijen ideal orandan fazla ise fakir karışım, az ise zengin karışım oluşur. Oksijen miktarı fazla ise motorda alev sönmesi yaşanabilir. Küçük jet motorlarında yakıt ani kesilirse yakıt az-oksijen fazla durum oluşur kısa bir süre için, bu da motorun sönmesine neden olur.

Küçük ölçekli model bir turbojet motoru ile yapılan deneylerde en yüksek itme kuvveti, %50 ayçiçek yağı, %50 motorin yakıtı ile elde edilmiştir. %50-%50 oranında kullanılan ayçiçek yağı ve motorin yakıtı karışımında en yüksek itme kuvveti 28,4 N olarak ölçülmüştür. %100 oranda motorin ve gaz yağı yakıtlarıyla yapılan deneyde ise, en yüksek itme kuvveti olan 24,5 N değerini motorin yakıtı vermiştir. Gaz yağı ile yapılan deneylerde yakıt basıncı arttıkça türbin giriş sıcaklığı azalmıştır.

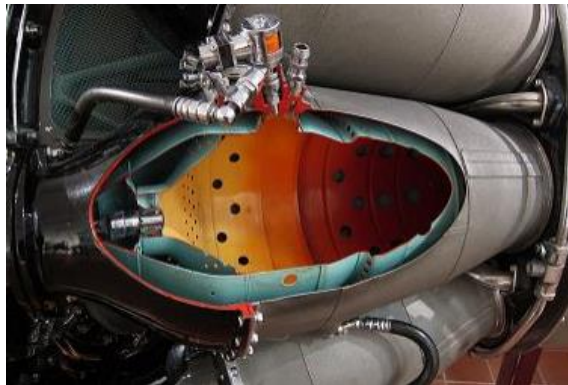
Yakıtın verimli olarak yanması, yaklaşık olarak 15:1 hava/yakıt oranında olmaktadır. Yanma, bir ateşleme bujisinin oluşturduğu kıvılcımla başlatıldıktan sonra, kendi kendine devam eder ve yanma hattının merkezindeki gazların sıcaklığı 1800 - 2000°C dolayındadır. Gazlar bu hali ile türbine yönlendirici nozul kanatçıklarına giriş için çok sıcaktır. Günümüz gaz türbinlerinin türbin giriş sıcaklıkları en fazla 1500°C kadardır. Bu nedenle, yanma sıcaklığını türbin giriş sıcaklığına düşürmek için, yanma odaları yanmaya katılmayan bir kısım sıkıştırılmış taze hava ile sıcak gazları karıştıran bir karıştırma hattına sahip olmalıdır. Bu nedenle, yakıt ve havanın sadece %20 kadarlık bir kısmının karışım oluşturması gerekmektedir ki bu havaya “birinci” (primer) hava denmektedir.

Primer akış, yanma işlemi için kullanılır. Kompresörden gelen havanın % 20-30'udur. Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden bypass olup sekonder (dilution) bölgesinde sıcak gaz ile karışır. Bu, kompresörden gelen havanın % 70-%80'idir. Primer bölge, alevin stabil (kararlı) olduğu yerdir.



Şekil 18. Yanma odasına yakıtın gönderilmesi şematığı

Sekonder havasının bir kısmı primer bölgede alevi, alev tüpü (flame tube) duvarlarından (iç çeperinden) uzak tutmak için kullanılır. Alev sıcaklığının yaklaşık 2000 °C' ye ulaştığı bu bölgede soğuk hava ile bir film (yastık) soğutma tabakası oluşturulur. Sekonder havanın büyük bir kısmı, yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın büyük bir kısmı dilution deliklerinden sekonder (dilution) bölgesine girer. Yanma odası girişinde bir difüzör bulunur. Görevi, kompresörden gelen havanın hızını azaltmaktır.



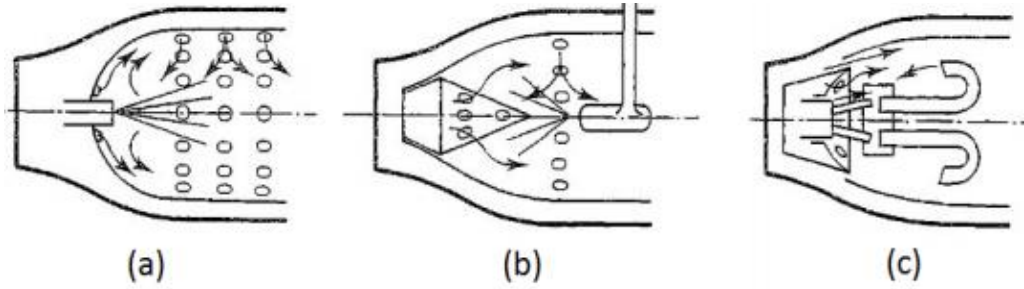
Şekil 19. Yanma odası

İlk çalışma esnasında, turbojet motorun dönüş hızı düşük olduğundan dolayı yanma olayı egzoz sonrasına kadar devam etmektedir. Turbojet motorun dönüş hızı arttıkça egzozdan çıkan alev azalmaktadır. Turbojet motor çalıştıktan sonra yanma sadece yanma odası içerisinde gerçekleştiği için, egzoz borusunda alev gözükmemektedir [10].

Yanma odası malzemesi olarak nikel esaslı süper alaşımlar (Hastalloy X, Nimonic 263 vb.), kobalt bazlı süper alaşımlar ve seramik matrisli kompozitler kullanılmaktadır [8].

5.3.1. Yakıtın Sağlanması

Yakıtın püskürtülmesi ya da atomizasyonu gaz türbin yakma sisteminde verimli yanma için önemli bir faktördür. Normal yakıtlar ateşleme ve yanma için gerekli miktarda buhar üretecek kadar uçucu değildir. Gaz türbinlerinde kullanılan yakıtların çoğu, yanma odasına püskürtülmeden önce atomize olmak zorundadır. Atomizasyonun temel amacı maksimum yüzey alanı üretmektir. Yüzey alanının artması buharlaşmanın artmasına neden olur. Yakıt damlası ne kadar küçükse toplam yüzey alanı o kadar büyük ve buharlaşma oranı o kadar hızlıdır. Çoğu sıvılar için atomizasyon oluşturmak çok kolaydır. Bunların tümü sıvı ile gaz arasındaki göreceli hızın yüksek olmasını gerektirir. Bunlara örnek yüksek hızla yakıtı püskürten enjektörlerdir. Alternatif bir metot ise düşük hızda püskürtülen sıvıya karşılık yüksek hızdaki hava (gaz) akımıdır.



Şekil 20. Yakıt sağlanma yöntemleri

Şekilde görüldüğü üzere yakıt genellikle üç farklı yöntemden birisi ile sağlanmaktadır:

- (a)- Yakıtın, enjektör ile hava içerisine püskürtülmesi,
- (b)- Yakıtın, hava içerisine ters yerleştirilmiş enjektör ile püskürtülmesi,
- (c)- Yakıtın buharlaştırma tüpü ile yanma odasına püskürtülmesi yöntemi [10].

5.4.Türbin

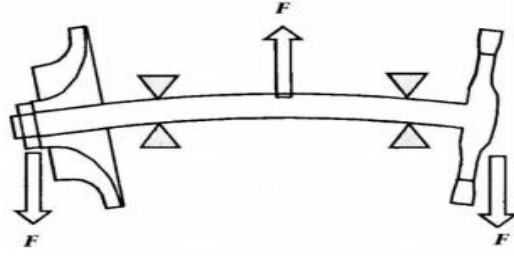
Yanma odasından çıkan yüksek enerjili gaz, türbinden geçerek enerjisinin bir kısmını türbini döndürmeye harcar. Türbinin görevi kompresörün dönmesini sağlamak ve alternatör gibi diğer enerji gereksinimi olan parçalara dönme hareket enerjisi sağlamaktır.



Şekil 21. Türbin

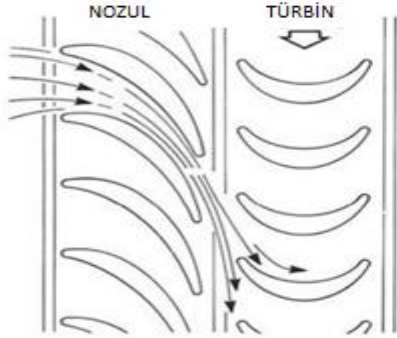
Türbin kademe sayısı motordan motora değişebilir. Türbin motorları sadece yüksek rpm değerlerinde yüksek itki oluşturabilir. Dönme hızı da rotor boyutlarına göre belirlenir. Bu nedenle rotor grubu devamlı hız limitlerinde çalıştığı için yüksek doğrulukta üretilmelidir. Düşük balanssızlık değerleri bile rotor üzerinde büyük yükler oluşturur. Rotor tasarımında dikkat edilecek önemli konulardan biri de rezonanstır. Şaft uzunluğu-çapı, yatakların konumu, türbin ve impeller konumu-ağırlıkları doğal frekansın belirlenmesinde önemli rol oynar. Şaftın çalışma hızı ile doğal frekans değeri arasında en az %30 uzaklık olmalıdır. Aksi takdirde rezonans ile şaftta gözle görülür eğilmeler meydana gelecektir.

Türbin-housing boşluğu rotor çapının % 0.2' sini geçmelidir. Bu durum verimliliği ciddi oranda düşürecektir. Küçük jet motorları için boşluk miktarı 0.3-0.5 mm aralığında kalmaktadır. Boşluğun 1mm'ye çıkması durumunda motor çalıştırılmayacak derecede verimsiz olacaktır. Şaft tasarımı doğal frekans değerinden %25 uzak şekilde çalışacak şekilde tasarlanmalıdır. Aksi takdirde aşırı titreşimden dolayı kompresör veya şaft bölümünden eğilecektir. Şaft grubunun hafif olması tepki gecikmesini önlemek ve yakıt tüketimini azaltmak için oldukça önemlidir.

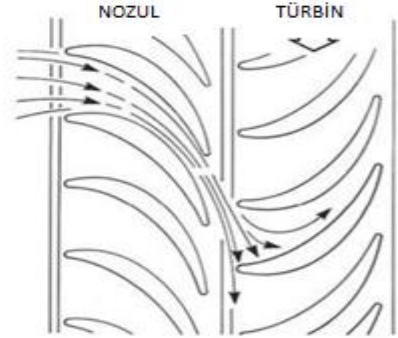


Şekil 22. Şafta uygulanan kuvvet sonrası eğilmeler

Yüksek sıkıştırma oranına sahip motorlar genelde yüksek ve alçak basınçlı kompresörleri ayrı olarak süren iki şaftlı türbin sistemi kullanır. Türbin enerjisini gaz türbin arası enerji transferinden alır. Termodinamik ve mekanik kayıplar sebebiyle bu transfer %100 verim ile olmaz.

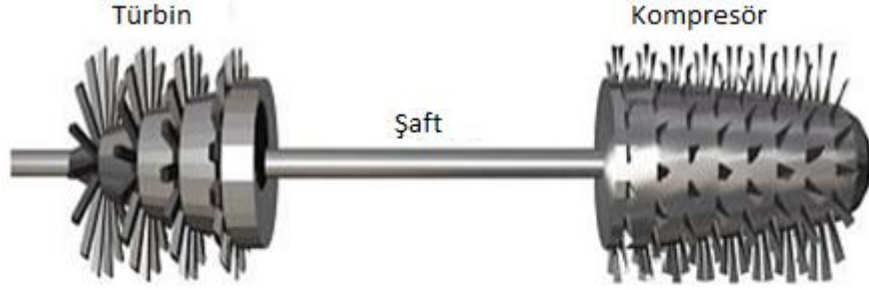


Şekil 23. İtki kanat montajı



Şekil 24. Tepki kanat montajı

Türbinden geçen sıcak ve yüksek basınçlı hava; egzoz lülesinden çıkarken itki üretir. Aynı zamanda türbinin bıçak tasarımlarından(impulse blading – reaction blading) bağımsız olarak, türbin şaftı sayesinde kompresörü de döndürür. Açısal hız kazanmış kompresör atmosferden düşük basınçlı hava emmeye devam eder ve jet motorun yanma süreci, bu döngüde sürer. Jet motorun elektronik kontrol ünitesi ve diğer elektronik komponentlerinin ihtiyacı olan elektrik enerjisi, türbin şaftına bağlı olan jeneratör tipi bir bileşenden sağlanır [2].



Şekil 25. Kompresör ve Türbinin birbirine bağlı olduğu şaft

Türbin malzemesi:

- En sık kullanılan türbin malzemesi İnkonel 718'dir. Türbin disklerinde ve döner bileziklerinde sıkça kullanılmaktadır.

- Rene 41, Rene 77, Rene 100, In 100 bulundurdıkları daha yüksek krom değerleriyle daha gelişmiş korozyon değerlerine sahiptirler ve türbin malzemesi olarak kullanılmaktadırlar.

- Yanma odalarında olduğu gibi burada da farklı tipte kaplamalardan yararlanılmaktadır. Bunlar; Alümina kaplama, Termal bariyer kaplama (TBC), Yardımcı kaplama (Overlay coating).

Bu kaplamalar yanma odasında oluşması muhtemelen olan oksidasyon, korozyon ve degradasyonu engellemek için kullanılmaktadır [8].

5.4.1. Türbin Soğutma Sistemi

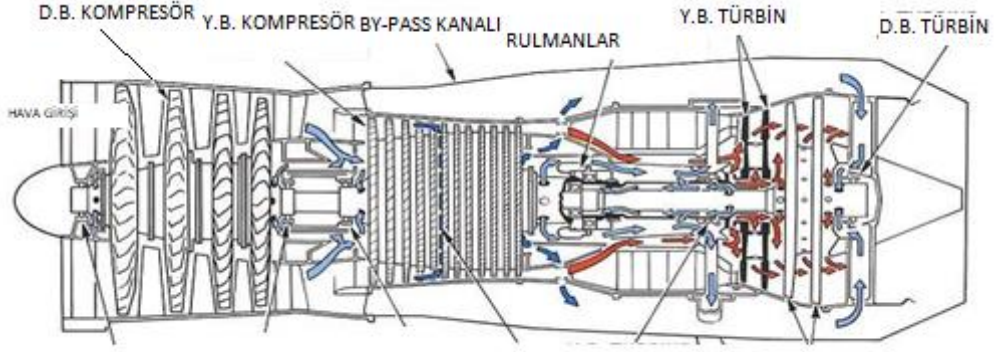
Türbin giriş sıcaklığı arttıkça gaz türbini çevriminin verimliliği artar. Bu nedenle, birinci türbin aşamasına giren yanma gazları ne kadar sıcaksa, jet motorunun üretebileceği özgül güç o kadar fazladır. Elbette türbin giriş sıcaklığı, bıçak malzemelerinin metalurjik sınırları, özellikle bıçak kökü gerilimi, sürünme gerilimi ve bıçak malzemesinin erime noktası ile sınırlıdır. Kökteki merkezkaç gerilmeleri bıçak malzemesinin yoğunluğu ile

doğrusal olarak ve hem dönme hızının karesi hem de kök-uca yarıçap oranının karesi ile doğrusal olarak artar. Sürünme, bir malzemenin sabit yük altında zaman içinde sürekli ve kademeli olarak uzamasıdır.

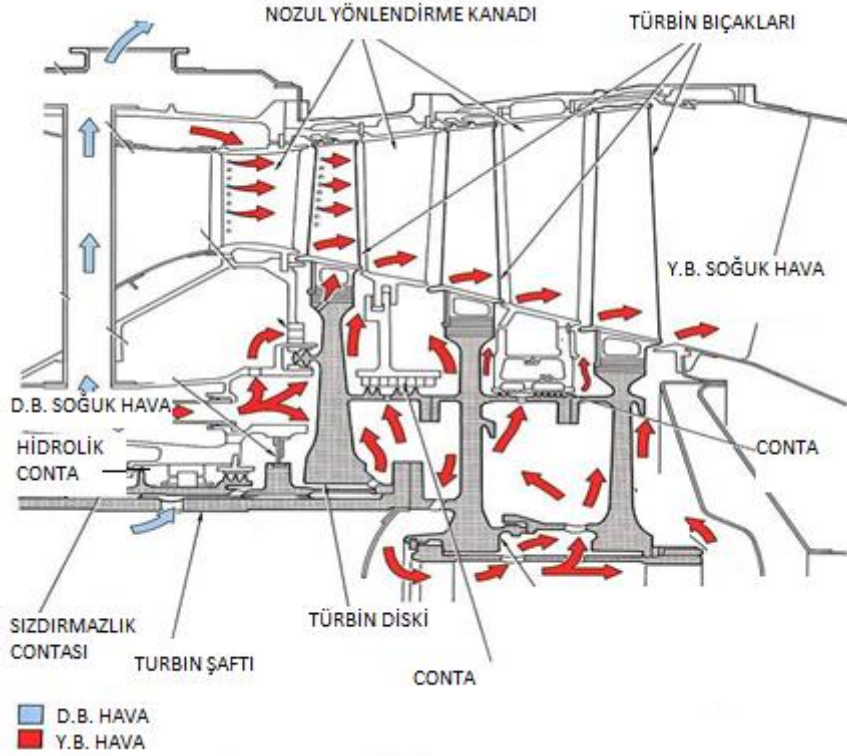
Fiziksel boyutları bozmanın ve dolayısıyla motorun performansını düşürmenin yanı sıra, indüklenen sürünme gerilmeleri merkezkaç çalışma gerilimlerini şiddetlendirir ve bu nedenle malzemenin erken bozulmasına yol açar. Temel bir kural, metalin sıcaklığındaki her 10 °C artış için bıçak ömrünün yarı yarıya (belirli bir bıçak malzemesi ve soğutma teknolojisi için) olmasıdır.

Türbin giriş sıcaklığı, 1944'te yaklaşık 1050.000 'den 1994 Rolls-Royce Trent motorunda yaklaşık 1750'ye yükseldi. Bu kısmen Inconel (Nikel-Krom Bazlı Süper Alaşım) gibi daha iyi malzemelerin kullanılmasından kaynaklanmaktadır ve daha iyi sürünme ve yorulma özelliklerine sahip tek kristalli metallere. Bununla birlikte, bu nikel bazlı alaşımlar tipik olarak oldukça ağır olduğundan, kökte merkezkaç gerilimlerinde bir artışa yol açtığından, bu çözüme bir bağlılık vardır. Bu nedenle, bu gelişmede daha önemli olan, türbin kanatlarını soğutmak için soğuk kompresör havasının kanalize edilmesi teknolojisi olmuştur. Bu gelişmiş soğutma tekniklerinin kullanılması, mühendislerin türbin giriş sıcaklığını bıçak malzemelerinin erime noktasının ötesine arttırmasına olanak sağlamıştır.

Modern bir motorda, nozul kılavuz kanatları ve türbin kanatları için soğutma ve sızdırmazlık amacıyla basınçlı havanın yaklaşık %20'si boşaltılır. Şekil 27 ve Şekil 28 'de gösterilen bu dahili hava sistemi, aynı zamanda, herhangi bir sıcak ana akım gazının, yüksek gerilimli kanat bağlantı diskleri ve türbin kanatları ile muhafaza arasındaki kontrol ucu açıklıkları üzerinden akmasını önlemek için de kullanılır. Türbin akış geçidinin statörleri ve dış duvarı, yanma odası ile dış motor muhafazası arasında kompresörden giden soğutma havasını kullanır. Türbin rotor kanatları, diskleri ve türbin akış geçidinin iç duvarları, iç geçitlerden kompresörden alınan havayı kullanır. Statorlar (veya nozul kılavuz kanatları) ilk dönen bıçak sırasından önce görüldüğünden, statorların ilk aşaması en yüksek sıcaklıklara maruz kalır, yakındaki yakıcıdan yerel sıcak noktalar dahil. İlk rotor aşamasındaki sıcaklık, gazların soğutma havası ile seyreltilmesi, göreceli hız etkileri ve türbinden güç çıkarma (gaz genişlemesi ile sıcaklıkta bir düşüşe neden olarak) ile bir şekilde azaltılır. Bu şekilde, sıcaklık her bıçak sırasından düşmektedir.



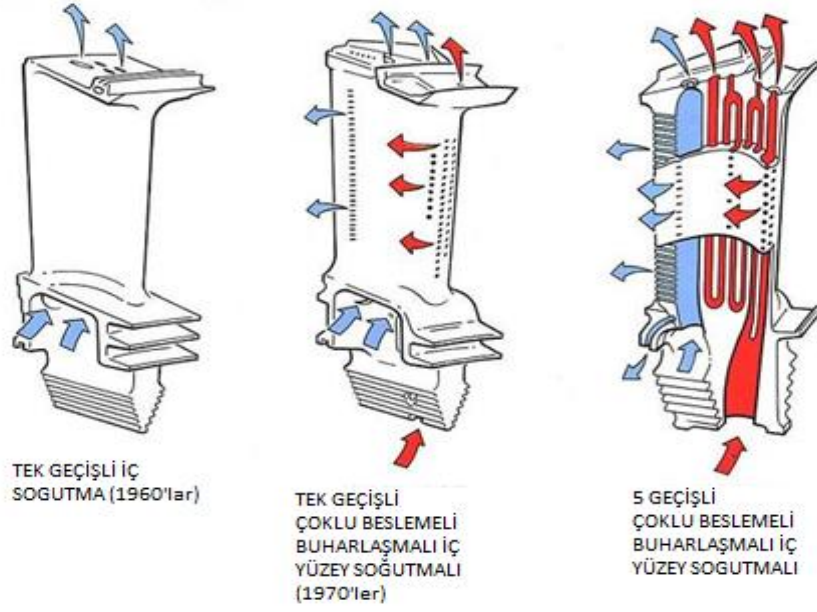
Şekil 26. Tübin soğutması için dahili kanal sistemi



Şekil 27. Stator ve rotor aşamaları için ayrıntılı tübin soğutma yolları

Termodinamik yasaları, yanma verimsizlikleri nedeniyle yakıcı içinde bir basınç kaybı olmasını gerektirir. Bu, türbindeki ilk stator sırasındaki ana akım basıncının, yakıcıdan hemen sonra, kompresörün son aşamasının çıkışındakinden daha düşük olduğu anlamına gelir. Soğutma havasını iç geçiş yollarından stator ve kanatlara sürmek için kullandığımız bu basınç farkıdır. Bu bağlamda, son yıllarda yakıcı tasarımındaki gelişmeler, soğutma mühendisleri için hem bir avantaj hem de dezavantaj olmuştur. Yanma odası tasarımındaki iyileştirmeler, kompresör içinde daha düşük basınç kayıplarına yol açmıştır, böylelikle sızan havayı motorun daha sıcak arka kısımlarına yönlendirmek için daha fazla kuvvet mevcuttur.

Diğer yandan, artan sıkıştırma oranları ile birlikte kompresör içindeki hava doğal olarak daha yüksek çıkış sıcaklıklarına ulaşır (bugün yanma öncesi 900K civarında), soğutma havasının türbin kanatları üzerindeki etkisini azaltır. Ayrıca, sıkıştırılmış akışkan üzerinde çalışma yapıldığından soğutma havası verimlilik açısından pahalıdır ve ideal olarak ikincil soğutma amaçları için mümkün olduğunca az "israf etmek" istenilir. Çoğu durumda olduğu gibi, güç çıkışı ve türbin ömrü arasında bir uzlaşma sağlanmalıdır. Sıkıştırılmış akışkan üzerinde çalışma yapıldığından soğutma havası verimlilik açısından pahalıdır ve ideal olarak ikincil soğutma amaçları için mümkün olduğunca az "israf etmek" istenilir. Çoğu durumda olduğu gibi, güç çıkışı ve türbin ömrü arasında bir uzlaşma sağlanmalıdır. Sıkıştırılmış akışkan üzerinde çalışma yapıldığından soğutma havası verimlilik açısından pahalıdır ve ideal olarak ikincil soğutma amaçları için mümkün olduğunca az "israf etmek" istenilir.



Şekil 28. Türbin kanadı soğutma teknolojisinin gelişimi

Şekil 28, türbin kanadı soğutmasının son yıllardaki gelişimini göstermektedir. Jet döneminin ilk günlerinde, dönen kanadın tek geçişli çapraz akışlı bir ısı eşanjörü olarak görev yaptığı yerlerde konveksiyon soğutma yaygın olarak kullanılmıştır. Bu, pompalanan basınçlı havanın, basınç farklılıkları ve santrifüj kuvvetleri tarafından tahrik edilen kökten uca bir yönde soğutma kanallarından radyal olarak aktığı ve böylece ana gazlardan bıçağa konveksiyonlu ısıyı aksenel olarak uzaklaştırdığı anlamına gelir. Modern üretim teknolojisindeki gelişmeler, sistemi daha yüksek soğutma kapasitesine sahip çok geçişli bir ısı eşanjörüne dönüştüren bıçak içinde soğutma geçişlerinden oluşan serpantin labirenti oluşturmanın artık mümkün olduğu anlamına gelir. Tipik olarak bu geçitler ayrıca soğutma için mevcut iç ıslatılmış alanı arttırmak için iç nervürlere ve kanatlara sahiptir. Ayrıca, soğutma havası, özellikle ön kenarın yakınında, kanat aranjörüne yüzeyindeki küçük deliklerden de çıkarılır. İdeal durumda, soğutma havası düşük hızda ortaya çıkar ve kanat çevresinde koruyucu bir soğutma filmi oluşturur, dolayısıyla film soğutma adı verilir.

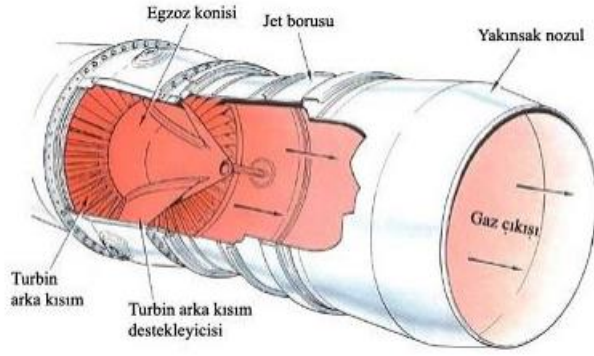


Şekil 29. Türbin kanadı soğutma delikleri

Yukarıda özetlenen genel soğutma ilkeleri, farklı soğutma tekniklerine genişletilebilir ve birleştirilebilir. Soğutma havasını dönen disklerin yönünde döndürmek için ön girdaplı nozulların kullanılması gibi türbin diskleri için egzotik teknikler üzerinde bazı araştırmalar yapılmıştır. Kinetik enerjideki artış, kanatlardaki soğutma kanallarına girdiğinde havanın efektif sıcaklığını düşürür. Bununla birlikte, bu sistemlerde ortaya çıkan akış ve ısı yapıları, doğru şekilde modellenmesi çok zor olan siklonik ve anti-siklonik akımlarla 10.000 g 'yi aşan hızlanmalara yol açan karmaşık merkezci ve Coriolis ivmelerine neden olur [11].

5.5.Egzoz Lülesi

Türbinden gelen sıcak ve yüksek hızdaki yanmış gazlar egzoz borusuna girerek nozzle'dan dışarı çıkar ve bu tepki uçağın ileri doğru hareket etmesini sağlar. Bu modülün görevi entalpiyi düşürmek, akışı düzenlemek ve ivmelendirmektir. Akış normalde türbinden türbülanslı bir halde çıkar egzoz konu bunu gidererek itkinin %25 artışını sağlar. Egzoz borusundaki aşırı ısınmayı önlemek için, ön kısımdan giren soğuk havanın bir bölümü gövdenin içinden egzoz borusunun dış yüzeyine yönlendirilerek soğutma amacıyla kullanılır.

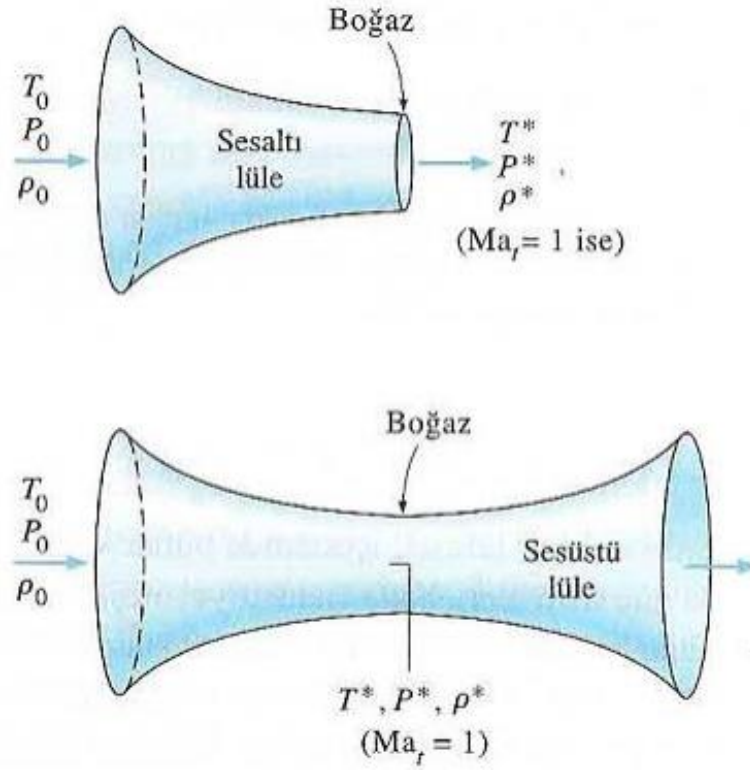


Şekil 30. Egzoz lülesi şematığı



Şekil 31. Egzoz lülesi

Egzoz nozulları tasarlanırken yapılan motorun hangi hız aralığında seyredeceği de önemlidir. Günümüz hava taşıtlarında hız tanımı ses altı (subsonic) ve ses üstü (supersonic) olarak tanımlandığı için yapılacak egzoz nozulu da buna göre tasarlanmaktadır. Jet motorlarında bu tanımlama dâhilinde yakınsak (convergent) ve yakınsak-ıraksak (convergent/divergent) kesitli olmak üzere iki tip nozul kullanılır.



Şekil 32. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler

Egzoz sistemine giren gazın sıcaklığı 550°C - 850°C arasında değişmektedir. İkincil yanma sisteminin kullanıldığı havacılık gaz türbinlerinde, sıcaklık, kullanılan malzemeye bağlı olarak 1500°C ve üstündeki değerlere kadar çıkabilmektedir [10].

Egzoz Lüllesi malzemesi:

Yüksek sıcaklıklara maruz kalındığından, nozullarda genellikle ısıya dayanıklı malzemeler kullanılmaktadır. Nikel alaşımları, kobalt alaşımları ve seramik matrisli kompozitlerin yanı sıra termal bariyer kaplama da sıkça kullanılan bir yöntemdir.

6. HAFTALIK ÇALIŞMA PROGRAMI

İ P N o	İş Paketlerinin Adı ve Hedefleri	Kim(ler) Tarafından Gerçekleşti rileceği	Zaman Aralığı (27 Ekim- 21 Ocak)	Başarı Ölçütü ve Projenin Başarısına Katkısı
1	Literatür Araştırması ve Konu ile İlgili Termodinamik ve Mekanik Analizlerin Yapılması	Ali Oruç Enes Kasap Kenan Kopuz Ruşan Güneş Vedat Eroğlu	Ekim- Kasım	% 20
2	Turbo jetlerde Soğutma Sistemlerinin Araştırılması ve Geliştirmesi	Ali Oruç Enes Kasap Kenan Kopuz Ruşan Güneş Vedat Eroğlu	Ekim- Kasım	%20
3	Yapılan Analizlere Göre Turbo jet Motorunun Elemanlarının Seçimi ve Hesapları	Ali Oruç Enes Kasap Kenan Kopuz Ruşan Güneş Vedat Eroğlu	Kasım- Aralık	% 20
4	Minyatür Turbo jet Çizimleri	Ali Oruç Enes Kasap Kenan Kopuz Ruşan Güneş Vedat Eroğlu	Aralık- Ocak	% 20
5	Tasarım Çalışması Yazma ve Düzenleme	Ali Oruç Enes Kasap Kenan Kopuz Ruşan Güneş Vedat Eroğlu	Aralık- Ocak	%20

7. MÜHENDİSLİK HESAP ve ANALİZLERİ

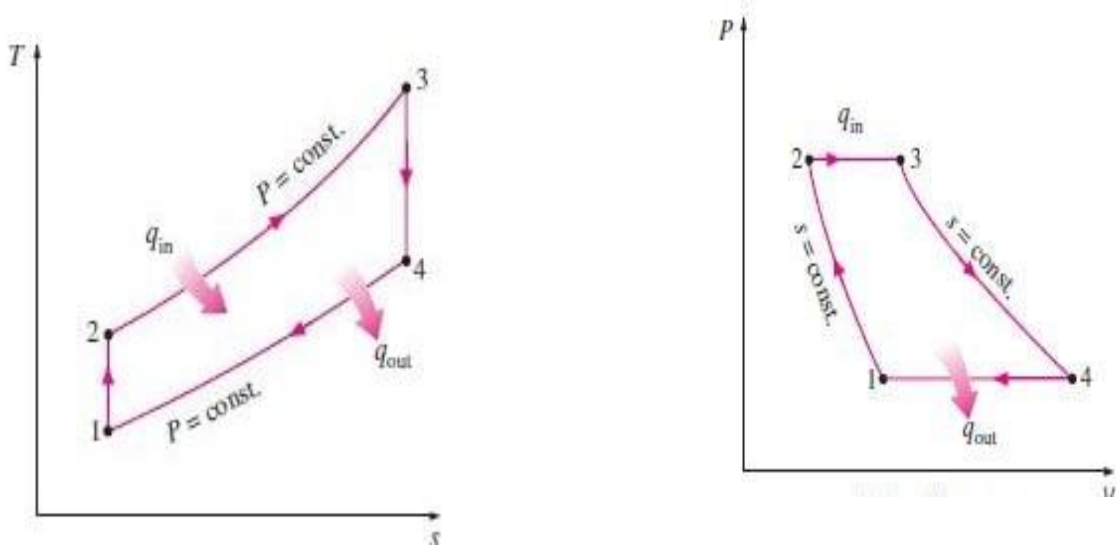
Hesaplamalara başlamadan önce üç adet ön kabul yapılmıştır. Bunlar; kompresörde izantropik sıkıştırma, yanma odasında sabit basınçta ısı girişi ve türbinde izantropik genişleme seçilmiştir. Potansiyel ve kinetik enerji değişimleri göz ardı edilirse, birim kütle bazında sürekli akışlı bir sistem için enerjinin korunumu denklemi aşağıda görüldüğü gibi yazılır.

$$(q_g - q_c) + (w_g - w_c) = h_g - h_c \quad (1)$$

İş akışkanından çıkan ve iş akışkanına verilen ısı geçişleri:

$$q_g = h_3 - h_2 = c_p \cdot (T_3 - T_2) \quad (2)$$

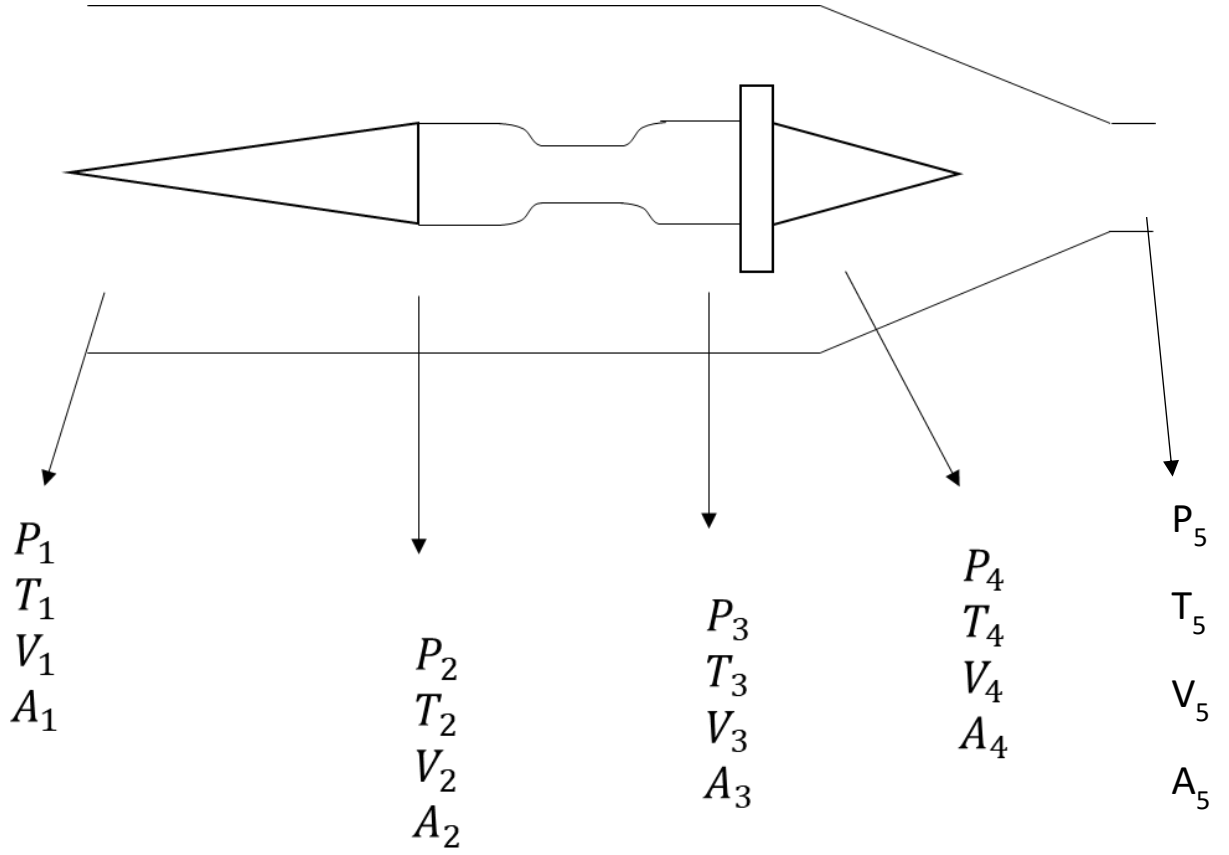
$$q_c = h_4 - h_1 = c_p \cdot (T_4 - T_1) \quad (3)$$



Şekil 33. a. P-v diyagramı, b. T-s diyagramı

Soğuk hava standardı kabulleri ile ideal Brayton çevriminin ısıl verimi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\eta_{th,Brayton} = \frac{w_{net}}{q_g} = 1 - \frac{q_c}{q_g} = 1 - \frac{c_p \cdot (T_4 - T_1)}{c_p \cdot (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1 \cdot \left(\frac{T_4}{T_1} - 1\right)}{T_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} - 1\right)} \quad (4)$$



Şekil 34. Turbojet motoru kısımları isimlendirmeleri

Kompresörde sıkıştırma ve türbinde genişleme işlemleri izantropik olup yanma odasının verimi % 100 alınır ise $P_2 = P_3$ alınabilir. Ancak P_4 ile P_1 birbirlerine eşit olmayacaktır.

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(k-1)/k} \quad (5)$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{(k-1)/k} \quad (6)$$

Burada $k = \frac{c_p}{c_v}$ özgül ısıların oranıdır.

Basınç oranlarını ve sıcaklıklarını kullanarak hacim oranları

$$P.V = n.R.T \quad (7)$$

denklemden hesaplanabilir. Bu sayede motorun içinde havanın konumuna göre hızı hesaplanabilir.

Kompresördeki havanın sıkıştırma oranı 6 alınır ise

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(k-1)/k} \quad k = 1,4 \quad T_1 = 25 \text{ °C} = 298 \text{ K} \quad (8)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{6}{1}\right)^{(1,4-1)/1,4} \quad T_2 = 497,216 \text{ K}$$

Açık hava basıncı $P_1 = 101,325 \text{ kPa}$

$$P_2 = P_1 \cdot 6 \quad P_2 = 101,325 \times 6 = 607,950 \text{ kPa}$$

Havanın hacmindeki değişimi bulmak için,

$$P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

$$V = \frac{n \cdot R \cdot T}{P} \quad n \text{ ve } R \text{ sabit olduğundan } V \text{ leri oranlarsak:}$$

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{T_1/P_1}{T_2/P_2} = \frac{T_1 \cdot P_2}{T_2 \cdot P_1} = \frac{298,6}{497,216} = 3,596 \quad (9)$$

Motorun hava giriş aralığının çapı 150 mm seçilir ise

$$A_1 = (0,15)^2 \cdot \pi/4 = 0,01767 \text{ m}^2$$

Isı akışkanı olan havanın motor kompresörüne giriş hızı

$v_1 = 50 \text{ m/s}$ alınır ise içeriye giren havanın kütleli debisi

$$\dot{m} = V_1 \cdot A_1 \cdot \rho_h \quad \rho_h \text{ (havanın yoğunluğu)} = 1,225 \text{ kg/m}^3 \quad (10)$$

$$\dot{m} = 50 \cdot 0,01767 \cdot 1,225 = 1,0823 \text{ kg/s}$$

Kompresör boyunca sıkışan havanın hızı sabit kabul edilerek kompresör sonundaki türbin bıçaklarının kaynak ile birleştirilmiş olduğu diskin çapı aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

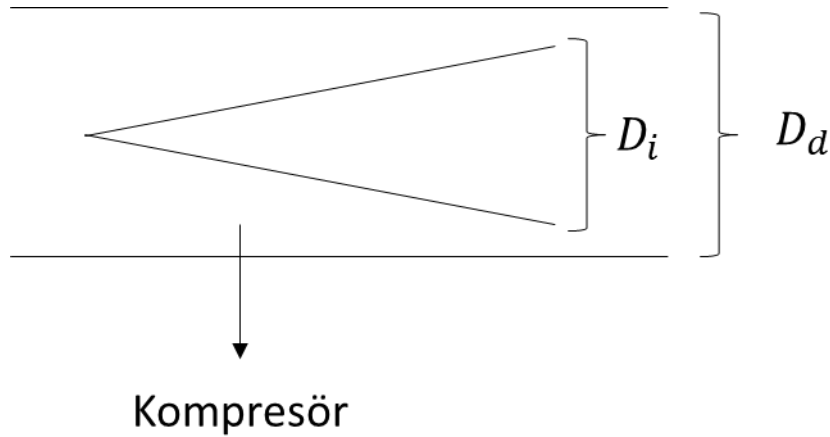
$\frac{V_2}{V_1} = 0,278$ olduğu için havanın geçtiği alan da aynı oranda küçültülmelidir.

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{V_2}{V_1} = 0,278 \quad (11)$$

$$A_2 = A_1 \cdot (V_2/V_1) = 0,01767 \cdot 0,278 = 0,004914 \text{ m}^2$$

$$A_2 = (D_d^2 - D_i^2) \cdot \pi/4 \quad \text{ise} \quad D_d = 0,15 \text{ m} \quad (12)$$

$$D_i = 0,1275 \text{ m}$$



Şekil 35. Kompresör çap isimlendirmeleri

Yanma odasına giren havanın sıcaklığının yanma işlemi sonucunda 1300 K olduğu varsayılır ise havaya aktarılan ısı miktarı aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$c_{p,ort} = (c_{p,300K} + c_{p,500K})/2 \quad (13)$$

$$c_{p,ort} = 1,11 \frac{kJ}{kg \cdot K}$$

$$q = c_p \cdot (T_3 - T_2) = 1,11 \cdot (1300 - 497,216) = 891,09 \text{ kJ/kg} \quad (14)$$

$$q_{giren} = q \cdot \dot{m} = 891,09 \cdot 1,0823 = 964,427 \text{ kJ/s} \quad (15)$$

Yakıt olarak LPG (Liquid Petrol Gases) seçilir ise (LPG %30 propan %70 bütan karışımıdır.)

LPG' nin alt ısıl değeri 11000 kcal

1 kcal = 4,1868 Joule

11000kcal = 46054,8 kJ

Motorun yakıt miktarını aşağıdaki gibi hesaplayabiliriz.

$46054,8 / 964,427 = 47,754$ saniye

Bulunan bu süre 1 kg yakıtın motoru çalıştırma süresidir.

Yakıt hava ile yandıktan sonra havanın hacminde meydana gelen değişim

$\frac{P \cdot V}{T} = n \cdot R$ çarpımı sabit olduğu için

$$\frac{P_1 V_1}{T_1} = \frac{P_2 V_2}{T_2} \quad (16)$$

Yanma sabit basınçta gerçekleştiğinden

$$P_2 = P_3$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \frac{V_3}{V_2} \quad \text{ise} \quad \frac{V_3}{V_2} = \frac{1300}{497,216} = 2,615 \quad (17)$$

Yanma odasının giriş alanı ile çıkış alanı eşit varsayılır ise hacimdeki artış oranı havanın hızı ile doğru orantılı olacaktır.

$$\left(\frac{V_3}{V_2}\right)_{Hacim} = \left(\frac{v_3}{v_2}\right)_{Hiz} = 2,615 \quad v_2 = 50 \text{ m/s} \quad (18)$$

$$v_3 = 130 \text{ m/s}$$

Kompresörde harcanan enerji türbinden elde edilen enerjiye eşit olmalıdır. Bu yüzden öncelikle kompresörün harcadığı enerji hesaplanmalıdır.

$$\dot{E} = \left[\left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} \right) - \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} \right) \right] \cdot \dot{m} \quad (19)$$

Kompresör boyunca havanın hızı sabit olduğu için $v_1 = v_2$ olur.

$$\dot{E} = (h_2 - h_1) \cdot \dot{m} \quad (20)$$

$$h_{1@298K} = 298,18 \text{ kJ/kg}$$

$$h_{2@497,216K} = 502,98 \text{ kJ/kg}$$

$$\dot{E}_{kompresör} = (502,98-298,18).1,0823 = 221,655 \text{ kJ/s}$$

Havanın türbinden çıkış hızı buradan

$$\left(\frac{v_3^2}{2} + h_3\right) \cdot \dot{m} = \left(\frac{v_4^2}{2} + h_4\right) \cdot \dot{m} + \dot{E}_{kompresör} \quad (21)$$

Termodinamik tablolarından $h_3 = 1395,97 \text{ kJ/kg}$ olarak okunur.

$$\left(\frac{v_4^2}{2} + h_4\right) \cdot \dot{m} = \left(\frac{(130,75)^2}{2} + 1395,97\right) \cdot 1,0823 - 221,655 = 10540,467 \text{ kJ} \quad (22)$$

Türbinden geçen havanın basıncının $2/3$ ' üne düştüğü varsayılır ise

$$\left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{(k-1)/k} = \frac{T_4}{T_3} \quad k = 1,4 \quad (23)$$

$$\left(\frac{2}{3}\right)^{(1,4-1)/1,4} = \frac{T_4}{1300} = 0,8906 \quad T_4 = 1157,795 \text{ K}$$

Termodinamik tablolarından $h_4 = 1228,346 \text{ kJ/kg}$ olarak okunur.

(21) denkleminde v_4 çekilir ise

$$v_4 = 130,465 \text{ m/s}$$

Türbinden sonra havanın basıncı nozul çıkışında açık hava basıncına eşit olacaktır. Genişleme yine izantropik olduğundan;

$$\left(\frac{P_5}{P_4}\right)^{(k-1)/k} = \frac{T_5}{T_4} \quad (24)$$

$$P_5 = 1$$

$$P_4 = 6 \cdot \left(\frac{2}{3}\right) = 4$$

$$T_5 = 779,138 \text{ K}$$

$$h_5 = 799,03 \text{ kJ/kg}$$

$$\left(\frac{v_4^2}{2} + h_4\right) \cdot \dot{m} = \left(\frac{v_5^2}{2} + h_5\right) \cdot \dot{m} \quad (25)$$

$$v_5 = 133,716 \text{ m/s}$$

Nozul çıkış çapını bulmak için ;

$$\frac{P_1 V_1}{T_1} = \frac{P_5 V_5}{T_5} \quad P_1 = P_5 \quad T_1 = 298 \text{ K} \quad (26)$$

$$T_5 = 779,138 \text{ K}$$

$$\frac{V_5}{V_1} = \frac{P_1 T_5}{P_5 T_1} = 2,615 \quad (27)$$

$$V = vA \quad (28)$$

$$\frac{V_5}{V_1} = \frac{v_5 \cdot A_5}{v_1 \cdot A_1} = 2,615 \quad (29)$$

$$A_5 = 0,01727 \text{ m}^2$$

$$D_{nozul} = 0,148 \text{ m}$$

Motorun açığa çıkardığı itme kuvveti;

$$F = \dot{m}(v_5 - v_1) \quad (30)$$

$$F = 1,0823 \cdot (133,716 - 50) = 90,61 \text{ N}$$

8. ÇEVRESEL ETKİ DEĞERLENDİRMESİ

Genel olarak bilindiği üzere motorların çevreye verdiği en büyük zarar atmosfer sıcaklığını artırarak küresel ısınmaya sebebiyet vermektir. Bu sorun gaz türbinlerinde de görülmektedir çünkü bu motorlar da havaya yüksek sıcaklıklarda olan egzoz gazlarını bırakmaktadır. Gaz türbinlerinde yakıt-hava karışımı kullanılmaktadır. Bu karışım yakıt oranı fazla ise zengin, yakıt oranı düşük ise fakir karışım adını alır. Zengin karışımın yakılmasından daha yüksek bir enerji elde edileceğinden ısı enerjisi de fazla olacaktır ve bu nedenle sıcaklık da yüksek olacaktır. Bu sıcaklığı bir nebze de olsa düşürmek için fakir karışım kullanılabilir. Böylece sıcaklık daha az seyredecek ve çevreye verdiği zarar da daha az olacaktır.

Egzozdan dışarıya atılacak bileşimler CO_2 , N_2 , O_2 , H_2O , Hidrokarbonlar(HC) ve Karbonmonoksit gazları(CO)'dır. Bu gazların çok fazla olmadığı sürece çevreye herhangi bir yan etkisi yoktur. Gaz türbinleri atmosferdeki havayı kullandığından dolayı çok miktarda azot, yanmaya uğramadan dışarı çıkan oksijen gazları, tepkimeye girerek birleşen karbondioksit gazları ve hidrokarbonlar egzozdan dışarı çıkacaktır.

Bir diğer sorun ise kuşların motor içine girerek parçalanmasıdır. Bu olay günümüzdeki teknoloji ve çalışmalar sonucunda uçak sağlığı açısından herhangi bir sorun teşkil etmemektedir. Ancak kuşlar açısından bu durum maalesef hala çözülememiştir.

Bakıldığı zaman genel ağırlıklı olarak fosil yakıtlar kullanıldığından uzun vadede insan sağlığına ve çevreye verdikleri zarar büyüktür. Özellikle son yüzyılda gelişen sanayiyle birlikte küresel ısınma dünya için son derece kritik bir hal almıştır. Mühendisler bu etkiler üzerinde hala çalışmaya devam etmekte, farklı kaynaklar üzerinde araştırmalar yapılmaya devam edilmektedir.

9. MALİYET HESABI

Bu kullanılan malzemelerin sahip olması gereken bazı özellikler vardır. Bunlar;

- Sürünmeye karşı direnç
- Yüksek sıcaklık tokluk değerleri
- Yorulmaya karşı dayanıklılık
- Oksidasyon direnci
- Yüksek sıcaklık korozyonuna dayanım olarak gösterilebilir.

Kompresör

Kompresör malzemesi yüksek basınca dayanıklı olacak şekilde 7075 Serisi Alüminyum alaşımı seçildi.

Emme Ağzı

Malzeme seçimi olarak St-52 Sac seçildi.

Yanma Odası

Yüksek sıcaklık ve basınç dayanımı yüksek olan Nimonic C263 Alaşımı seçildi.

Dış Kabuk

Dış kabuk malzemesi ise St-52 Sac seçildi.

Türbin

Türbinde yüksek sıcaklık dayanımı, yorulma direnci ve kırılma tokluğu son derece önemlidir. Gaz türbininde oluşacak termal gerilme en çok türbinde görüleceğinden malzeme seçimi olarak nikel bazlı süper alaşımı Inconel - 718 tercih edildi.

Türbin Palleri

Türbin palleri yorulma ve termal şoklara da karşı direnmelidir. Böylece gaz koşullarında yüksek frekans dalgalanması etkileri altında hata vermeyeceklerdir. Korozyona ve oksitlenmeye karşı da dirençli olmalıdırlar. Paller güncel üretim metotlarıyla doğru şekilde şekillendirilebilen ve işlenebilen bir malzemedен yapılmalıdırlar. Ametal esaslı bir türbin palesi takviyeli seramiklerden üretilebilir. Seramik malzeme olarak Silisyum Karbür (SiC) tercih edildi.

Egzoz Lülesi

Yüksek sıcaklıklara maruz kalındığından genellikle ısıya dayanıklı malzemeler kullanılmaktadır. Malzeme olarak nikel bazlı süper alaşımı Inconel 718 seçildi.

Mil

Aşınma kabiliyeti yüksek, yorulmaya dayanıklı ıslah çelik 36 CrNiMo 4 seçildi.

Tablo 1. Maliyet hesabı tablosu

PARÇA ADI	FİYAT
Emme Ağızı	20 TL
Dış Kabuk	30 TL
Kompresör (10 Adet)	500 TL
Yanma Odası	160 TL
Türbin ve Kanatçıkları	300 TL
Egzoz Lülesi	55 TL
Mil	50 TL
Rulman (2 Adet)	100 TL
Cıvata	50 TL
Toplam	1265 TL

Tahmine Dayalı İşçilik Masrafları

Her bir kanadın profilini çizip kesmek kanat başına ortalama beş dakika sürerse kanatların kesimi yaklaşık kırk dört saat sürer. Bir günde yaklaşık altı saat çalışıldığı farz edilir ise yaklaşık sekiz günde kanatların kesimi tamamlanır. Bu işlemi yapacak ustaya günlük 400 TL'den verileceği tahmin edilirse 3200 TL kanat kesimi tutacaktır.

Kompresör Kanat Sayısı

K1	K2	K3	K4	K5	K6	K7	K8	K9	K10
30	30	28	29	29	30	31	32	34	36

Toplam 309 kanat

Stator Kanat Sayısı

St 1	St 2	St 3	St 4	St 5	St 6	St 7	St 8	St 9
15	16	18	19	20	21	22	22	24

Toplam 177 kanat

Toplam türbin kanat sayısı 36 adettir.

Kesilen Kanatların Uygun Profilde Bükülmesi

Kompresörün her kademesinin profili farklı olduğu için her kademeye ayrıca kanat profiline uygun, pres altında şekillendirme yapabileceğimiz kalıplar gereklidir. Her kalıbı hazırlamak yaklaşık iki saat sürerse on adet kalıp yaklaşık yirmi saat sürer. Preste şekil vermek ise iki saat içinde bitecektir. Toplam yirmi iki saat iş yaklaşık üç buçuk gün sürecektir. Günlük 400 TL'den 1400 TL kompresör kanatlarının şekillendirmesine harcanır.

Stator Kanatlarının Uygun Profilde Bükülmesi

Stator kanatlarının hepsi aynı profilde olduğu için bir tane kalıpta hepsi şekillendirilebilir. Yaklaşık üç saat sürecektir. Bunun fiyatı ise yaklaşık 200 TL'dir.

Türbin Kanatlarının Uygun Profilde Bükülmesi

Aynı profile sahip 36 adet kanat bükülecektir. Kalıp hazırlanması ve büküm yaklaşık iki saatte bitecektir. Yaklaşık fiyatı ise 120 TL'dir.

Kompresör ve Türbin Disklerinin Tornada İşlenmesi

Bir diskin tornada işlenmesi yaklaşık bir saat sürer is 10 adet kompresör ve 1 adet türbin diski on bir saat sürecektir.

Milin tornada işlenmesi ise yaklaşık iki saat sürer.

Nozul ise tahminen bir saatte işlenir.

Toplamda 10 adet burç ve bilezik bulunmakta yarımşar saatten beş saat bunlar sürer.

Toplam torna süresi on dokuz saat yaklaşık üç gün, günlük 500 TL'den 1500 TL torna masrafı tutar.

Kompresör, Stator ve Türbin Kanatlarının Kaynaklanması

309 adet kompresör kanadı tek tarafta kaynak edilecektir. 177 adet stator kanadı ise iki tarafından kaynak edilecektir. 36 adet türbin kanadı da bir tarafından kaynak edilecektir. Toplam da 699 adet kaynak yapılacaktır. Her bir kaynağı bir dakikada yaparsa yaklaşık yedi yüz dakika sürer. Bir kaynak işçisi günde dört ile beş saat arası kaynak yapabilir. Günde beş saat yaptığı varsayılır ise iki buçuk günde kaynak işlemi tamamlanacaktır. Günlüğü 500 TL'den 1250 TL kaynak masrafı tutar.

Diğer ufak tefek büküm kaynak benzeri işlemler de 500 TL ayrılabilir.

Bütün masraflar toplandığında motorun üretilebilmesi için gerekli para 9435 TL olarak karşımıza çıkmaktadır.

10.YAPILAN TASARIM ÇALIŞMASI

Bilindiği gibi gaz türbinlerinin verimlerinin düşük olmasının sebebi türbin kanatlarının yanma odasından çıkan sıcak gazlara dayanamamasıdır. Bu konuda birçok araştırma ve geliştirme yapılmaktadır. Genelde türbinleri soğutmada kompresörde sıkıştırılmış soğuk hava kullanılmaktadır. Sıkıştırılmış havanın ise en fazla %20'si kullanılabilir. Çünkü sıkıştırılmış havadan ne kadarı eksilirse verim o derecede düşmektedir.

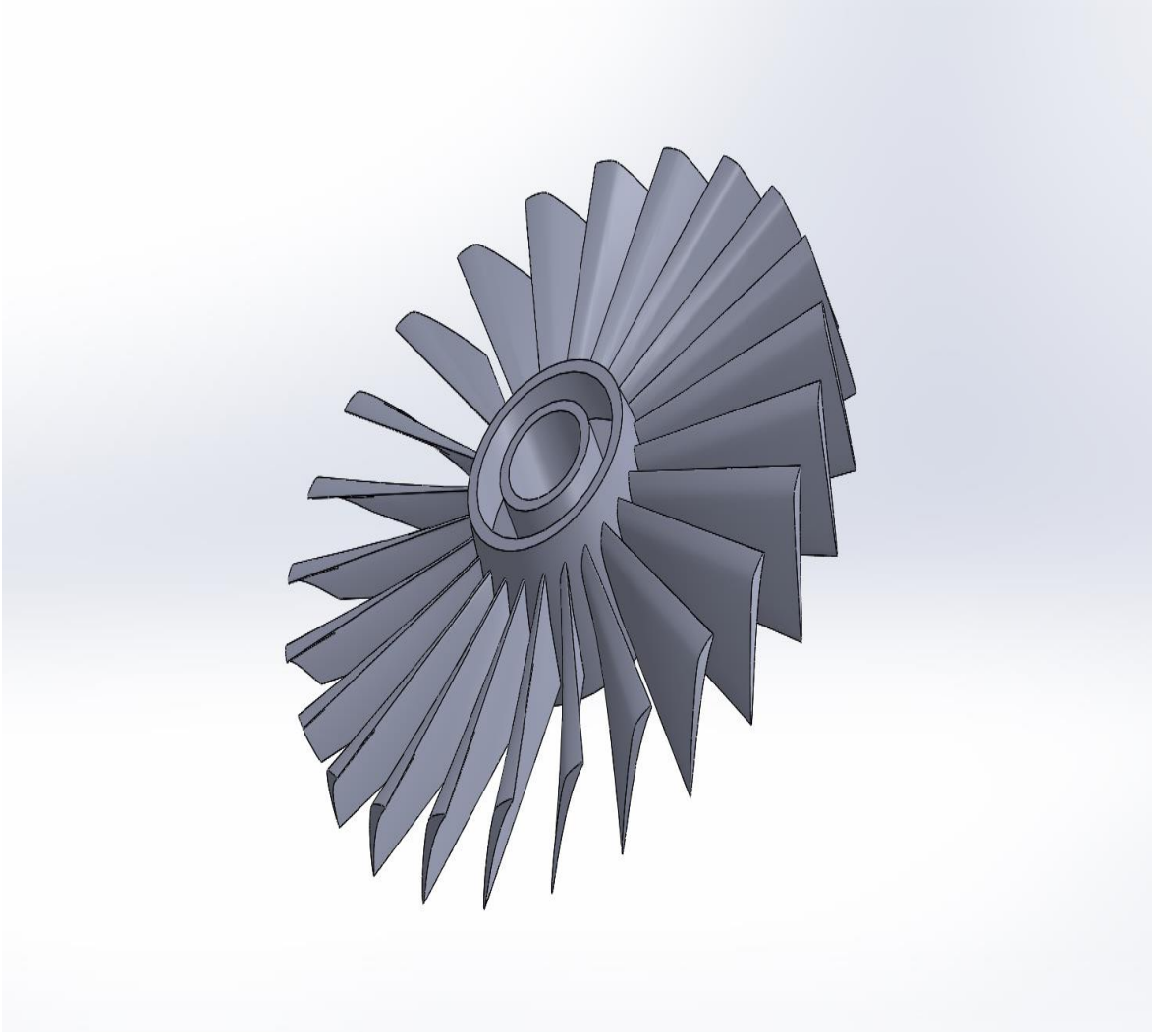
Geliştirmeye çalışılan sistemde bu yüzden türbin soğutma sistemi seçilmiştir. Buna çözüm olarak tasarlanan sistem şu şekildedir:

Soğutucu akışkan olarak hava kullanılacaktır. Ancak hava kompresör tarafından sıkıştırılmadan içi boşaltılan mil ile jet motorunun girişinden girerek türbin çarkına kadar ilerleyecektir. Mile açılan delikler sayesinde, merkezkaç kuvveti altında olan hava türbin diskine geçerek oradan da türbin kanatçıklarına doğru ilerler. İçinde soğutma kanalları bulunan türbin kanatçıkları da gelen havayı firar kenarından ve en uç kısımdan dışarı doğru savurur. Akan hava yeterli debiye ulaştırılabilir ise büyük oranda bir soğutma sağlanacaktır.

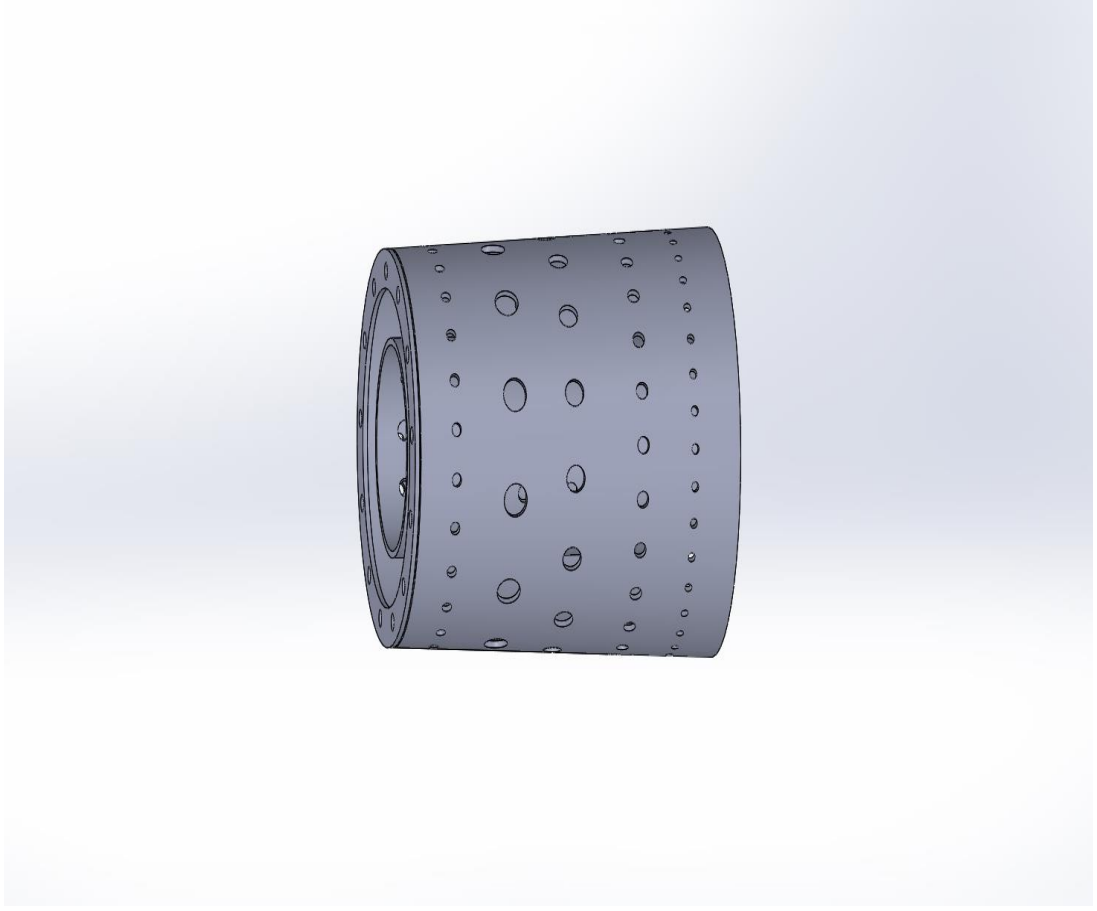
Tasarlanan kanatçıkların geleneksel yöntemlerle üretilmesi pek mümkün değildir. Ancak Siemens'in Mart 2020' de yayımladığı haberde türbin kanatlarını 3D yazıcı ile ürettikleri görüldüğünden yapılan tasarımın da bu şekilde üretilbileceği düşünülmektedir.

Türbin diskindeki delikleri ise maliyeti düşük tutmak amacı ile tezgahlarda üretilmesi için doğrusal delikler açılmıştır. Ancak akışın daha rahat olabilmesi için mildeki ve diskteki deliklere belirli oranlarda açı verilmiştir. Bu açılar özellikle milin yapısal bütünlüğüne zarar vermemesine dikkat edilmiştir.

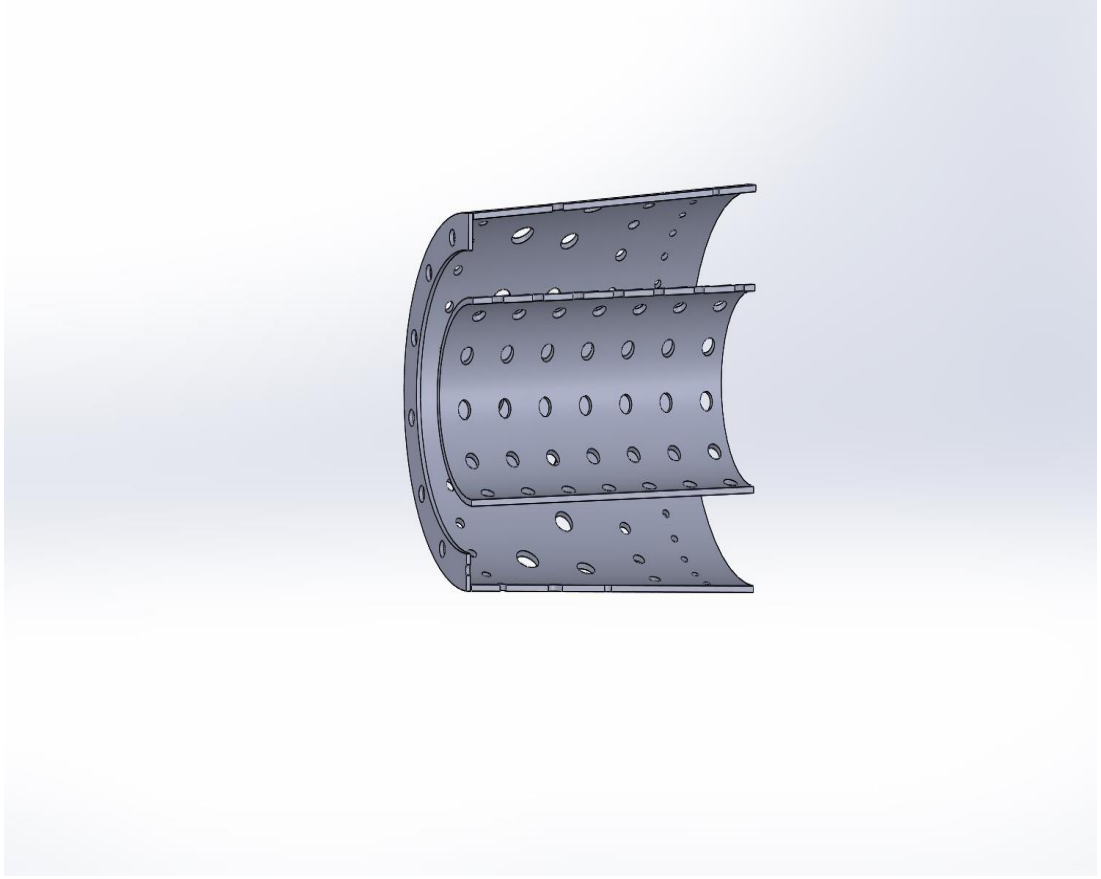
Aşağıda tasarımda kullanılacak türbin palleri, türbin çarkı ve milin Solidworks uygulaması üzerinden çizimleri gösterilmiştir.



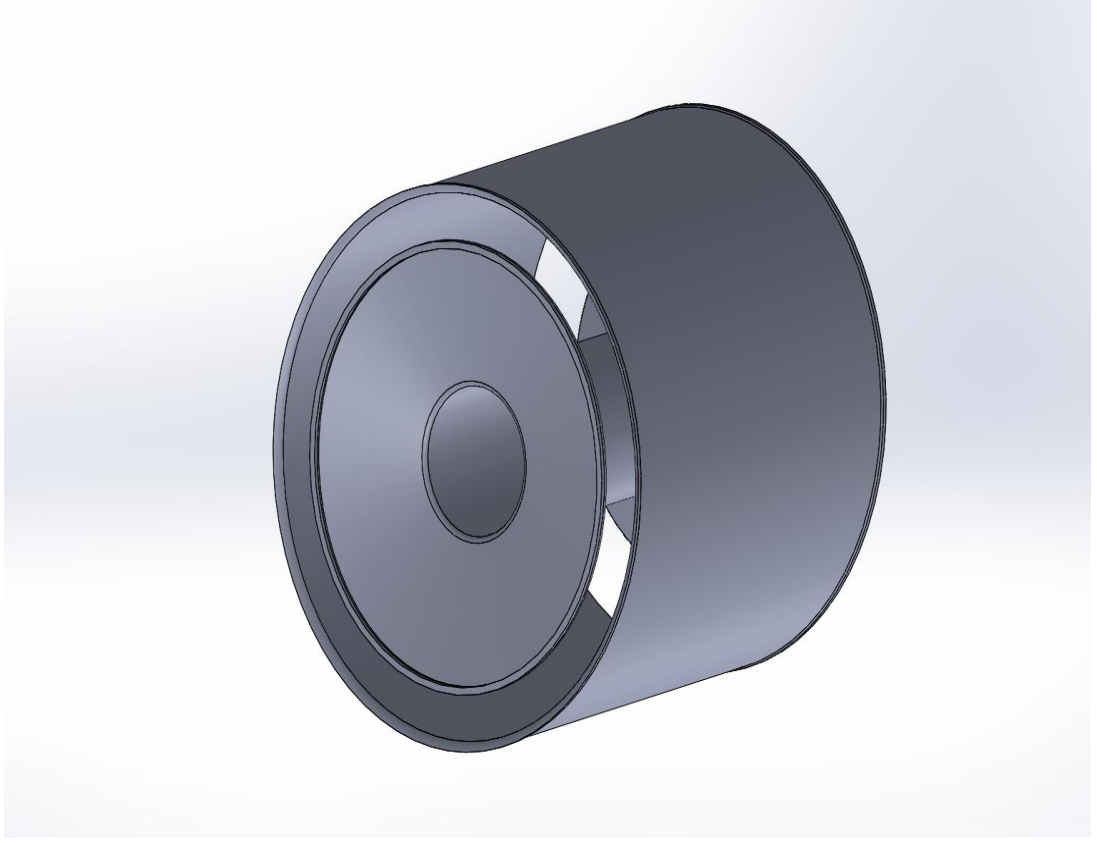
Şekil 36. Kompresör



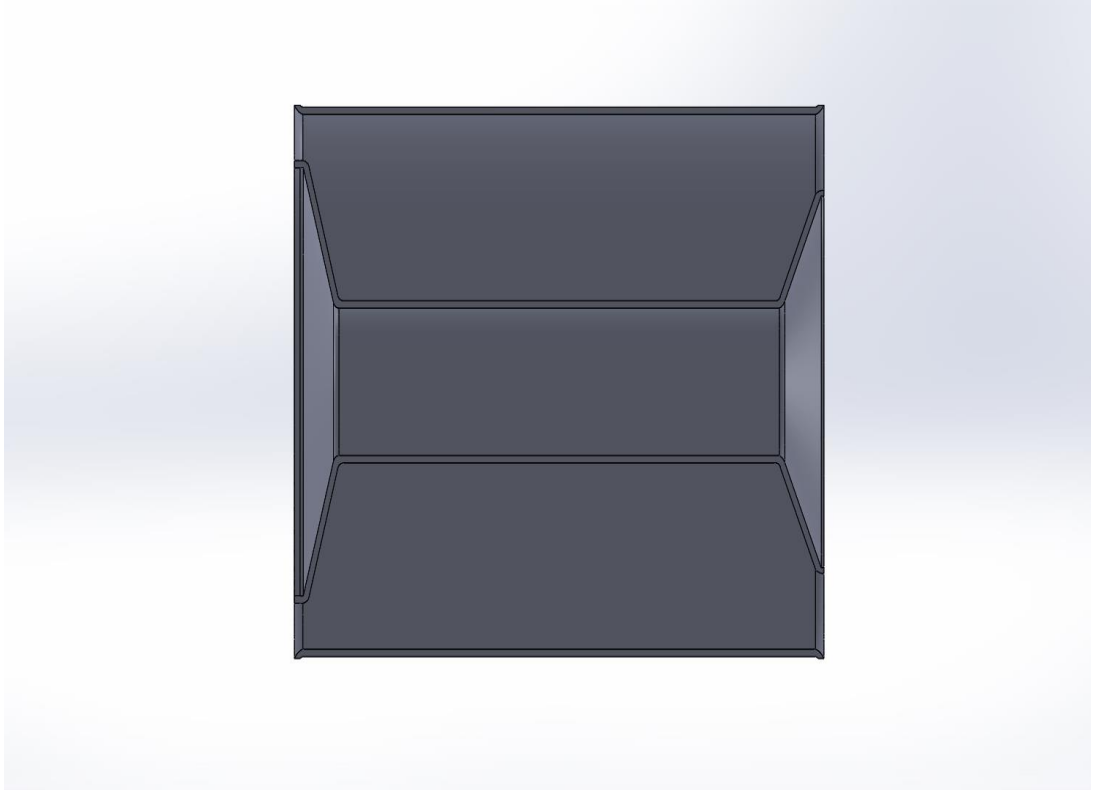
Şekil 37. Yanma odası



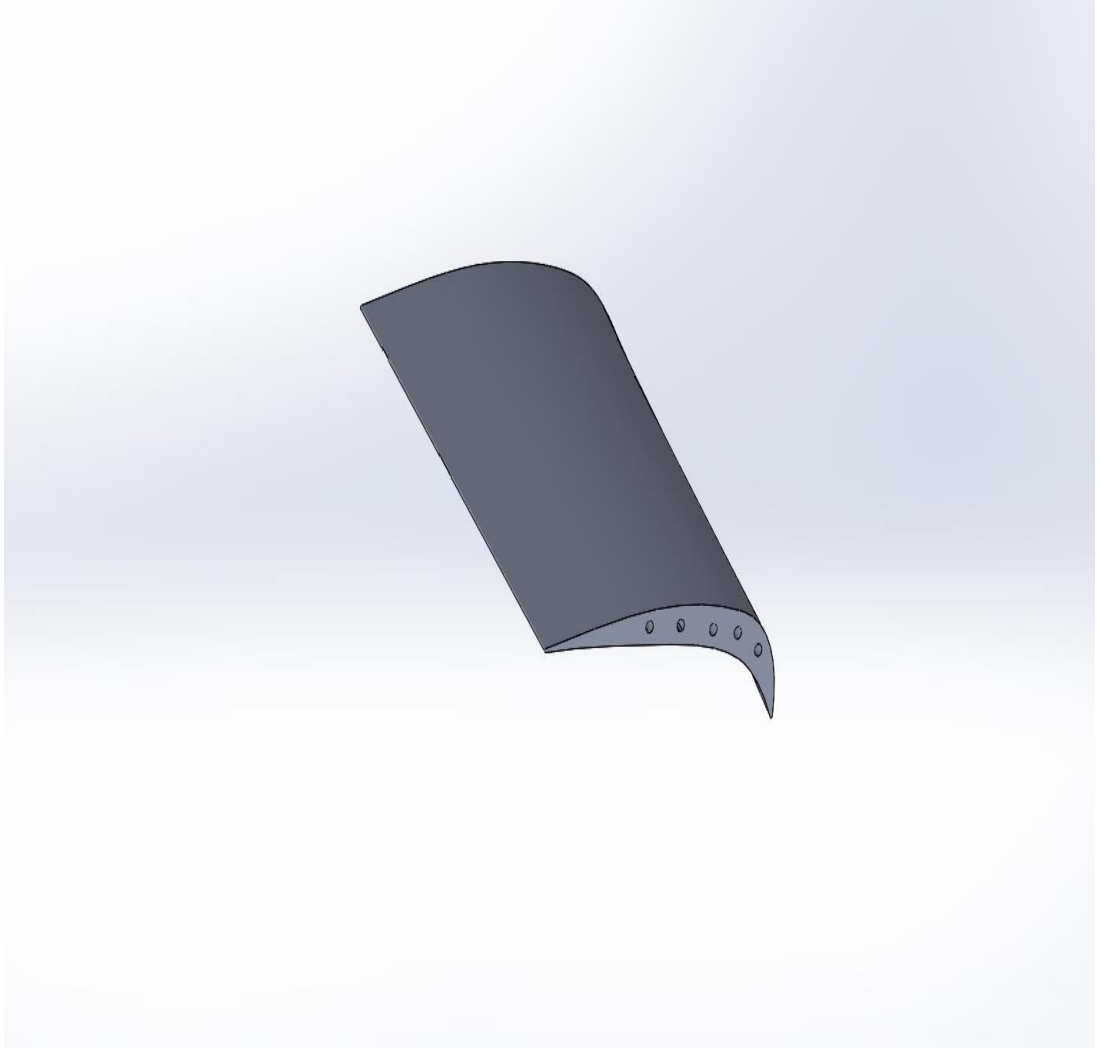
Şekil 38. Yanma odası kesit görünümü



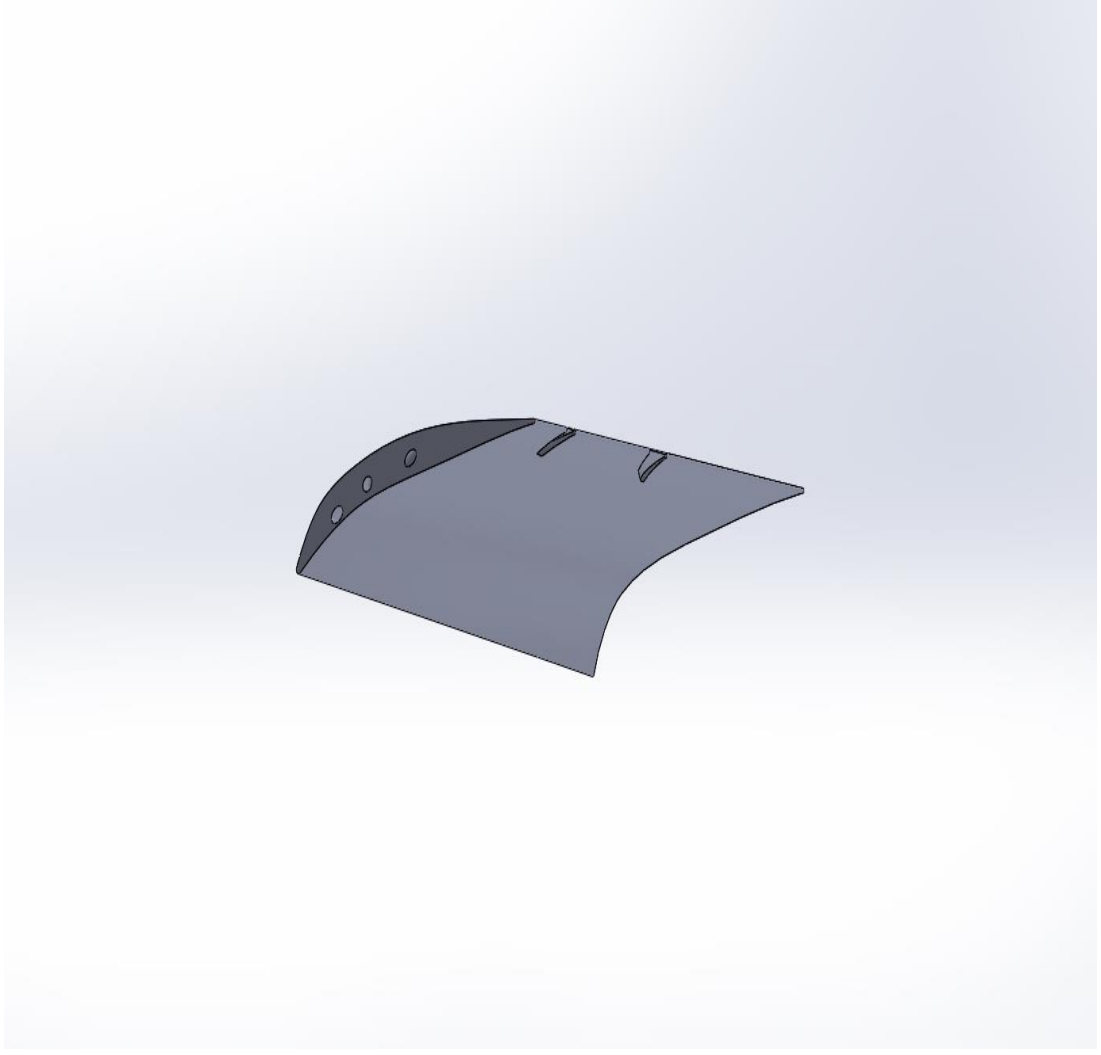
Şekil 39. Yanma odasının dış çerçeveleri



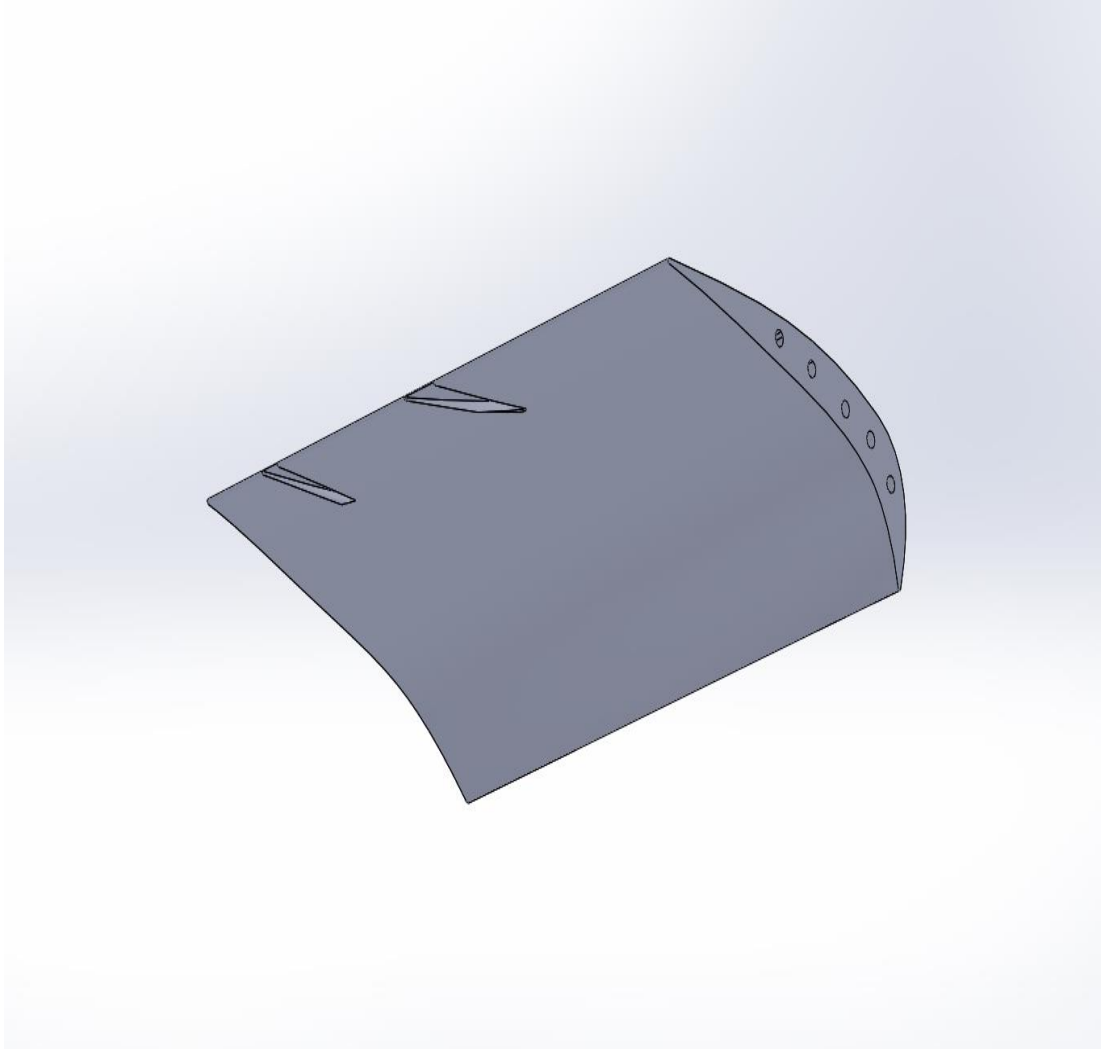
Şekil 40. Yanma odasının dış çerçevelerinin kesit görünümü



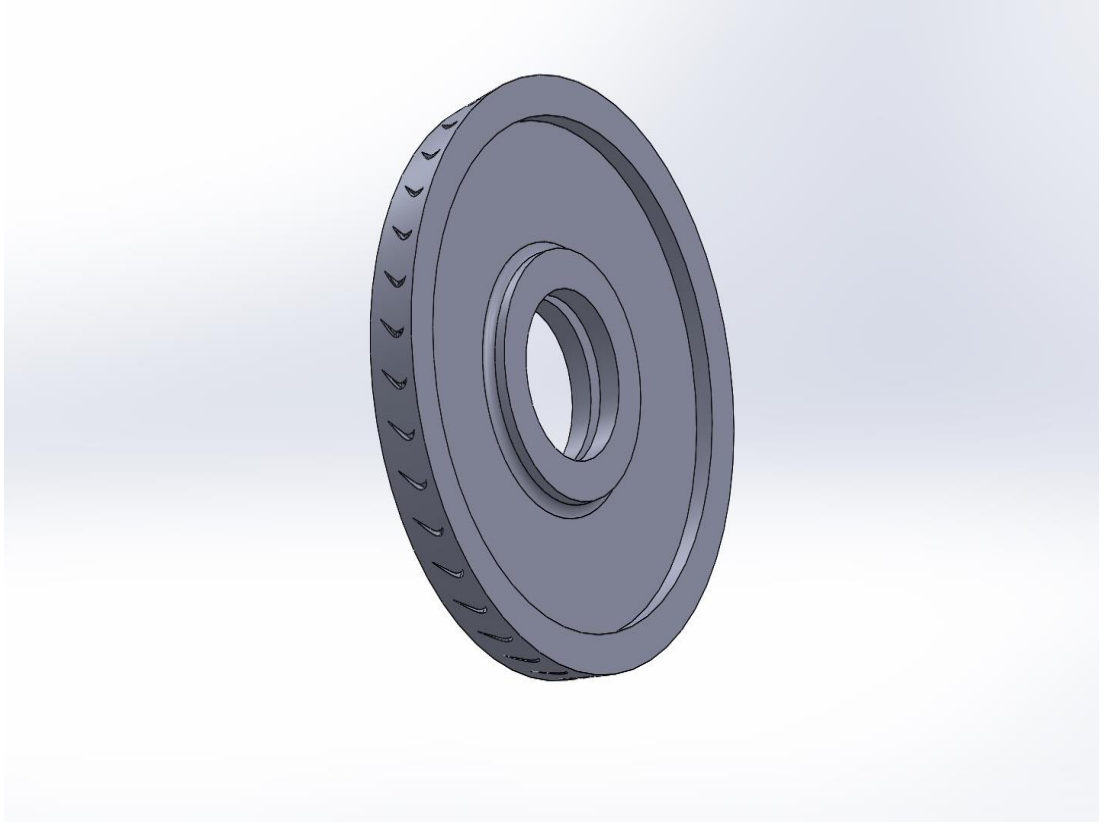
Şekil 41. Türbin kanadı görünümü 1



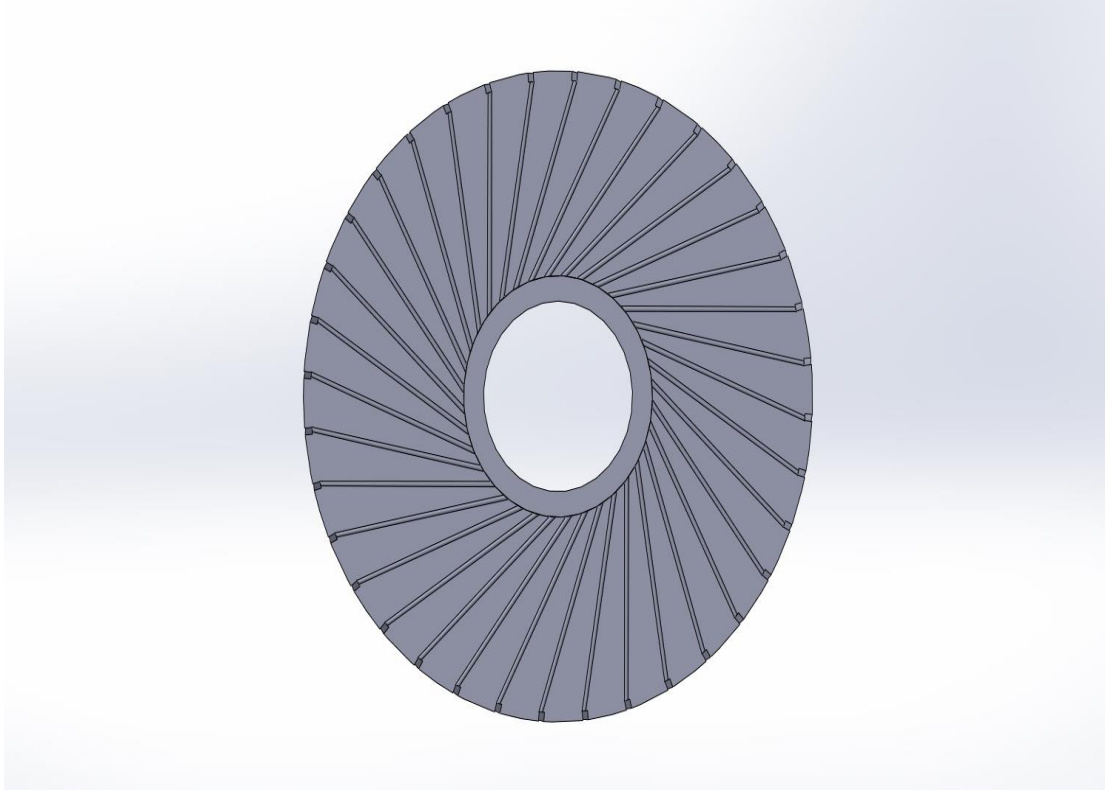
Şekil 42. Türbin kanadı görünümü 2



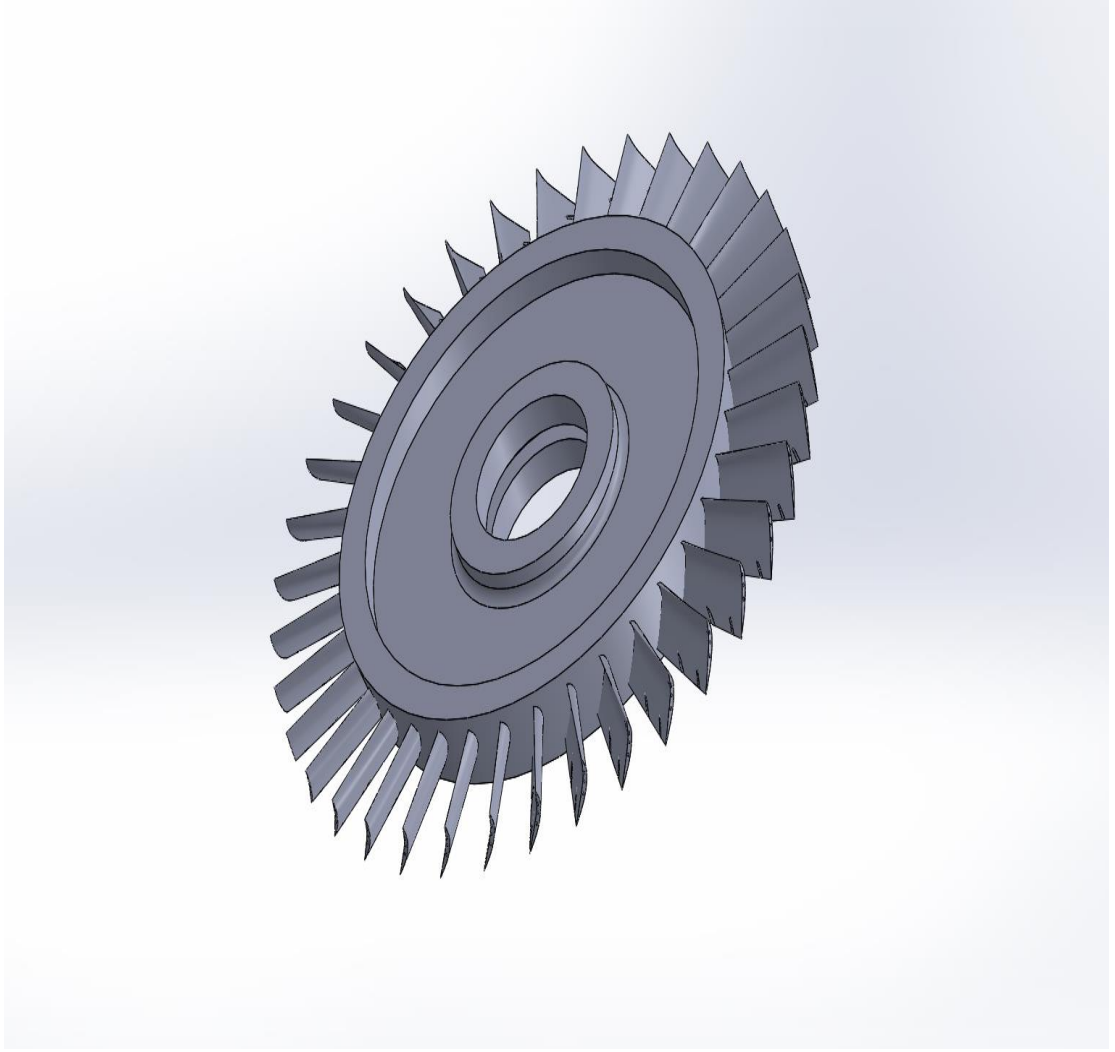
Şekil 43. Türbin kanadı görünümü 3



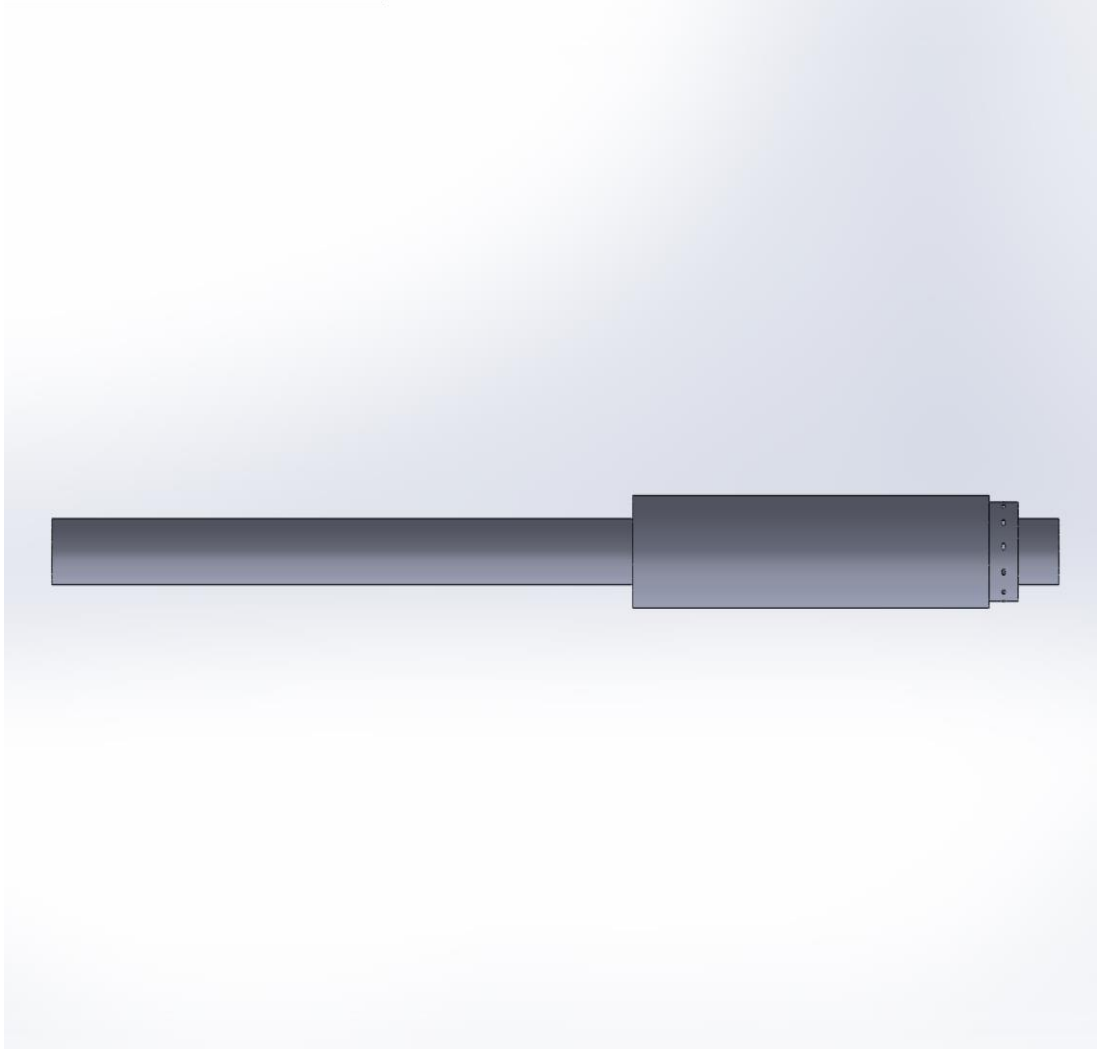
Şekil 44. Türbin diski



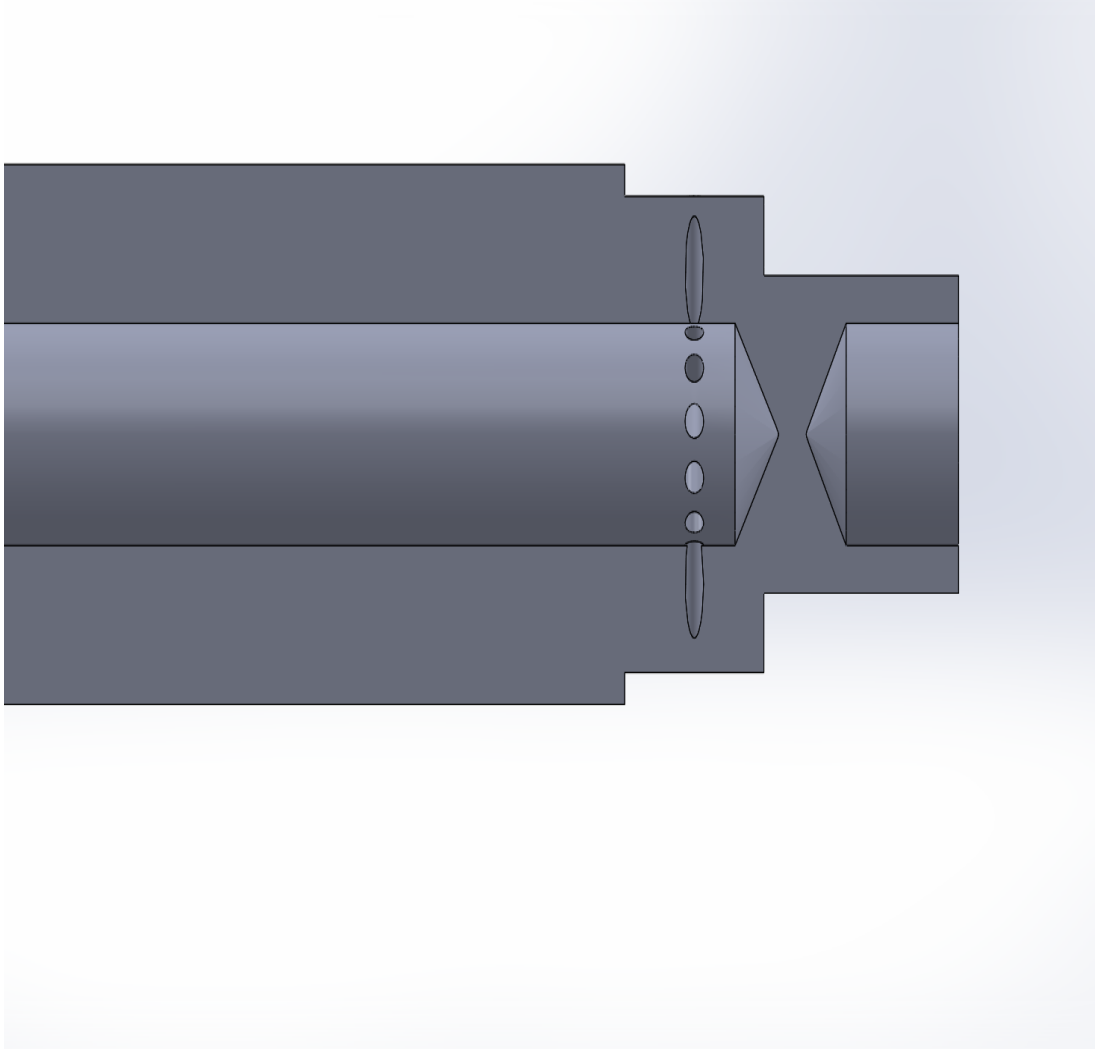
Şekil 45. Türbin diski kesit görünümü



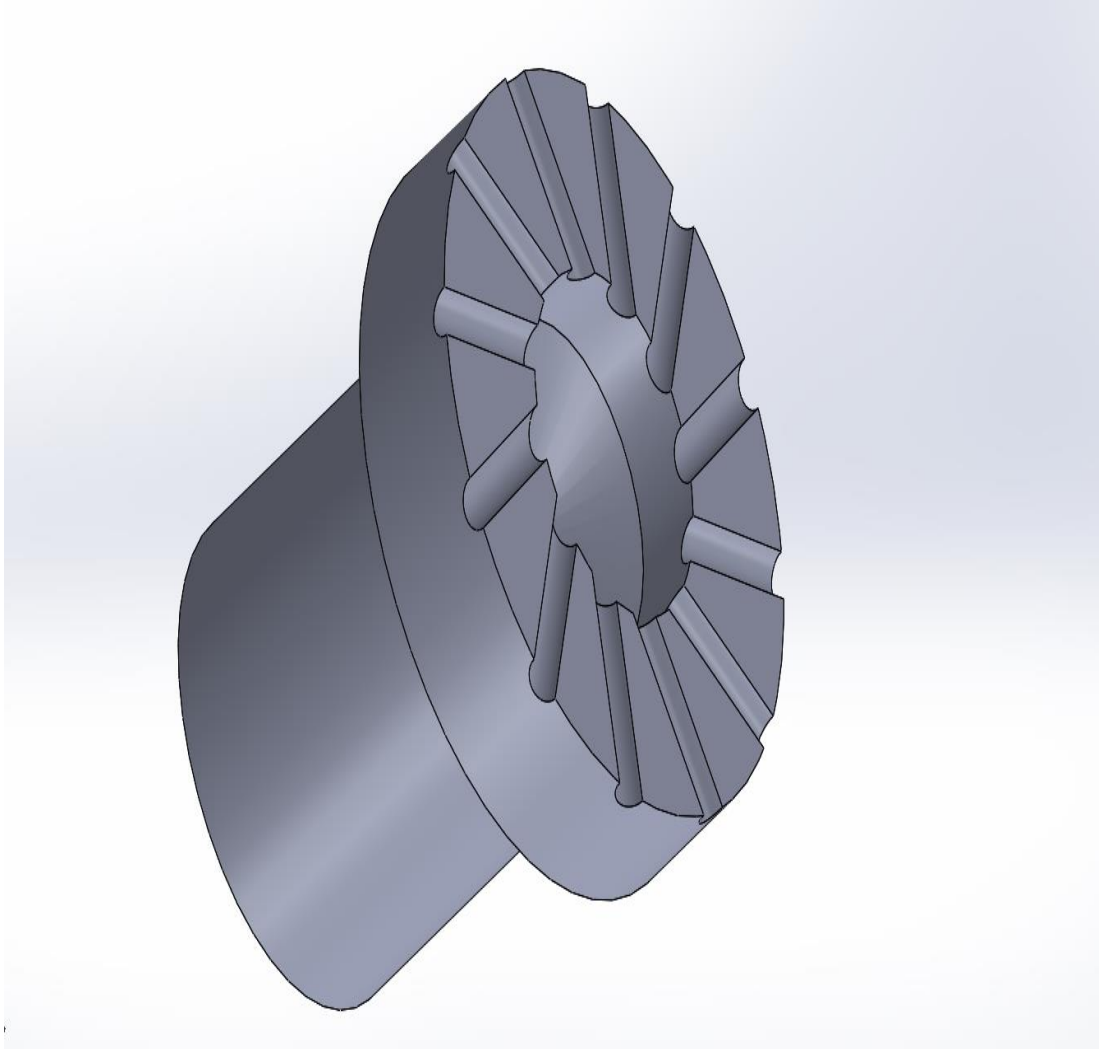
Şekil 46. Türbin montajı



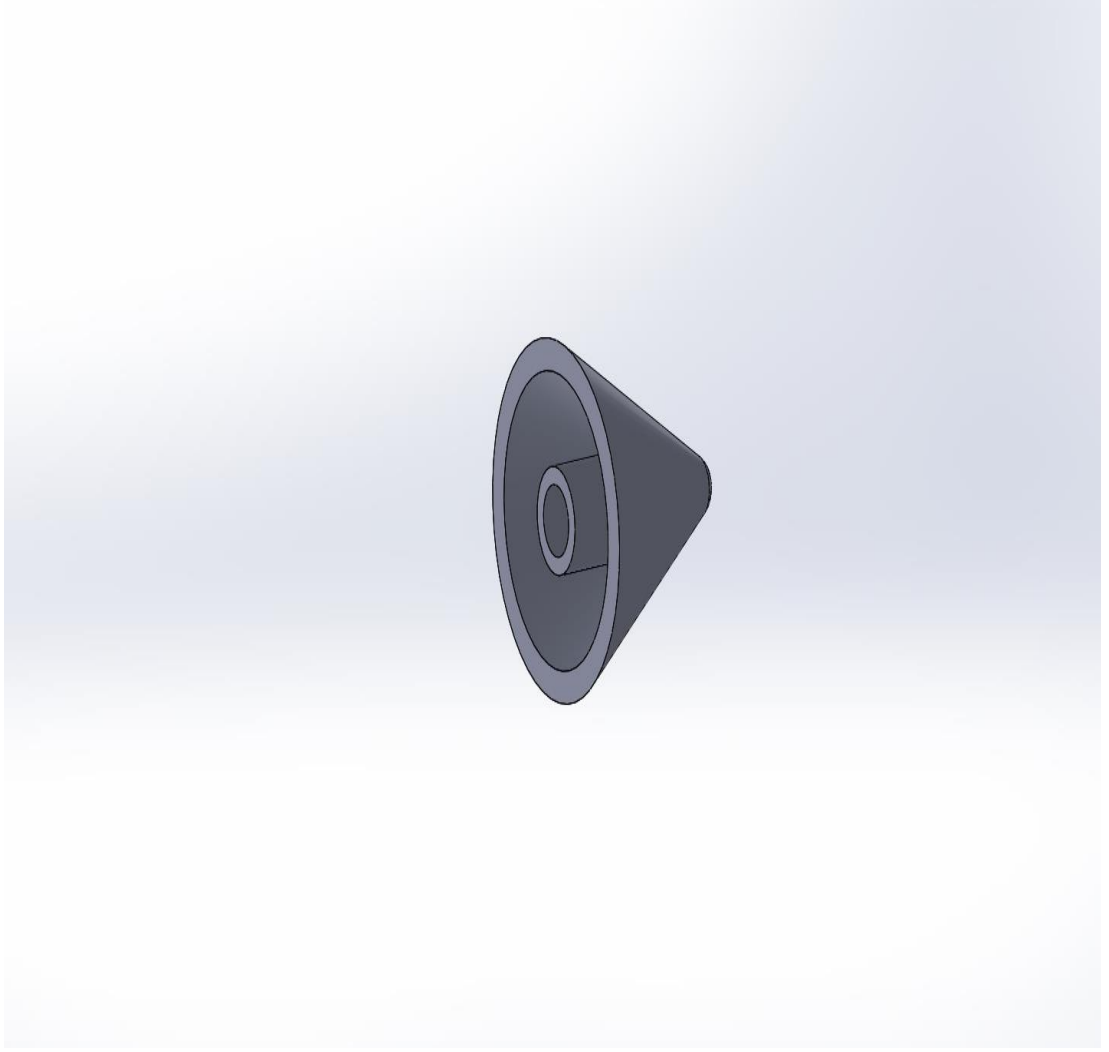
Şekil 47. Mil



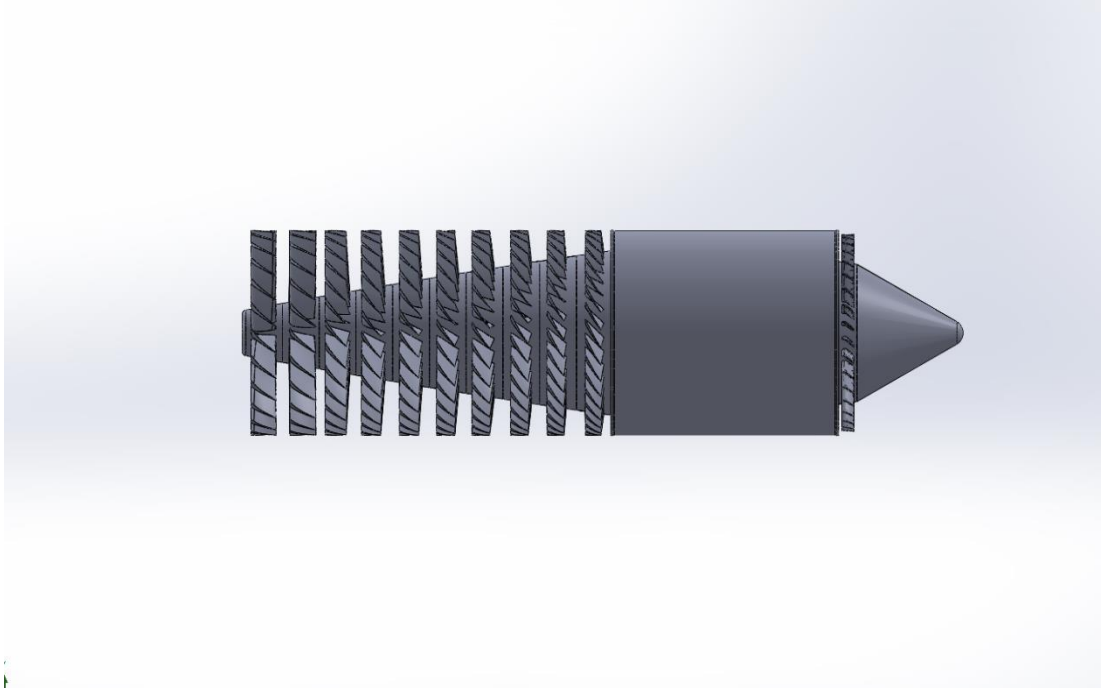
Şekil 48. Mil hava delikleri detay görünümü



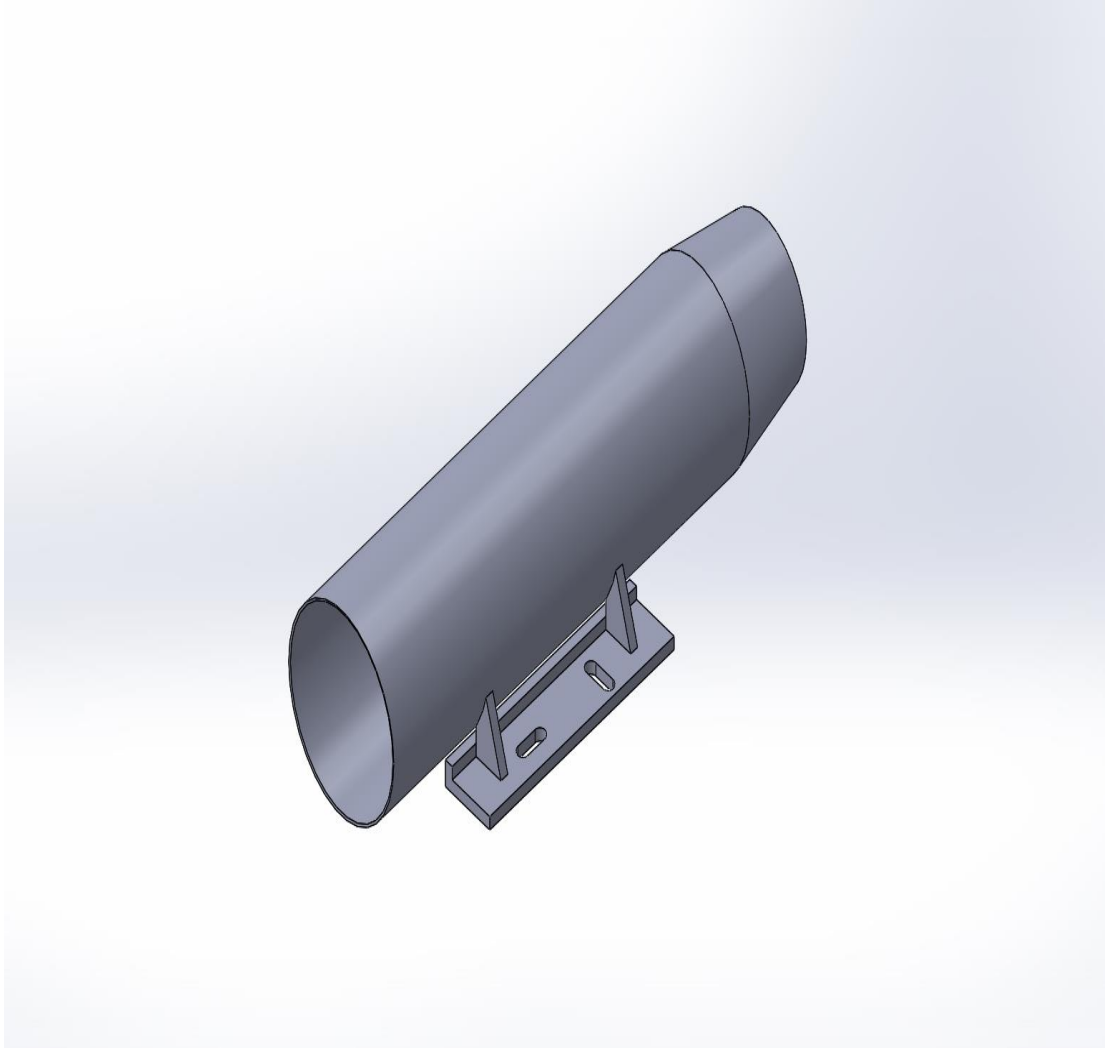
Şekil 49. Mil hava delikleri detayı 2



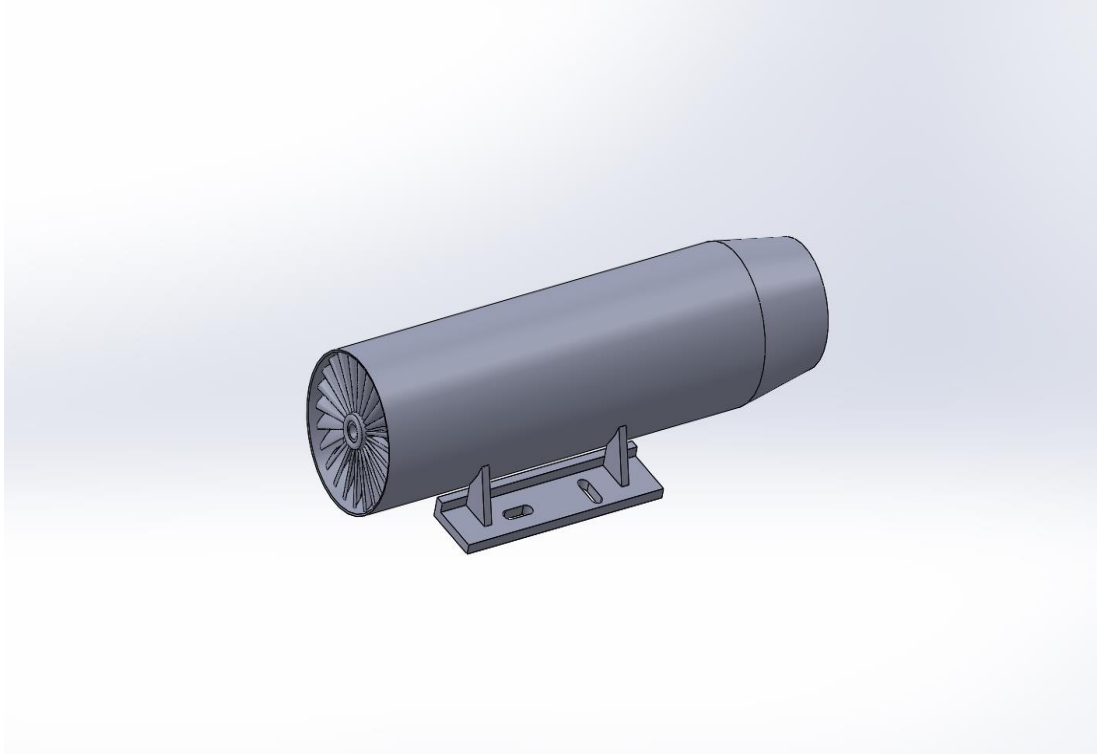
Şekil 50. Nozul



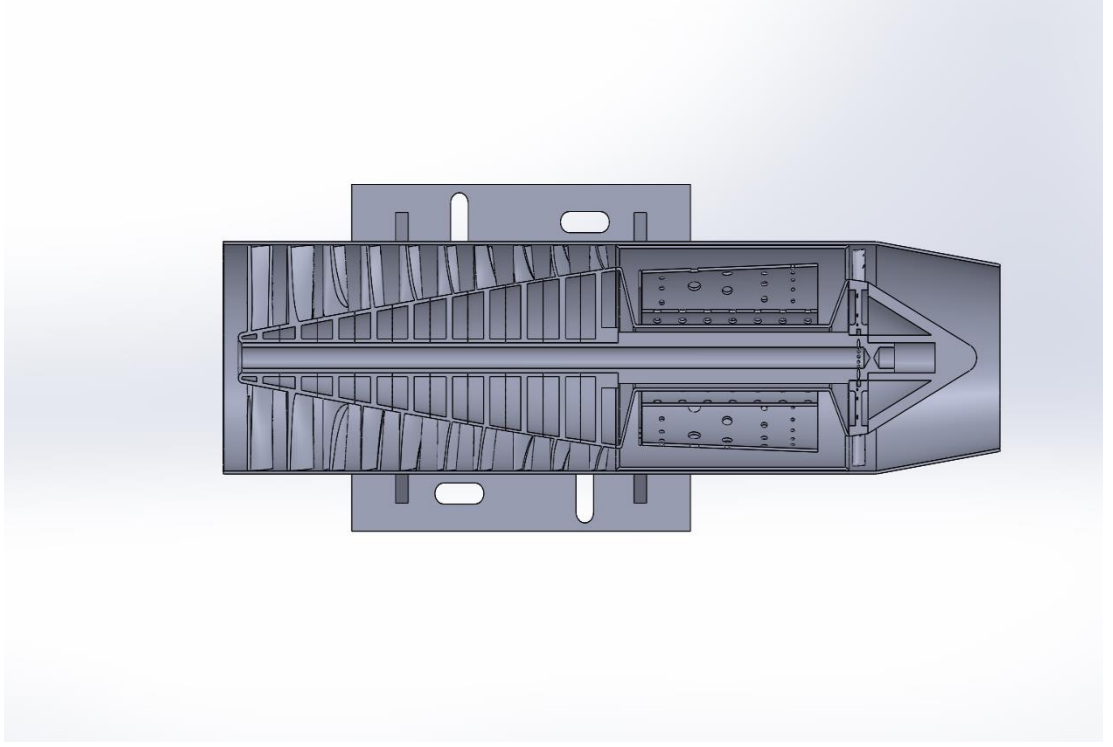
Şekil 51. Kısmi montaj



Şekil 52. Dış kabuk ve monte ayakları



Şekil 53. Montaj



Şekil 54. Montaj kesit görünümü

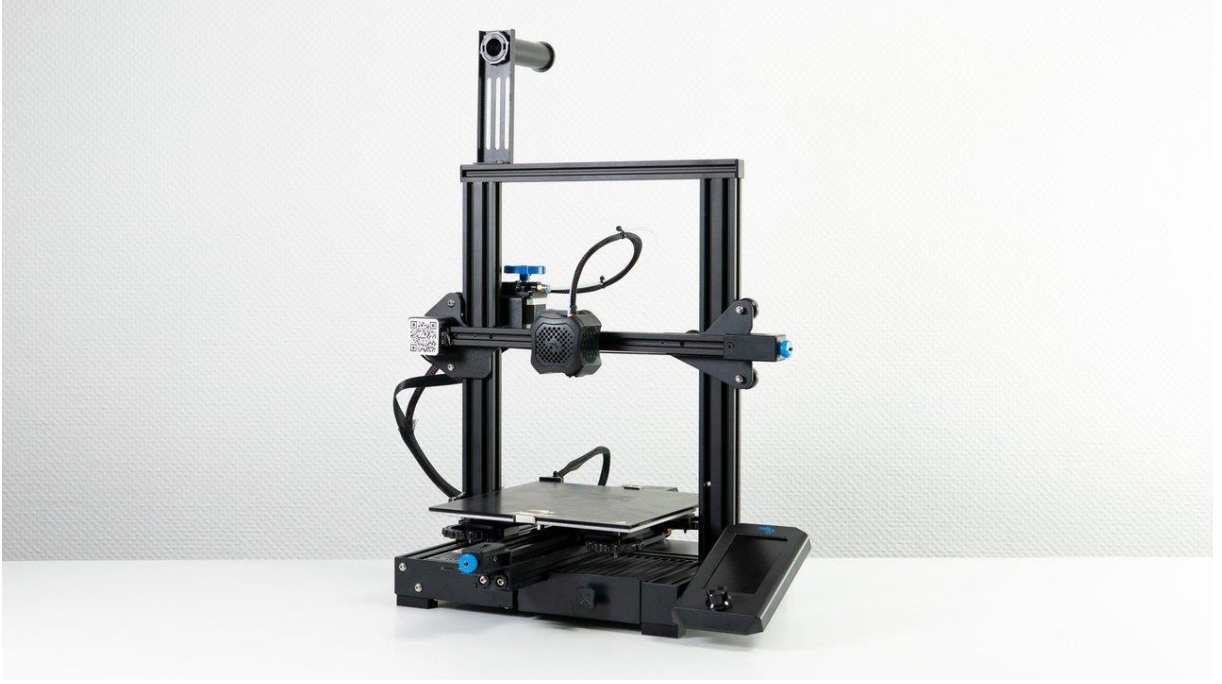
11. YAPILAN ÇALIŞMALAR

Turbojet motor tasarım çalışması üretimi 2020-21 bahar dönemi pandemi şartları nedeniyle okula gidilememesi ve laboratuvarların kullanılamaması gibi şartlar oluştuğundan danışman hocamız Burhan Çuhadaroğlu tarafından model tasarım üretilmesine karar verilmiştir.

Model turbojet motoru üretiminin gerek kompleks parçalar barındırması gerekse proje üyelerinin farklı şehirlerde bulunması sebebiyle üç boyutlu yazıcı tarafından üretilip montajının yapılmasına karar verildi.

Üç boyutlu yazıcılar sanal ortamda tasarlanmış nesnelere katı formata getirmenize yarayan bir baskılama teknolojisidir. Taradığınız bir cismin prototipini elde etmek isterseniz, ihtiyaç duyduğunuz bir aparatı elde etmek isterseniz ya da kendi tasarladığınız bir ürünü somut hale getirmek isterseniz üç boyutlu cihazlarla bunun mümkün kılabilirsiniz. Kısacası bu teknolojiyle dilediğiniz her şeyi basabilirsiniz. Tasarım çalışması aşamasında yapılan çizimler, üç boyutlu yazıcıdan basım yapan şirketlere gönderilerek fiyatlar alındı. Farklı parça yapılarına sahip olduğumuz için hem üretim sıkıntısına hem de yüksek maliyete sebep olacağı öngörülerek üç boyutlu yazıcı alınıp üretimin kendimiz tarafından yapılmasının daha doğru yol olduğuna karar verildi [12].

Üretilecek parçaların boyutları ve tasarımları göz önüne alınarak uygun maliyete sahip ve parçaları basabilecek üç boyutlu yazıcılar araştırıldı. Görüşmeler yapıldı ve model turbojet motoru üretimi için kullanılacak Creality Ender 3 Pro V2 üç boyutlu yazıcı seçilerek satın alındı.



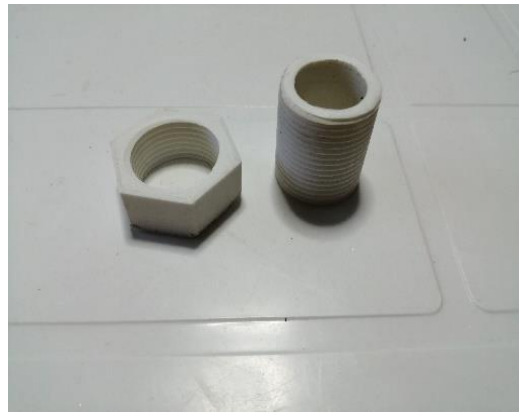
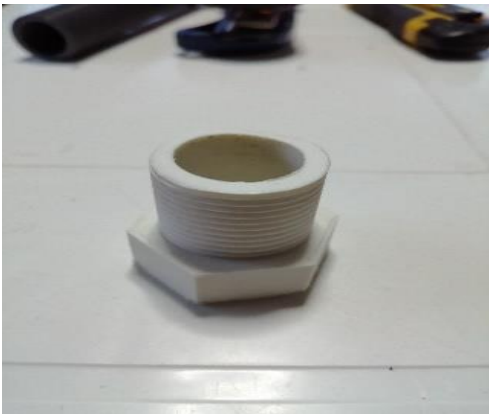
Şekil 55. Creality Ender 3 Pro V2 üç boyutlu yazıcı

Üç boyutlu yazıcının parçaları basabilmesi için filament adı verilen termoplastik malzemeler kullanır. Modelleri elle tutulur çıktılar haline getirmeye yarayan, plastik, kimyasal ve çeşitli organik hammaddelerden üretilen yapıdır. Birçok filament çeşidi arasında turbojet motoru parçalarına uygun, en dayanıklı malzeme olan ancak basımı da bir o kadar zor olan Abs filamentin alınmasında fikir birliğine varıldı. ABS veya diğer adıyla Acrylonitrile Butadiene Styrene yaygın bir termoplastiktir. Genellikle endüstride enjeksiyon kalıplama için sıkça kullanılır ve legolar, aletler, spor malzemeleri vb. ekipmanlar da üretilmektedir. ABS, müthiş yüzey işleme seçeneklerine sahip güçlü ve ısıya dayanıklı bir filamenttir [13].



Şekil 56. Abs filament

Sipariş edilen üç boyutu yazıcı kutusunda montaj edilmeye hazır bir halde geldiği için 2 saat süren bir montaj işleminden sonra çalışmaya hazır bir hale getirildi. Üç boyutlu yazıcının gerekli kalibrasyonları ayarları yapıldıktan sonra yazıcının civata, dişli, mil ve kompresör üretip üretemeyeceğini denemek amacıyla küçük birkaç örnek basıldı ve olumlu sonuç alındı.



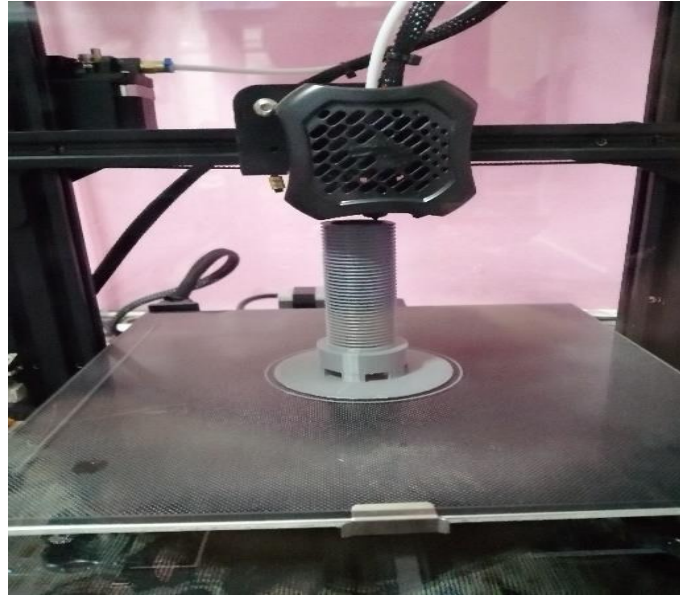
Şekil 57. Basılan bazı örnek parçalar

Abs filamentin basımının yapılabilmesi için mekanizmanın kapalı bir ortama ihtiyaç vardır. Çünkü basılan parçalar en ufak bir hava sirkülasyonundan etkilenecek biçimdedir ve aynı zamanda basım esnasında açığa çıkardığı hava, insan sağlığı için oldukça zararlıdır. Parça basım süreleri de çok uzun süreceği için içeriyi rahat görebileceğimiz bir kapalı ortam sağlamalı olduğuna karar verdik. Bu yüzden tamamı cam olan bir kutu şeklinde mekanizma yapmaya karar verdik. Cam üreticisinden 6 adet 650mmx650mm boyutlarında cam kestirdik ve zararlı gazların dışarı atılabilmesi için camlardan birinin ortasına delik açtırdık. Camları silikon ile birbirine yapıştırıp yazıcıyı içine yerleştirdikten sonra ilk olarak milin basımına başladık.



Şekil 58. Oluşturulan mekanizma ve üç boyutlu yazıcı

Model turbojet motorunun parçalarından milin uzunluğu yazıcıya ancak üç parça halinde sığabildiği için üç parça olarak ayrı ayrı basıldı. Öndeki iki parçanın birleşim yeri altıncı kompresörün dişlerinin tam ortasına getirilerek yapıştırıcı kullanmadan birleşme sağlandı. Ancak yanma odasının oradan görüldüğü üzere diğer birleşim yeri yapıştırıcı ile birleştirildi. Bu birleşmenin sağlam olabilmesi için her iki tarafında birbirine geçecek şekilde yerleşme yerleri bırakıldı.



Şekil 59. Basılan mil parçaları

Abs filament malzemesi ile mil basma işlemi tamamlandıktan sonra kompresörlerin basım işlemine başlandı. Ancak kompresörlerin boyutlarının çok geniş olmasından dolayı, kompresör kanatlarının oldukça eğimli ve kavisli olmasından dolayı Abs filamentinden hiç başarılı sonuç alınamadı. Üretilen model parçaları üç boyutlu yazıcının tablasından kalktı ve istenmeyen miktarlarda eğilme gösterdi. Bunun üzerine üç boyutlu yazıcılar için tasarlanmış tablaya tutunmayı güçlendiren yapıştırıcılardan satın alındı. Ancak kompresör kanatların tabladan kalkmasını ve eğilmesi problemini bu da engelleyemedi. Yaklaşık yirmiye yakın denemeden sonra Abs filament ile kompresör basımından vazgeçildi.



Şekil 60. Başarısız kompresör parçaları

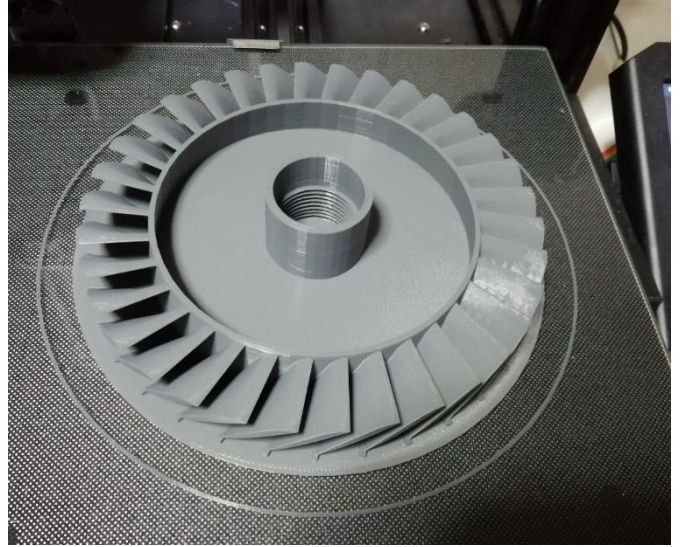
Başarısız kompresör parçalarının basımı üzerine Abs filament yerine daha az dayanıklı ama basımı daha kolay olan Pla filamentine geçmeye karar verildi. Satın alınan Abs filamentler Pla filament ile değiştirildi. Elimizde kalan Abs filament ile küçük ama dayanıklılığın önemli olduğu parçalar basılırken, Pla ile geniş yüzey alanına sahip parçalar basıldı.

Pla filament geldikten sonra kompresörlerin basımına tekrar başlandı ve birkaç kompresör başarıyla tamamlandı. Ancak kanat pallerinin tasarımının çok spesifik olmasından dolayı üç boyutlu yazıcı motorlarının çok fazla ileri geri yaptığı için çok ısındı. Bu yüzden hareketi sağlayan motorlarda eksen kaymaları, filamentin nozul ucuna süren motordan sıcaklıktan dolayı filamentin erime gibi problemler ortaya çıktı. Dört motordan ısınan üç tanesine harici telefon şarj aleti ile elektrik verdiğimiz fanlar ekleyerek motorları soğuttuk.



Şekil 61. Eksen kaymasından dolayı bozulmuş baskı

Birkaç sağlam baskıdan sonra fanların üflediği hava, filamentı ittiren motorun kenarında toz biriktirdi ve bu toz da filament ile birlikte en uca giderek 0,4 mm çapında ucu olan nozulu tıkadı. Delik çok ince olduğu için içinden bir şey geçirilemedi bu yüzden tıkanıklık açılmadı. Bunun üzerine hemen dört adet nozul siparişi verildi.



Şekil 62. Üretilen parçalar

Kompresörlerin içinde cıvata dişi olduğu için yüksek baskı kalitesi kullanılarak baskı alındı. Bu yüzden her baskı yaklaşık kırk saat civarında sürdü. Başarısız basımlarla birlikte kompresör basımı altı yüz saate yaklaştı. İlk beş kompresörün basımı esnasında yazıcı ile birlikte verilen üç boyutlu baskı alma programı kullanıldı fakat çok fazla çapak oluştuğundan mile vidalanırken zorlanmalar oluşuyordu ve dış yüzeyi sürekli zımparalamak gerekiyordu. Biraz araştırmadan sonra Cura isimli farklı bir baskı alma programına geçildi ve çok daha kaliteli baskılar alındı.



Şekil 63. Kompresörler

Kompresörlerin ardından statorların basımına geçildi. Kompresörlere göre çok daha az malzeme içerdiğinden ve yüksek kalitede basılmaları gerekmediğinden on beş saat gibi çok daha kısa sürede baskıları alınabildi. Birkaç elektrik kesintisinden dolayı bozulan üç stator dahil iki yüz saat gibi bir sürede dokuz adet statorun basımı tamamlandı.



Şekil 64. Stator parçaları

Üçüncü statora katı modelde tasarlandığı üzere metal rulman takılarak mili ve diğer parçaları taşınması gerekiyordu. Bu yüzden iki adet OSR marka iç çapı 30 mm dış çapı 53 mm olan sabit bilyeli rulman satın alındı.



Şekil 65. Sabit bilyeli rulman



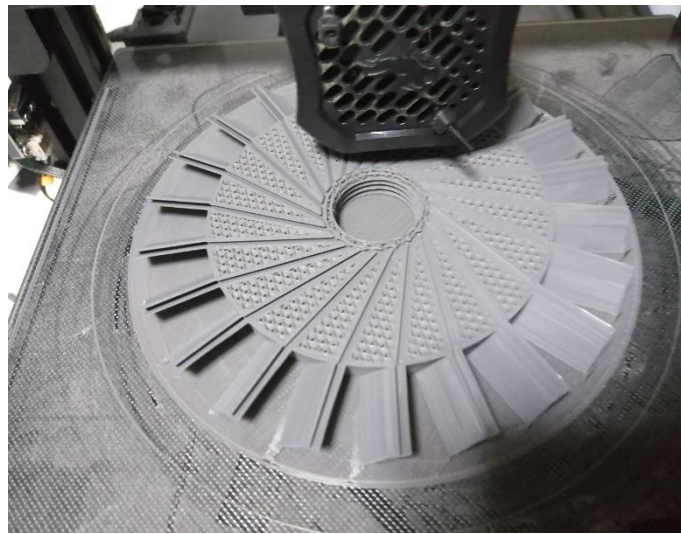
Şekil 66. Rulman kaplama parçası

İlk olarak rulmanın iç kısmına girebilecek ve mile vidalanabilecek içerideki parça ve daha sonra rulmanın dışına geçecek diğer parçalar basıldı. İç parça mile vidalanarak yerleştirildikten sonra üzerine rulman sıkı geçme ile takıldı ve bunun üzerine de üçüncü stator sıkı geçme ile takıldı. Sıkı geçme için parçalar zımparalandı ve kenarları yuvarlatıldı. Ardından yanma odasının basımı yapıldı fakat yazıcı basım esnasında çok defa arıza verdiği için yanma odasının duvarlarında çatlaklar oluştu. Yaklaşık yetmiş saat sürdüğü için tekrar basımı yapılamadı bu yüzden deformeli yerleri epoksi ve hızlı yapıştırıcı ile sağlamlaştırıldı. Basım hatasındaki fazlalık yerler ise spiral keski ile törpülenerek temizlendi.



Şekil 67. Yanma odası

Yanma odasından sonra ise türbinin basımına geçildi. Ancak elimizdeki yazıcı ilk tasarlanan ve ince delikleri bulunan türbin kanatlarını basabilecek kadar hassas olmadığı için türbinin içindeki delikler büyütüldü ve kanatçıklardaki ufak yollar birleştirilerek tek bir büyük yol haline getirildi. Mildeki deliklerin türbindeki yuvaya tam oturması için katı model programında birkaç defa montajlama yapıldıktan sonra türbinin basımına başlandı. Deliklerin düzgün ve açık olması için yüksek kalitede baskı alındı ve yaklaşık kırk saat civarında sürdü. Bittikten sonra mile takılarak ön taraftan hava verildi ve türbin kanatlarının ucundan havanın çıktığı görüldü.



Şekil 68. Türbinin içindeki hava yollarının basım esnasındaki görüntüsü



Şekil 69. Türbin parçası



Şekil 70. Türbin hava açıklıklarının yandan görünümü

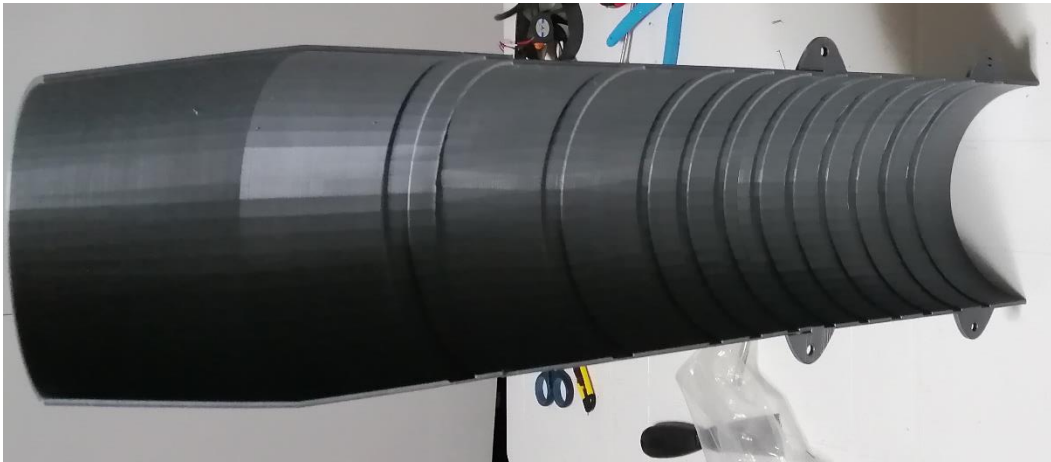


Şekil 71. Milin ucundan verilen havanın kanatlardan çıktığı deneme



Şekil 72. Vidalanacak nozul

Türbinden sonra türbinin ardına vidalanacak nozulun basımı yapıldı. Nozuldan sonra dış kabuğun basımına başlandı. Boy olarak üç parçaya bölündüğünde de yazıcıya sığmadığı için cıvata takılacak deliklerin bulunduğu parçalar sonradan yapıştırıcı ile yapıştırıldı. Toplamda altı adet gövde parçası ve on yedi adet cıvata bağlama parçası basılıp yapıştırıldı. Bunların basımı ise yaklaşık yüz saat civarında sürdü. Ayrıca dış kabuğun altına iki adet ayak takabileceğimiz delik eklendi.



Şekil 73. Dış kabuk

Ayak olarak toplam dört adet tasarım yapıldı arasında sade ve düzgün görünümlü bir tanesi ekip tarafından seçildi ve iki adet basımı yapıldı, yaklaşık otuz saat basımı sürdü. Bütün parçaların basımı tamamlandıktan sonra yaklaşık sekiz saatlik bir montajdan sonra model turbojet motorumuz tamamlandı.



Şekil 74. Ayak parçasının tasarımı



Şekil 75. Model turbojet motorunun montajlanmış hali

Tablo 2. Üretimin maliyet hesabı tablosu

PARÇA ADI	FİYAT
Creality Ender 3 Pro V2 3d yazıcı	2250 tl + 30 tl kargo
Tinylab Gri Abs Filament (1 Adet)	125 tl + 25 tl kargo
Tinylab Gri Pla Filament (2 Adet)	250 tl +25 tl kargo
Tinylab Gümüş Pla Filament (1 Adet)	125 tl
Tinylab Koyu Mavi Pla Filament (1 Adet)	125 tl + 50 tl kargo
Filament Yapıştırıcısı (1 Adet)	82 tl
ORS Marka Rulman (2 Adet)	60 tl
Cam Dolap	200 tl
Silikon	25 tl
0,4mm Yazıcı ucu (4 Adet)	30 tl
Zımpara	20 tl
Epoksi (1 Adet) ve SO2 Hızlı Yapıştırıcı (1 Adet)	25 tl
Cıvata, Somun ve Pullar	20 tl
1200 saat basım yapan yazıcının harcadığı elektrik; Saatte 350 w harcıyor $350 \times 1200 = 420000 \text{ Ws} = 420 \text{ kWs}$	1kWs elektrik 90kr olduğundan $420 \times 0,9 = 378 \text{ tl}$
TOPLAM	3845 tl

12. BULGULAR

- Modern bir motorda, nozul kılavuz kanatları ve türbin kanatları için soğutma ve sızdırmazlık amacıyla basınçlı havanın yaklaşık %20'si boşaltılır. Bu durum verimin azalmasına sebep olur. Verimin azalmasını engellemek turbojet motorunda türbin ve mil konstrüksiyonlarında soğutma yapılmak amacıyla delikler açılarak havanın boşaltılması azalarak veriminde azalması engellenmiştir.
- Tasarlanan turbojet motorunda 1 kg yakıtın motoru çalıştırma süresi 47,754 saniyedir.
- Tasarlanan turbojet motoru oda koşulları altında (25°C sıcaklık ve 100 kPa mutlak basınç) sorunsuz çalışmaktadır.
- Motorun açığa çıkardığı itme kuvveti 90,61 N dur.
- Türbin kanatçıklarında 10 °C lik sıcaklık düşmesi, kanatçıkların ömrünün iki kat artmasına sebep olur. Yapılan bu tasarıma göre kanatçıkların ömrü yaklaşık 4 kat artmıştır.
- Daha yüksek sıcaklığa dayanabilen kanatçıklar sayesinde verim bir miktar arttırılmıştır.

13. TARTIŞMA

Globalleşen dünyada havacılık sektörü yadsınamaz derecede öneme sahiptir. Jet motorunun temelinde etki-tepki prensibi yer alır. Havacılık tarihinde önemli buluşlardan bir tanesidir ve tarihe yön veren bir teknolojidir. Yolcu taşımacılığında, savunma sanayisinde, özel sektörlerde gaz türbinli turbojet motorları kullanımları yaygınlaşmıştır ve yapılan araştırmalarda önümüzdeki yıllar içerisinde daha da kullanımının artması beklenmektedir.

Turbojet motorları aynı zamanda tepkili motorlar olarak bilinirler. Temel mantık olarak önden havayı emer ve kompresörlerde sıkıştırır. Sıkışan hava ısınır ve basıncı artar. Isınan ve basıncı artan hava yüksek hızda püskürtülerek yanması sağlanır. Yanan yakıt - hava karışımı ise motorun çıkışına yönlendirilerek itme kuvveti oluşturur. Ancak turbojet motorlarında türbin kısmına gönderilen yakıt-hava karışımı çok yüksek sıcaklıklara ve basınçlara ulaştığından dolayı türbin kanatlarında deformasyon, kırılma ve yorulma gibi sonuçlarla karşılaşılır. Bu proje türbin soğutmalı turbojet motoru tasarımı amaçlanarak imal edilmiştir. Ön kısımda alınan hava, türbin ve kompresörlerin dönmesini sağlayan mil içerisinde alınarak türbinin pallerinden çıkarılarak türbinlerin soğutulması amaçlanmıştır. Bu sayede türbinlerin verimleri artırılarak ömürleride uzatılmıştır. Yapılan çalışmada görüldüğü üzere verim artırılmıştır.

Hava soğutmalı turbojet motoru çalışması incelendiğinde tasarlanan proje hedeflenen amaca verilerle hesaplanarak ulaşılmıştır. Mühendislik hesapları yapılarak turbojet motorunda gerçekleşecek olası tehlikeler minimum düzeye indirilmiştir. Ancak pandemi şartları dolayısıyla gerek ekip üyelerinin farklı şehirlerde gerekse okulun laboratuvarlarının kullanılamamasıyla gerçek olarak imal edilememiş model turbojet motoru üç boyutlu yazıcı tarafından bütün parçaları bastırılarak montajı yapılmıştır. Bu tasarım projesi ve montaj aşamasında bütün ekip üyeleri mühendislik etiğinin bütün gereklerini yerine getirmiş ve uygun bir şekilde tamamlamıştır.

14. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu tasarım çalışması boyunca öncelikli olarak gaz türbinli jet motorunun ne olduğu, neleri kapsadığı, hangi amaçlar doğrultusunda üretildiğini, hangi alanlarda kullanıldığı, teknolojik gelişme basamakları, tarihteki yeri, hangi ülkelerin bu sistemlerin gelişmesinde ve üretilmesinde rol oynadığı, bu tür makinaların ilerleyen dönemlerde nasıl şekil alacağından bahsedilmiştir.

Gaz türbinlerinin Brayton çevrimine göre çalıştığı ve bu çevrimin nasıl gerçekleştiği anlatılmıştır. Diyagramlar verilerek hangi sıcaklıklarda ve basınçlarda nasıl sonuçlar alınabileceğinden bahsedilmiştir. Jet motorunun parçalarından geçen havanın karşılaşacağı durumlardan da söz edilerek konu detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

Gaz türbinlerinin genel tanımı yapılmış ve dizaynında esas olarak alınan bazı kriterlerden bahsedilmiştir. Jet motorlarının çeşitlerinden detaylı bir şekilde bahsedilmiş ve hangi alanlardan hangi amaçlarla kullanıldığına değinilmiştir.

Turbojet motorlarının kısımları detaylı bir şekilde anlatılmış ve görevlerinden bahsedilmiştir. Hava alığı, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz lülesinin hangi malzemelerden imal edildiğini ve hangi amaçlar doğrultusunda kullanıldığı anlatılmıştır. Yanma odasında gerçekleştirilen After Burning sisteminden söz edilmiş ve yüksek sıcaklıklara çıkan jet motorlarında günümüzde kullanılan soğutma sistemleri anlatılmıştır. Yanma odasında havanın yanmasını sağlayan yakıttan ve bu yakıtın uygun bir şekilde yakılabilmesi için gerekli yakıt sistemlerinden söz edilmiştir.

Bu tasarımda yapılan türbin soğutma sistemi anlatılmış çeşitli çizimlerle desteklenerek düzenlenmiştir. İnsansız hava araçlarında kullanılacağı için boyutları ve çalışma prensiplerine verilen kararlardan bahsedilmiştir. Tasarımı yapılan projenin matematiksel hesaplamaları yapılmış ve bazı programlar kullanılarak kayıt altında incelenmiştir.

Bu tasarım çalışmasında kullanılacak ve üretilecek parçaların detaylı bir maliyet hesabı yapılmış ve planlanmıştır. Hangi malzemelerin kullanılacağı ve nerelerden temin edileceğine karar verilmiştir.

Yapılan tasarım çalışması ve projeye olan istek, heves ve bitirme arzusu bunun yanında jet motorları üzerinde çalışmalar yapılarak bu sistemler hakkında detaylı bilgi edinmek, çalışma sistemlerini kavramak ve bunların sonucu olarak yerli ve milli jet motorlarının üretilebilir hale gelmesi, bu yöndeki çalışmaların artması ve desteklenmesi için konuyu öğrencilerin ve mühendislerin ilgi alanına sokarak havacılık sanayisi başta olmak üzere bu tarz motorların kullanıma uygun alanlarda daha fazla ilerlemesini ve yapılacak diğer çalışmalarla ülkemizi bu alanda bağımsız ve hür hale getirebilme gayesinde olmamız çalışmamızı bu aşamaya kadar getirmiştir. Bu ilgi ve alakayla projenin başarıyla tamamlanması için elimizden geldiğince öz veriyle çalıştık ve çalışmaya devam edeceğiz.

Günümüz diğer ülkelerde bu sistemlere bakıldığı zaman bu tarz çalışmaların ne kadar önemli bir ihtiyaç olduğu açık şekilde görülmektedir. Bu yüzden bu tasarım çalışmamızda da göreceğiniz üzere daha da vakit kaybetmeden bu yönde çalışmalar desteklenerek ilerleme kaydedilmelidir. Sonuç olarak bu tarz model turbojet motorların sistemlerinde bile ne kadar detaylı ve ayrıntılı mühendislik çalışması yapılması gerektiği göz önüne alınırsa tam anlamıyla çalışan gerçek ölçekteki bir jet motor için yüksek maliyete, tasarıma, üretime ve analize gereksinim olduğu ortaya çıkmaktadır. Test aşamalarında ise büyük emek, ekip çalışması, ham madde ile yatırıma olan ihtiyaç en önemlisi de uzun bir zamana ihtiyaç olduğu görülmektedir. Bu aşamalardan gereği önem verilerek ve çalışılarak başarıya ulaşıldıktan sonra semalardaki yerini almaya hazır hale gelip amacına ulaşacaktır.

15. KAYNAKLAR

1. Özkan, D. Gaz Türbini Çalışma Donanımlarının İncelenmesi, AxSTREAM Programı İle Eksenel Akışlı Kompresör Ve Türbin Dizaynı Analizi, Yüksek Lisans Tezi Namık Kemal Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Tekirdağ, 2000
2. Küçük H., Bir Turbojet Motorunun Performansının İncelenmesi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Bölümü, Yüksek Lisans Tezi, 1995
3. http://www.museoscienza.org/approfondimenti/documenti/campini_caproni Erişim Tarihi: 2.11.2020.
4. <http://erhandilaver.blogspot.com.tr/2014/12/ramjet-motoru.html>, Erişim Tarihi: 2.11.2020 .
5. Çengel A. Y., Boles A. M., Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik, SI Birimleri ile Yedinci Baskı, Çeviri Editörü: Pınarbaşı A., Uyarlayan: Kanoğlu M., Palme Yayıncılık, Ankara, 2013.
6. Karakoç T. H., Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri, T.C Anadolu Üniversitesi Yayınları; No 984, Eskişehir, 9-17, 2008.
7. <http://de.academic.ru/dic.nsf/dewiki/1419040> Erişim Tarihi: 2.11.2020.
8. Arslanoğlu, B, Yaygın Hava Araçlarında Kullanılan Gaz Türbinli Motorlara Genel Bir Bakış ,Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Eskişehir, 2019
9. Çetinkaya S., Gaz Türbinleri, Nobel Yayın Dağıtım, 2. Baskı, Ankara, 3-7, 123-160, 1999.
10. Bayrak, S., Model Bir Turbojet Motorun, İkincil Yanma İle Farklı Yakıtlar Kullanılarak Test Edilmesi, Sakarya Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya, 2018
11. Rolls-Royce (1996). The Jet Engine. Rolls Royce Technical Publications; 5th Edition
12. <https://zaxe.com/3-boyutlu-yazici-nedir-cesitleri-nelerdir/>
13. <https://www.artiboyut.com/index.php/tr/bilgi-bankasi/64-abs-filament-ile-baski-alirken-nelere-dikkat-etmeli>

ÖZGEÇMİŞLER

Enes KASAP: 23.03.1997 yılında Trabzon'un Akçaabat ilçesinde doğdu. İlk ve orta öğrenimlerini Mevlüt Selami Yardım İlköğretim Okulu ve Alaettin Akçay İlköğretim Okulu'nda 2011 yılında tamamladı. 2015 yılında Gazi Anadolu Lisesi'ni bitirdi. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'ne başladı. 2017 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Yabancı Diller Yüksekokulu'nda İngilizce hazırlık eğitimini bitirdikten sonra lisans öğrenim hayatına başladı. 2019 yılı ağustos ayında TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi'nde genel atölye stajını tamamladı. Orta seviyede İngilizce bilmektedir. Ayrıca Solidworks ve MS Office programlarını iyi seviyede kullanabilmektedir. Temel seviyede MATLAB ve Autocad programları kullanabilmektedir.

Ruşan GÜNEŞ: 14.08.1998 yılında İstanbul'un Fatih ilçesinde doğdu. İlk ve Ortaokul eğitimini 2004-2012 yılları arasında Zeytinburnu Faruk Timurtaş Okulunda tamamladı. 2012 yılının eylül ayında Zeytinburnu Zühtü Kurtulmuş Anadolu Lisesine başladı ve 2015 yılının haziran ayında ayrıldı. 2015 yılının eylül ayında Zeytinburnu Uğur Temel Lisesine başladı ve 2016 yılının haziran ayında mezun oldu. 2016 yılı eylül ayında Karadeniz Teknik Üniversitesi Yabancı Diller Yüksekokuluna başladı ve 2017 haziranda başarıyla bitirdi. 2017 yılının eylül ayında lisans eğitimine Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesinde Makine Mühendisliği'ne başladı. Şu an Makine Mühendisliği 4. sınıfta lisans eğitimine devam etmektedir. Matlab, Solidworks, Autocad, Microsoft Office programlarını kullanabilmektedir. Orta seviye İngilizce bilmektedir.

Vedat EROĞLU: 13.09.1998 tarihinde Mardin ilinin Midyat ilçesinde dünyaya geldi. İlk ve orta öğrenimini Faruk Timurtaş İlköğretim Okulunda 2012 yılında tamamladı. Lise öğrenimini Zühtü Kurtulmuş Anadolu Lisesinde 2016 yılında tamamladı. 2019 yılının Temmuz ayında Yılmaz Redüktör San. Tic. A.Ş.'de genel atölye stajını tamamladı. 2017 yılında girdiği Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümünde lisans öğrenimine devam etmektedir. Solidworks, Autocad, Matlab, MS Word, MS Excel ve MS Office programlarını iyi seviyede kullanabilmektedir. Orta seviyede İngilizce bilmektedir.

Ali ORUÇ: 22.05.1998 tarihinde Denizli'nin Çivril ilçesinde doğdu. İlkokul eğitiminin ilk üç yılını Yahyalı Köyü İlkokulu'nda kalan iki yılını ve ortaokul eğitimini Nevişet Kameroğlu Okulu'nda 2012 yılında tamamladı. 2012-2016 yılları arasında lise eğitimini şimdiki adıyla Şevkiye Özel Fen Lisesi'nde o zamanki adıyla Şevkiye Özel Anadolu Öğretmen Lisesi'nde aldı. 2016 yılının eylül ayında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünü birincilikle kazanarak Yabancı Diller Yüksek Okuluna başladı. 2017 yılında da lisans eğitimine başladı ve şu an 4. Sınıf olarak lisans eğitimine devam etmektedir. Solidworks, Autocad, Matlap, C++, Python ve Microsoft Office programlarını kullanabilmektedir. Orta seviye İngilizce bilmektedir.

Kenan KOPUZ: 29.08.1998 yılında İstanbul Fatih'te doğdu. İlkokul ve ortaokul eğitimini Rize'de Çaykur İlköğretim-Ortaöğretim Okulu'nda 2012 yılında tamamladı. 2012-2016 yılları arasında lise eğitimini Rize'de Tevfik İleri Anadolu Lisesi'nde tamamladı. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği kazandı, ardından hazırlık eğitimini Yabancı Diller Yüksek Okulu'nda İngilizce eğitimini 2017 yılında başarıyla tamamladı ve 4. Sınıf olarak eğitime devam etmektedir. Solidworks, Autocad, Microsoft Office ve Ansys Mechanical programlarını iyi derecede kullanabilmektedir. Orta seviye İngilizce bilmektedir.