

T.C.
KARABÜK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ



MİKRO JET MOTORLARIN İNCELENMESİ VE
BİR UYGULAMA ÖRNEĞİ

BİTİRME TEZİ

Hazırlayan

Burak ALTINTAŞ 2015010225045

Tez Danışmanı

Dr. Öğretim Üyesi Aytül BOZKURT

NİSAN-2019

İÇİNDEKİLER

	<u>sayfa</u>
İÇİNDEKİLER	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ	iv
KABUL VE ONAY	vi
ÖNSÖZ	vii
ÖZET	viii
ABSTRACT	ix
BÖLÜM 1	1
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2	7
MİKRO GAZ TÜRBİNLİ JET MOTORUN TARİHİ	7
2.1. JET MOTORUNUN TARİHÇESİ	7
2.1.1. Erken Jet Tahrik Kavramları	8
2.1.2. Sir Frank Whittle'ın Turbojet Kavramı	8
2.1.3. Hans Von Ohain'in Sürekli Döngü Yanma Kavramı	9
BÖLÜM 3	10
MİKRO GAZ TÜRBİNLİ JET MOTORUN ÇALIŞMA PRENSİPLERİ	10
3.1. GAZ TÜRBİNLER	10
3.1.1. Bileşenler	12
3.1.1.1. Kompresör	12
3.1.1.2. Difüzör	14
3.1.1.3. Türbin ve Stator	15
3.1.1.4. Yanma Odası	18
3.1.1.5. Egzoz Memesi	20
3.1.1.6. Yakıt Sistemi, Yağlama ve Rulmanlar	21
3.2. MİKRO GAZ TÜRBİNİ PERFORMANS PARAMETRELERİ	23
BÖLÜM 4	26
MİKRO GAZ TÜRBİNLİ MODEL TURBOJET MOTORUN ÜRETİLMESİ	26
4.1. PLANLAMA VE ARAŞTIRMA	26
4.2. TASARIM	27
4.3. FLOEFD ANALİZİ	29
4.3.1. Kompresör	29
4.3.2. Yanma Odası	31
4.3.3. Tam Analiz	32
4.4. SOĞUTMA	34
4.5. ÜRETİMİ YAPILAN MİKRO GAZ TÜRBİNLİ JET MOTOR	34
4.6. SONUÇLAR	35

4.7. ANA BİLEŞENLERDE KULLANILAN MALZEMELER-----	36
4.7.1. Emme Ağzı (kompresör yuvası)-----	36
4.7.2. Kompresör Çarkı -----	36
4.7.3. Difüzör -----	36
4.7.4. Rulman -----	37
4.7.5. Şaft-----	37
4.7.6. Şaft tüneli -----	37
4.7.7. Yanma odası-----	37
4.7.8. Yakıt aktarım tüpleri -----	37
4.7.9.Flanşlar-----	37
4.7.10. Meme kılavuz kanatları -----	37
4.7.11. Egzoz konisi-----	38
4.7.12. Dış kabuk-----	38
BÖLÜM 5 -----	40
SONUÇ-----	40
KAYNAKÇA -----	42
ÖZGEÇMİŞ -----	46

ŞEKİLLER DİZİNİ

sayfa

Şekil 1.1. Basit bir jet motor çalışma prensibi.....	4
Şekil 1.2. . Model jet motorunun arkasından egzoz gazı çıkışı.....	6
Şekil 3.1. Dört tür gaz türbini motoru.....	11
Şekil 3.2. Santrifüj kompresör örneği.....	12
Şekil 3.3. Kompresör harita örneği.....	14
Şekil 3.4. Türbin çarkı (solda) ve stator (sağda) örnekleri.....	16
Şekil 3.5. Stator ve türbin için hız vektörleri.....	17
Şekil 3.6. Dairesel yanma odası örneği.....	19
Şekil 3.7. Aero motor itiş gücü.....	23
Şekil 4.1. Mikro türbin motorunun şeması.....	27
Şekil 4.2. Jet motoru solidworks çıktısı (Ön).....	28
Şekil 4.3. Jet motoru solidworks Çıktısı (Arka).....	28
Şekil 4.4. Jet motorun meshlenmiş hali.....	28
Şekil 4.5. Motorunun dönme bölgeleri.....	29
Şekil 4.6. Motorunun kompresörü ve difüzörü.....	29
Şekil 4.7. Kompresör ve difüzörün yüzeylerindeki hız büyüklüğü ve basınç dağılımı.....	30
Şekil 4.8. Boyuna kesitte (solda) ve kesitte (sağda) normal modda basınç dağılımı.....	30
Şekil 4.9. Motor girişindeki hava – kütle akışı.....	30
Şekil 4.10. Motorunun yanma odası.....	31
Şekil 4.11. NGV'nin iç ve bıçağının yüzeylerinde hız büyüklüğü ve basınç dağılımı ile renklenen akış yörüngeleri.....	31

Şekil 4.12. Normal modda yanma odasının iki boyuna kesitinde akışkan sıcaklığı (sol) ve hız (sağ) dağılımları.....	32
Şekil 4.13. Yanma odasının çıkışındaki sıvı sıcaklığı dağılımı.....	32
Şekil 4.14. Hız büyüklüğü ile renklendirilmiş akış yörüngeleri.....	32
Şekil 4.15. Basınç (sol) ve hız (sağ) dağılımları.....	33
Şekil 4.16. Difüzörün, yanma odasının ve motorun çıkışındaki sıcaklığı.....	33
Şekil 4.17-18. Jet motor ve kesiti alınmış hali (Solidworks).....	34
Şekil 4.19. Patlama görüntüsü I (Solidworks).....	34
Şekil 4.20. Patlama görüntüsü II (Solidworks).....	35
Şekil 4.21. Motorun parçalarının birleştirilme aşamaları.....	35
Şekil 4.22. Üretimi tamamlanan turbojet motor parçaları.....	38
Şekil 4.23. Projesi yürütülen model turbojet motorun afişi.....	39

KABUL VE ONAY

Burak ALTINTAŞ tarafından hazırlanan "Mikro Jet Motorların İncelenmesi Ve Bir Uygulama Örneği" başlıklı bu tezin Lisans Bitirme Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

18/06/2019

Tez Danışmanı

Dr. Öğr. Üy. Aytül BOZKURT

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalında Lisans Bitirme Tezi olarak kabul edilmiştir. 18/06/2019.

Tez Jürisi

Başkan:

Dr. Öğr. Üy. Aytül BOZKURT

Üye :

Prof. Dr. Gökhan Gökçü

Üye :

Dr. Öğr. Üy. Can Bülent FIDAN

KBÜ Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Mezuniyet Komisyonu ve Bölüm Başkanlığı bu tezi Lisans Bitirme Tezi olarak onamıştır. 18./06/2019.

Doç. Dr. İbrahim ÇAYIROĞLU

Mekatronik Müh. Bölüm Bşk.

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasında Mikro Gaz Türbinli Jet Motorun ne olduğu, amacı, çalışma prensibi, tarihçesi, geçmişteki ve günümüzdeki tasarım örnekleri incelenmiştir. Buradan yola çıkarak mikro türbinli ve gerçek ölçekli yerli ve milli bir tasarım elde edebilmek ve üretebilmek hedeflenmiştir. Projemi tamamlarken bana destek olan başta ailem:

Önol ALTINTAŞ, Mualla ALTINTAŞ, Figen DOKUMACI, Selin VURAL olmak üzere Er-El Makine genel müdürü Erol ELMAS ve çalışanlarına, Akar Rulman Tic. Ve Paz. Ltd. Şti. yöneticileri ve çalışanları Aykut KOÇAK’a, MTK Teknik Kaplama Metal San. Tic. A.Ş. yöneticileri ve çalışanı Ayfer AYDIN’a ve çalışmalarından, tezlerinden, yazılarından faydalandığım bütün şahıslara, yapabileceğime inanıp beni destekleyen ismini sayamadığım herkese ve tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Aytül BOZKURT’a teşekkürü borç bilirim.

Burak ALTINTAŞ

Haziran, 2019

ÖZET

Lisans Tezi

MİKRO JET MOTORLARIN İNCELENMESİ VE BİR UYGULAMA ÖRNEĞİ

Burak ALTINTAŞ

Karabük Üniversitesi

Mühendislik Fakültesi

Mekatronik Mühendisliği Bölümü

Tez Danışmanı:

Dr. Öğr. Üyesi Aytül BOZKURT

Haziran 2019, 39 sayfa

Bu tezde mikro jet motorların incelenmesi ve bir uygulama örneği başlığı altında genel turbojet motorların ve jet sistemlerin ortaya çıkışı, geliştirilmesi, yaygınlaşması ve kullanım alanları başlangıçta anlatılmıştır. Daha sonra bir mikro gaz türbinli jet motor nasıl çalışır? Ne tür çalışma prensipleri ve yöntemleriyle buna ulaşılabileceği anlatılmıştır. Gerekli formül ve hesaplamalar, analiz örnekleri tasarım şirketlerinin ve tüzel kişilerin paylaşımları ile paralel bir şekilde bir araya getirilmiştir. Son olarak maddi koşullardan dolayı şu ana kadar 10 aydır üzerinde çalışılan ve üretiminin %65'i bitmiş geri kalanına devam edilmekte olan bir turbojet motor projesinin bazı verileri paylaşılmıştır.

Anahtar Sözcükler : Turbojet motor, jet tahrik sistemleri, mikro gaz türbinli jet motor, kompresör, havacılık, savunma

ABSTRACT

License Thesis

INVESTIGATION OF MICRO JET ENGINES AND AN APPLICATION EXAMPLE

Burak ALTINTAŞ

Karabuk University

Faculty of Engineering

Department of Mechatronics Engineering

Thesis advisor:

Dr. Lecturer Aytül BOZKURT

June 2019, 39 pages

In this thesis, under the title of design and application of micro jet engines, general turbojet engines and jet systems, where there are, in the field of spreading and use are initially described. Then how does a micro gas turbine jet engine work? It was explained what kind of working principles and methods could be achieved. The necessary formulas and calculations were brought together in parallel with the analysis samples, design companies and legal information shares. Finally, some of the financial conditions that even though a turbojet engine project has been in operation for over 10 months and 65% of its production is in progress have been shared.

Keywords: Turbojet engine, jet technology, micro gas turbine jet engine, compressor, aviation, defense.

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Çoğu modern yolcu ve askeri uçak, jet motorları olarak da adlandırılan gaz türbini motorları tarafından desteklenmektedir. İlk ve en basit tip gaz türbinli turbojet'tir. Bir turbojet nasıl çalışır?

Burada, motordan geçen havanın başına gelenlerle ilgilenilmektedir. Motor girişine sürekli olarak büyük miktarda çevre havası gelir. (İngiltere'de, bu parçaya, muhtemelen daha doğru bir açıklama olan emme adı verilir, çünkü kompresör motora hava çekmektedir.) Burada, bir uçakta göreceğiniz gibi, tüp şeklinde bir giriş bulunmaktadır. Ancak girişler, uçağın görevine bağlı olarak birçok şekil ve boyutta olabilmektedir. Girişten geçen hava kompresöre ulaşmaktadır. Kompresör, birçok sıra hava kanatçıkları gibi davranır, her sıra basınçta küçük bir sıçrama oluşturmaktadır. Kompresör elektrikli bir fan gibidir. Kompresörü döndürmek için başlangıç enerjisi gerekmektedir. Kompresörün çıkışında hava serbest akıştan çok daha yüksek bir basınçla ilerlemektedir. Brülörde az miktarda yakıt hava ile birleştirilip, ateşlenmektedir. (Tipik bir jet motorunda, 100 kiloluk hava / s(saniye), sadece 2 kiloluk yakıt / s(saniye) ile birleştirilmektedir. Sıcak havanın çoğu egzozu çevreleyen çevreden gelmektedir.) Brülörü terk eden sıcak egzoz gazı, türbin içinden geçirilmiştir. Türbin yel değirmeni gibi çalışmaktadır. Hava akışını sağlamak, kanatları döndürmek için enerjiye ihtiyaç duymak yerine, türbin kanatlarının akışta dönmesini sağlayarak bir gaz akışından enerji elde edilmiştir. Bir jet motorunda, kompresörü ve türbini merkezi şaftla birbirine bağlayarak kompresörü döndürmek için türbinin çıkardığı enerjiyi kullanılmıştır. Türbin, sıcak egzozdan bir miktar enerji alır, ancak emme ağzı(nozzle) içerisindeki hızı artırarak jet motoruna itme sağlamak için yeterli enerjiye sahiptir. Çıkış hızı, serbest akış hızından daha büyük olduğundan, itme, itme denklemi tarafından tarif edildiği gibi oluşturulur. Bir jet motoru için, çıkış kütle akışı serbest akış kütle akışına neredeyse eşittir, çünkü akışa çok az yakıt eklenmiştir [1].

İçeriği daha da açacak olursak, bir jet türbin motoru olarak da bilinen turbojet, itiş üretmek için bir gaz türbini kullanmaktadır. Çalışma ortamı hava - gaz halinde olduğundan gaz türbini olarak adlandırılır(Bunun, yakıtın gaz halinde kullanılması ihtimaliyle ilgisi olmadığını unutulmamalıdır). En basit yapı şekliyle, bu tip ısı motoru bir uçak için yüksek performanslı bir güç kaynağı oluşturur. Gaz türbini, türbinden çıkan içindeki kullanılabilir enerji bulunan yanmış gazı, bir ağızlık(nozzle) kullanılarak konsantre edildiğinde bir jet türbini veya turbojet haline gelmektedir. Ancak, bu çalışma prensibi illa gerekli değildir.

Bir jet türbini tarafından itilen ilk uçak, 22.08.1939'da semalarda bulunan He 178'dir. Heinkel fabrikasında inşa edilmiştir ve pilotu Erich Warsitz'dir. Bu devrimci motoru, Dr. Papst Von Ohain'ın icat etmiştir. Turbojet motoruyla çalışan ilk uçak, zamanın seri olarak üretilen diğer vidalı uçaklarından daha hızlıydı ve 600 km / h(saat) hıza ulaşmıştır. İfadenin tam anlamıyla motor basit ve çok zekice tasarlanmıştır. Bu motorun çalışması: tek bir kompresör tekerleği havayı emerek, yanma odasında bu basınçlı havayı sıkıştırmaktadır. Bu ısınan havanın içine yakıt püskürtülerek sistem çalışır hale getirilmiştir [1].

Model bir uçak için gerçek bir turbojet arzusu çok uzun yıllar sürmüştür fakat bunun bir hayal olduğu söylenerek cesaret edilememiştir. Fakat günümüzde bunun hayal olmadığını gösteren yeteri kadar kanıt bulunmaktadır. Ancak bir şey kesin ki: Modern bir turbojet motorunun küçültülmüş bir kopyasını yapmak asla çalışan bir model jet türbini yapmaya denk değildir [1].

Gaz türbini motoru, termodinamik Brayton Döngüsüne göre, çalışan bir akışkandan enerjiyi kullanarak ve enerjiyi kullanılabilir bir forma dönüştürerek çalışan bir makinedir. Çeşitli gaz türbinleri farklı görevleri yerine getirmek için tasarlanmıştır, ancak hepsi benzer prensiplerle çalışmaktadır. Motora hava girer, sıkıştırılır, yakıtla karıştırılır, yakılır ve daha sonra dönen bir türbinden geçirilir. Modern gaz türbinlerinin ortak uygulamaları arasında, uçak sistemleri için yardımcı güç üretmek, süpersonik hızlarda askeri uçakları itmek ve helikopterlerin rotor sistemini çalıştırmak (Macisaac ve Langton, 2011) bulunmaktadır. Motor bileşenlerinin yaşadığı aşırı sıcaklıklar ve yüksek dönme hızları nedeniyle, bir gaz türbininin tasarımı ve inşası doğruluk, bilgili malzeme seçimi, termodinamik bilgisi ve metal bileşenlerin modellenmesi ve işlenmesi becerisini gerektirir [1].

Malzeme işleme teknikleri ilerledikçe, radyo kontrollü (RC) uçaklara güç sağlayacak kadar küçük gaz türbini motorları üretmek mümkün hale gelmiştir. Tam boyutlu uçaklar için

modern gaz türbinleri genellikle birden çok kanatlı kademeli eksenel kompresörleri ve türbinleri kullanmıştır. Bu çok aşamalı bileşenler verimliliği, basınç oranlarını ve performans özelliklerini artırmıştır [1]. Bununla birlikte, RC jet modelleyiciler küçük motorların tek kademeli kompresör ve türbin kademeleri ile oldukça verimli ve güçlü olabileceğini göstermiştir. Eksenel bir türbine uyumlu bir santrifüj kompresör, RC jet meraklıları arasında ortak bir tasarım haline gelmiştir. Bu sadeleştirmeyle, CNC işlemede ve 3D modellemede kaydedilen ilerlemelerin yanı sıra, nispeten küçük bir yatırım ile komple bir minyatür gaz türbini üretmek mümkün hale gelmiştir [1].

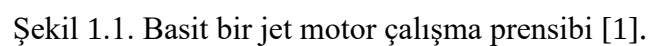
Minyatür gaz türbinleri şimdilik birkaç üreticiden satılsa da tasarım ve yapım sırları son müşteriden bir şekilde saklanmaktadır. Performansın doğru analiz edilmesi, modern yazılımın kullanılmasıyla bile belirsizlik göstermektedir ve yinelemeli bir tasarım süreci, yeni motor geliştirmeye giden yol en sağlam yolu sunmaktadır. Bununla birlikte, iddialı RC jet meraklılarına amatör araçlarla bir motorun nasıl üretileceğini öğreten çok sayıda yayın mevcuttur.

Bu projenin amacı, kendi kendine yeten bir motor tasarlamak ve üretmektir. Akabinde tamamıyla yerli ve milli bir tasarıma ulaşılması hedeflenmektedir. Bunun için küçük gaz türbinleriyle ilgili literatürler incelenmiş ve örnek tasarımlar baz alınmıştır. Tasarım sürecini hızlandırmak için verimlilik ve baskı üretimine öncelik verilmemiştir. Bütçe ve zaman kısıtlamaları nedeniyle, yeni bir motorun birden fazla tekrarı/denemesi yapılamamıştır. Bu nedenle, şu anda projemin ana bileşenlerinin tasarımında belirlediğimiz firmaların motor tasarımlarına benzer ürünlerin çıktısı alınmıştır. Türbin kanatları için yeni kanat profili tasarımı, nozül verimliliği ve yanma verimliliği gibi konular yıllarca süren araştırma ve yatırımlara konu olabilir. Bu nedenle, bazı bileşenlerimizi tasarlamak için endüstri standartlarına ve modelleyicilerin tavsiyelerine başvurulmuştur. Maliyeti ve tasarımı zorlaştıran bazı unsurlardan vazgeçilerek en uygun ve işe yarar çıktı elde edilmeye çalışılmıştır.

Bu proje on iki ana bileşenden oluşmaktadır;

- Emme ağzı (kompresör yuvası)
- Kompresör çarkı
- Difüzör

- Yukarıdaki listelenen her bir bileşen önce SOLIDWORKS yazılımıyla modellenmiş ve ardından ANSYS ve FloEFD programlarıyla test edilmiştir. Üretim boyunca ham madde bilgisi, işleme usulleri, CNC freze ve tornalama, TIG kaynağı, sac şekillendirme ve düzenli mühendislik metotları kullanılmıştır.



Jet motor, araba turbo şarjlarında kullanılan tek kademeli bir santrifüj kompresöre, 6 ters akışlı yakıt brülörüne sahip bir dairesel yanma odasına ve bir eksenel türbine sahiptir. Temel motor 0,91 ila 1,36 kg ağırlığında ve rölantide 30 000 – 40 000 RPM dönme hızına sahiptir. Maksimum RPM ise 100 000 ila 120 000 arasında olup bu rakamlar motorun dengesinin doğruluğuna göre değişmektedir.

Yakıt pompasına güç vermek için elektrikli bir sisteme sahip olan, uçuş uçaklarından gelen bir hız kontrol cihazı kullanılmalıdır. Motorun devir sayısının arttırılması gaz türbinine giden yakıt akışının artmasına sebep olacağından, yakıt pompasının hızı da değişmektedir. Brülör tüpleri için küçük enjektör boruları kullanılabilir ancak bunlar alternatif olacağından boyutları 0,2 ila 0,4 mm çaplarında olan pirinç özellikli borular kullanılmıştır. Bunlar sıvı yakıtı atomize etmez, bu nedenle sıvı yakıt motora gönderilmeden önce bu brülör tüplerini ön ısıtmak için yanıcı bir gaz kullanılmıştır. Bunun için bir kutu propan veya bütan gazı gerekir veya propan / bütan karışımı olmalıdır. Bu yalnızca motorun çalıştırılması için kullanılır, motor ısıtıldıktan ve sıvı yakıtla çalıştıktan sonra bu ön ısıtma gazı kesilmektedir.

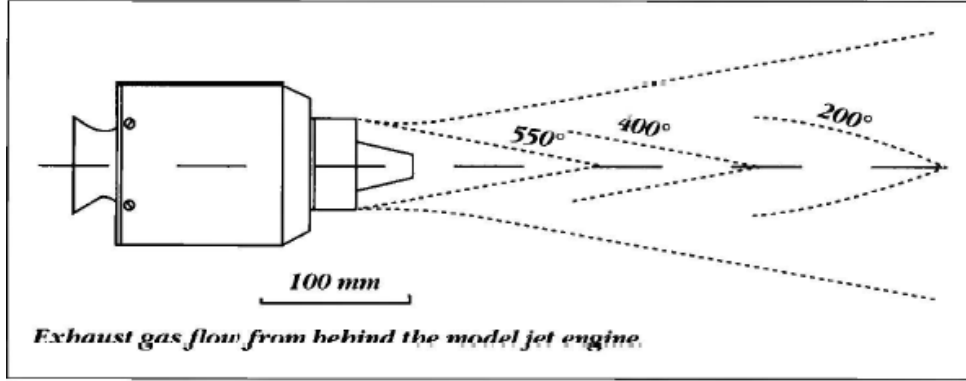
Bu gaz, yanma odasına verilir ve ateşlenir, daha sonra yanma odasının içinde yanma borularını ısıtan bir alev oluşturulmaktadır. Bu şekilde, sıvı yakıt bu yanma borularının içlerine temas ettiğinde tutuşabilir bir gaz halinde bulunabilmektedir.

Kompresörü kendi etrafında döndürmek için kompresörün uçuna bir elektrikli motor takılmalıdır veya bir üfleyici fan yerleştirilerek basınçlı hava kullanarak çalıştırılmalıdır, her iki durumda da sorun yaşanmamaktadır.

Bu jet motoru yağlamak için, yataklara pompalanan yağ, yakıt hattında yakıtla karıştırılan %6 ila 8 oranında yağ bulunan bir akışkanla beslenmektedir. Bu yakıt hattında yakıtla karıştırılır (parafin / kerosen / JET A1). İki yakıt borusundan biri, enjektör borularına, diğeri ise yatakları beslemek için yakıt / yağ karışımını oluşacağı yağ giriş borusuna gitmektedir. Yataklardan sonra bu yakıt / yağ karışımı yanmak için motora geri verilmektedir [1].

ROTOR: rotordan bahsedildiğinde bu, türbinin hareketli kısmı anlamına gelmektedir. Bunlar ise kompresör, şaft ve türbindir. Bu parçalar bir araya getirildiğinde rotoru oluşturmaktadır. Parçalar birlikte sıkıştırılmış ve bir olarak döndürülmüştür. Rulmanlar ise rotoru desteklemektedir [1].

Egzoz kısmına gelince bu kısım tehlikeli bir bölgedir kesinlikle çıplak elle dokunulmamalıdır. Çünkü motor rölantideyken bile bu bölgenin sıcaklığı 550 °C ulaşabilmektedir.



Şekil 1.2. Model jet motorunun arkasından egzoz gazı çıkışı [2].

Tezimin ikinci bölümünde ise model turbojet motor ve gerçek ölçekli jet motorların ortaya çıkış ve gelişim tarihleri hakkında bilgiler verilmiş olup jet tahrik kavramlarından bahsedilmiştir.

Üçüncü bölümde ise mikro gaz türbinli jet motorların çalışma prensibi başlığı altında motor tipleri, projede kullanılan parçalar hakkında bilgilendirme ve o parçaları üretmek için gerekli hesaplamalardan bahsedilmektedir.

Tezimin dördüncü bölümünde ise şahsımın üzerinde çalıştığı mikro gaz türbinli model turbojet motoru üretmek için gerekli planlamalar, hesaplamalar, çalışma aşamalarından, tasarımdan çıktı oluşana kadar geçen sürede yapılanlar anlatılmıştır.

BÖLÜM 2

MİKRO GAZ TÜRBİNLİ JET MOTORUN TARİHİ

2.1. Jet Motorunun Tarihçesi

Dr. Hans Von Ohain ve Sir Frank Whittle, her biri ayrı ayrı çalışmışlar ve diğerleri kadar çok şey bilmeseler de bugün bildiğimiz gibi jet motorunun ortak mucitleri olarak tanınırlar.

Jet itme gücü, yüksek hızlı bir gaz veya sıvı jetinin geriye atılmasından kaynaklanan herhangi bir ileri hareket olarak tanımlanır. Hava hareketi ve motorlar söz konusu olduğunda, jet itme gücü, makinenin kendisinin jet yakıtı ile çalıştırıldığı anlamına gelmektedir [3][4][5].

Von Ohain ilk operasyonel turbojet motorun tasarımcısı olarak kabul edilirken, Whittle 1930'da ilk prototip şemaları için bir patent tescil ettirdi. Von Ohain 1936'da prototipi için patent aldı ve 1939'da motoru semalara yükseldi. Whittle'nin çok kademeli kompresörlü turbojetleri, II. Dünya savaşında, İngiliz ve U.S.A. uçaklarında kullanılmıştır. O günden bu yana, santrifüj kompresörlerin yerini aksenel ve çok kademeli kompresörler almış, kompresör ve türbin sayılan verimleri artırılmış, regeneratör, ara soğutucu, ara ısıtıcı kullanımı ile güç ve verimlerde önemli artışlar sağlanmıştır. Bu gelişmede metalürjideki gelişmelerin payı da oldukça büyüktür [3][4][5].

Turboproppla güçlendirilen ilk yolcu uçağı, 1948 yılında test edilen İngiliz Vickers Viscount; turbojetle güçlendirilen ilk uçak ise, 1949 yılında test edilen De Havilland Comet olmuştur. Ünlü Boeing 707, ilk servisine 1958'de başlamış olup, en büyük yolcu uçaklarından olan Boeing 747'yi de aynı firma üretmektedir [3][4][5].

Gaz türbinleri, kapalı sistem esasına göre de düzenlenebilmekte, böylece birçok avantajlara sahip olmaktadır. Kapalı sistem ilk gaz türbini, 1935 yılında Ackeret ve Keller tarafından

gerçekleştirilmiştir. Kapalı bir sistemin önemli bir özelliği de çalışma maddesi olarak monoatomik gazların kullanılmasıyla verim ve güç artışı sağlanmasıdır. Kapalı sistem gaz türbinlerinde helyum gazı, ilk defa 1966 yılında, Brown Boveri firması tarafından kullanılmıştır. Gaz türbinleri ile güçlendirilen ilk taşıt ise, 1950 yılında, İngiliz Rover firması tarafından üretilmiştir [3][4][5].

2.1.1. Erken Jet Tahrik Kavramları

M.Ö. 150 Aeolipile bir merakla yapıldı ve herhangi bir pratik mekanik amaç için hiç kullanılmadı. Aslında, Çinli sanatçılar tarafından 13. yüzyılda havai fişek roketinin icadına kadar Jet tahrik için pratik bir kullanım olarak kullanılmıştır [3][4][5].

1633 yılında Osmanlı, Lagari Hasan Çelebi, havaya uçmak için jet itme gücüyle çalışan bir koni şeklindeki roket ve başarılı bir inişle geri dönmek için bir dizi kanat kullandı. Bununla birlikte, roketler genel havacılık için düşük hızlarda yetersiz olduğu için, jet itişinin bu kullanımı esasen bir kereye mahsus olmuştur. Her halükârda, çabası Osmanlı Ordusunda bir pozisyon ile ödüllendirilmiştir [3][4][5].

1600'lü ve II. Dünya Savaşı arasında, birçok bilim adamı, uçakları itmek için hibrit motorlarla deneyler yaptı. Birçoğu, pistonlu motorun formlarından birini (hava soğutmalı ve sıvı soğutmalı, sıralı, döner ve statik radyal motorlar dahil) uçakların güç kaynağı olarak kullandı [3][4][5].

2.1.2. Sir Frank Whittle'ın Turbojet Kavramı

Sir Frank Whittle, bir İngiliz havacılık mühendisi ve pilotuydu. Daha sonra 1931'de bir deneme pilotu olarak Kraliyet Hava Kuvvetleri'ne çırak olarak katıldı.

Whittle, yalnızca bir uçağa güç vermek için bir gaz türbinli motorunu kullanmayı düşündüğü zaman 22 yaşındaydı. Genç subay, fikirlerini incelemek ve geliştirmek için resmi destek almakta başarısız oldu ancak sonuçta araştırmasını kendi inisiyatifiyle sürdürmek zorunda kalmıştır [3][4][5].

Ocak 1930'da ilk turbojet tahrik patentini aldı. Whittle bu patentle silahlı olan, prototipi geliştirmek için tekrar finansman destek istedi. İlk motorunun yapımına 1935 yılında başladı (tek kademeli bir türbine bağlanan, tek kademeli bir santrifüj kompresör). Sadece bir laboratuvar test ekipmanı olması amaçlandı ve 1937 Nisan'ında başarılı bir şekilde test edildi. Turbojet konseptinin uygulanabilirliğini gösterdi [3][4][5].

Whittle'ın birleştiği firma olan Power Jets Ltd., 7 Temmuz 1939'da W1 olarak bilinen bir Whittle motoru için sözleşme aldı. Şubat 1940'ta Gloster Uçak Şirketi, küçük motorun öncüsü olarak seçildi. Uçak W1 motorunun gücüne sahipti; Pioneer'in tarihi ilk uçuşu 15 Mayıs 1941'de gerçekleşti [3][4][5].

Bugün birçok İngiliz ve Amerikan uçağında kullanılan modern turbojet motoru, Whittle tarafından icat edilen prototip üzerine kuruludur.

2.1.3. Hans Von Ohain'in Sürekli Döngü Yanma Kavramı

Hans Von Ohain, fizik doktorasını Almanya'daki Göttingen Üniversitesi'nden alan ve daha sonra üniversitedeki Fizik Enstitüsünün yöneticisi Hugo Von Pohl'un asistanı olan bir Alman uçak tasarımcısıydı.

O sırada Von Ohain, pervane gerektirmeyen yeni bir uçak motorunu araştırıyordu. 1933 yılında ilk kez sürekli çalışan yanmalı motor fikrini tasarladığında, sadece 22 yaşındayken Von Ohain, 1934 yılında Sir Whittle'ın konseptine çok benzeyen, ancak iç düzenlemede farklı olan bir jet tahrik motoru tasarımının patenti aldı. Hugo Von Pohl'un karşılıklı tavsiyesi üzerine, Von Ohain, 1936'da Alman uçak üreticisi Ernst Heinkel'e yeni uçak tahrik tasarımları konusunda yardım istemek üzere 1936'da bir araya gelmişlerdir [3][4][5].

BÖLÜM 3

MİKRO GAZ TÜRBİNLİ JET MOTORUN ÇALIŞMA PRENSİPLERİ

3.1. Gaz Türbinler

Bir gaz türbini, üç ana bileşen içeren bir kesintisiz, içten yanmalı motor türüdür:

Bir kompresör, bir yanıcı ve bir türbin. Turbo jet olarak adlandırılan temel bir konfigürasyon, serbest akış hızında havanın kompresöre yönlendirildiği bir giriş ağzından oluşur [14]. Hava kompresör aşaması boyunca hızlandırılır ve sıkıştırılır ardından yanma odasına yönlendirilir. Yakıt odaya enjekte edilir, yüksek basınçlı hava ile birleştirilir ve yanma meydana getirmek için ateşlenir. Yanma odasında genişlemiş olan sıcak gaz, türbini kompresöre bağlayan shaftın dönmesine yol açan türbin kanatları tarafından döndürülür. Buradan egzoz gazı bir çıkış ağzı yoluyla hızlandırılır. Yüksek hızlı egzoz, serbest akış hızından çok daha büyük bir hızdadır ve bu nedenle itme üretir.

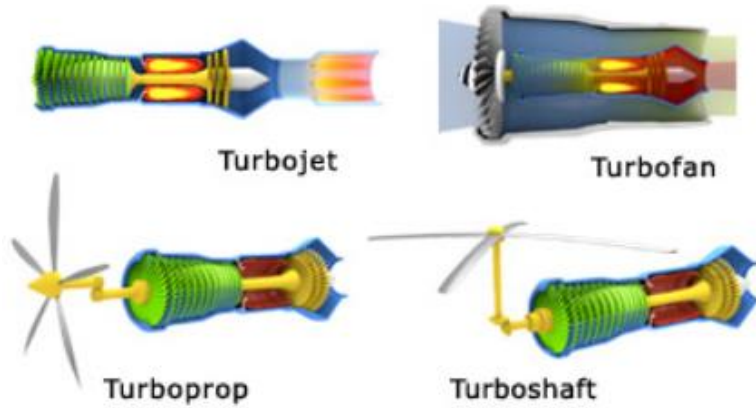
İtişin oluşmasının temeli, Isaac Newton'un ikinci hareket yasasıdır; kuvvet, kütle katlanma ivmelenmesine eşdeğerdir [1]. Momentumun korunumu ilkelerine göre, turbojet tarafından oluşturulan itme kuvveti, kompresöre giren havanın serbest akış hızına göre hız ile çarpılan egzoz gazının kütle akış hızına eşittir. Motor tarafından ne kadar fazla yakıt tüketilirse, sabit verimlilik dikkate alınarak o kadar fazla itme oluşturulur. İtme miktarını arttırma yöntemlerinden biri de itme arttırması olarak da bilinen yanma işleminden geçer. Bu tasarım, fazladan yakıt yakan ve türbinin altındaki sıcak egzoz gazlarını serbest bırakan ayrı bir yakıcı içerir [8]. Yakıcı yakıtlar, hızlı yakıt tüketimi pahasına itme gücünü önemli ölçüde artırabilir. Bununla birlikte, brülörler sonrası askeri uçaklarda süpersonik uçuş sağlamak için kullanılırlar.

Bazı gaz türbinleri, itiş gücü üretmez ve bunun yerine verimlilik artışları nedeniyle elektrik üretimi için popüler bir yöntem haline gelmiştir [7]. Gaz türbinleri için bu endüstriyel uygulamalar mevcut olmasına rağmen, burada uçak tahrik uygulamalarına

odaklanılmaktadır. Havacılık endüstrisinde kullanılan dört ana türbin türü turbojet, turbofan, turboprop ve turboşarjdır.

Turbojet ve turbofan motorları, çıkış memesini terk eden yüksek hızlı egzoz gazı tarafından oluşturulan reaksiyon kuvvetlerinden üretilen itme kuvvetini sağlar. Turbofan, havacılık endüstrisinde kullanılan en yaygın motor türüdür [14]. Türbin tarafından tahrik edilen kompresör, üst tarafında bulunan bir fanı kullanarak bu işlemi sağlamaktadır. Hava, kompresörü atlar ve “soğuk itme” ekleyerek türbinin akış yoluna yeniden bağlanır. Bu tasarım, sivil havayolu seyahatlerinde yaygın olarak kullanılan seyir hızlarında çalışırken, turbojet motorlarından daha iyi yakıt verimliliği sağlamaktadır. Turbo motor, turbofanın aksine, havanın kompresörü atlamasına izin vermez, tasarım en eski türbin tahrik motoruna göre bile basit mantıkta çalışmaktadır.

Turboprop ve turboşaft motorları, pervane ile tahrik edilen ayrı bir türbini çalıştırmak için egzoz gazları kullanmaktadır. İkisi arasındaki fark, turbo milinin, pervaneyi harekete geçirmek için tüm egzoz gazını kullanmasıdır, oysa turboprop, itme üretmek için bu egzoz gazının bir kısmını kullanır. Turboşaft motorları, Sikorsky CH-53G gibi helikopterlerde yaygın olarak kullanılır. Aşağıdaki Şekil 3.1.’de bu dört motorun görsel sunumunu vermektedir.



Şekil 3.1. Dört tür gaz türbini motoru [5].

3.1.1. Bileşenler

Küçük bir turbojet motorun nasıl çalıştığını daha iyi anlamak için, her bir bileşenin amacını anlamak gerekir. Bu bölüm, her bir bileşenle ilgili olarak kavramsal fiziği ve termodinamiği incelemektedir.

3.1.1.1. Kompresör

Şimdi bildiğimiz gibi, kompresör yüksek motor hızı üretim aşamasıdır. Yanma için yeterli basınç oluşturmaya gerektirir. Yaygın olarak kullanılan iki tip kompresör turbojet motorları eksenel ve merkezkaçtır [21]. Eksenel kompresör, hava akışını dönme eksenine paralel yönlendirirken, santrifüj tasarımı akışı, dönme eksenine dik yönde radyal olarak dışarı doğru yönlendirir. 5 MW'tan daha az üreten küçük gaz türbinleri genellikle santrifüjlü kompresörler etrafında tasarlanır. Bunlar, çok kademeli eksenel kompresörlerden daha az verimli olsalar da santrifüj kompresörler güvenilirdir ve 8: 1'in üzerindeki basınç oranlarını tek kademeli olarak üretebilmektedir [2]. Basınç oranı, kompresör girişindeki basınç ile bölünen kompresörün altındaki toplam basınca eşittir. Kompresör üzerindeki basınç oranı:

$$\Pi = P_1/P_2 \quad (3.1)$$



Şekil 3.2. Santrifüj kompresör örneği [12].

Santrifüjlü kompresördeki tam geometriden bağımsız olarak, amaç havayı dönüş eksenini boyunca radyal olarak yönlendirmektir [22 – 26]. Hava, kompresörün kanatları boyunca akar ve merkezkaç kuvveti ile radyal doğrultuda gönderilir. Kompresör tarafından hızlandırılan yüksek hızlı hava daha sonra motorun difüzör kademesine girer. Kompresördeki basınç artışına, sıcaklık ve entalpi artışları eşlik eder [2]. Adyabatik bir kompresör boyunca entalpi değişimi şu şekilde tanımlanabilir:

$$\Delta h = TC_p(\pi^{0.286}-1) \quad (3.2)$$

Δh = Entalpideki Değişim (J/kg)

T = Havanın Giriş Sıcaklığı (Kelvin)

C_p = Hava Giriş Kompresörünün Belirli Sıcaklığı (KJ/KgK)

Π = Kompresörün Basınç oranı

Entalpi içindeki bu artış, aşağıdaki ifade ile türbin tarafından kompresöre sağlanan giriş gücüyle orantılıdır. Kompresörün güç girişi:

$$P = (m\Delta h / \eta) \quad (3.3)$$

Δh = Entalpi Artışı (J/kg)

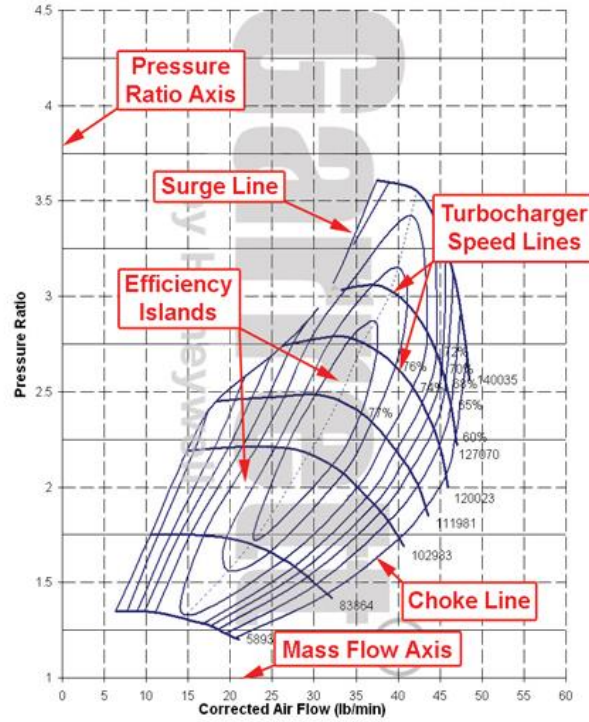
P = Güç Girişi (W)

η = Verim

$\dot{m}$ = Kompresörden hava kütle akışı (kg/s)

Ampirik verilerden ve bilgisayar simülasyonundan, bir kompresörün performansı, kompresör haritaları ile gösterilmektedir. Bu çizelgeler, kompresörün kapasitesini anlamak için kompresörün performans özelliklerini göstermektedir. Tipik olarak, kütle akış hızı ve

basınç oranı, bazen dakikada bir dönüş (RPM) veya verim görülebilmemesine rağmen çizilmektedir. Standart bir kompresör haritasının bir örneği, Şekil 3.3.'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Kompresör harita örneği [12].

3.1.1.2. Difüzör

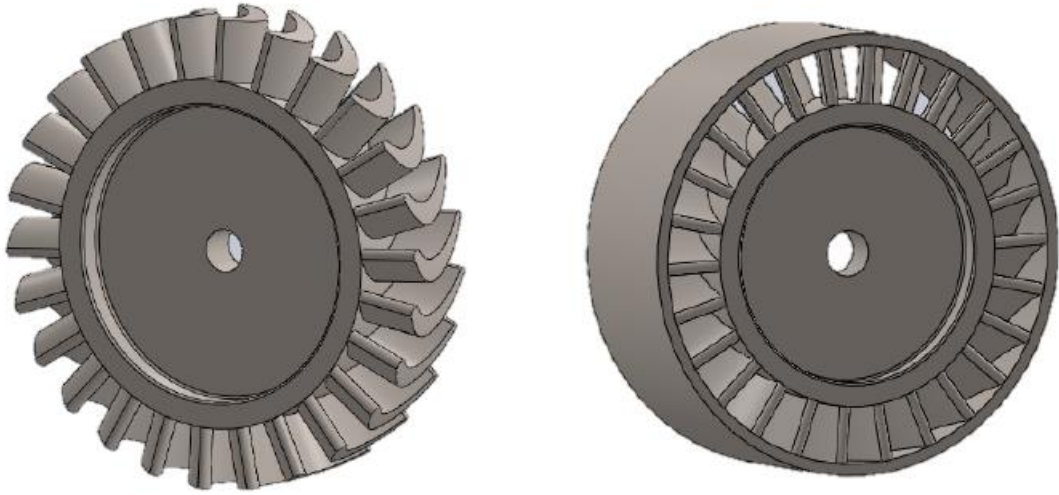
Bir difüzörün amacı, gelen sıkıştırılmış akışkanın hızını düşürerek gazın hızını basınca dönüştürmektir. Esasen, difüzör kinetik enerji formundaki yüksek hızlı havayı yüksek basınç formundaki potansiyel enerjiye dönüştürür. Küçük gaz türbinleri için çeşitli kabul edilebilir difüzör tasarımları vardır. Bir tasarım, radyal kama difüzör, model uçaklar için küçük gaz türbinlerinin üreticileri arasında popüler hale gelmiştir. RC jet meraklıları arasında popüler olan ilkel bir motor tasarımı olan KJ66, radyal kama difüzör tasarımını kullanmaktadır [16]. Bu difüzörlerin bıçak konfigürasyonu büyük ölçüde farklılık sahip olsa da yeterince performans göstermekte olup, kanatların bir kısmı pervanenin dönüş yönünde kıvrımlıdır, diğerleri ise ters yönde kıvrımlıdır. Bununla birlikte, belki küçük gaz türbinleri için en çok arzu edilen bıçak tasarımı özelliği, bıçağın cıvata delikleri için yeterli yüzey alanı sağlamak üzere genişletilmiş olan tasarımlarıdır [2]. Bu cıvata delikleri, üreticinin difüzörü,

kompresörü ve giriş örtüsünü çıkıntılı bir gövdeye cıvatalamasını sağlayan uygun bir konum sağlamaktadır.

3.1.1.3 Türbin ve Stator

Türbinlerde kompresörler gibi, eksenel veya radyal olarak tasarlanmıştır. Eksenel akış türbinleri en yaygın kullanılanlardır çünkü radyal türbinlere göre daha yüksek kütle akış hızları imkânı sunarlar. Tipik olarak, eksenel akış türbinleri, verimliliği ve itme üretimini arttırmak için birçok aşamadan oluşur. Bununla birlikte, küçük gaz türbinleri tasarlanırken, tek kademeli eksenel türbinler sıklıkla kullanılmaktadır. Türbin aşaması genellikle, stator olarak da bilinen nozul sabit kılavuz kanatlarından oluşur. Stator kanatları, ön kenarları yanma odasına bakacak şekilde kanatlıdır [14]. Amaçları, girdap olarak bilinen olayları azaltmak ve havanın türbin kanatlarına doğru hızlanmasını sağlamaktır. Stator, eksenel yöndeki egzoz gazlarını türbin kanatlarına doğru yönlendirirken, egzoz gazlarının mutlak hızını ve kinetik enerjisini arttırmaktadır. Stator, kompresörle bağlantılı olan difüzörüne benzer şekilde çalışmaktadır fakat tam tersi bir role sahiptir. Difüzörde, bitişik bıçaklar arasındaki alan aşağı akış yönünde artarken statorda bu alan ters yönde artar.

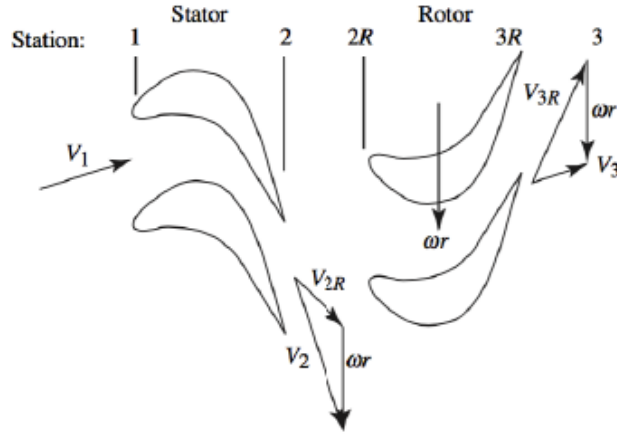
Stator ve türbin, aşırı yüksek termal yüklerle mücadele etmektedir. Türbin giriş sıcaklığını yükselterek, birim kütle akış hızı başına daha fazla itme meydana getirir [18]. Türbin ayrıca aşırı yüksek açısal hızlarda da çalışır. Bu kriterler, motorun bu aşamasında kullanılan yeni malzemelerin ve soğutma tekniklerinin geliştirilmesini sağlamıştır. Küçük türbin kanatları bile, 100.000 rpm'ye kadar dönerken, 550 santigrat derecenin üzerindeki sıcaklıklarda egzoz gazlarıyla karşılaşabilmektedir. Yüksek basınç, sıcaklık ve eksenel bıçak hızları nedeniyle nikel bazlı süper alaşımlar sıklıkla kullanılmaktadır [20]. Bu malzemeler, bu koşullar altında sürekli kullanımlarından dolayı yüksek sürünme direncine sahip olmalıdır. Çeşitli şirketler türbin kanatlarında kullanılmak üzere Nickel-Chromium süper alaşımlarını geliştirmiştir. Bu alaşımlar için ortak ticari isimler arasında şunlar bulunur: Inconel 625, Altemp 625 ve Chronin 625. Şekil 3.4.'da bir türbin ve stator örnekleri görülmektedir.



Şekil 3.4. Türbin çarkı (solda) ve stator (sağda) örnekleri [18].

Türbin kanadı tasarımı, itme oluşumunu iyileştirmek için belki de en kritik husustur. Türbin kanadı tasarımındaki amaç, türbin çıkışında bıçak boyunca her yerde aynı büyüklük ve yönde olan bir hız vektörü üretmektir [18].

Bu tasarımın amacı, türbin çıkışında mümkün olduğunca az girdap ile aksel olarak yönlendirilmiş akış sağlamaktır. Girdabın itme oluşturmaları için kullanılamaz olduğunu göz önünde bulundurarak. Stator ve türbin kanadı tasarımını daha iyi anlamak için vektör analizini hız üçgenleriyle incelemek gerekmektedir. Türbin kanatları ve çalışma sıvısı arasındaki etkileşimi temsil etmek için hız diyagramlarında yaygın olarak standartlaştırılmış üç değişken kullanılmaktadır. Bu üç değişken: Bıçak elemanının çevresel hız vektörü (w_r), mutlak hız vektörü (V) ve bağıl hız vektörü (VR) dır. Şekil 3.5. bu vektörlerin türbin aşaması boyunca ilerlerken nasıl etkilendiğini göstermektedir.



Şekil 3.5. Stator ve türbin için hız vektörleri [18].

Hız üçgenleri ve diyagramlarının kullanımı, türbin ve stator tasarımı için çok önemlidir. Örneğin itme, türbinin eksenel yönünü gösteren hız vektöründen etkilenir. Bazen itme vektörü olarak adlandırılan bu hız, aşağıdaki denklem kullanılarak belirlenmektedir:

$$V_3 = \omega r \tan(\beta_3) \quad (3.4)$$

V_3 = Egzoz gazı mutlak hızı

ωr = Türbin kanadı periferik hızı

β_3 = V_3 ve ωr arasındaki açı

Türbin rotorları, yüksek merkezkaç kuvveti ve dolayısıyla bıçaklarda yüksek gerilim ile sonuçlanan son derece yüksek sıcaklıklara ve dönme hızlarına sahiptir. Bir türbin kanadı üzerindeki merkezkaç kuvveti (santrifüj kuvveti hesabı) Denklem (3.6) kullanılarak hesaplanabilir:

$$F = \rho A \omega^2 (r_1^2 - r_2^2) / 2 \quad (3.6)$$

P = türbin kanadı malzemesinin yoğunluğu (kg/m^3)

A = bıçağın kesit alanı (m^2)

ω = açısal hız (radyan / saniye)

r_1 = rotor diski yarıçapı (m)

r_2 = bıçak ucu yarıçapı (m)

Buradan, bıçak kökü üzerindeki nominal gerilmeyi hesaplamak mümkündür.

$$\sigma = F / A_{\text{root}} \quad (3.7)$$

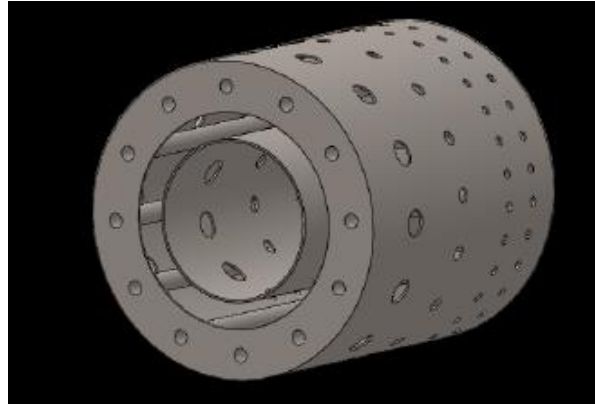
A_{root} , bu projede sabit bir kesitsel bıçak tasarımına bağlı olarak, bıçağın A kesit alanı ile eşdeğer olan bıçak kökünün kesit alanıdır. Bu nominal gerilim, bıçakların merkezkaç kuvvetine dayanabilmesini sağlamak için bıçak malzemesi seçerken dikkate alınmalıdır. Türbin rotorları çoğu zaman yüksek güvenlik faktörleri gerektirir ve bu nominal gerilmenin kullanılan malzemenin izin verilen çekme kuvvetinden daha düşük büyüklüklerde olduğundan emin olunmalıdır. Türbin çarkının merkezinin, delikteki gerilim konsantrasyonundan dolayı bıçakların üç katına kadar merkezkaç kuvvetine maruz kaldığı belirtilmiştir. Ortak türbin çarkı tasarımları, diskin dış yüzeyinden daha kalın bir merkezini kullanarak gerçekleştirilmektedir [2].

3.1.1.4. Yanma Odası

Yanma odasının amacı, kompresör aşamasından hava almak ve onu türbin aşamasına çok daha yüksek sıcaklıklarda ulaştırmaktır, bu, ısıya yakıt yakmak suretiyle eklendiği yerdir. Kompresör kademesinin difüzör kısmı, yanma odasına ulaşmadan önce basıncı arttırmak için hava akışını yavaşlatır. Bu yüksek basınçlı hava potansiyel (basınç) enerjisini depolar ve daha iyi yanma ve döngü verimliliği sağlar. Enjekte edilen yakıtın, genellikle kerosenin ve yüksek basınçlı havanın yanmasıyla enerji daha da artar [14]. Ortalama hava / yakıt

oranları, tüm yanma odası için yaklaşık 45: 1 ila 130: 1 arasında değişmekle birlikte, yakıt yalnızca stokiyometrik hava / yakıt oranı, 15: 1 civarında verimli bir şekilde yanacaktır. Bu nedenle, yanma odalarının tasarımı, daha önce benzer şekilde tasarlanan sistemlerin analizine büyük ölçüde dayanır. İki yaygın yanma odası türü geliştirilmiştir: silindirik veya teneke kutu odası ve halka şeklindeki odadır.

Tek bir halka şeklindeki oda, bir turbojet motorunda oldukça etkili bir şekilde kullanılabilirken, ağırlık, maliyet ve tasarımın karmaşıklığını en aza indirmeye çalışılmıştır [11]. Araştırmada, minyatür turbojet'te kullanılabilecek küçük, halka şeklindeki yanma odalarına odaklanılmıştır. Türbin aşamasına benzer şekilde, yanma odasının aşırı yüksek sıcaklıklara sahip olması gerekir, bu nedenle, nikel esaslı süper alaşımlar bu bileşen için sıklıkla kullanılır, etkili bir yanma aşaması tasarımı oluşturan koşullar şunları içerir: Sürekli yanma, düzgün yanma (sıcak noktalar yok), hava ve yakıtın uygun şekilde karıştırılması, düşük basınç kayıpları ve kısa uzunluk / kesit alanı oranıdır. Şekil 3.6.'de dairesel bir yanma odasının bir örneğini göstermektedir.



Şekil 3.6. Dairesel yanma odası örneği [11].

Yanma odası üç bölgeye ayrılır: Birincil, ikincil ve üçüncül bölgeler [11]. Bu üç farklı bölge, yanma odasının hem dış hem de iç astarındaki üç ayrı delik boyutu ile ilişkilendirilebilmektedir. En büyük delikler birincil bölgeyi, ikincisi en büyük ikincil bölgeyi ve en küçük delikler tersiyer bölgeyi oluşturur. Genellikle, bu delikler küçük ağızlıklar gibi hareket etmek ve gelen havayı hızlandırmak için itilir. Gaz karışımı, geleneksel olarak, bir bujinin kullanımıyla, kompresörün aşağısındaki ilk yanma bölgesi olan birincil bölgede gerçekleşir. İkincil bölge daha fazla hava enjekte edildiği ve yanma işleminin tamamlandığı yerdir. Son bölüm, üçüncül bölge, türbin aşamasına girmeye yeterli

hava sıcaklıklarını elde etmek için kalan havanın enjekte edildiği yerdir. Bir yanma odasının etkili olması için, önceki bir reaksiyondan gelen ısının bir sonraki reaksiyon için sıvı yakıtı buharlaştırması için yeterli olması gerekmektedir olup sürekli yanma sağlanmalıdır. Bu sürekli yanma için yüksek başlangıç sıcaklıkları, yüksek yakıt oranları ve yüksek basınçlar gereklidir [10]. Yakıtın hava oranı çok düşükse, reaksiyondan üretilen ısı çoğunlukla gelen yakıtı buharlaştırmak yerine odadaki azot ve oksijen sıcaklığının arttırılmasında harcanır. Bu kendi kendine devam eden yanmayı sağlamak için motorlar genellikle propan gibi alternatif bir gaz yakıt kaynağı ile çalıştırılır. Bu, motorun gaz yağına neden olmadan önce motorun yeterli sıcaklıklara ulaşmasını sağlar ve motoru tıkayabilecek veya sıcak noktalara neden olabilecek karbon birikmesine sebep olan kısmi yanmaların önüne geçer [10].

3.1.1.5. Egzoz Memesi

Bir egzoz memesinin amacı, gelen gazın potansiyel enerjisini kinetik enerjiye dönüştürerek itme gücü oluşturmaktır [14]. Ağızlıkta kütle akış hızı sabittir. Akış yönünde hız arttıkça, basınç düşer. Tipik olarak uzunluk çok önemli bir tasarım konusu değildir, ancak nozul çok uzunsa sürtünmeden kaynaklanan kayıplar aşırı olabilir. İdeal bir ağızlıkta, bu sürtünmeden dolayı minimal kinetik enerji kaybı vardır. İyi tasarlanmış nozullar genellikle %90'a kadar verimlilik sağlayabilir.

Hava taşıtı için genel nozül tasarımları, birleşen nozulu ve birleşen diverjansız nozulu içerir. Yakınsak nozullar, uçaklardaki ses hızından daha düşük hızlarda uçan uçaklar için kullanılır. Birbirinden farklılaşan püskürtme uçları, tipik olarak askeri uçaklarda kullanılan süpersonik akışları sağlamak için kullanılır. Çıkıştaki basınç ortam basıncına eşit olduğunda, yakınsak nozullar içerisindeki akış ses altıdır [14]. Bir yakınsak nozulun çıkış alanı boğaz olarak bilinir. Bu proje gürültüyü azaltmak ve şok dalgalarını önlemek için yakınsak bir nozul kullanımına odaklanmaktadır.

Teorik yakınsak nozul analizi bazı temel varsayımları kullanır. Hava ile duvarlar arasındaki sürtünme kayıpları ihmal edilir, gazlar ideal gazlar olarak kabul edilir, proses sürekli halde ve sürekli akış içerisinde, proses izentropiktir [11]. Bu varsayımlar, nozulların tasarımında yardımcı olur, ancak küçük jet motorları nozul boyunca enine kesit alanında

minimum azalma ile çok basit bir yakınsak nozul tasarımı kullanılarak başarılı olmuştur. Bu, çıkışta boğulan akışı önlemek için yapılır [6].

3.1.1.6. Yakıt Sistemi, Yağlama ve Rulmanlar

Gaz türbinleri, sıvı veya gaz yakıt çeşitlerinden yararlanabilir. Gaz halindeki yakıtlar yanmayı sağlamak için buharlaşma gerektirmez. Bununla birlikte, sıvı yakıtlar daha az gaz kaçağı riski taşır ve bu nedenle kullanımı ve depolanması daha kolaydır. Bundan dolayı, uçak motorlarında sıvı yakıtlar yaygındır. Bir yakıt kaynağı seçerken istenen özellik, yüksek bir spesifik yanma ısıdır. Özel enerji olarak da bilinen bu özellik, bir yakıtın birim kütlesi başına enerji olarak tanımlanır [1]. Yüksek spesifik enerji, yüksek enerji üretimi elde etmek için gereken daha düşük miktarlarda yakıtla sonuçlanır. Yaygın türbin yakıtları: 40-50 MJ / kg arasında değişen belirli enerji değerlerine sahip dizel, kerosen, propan ve bütandır. Tablo 3.1., farklı yakıt kaynakları için bazı genel spesifik enerji değerlerini göstermektedir.

Tablo 3.1. [12].

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

Karışımın stokiyometrik hava / yakıt oranı, yanmanın gerçekleştirilmesi için esastır. Bu oran, motor tarafından tüketilen yakıt miktarına kıyasla tüketilen hava miktarını tanımlar. Örneğin, benzinli motorlar 14,7: 1'lik bir hava / yakıt oranına ihtiyaç duyarlar, yani yakıtın her bir kısmının yanması için 14,7 kısım hava gerekir. Yakıt ve havanın doğru şekilde karıştırılması, yüksek motor dayanıklılığı ve performansı elde etmede kritik öneme sahiptir. Fazla yakıt, enjektörler, buharlaşma boruları ve hatta türbin kanatları gibi yanma odası

bileşenleri üzerinde birikintiler oluşturacak ve yanmayacaktır [12]. Bu, sıcak noktaların gelişmesine ve verimsiz yanmalara yol açabilir. Bir diğer önemli husus, motor için gerekli minimum yakıt tüketimini belirlemektir. Isı çıkışını hesaplayarak ve ardından yakıtın özgül yoğunluğunu ve enerjisini kullanarak, minimum yakıt akış gereksinimi belirlenebilir. Isıl çıktı denklemi:

$$\dot{Q} = \dot{m}c\Delta T \quad (3.8)$$

$\dot{Q}$ = Isı Çıkışı (W)

C = Özgül Hava Isısı (KJ/kgK)

$\dot{m}$ = Kütle Akış Hızı

ΔT =Motordaki Sıcaklık Değişimi

Gerekli yakıt akış denklemi:

$$F = \frac{\dot{Q}}{ep} \quad (3.9)$$

F = Minimum Yakıt Akışı ($\frac{mL}{s}$)

e = Belirli Yakıt Enerjisi ($\frac{KJ}{kg}$)

p = Yakıt Yoğunluğu ($\frac{kg}{mL}$)

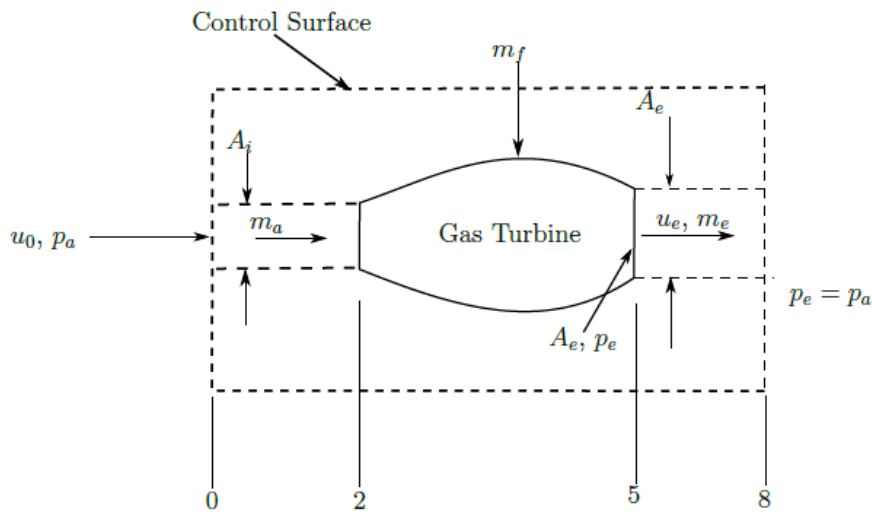
Sıvı yakıtları etkin bir şekilde yakmak için, yakıt önce buharlaştırılmalı ve sonra oksijen ile karıştırılmalıdır. Sıvı yakıtı buharlaştırmanın bir yöntemi, buharlaşma tüplerinin yanma

odası içerisine entegrasyonudur. Bu tüpler, soğuk sıvı yakıt ile çevresindeki sıcak gazlar arasında ısı eşanjörleri olarak işlev görür. Yanma odasının sıcaklığı, sıvı yakıtlar kullanılarak buharlaşmanın oluşması için yeterince yüksek olmalıdır [1]. Bu sıcaklıklara ulaşmak için, gaz halindeki yakıtlar, tam buharlaşmaya ulaşmak için küçük gaz türbinli motorların çalıştırılmasında bir yöntem olarak kullanılabilir.

3.2. Mikro Gaz Türbini Performans Parametreleri

Gaz türbini performansı deneysel testler veya teorik, analitik ve sayısal simülasyonlar aracılığıyla değerlendirilebilir. Bu motor değerlendirme yöntemleri, motor performans parametrelerini analiz etmektedir. Bir gaz türbininin çıkışı, itme, özgül itme, spesifik yakıt tüketimi, itici verimlilik, ısı verim ve toplam verim ile karakterizedir.

İtme: Gaz türbini motorları, farklı uçuş koşullarında tahrik için itme gücü oluşturmak üzere tasarlanmıştır. Motor hava kütlesi akışı ve yanma odasına eklenen yakıt, itici nozul çıkışında daha yüksek kinetik enerji açığa çıkarmak için bir yanma işlemi ile istenen baskıyı yaratır. Bir türbin jet motorunun itme gücü, yükseklik, irtifa, hava kütlesi akışı, hava hızı ve tahrik başlığı boyutlarından etkilenmektedir. Motorun itme gücü, motorun kontrol hacmi olarak tanımlanır ve Şekil 3.7.'de gösterildiği gibi sınırlara momentum ve kütle koruma yasaları uygulayarak elde edilebilmektedir [13].



Şekil 3.7. Aero motor itiş gücü [13].

Motor itiş i matematiksel olarak şu şekilde ifade edilir (devam ediyor):

Net itme = Momentum itme + Basınç itme - Momentum çekme

$$F_{net} = (\dot{m}_a + m_f)u_e - \dot{m}_a u_0 - (P_e - P_a)A_e \quad (3.10)$$

Motor itiş i, itme ağı zının boğı lmuş ve boğı lmamış durumuna göre yönetilir. Boğı lmuş bir meme için, motor meme basıncı oranı, motor kritik basınç oranından daha yüksektir. Dolayısıyla basınç baskısı, itme denklemine dahil edilir. Öte yandan, tıkalı olmayan bir ağı zlıkta, motor çıkış akış ı ortam basıncını artırır. İtme denklemi aşı ğıdakilere dönüştürölür:

$$F_{net} = (\dot{m}_a + m_f)u_e - \dot{m}_a u_0 \quad (3.11)$$

İdeal olarak, yakıt-hava oranının önemsiz olduğı kabul edilir ve daha sonra itme aşı ğıdaki şekilde verilir:

$$F_{net} = \dot{m}a(u_e - u_0) \quad (3.12)$$

Sabit veya test donanımı motorları için serbest akış hava hız ı sıfıra düş er. Motor itiş i daha sonra şöyle hesaplanır:

$$F_{net} = \dot{m}a u_e \quad (3.13)$$

Spesifik itme: Motorun itme gücü, birim kütle hava akış ı baş ına motorun itme gücüdür. Motorun belirli bir itme gücü, motorun büyüklüğ ünü, ağırl ıg ını, ön alan ını ve motordaki sürtünmeyi belirlemektedir. Bu nedenle, en az miktarda hava akımı ve minimum motor ön alan ı ile itme üretmek için bir motorun spesifik itiş ini maksimuma çıkarmak önemlidir. Özel itme şu şekilde ifade edilir:

$$F_{st} = \frac{F_{net}}{\dot{m}_a} \quad (3.14)$$

Spesifik yakıt tüketimi: Motora özğü yakıt tüketimi, yakıt kütle sinin net itiş gücüne veya motorun gücüne oran ıdır. Daha düşük bir yakıt tüketimi oran ında daha yüksek itme veya güç üretmek, motor ağırl ıg ını ve yakıt maliyetini azaltır. Bir gaz türbini motorunda azaltılmış SFC, daha iyi motor verimi ile de ilgilidir. Belirli yakıt tüketimi şöyle verilir:

$$\delta FC = \frac{m_f}{F_{net}} \quad (3.15)$$

İtici verimlilik: Bu, motor hava akışına aktarılan güç başına motor itme gücüdür. Bir motorun itici gücü motorun yanma işlemine ve nozulda boşa harcanan enerji miktarına bağlıdır. İtici verimlilik şu şekilde ifade edilir:

$$\eta_p = \frac{\dot{m}_a(u_e - u_0)}{\dot{m}_a[u_0(u_e - u_0) + (u_e - u_0)^2/2]} \quad (3.16)$$

Termal Verimlilik: Bu, motor tarafından üretilen mekanik güç çıktısının ısı enerjisi girişine oranıdır. Bir gaz türbininin termal verimliliği, sıkıştırma basıncı oranını ve türbin giriş sıcaklığını artırarak arttırılır. Genel döngü verimliliği termal verimliliğe bağlıdır. Basit bir Brayton çevrimi için, temel çevrime bir ısı geri kazanım çevrimi eklenerek termal verimlilik arttırılabilir. Brayton döngüsünün bir gaz türbini için termal verimliliği [13]:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{(P_{03}/P_{01})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (3.17)$$

BÖLÜM 4

MİKRO GAZ TÜRBİNLİ MODEL TURBOJET MOTORUN ÜRETİLMESİ

4.1. Planlama Ve Araştırma

İlk olarak her şeyden önce böyle bir proje için çok iyi araştırma yapılmalıdır. Bu tarz sistemler üst düzey mühendislik isteyen çalışmalardan olduğu için çalışmayı gerçekleştirecek kişi veya kişilerin yetenekli, pratik zekalı, konuya hâkim olan, kaynaklardan yararlanmayı bilen, fikir almaya açık tasarım ve analiz programlarını kullanabilen, CNC, torna, frezeleme, kaynak yapmayı bilen veya yaptırılabilir endüstriyel firmalara ulaşabilme ihtimali olan kişi/kişilerin böyle bir projeye başlaması daha uygundur. İkinci olarak ham madde olarak seçilecek malzemelerin işlenebilme kapasitesi göz önüne alınarak listeler oluşturulmalıdır.

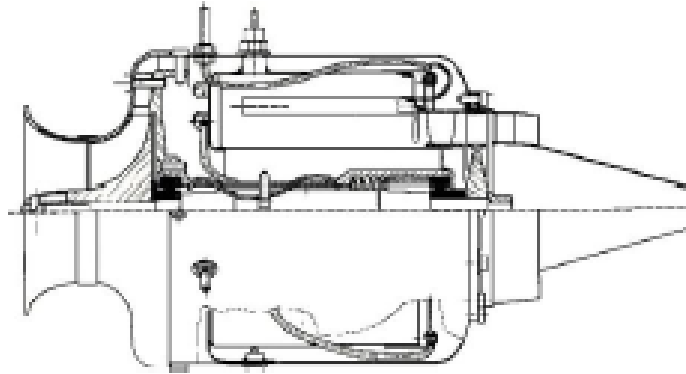
Yukarıda belirttiğim maddelerden bazıları beni her ne kadar bu projeye olan bakış açımı değiştirmem gerektiğini gösterse de konuya ve hedeflenen amaca olan heves beni bu proje hakkında çalışmaya itmiştir.

Bütün bu aşamalardan sonra mikro gaz türbinli jet motor nedir? Sorusuna cevap aramaya yönelinmiştir. Bu sorudan yola çıkarak yaklaşık olarak 195 gün süren öğrenme, planlama, hesaplama, tasarlama ve hâlâ devam etmekte olan üretim aşamaları takip etmektedir. Araştırmalarım esnasında karşıma çıkan engelleri bu konuların oluşmasına ön ayak olan ve hâlâ hayatta olup bana yardım edebileceklerini düşündüğüm kişilerle irtibata geçerek iletmeye yine bu kişilerin profesyonel görüşü ve tecrübelerinden yararlanarak bir turbojet motor üretimi yapabilmek ve geliştirilebilmek için çalışılmıştır.

Thomas Kamps , ArtesJet, CatJet, Wren MW54, Super Bee, MIT, NASA, WPI gibi kişi ve kaynaklardan benzer proje çalışmaları örnek alınmıştır. Bunların dışında daha birçok kaynak bulunmaktadır. Fakat faydalanmak için izin ve ücret talebinde bulunulması gerektiğinden dolayı paylaşılamamıştır.

4.2. Tasarım

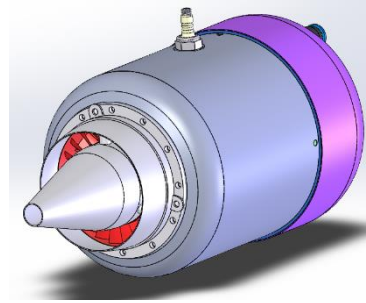
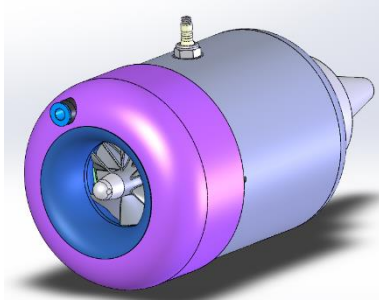
Özel uçuş uygulamaları için mikro türbinli motorlar geliştirilmiştir. Kısa uçuş süresi için tasarlanmış insansız hava araçlarında (İHA) kullanılmıştır. Dünyada birçok farklı tipte İHA alışmaktadır. Küçük gaz türbinleri için diğerk bir yaygın uygulama, gerektiğinde ilave g sağılayan uçak motorlarını destekleyen bir yardımcı güç ünitesidir (APU). Küçük boyutlu mikro türbinli motorlar, küçük kütle hava debileri, düşük basınç oranları nedeniyle ancak çok yüksek devir hızlarında elde edilmektedir.



şekil 4.1. Mikro türbin motorunun şeması [5].

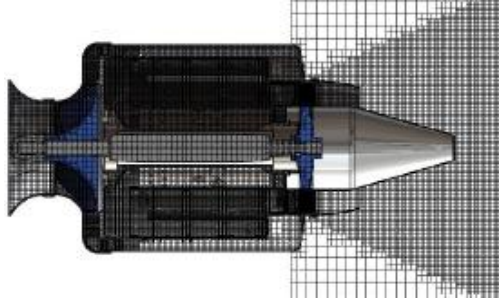
Karmaşık geometri ve bu tür motorların küçük boyutu, karmaşık akış yapısının daha iyi anlaşılması için gereken akış parametrelerinin ölçümü için geleneksel cihazlara erişimi sınırlandırır. Ayrıca testler sırasında motorun bir parçasının optimal tasarımını seçmek oldukça pahalı bir işlemdir. Bu gibi durumlarda CFD yöntemleri oldukça kullanışlı bir araç haline gelir. Bu yazıda ortaya çıkan sonuçlar, popüler MCAD sistemlerinin ihtiyaçlarını karşılayan çok amaçlı gömülü tam özellikli genel amaçlı CFD aracı FloEFD'de elde edilmiştir. Bu çalışmada, mikro-türbin motorundaki i akışın bir bütün olarak hesaplanmış bir çalışması sunulmuştur. Bu yaklaşıma göre daha kesin sonuçlar elde edilmektedir [30].

Kompresör, 66 mm çapında bir turboşarj tekerleğidir. Kompresörün üstüne geçtiği difüzörün, bıçakları yağ dilimleri şeklinde olan alüminyumdan yapılmıştır. Eksenel türbin çarkında, son derece yüksek dönme hızlarına dayanabilen 23 kanat bulunmaktadır. Yanma odası, kısa şaftın kullanılabilmesi için küçüktür. Motor versiyona bağlı olarak 0,95 kg civarındadır ve çok iyi bir ağırlık / ağırlık oranı sunmaktadır. Yanma odası, türbinden önce tam yanmayı sağlamak için altı buharlaştırma çubuğundan oluşmakta olup, doğrudan yakıt enjeksiyonuna sahiptir.



Şekil 4.2. Jet motoru solidworks çıktısı (Ön). Şekil 4.3. Jet motoru solidworks Çıktısı (Arka).

Motorun modeli SolidWorks CAD sisteminde üretilmiştir ve Şekil 4.2 – 4.3'de gösterilmiştir. Bu motor tek bir birim olarak hesaplanmıştır.

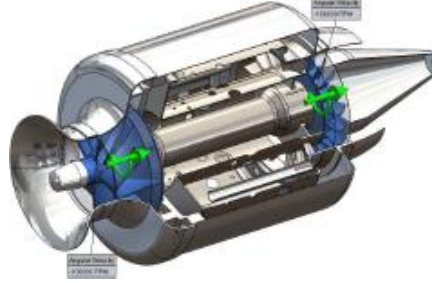


Şekil 4.4. Jet motorun meshlenmiş hali [30].

Toplam hücrelerin sayısı ~ 600000, ~ 3500000, ~ 9000000 olan birkaç mesh varyantı incelenmiştir. Lokal ilk ağ, kompresör, yanma odası, türbin ve benzeri gibi motorun tüm ana bölümlerinde oluşturulmuştur. Tüm bıçağın yüzeylerinde ek yerel ağ belirlenmiştir.

Motorun girişindeki toplam basınç ve statik hava sıcaklığı sırasıyla 101325 Pa ve 288.15 K'dır. Çıkışta aynı koşullar atmosferik koşullar olarak değerlendirilmiştir. Kerosenin statik sıcaklığı, yakıt çubuklarının çıkışlarında 300 K'dır ve kütle akışı, dönme hızına bağlıdır. Gazyağı bir gaz fazı olarak belirtilmiştir. Hava yakıt oranı ~ %65'tir [29 – 31]

Konjuge ısı aktarımı için katı parçalar alüminyum, çelik ve inconel olarak belirlenmiştir.



Şekil 4.5. Motorunun dönme bölgeleri [29].

Ön hesaplamalarda elde edilen katı parçaların ilk sıcaklıkları bulunmuştur. Yanma odasındaki radyasyon, motorun genel özelliklerinin incelenmesi nedeniyle dikkate alınmamıştır.

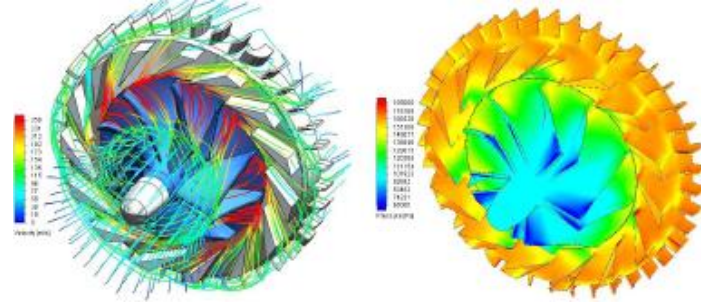
4.3. FloEFD Analizi

4.3.1. Kompresör

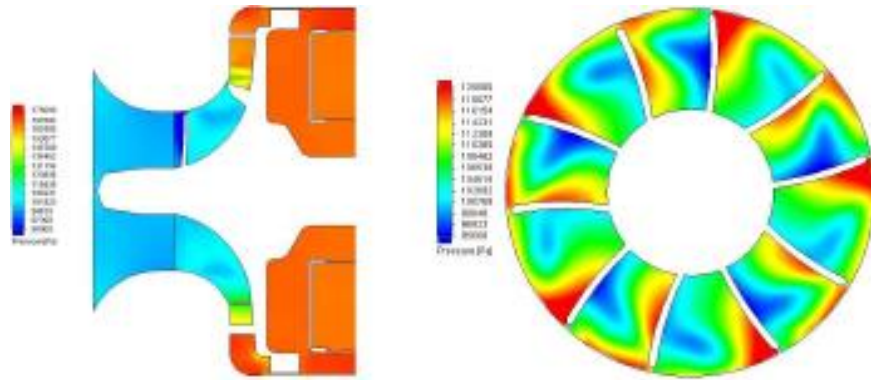


Şekil 4.6. Motorunun kompresörü ve difüzörü [29].

Şekil 4.7.'da normal moddaki kompresör ve difüzörün yüzeylerinde hız büyüklüğü ve basınç dağılımı ile renklenen akış yörüngelerini gösterilmiştir. Kompresörün bıçakları üzerindeki basınç 65000 Pa'dan daha düşük olabilir ve difüzörün bıçakları üzerinde 180000 Pa'a ulaşabilir. Kompresörün normal moddaki bölümlerinde basınç dağılımı, Şekil 4.8.'de görülmektedir.

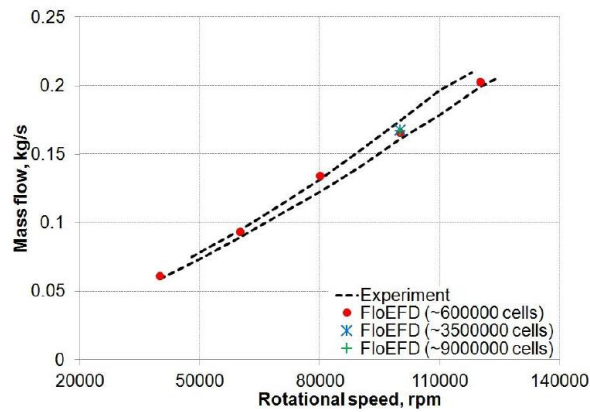


Şekil 4.7. Kompresör ve difüzörün yüzeylerindeki hız büyüklüğü ve basınç dağılımı [29].



Şekil 4.8. Boyuna kesitte (solda) ve kesitte (sağda) normal modda basınç dağılımı [29].

Şekil 4.9.'da motor girişinde kompresörün çeşitli dönme hızlarında hava kütle akışı görülmektedir. FloEFD sonuçları Kamps'den elde edilen deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Kütle akış değerleri iyi deneysel verilerle eşleşir ve neredeyse hücrelerin sayısına bağlı değildir. Kompresörün verimliliği ile ilgili olarak, bu parçanın bu tür mikro-türbinli motorların kompresörleri için oldukça düşük bir verime sahip olduğu görülmüştür.



Şekil 4.9. Motor girişindeki hava – kütle akışı [34].

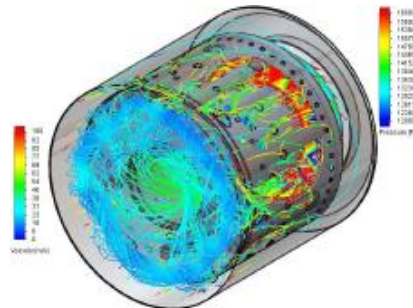
4.3.2. Yanma Odası

Motorunun yanma odası, odanın içinde tam yanmayı sağlamak için 6 buharlaştırma çubuğundan doğrudan yakıt enjeksiyonuna sahiptir. Yanma odasının modeli Şekil 4.10.'da gösterilmektedir.

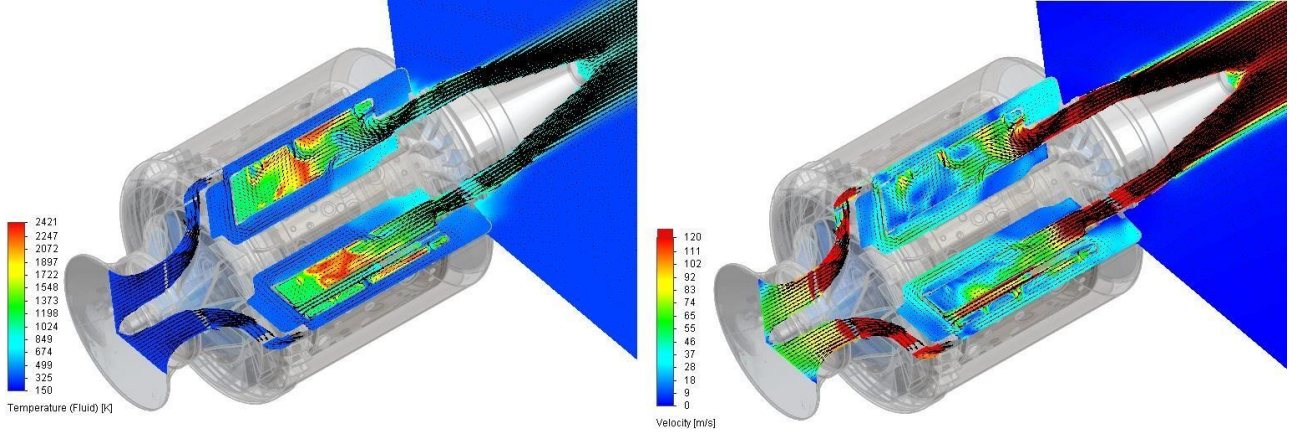
Yanma modelinin her iki yaklaşımının da önemli farklılıklar göstermediğine dikkat edilmelidir. Dolayısıyla burada belirtilen sonuçlar önceden karıştırılmamış yanma yaklaşımı ile ilgilidir. Şekil 4.11'de normal modda NGV'deki akış yörüngelerini göstermektedir. Şekil 4.12'de normal moddaki sıvı sıcaklığı ve hız dağılımlarını göstermektedir. Yanma odasındaki sıcaklık ~ 2400 K'ye ulaşır. Yanma odasının çıkışındaki üniform olmayan sıvı sıcaklık dağılımı, Şekil 4.13.'te görülmektedir. Bu bölümdeki sıcaklık gradyanlarından, türbinin performansı üzerinde olumsuz bir etkiye sahip olduğu görülmüştür [29-30-33].



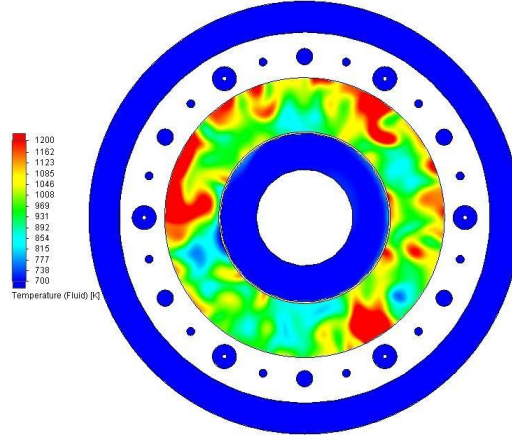
Şekil 4.10. Motorunun yanma odası [30].



Şekil 4.11. NGV'nin iç ve bıçağının yüzeylerinde hız büyüklüğü ve basınç dağılımı ile renklenmiş akış yörüngeleri [30].



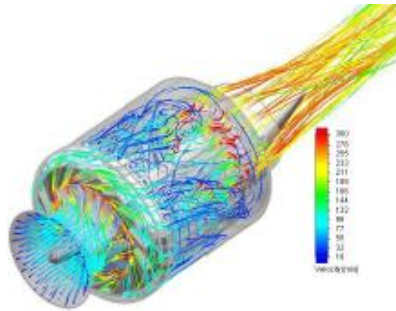
Şekil 4.12. Normal modda yanma odasının iki boyuna kesitinde akışkan sıcaklığı (sol) ve hız (sağ) dağılımları [30].



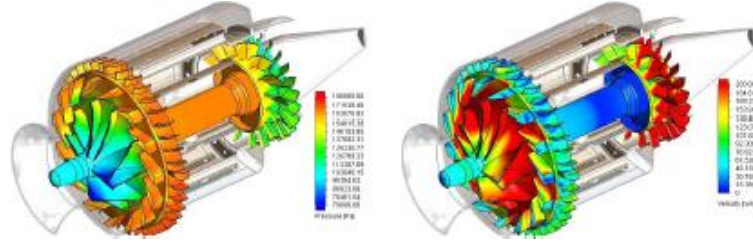
Şekil 4.13. Yanma odasının çıkışındaki sıvı sıcaklığı dağılımı [30].

4.3.3. Tam Analiz

FloEFD tahmininin genel sonuçları bu bölümde verilmiştir.



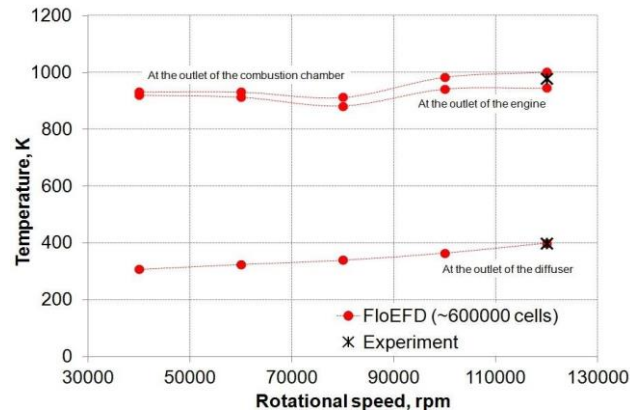
Şekil 4.14. Hız büyüklüğü ile renklendirilmiş akış yörüngeleri [30].



Şekil 4.15. Basınç (sol) ve hız (sağ) dağılımları [30].

FloEFD tahmininin genel sonuçları bu bölümde verilmiştir. Şekil 4.14.'de hız büyüklüğü ile renklendirilmiş akış yörüngelerini göstermektedir. Motor yüzeylerinde basınç dağılımı ve motor yüzeylerine yakın hız dağılımı Şekil 4.15.'de verilmiştir.

Şekil 4.16.'da difüzörün çıkışında, yanma odasının çıkışında ve motorun çıkışında farklı modlarda öngörülen ve deneysel sıcaklık büyüklükleri bulunmaktadır. 120 000 rpm'de kompresör çıkışındaki öngörülen ve ölçülen sıcaklıklar çok yakın değerlere sahiptir. Yanma odasının çıkışında ortalama sıcaklık 80 000 rpm'ye kadar olan modlarda ortalama sıcaklık ~ 930 K, normal modda ve 120 000 rpm'ye kadar olan aralıkta ~ 990 K'ye eşittir. 120 000 rpm'de tahmin edilen ortalama sıcaklık, deneysel verilerle %1,6 arasında tutarsızlığa sahiptir [30 – 34].

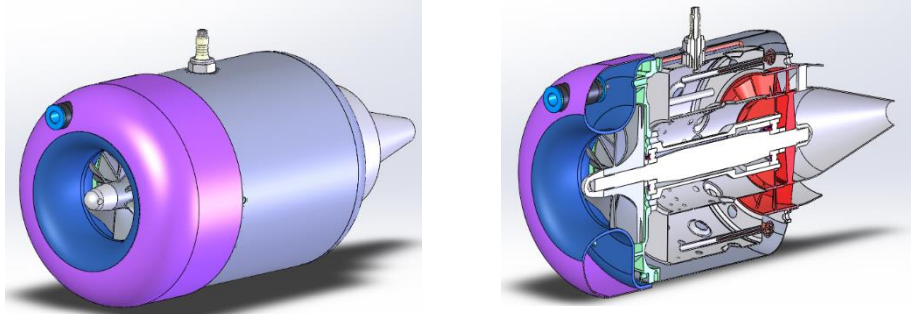


Şekil 4.16. Difüzörün, yanma odasının ve motorun çıkışındaki sıcaklığı [34].

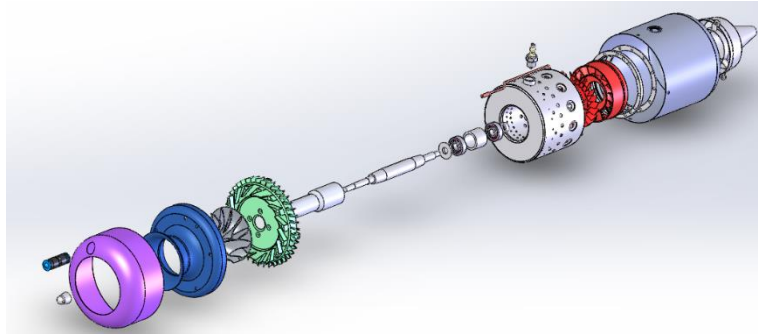
4.4. Soğutma

Kompresörden geçen hava, motoru soğutmanın bir aracı olarak kullanılmaktadır. En acil soğutmaya ihtiyaç duyan bileşen hiç şüphesiz yanma odasıdır. Toplam hava akışının yaklaşık 3 / 4'ü yanma odasının etrafından geçerek, soğutma hava akımı yanma odasının içindeki yanma bölgesinden gelen çok sıcak gazlarla karışır. Bu, hava kaybı olmadığı ve aşılması gereken ciddi bir akış direnci olmadığı sürece geçerlidir. Yanma odasının soğutulması, rotorun genel verimliliği üzerinde önemli bir etkiye sahip değildir. Havanın yanma odasından bu şekilde geçmesinin bir sonucu olarak yaklaşık %5' lik bir basınç kaybını kabul etmek gerekmektedir. Yatakların da soğutulması gerekir ve bunun için toplam hava akışının yaklaşık %3 ila 4'ü gerekmektedir. Bu hava akımı aynı anda yağ buharını yatakların içinden geçirerek yağlamaya yardım etmektedir. Doğal olarak, soğutma havası kanallarının doğru boyutunu belirlemenin tek yöntemi deney yapmaktır. Belirtilen yerler dışında motorun genel parçalarını sıcaklığı 100 – 150 ° C arasındadır.

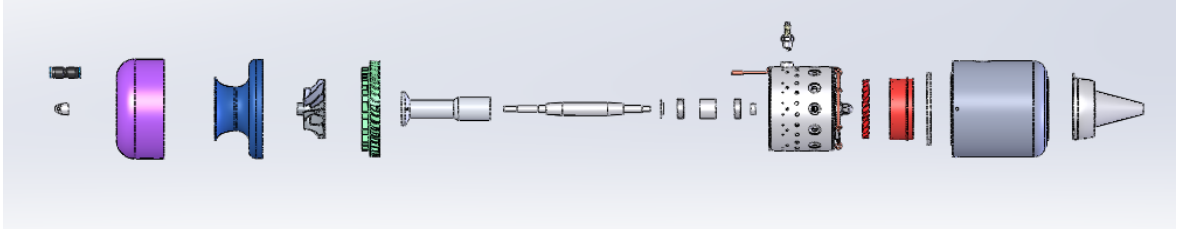
4.5. Üretimi Yapılan Mikro Gaz Türbinli Jet Motor



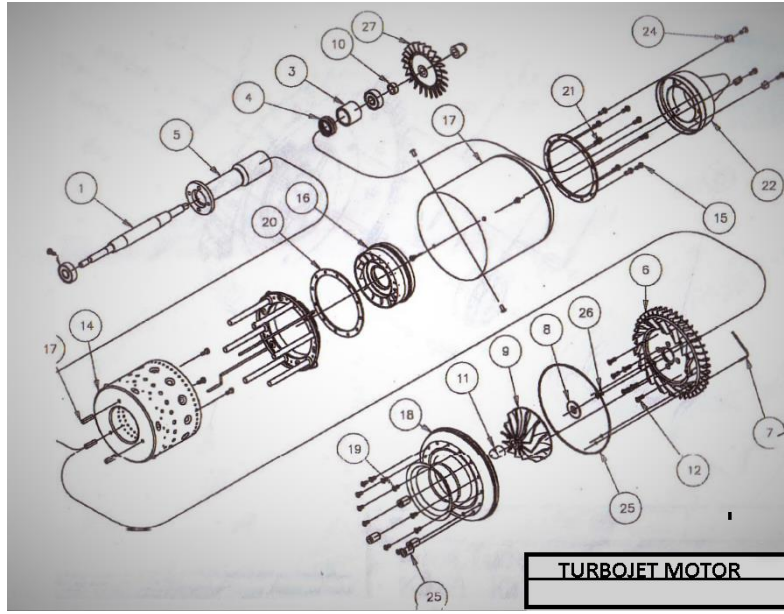
Şekil 4.17. ve 4.18. Jet motor ve kesiti alınmış hali (Solidworks).



Şekil 4.19. Patlama görüntüsü I (Solidworks).



Şekil 4.20. Patlama görüntüsü II (Solidworks).



Şekil 4.21. Motorun parçalarının birleştirilme aşamaları.

4.6. Sonuçlar

1. FloEFD yazılımında, parçaları arasında aktarılmış, simetrik ve periyodik şartlar olmadan tek bir birim olarak hesaplanan mikro gaz türbin motorunun CFD analizi bu tezde sunulmuştur. Geçici rejimdeki motorun tamamı hesaplandığından, stator-rotor etkileşiminin dengesiz etkileri göz önüne alındığında, türbin kanatlarının dengesiz bir ısı transferi dikkate alınabilir ve dengesiz yanma nedeniyle simülasyonun kalitesi iyileştirilebilir.

2. Motor girişindeki hava kütle akışı, difüzörün çıkışındaki ve yanma odasının çıkışındaki sıcaklıklar gibi ana integral parametrelerinin ölçülen ve öngörülen değerlerinin karşılaştırılması iyi bir uyum göstermektedir. Ayrıca, motorun uygun modeli için FloEFD

ve Fluent hesaplamaları arasında iyi bir anlaşma olduğu görülmektedir (motorun bazı kısımları dikkate alınmamıştır). Ayrıca, motorun tüm parçalarını dikkate alarak akış düzeninde değişiklik gösterdiği görülmektedir.

3. Bu motorunun karmaşık bölgeleri gösterilmiş ve bunların oluşum nedenleri incelenmiştir:

3.1. Bu motorun kompresörü, bu tür mikro-türbinli motorların kompresörleri için oldukça düşük bir verime sahiptir. Verimsizlik üzerindeki büyük neden kama difüzörüdür.

3.2. Yanma odasının çıkışında akışkan sıcaklığının üniform olmayan dağılımı gözlenmiştir. Türbin performansını olumsuz yönde etkileyebilme olasılığı yüksektir.

3.3. Motor gövdesinin iç arka duvarındaki maksimum sıcaklık değeri 750 K değerine ulaşabilir. Bu noktalar dikkate alındığında motor daha iyi performans için değiştirilebilir [29 – 34].

4.7. Ana Bileşenlerde Kullanılan Malzemeler

4.7.1. Emme Ağızı (kompresör yuvası)

Emme ağızı iki şekilde planlanmıştır. Bu iki tasarımdan biri olan tek bir hammaddeden tek seferde elde edilebilecek yapıya sahip olan seçilmiştir. Malzeme olarak Al 99,9 kullanılmıştır.

4.7.2. Kompresör Çarkı

Kompresör çarkı Al'dan Çin'de ki bir firmaya ürettirilmiştir.

4.7.3. Difüzör

Bu parça sistemin en önemli parçası olup 7075 serisi çelikten üretilmiştir.

4.7.4. Rulman

Rulmanlar GRW D608 / 602 839 marka ve model numarası üzerinden satın alınmıştır. 300 °C üstü sıcaklığa ve 100 000 rpm üstü hıza ulaşmasını sağlamaktadır.

4.7.5. Şaft

Şaft normalde 316 takım çeliğinden yapılacakken üretimdeki koşullar nedeniyle 1040 çk dan üretilmiştir.

4.7.6. Şaft tüneli

Şaft tünelide normalde 7075 serisi çelikten yapılacakken üretimdeki koşullar nedeniyle 1040 çk dan üretilmiştir.

4.7.7. Yanma odası

Üretiminde inconel ya da numarası CrNi18/10 – Nr. 1,4301 olan saç levha kullanılacaktır.

4.7.8. Yakıt aktarım tüpleri

Pirinç borudan ya da yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı malzemelerden elde edilebilmektedir.

4.7.9.Flanşlar

Flanşlar CrNi18 / 10'dan imal edilmiştir.

4.7.10. Meme kılavuz kanatları

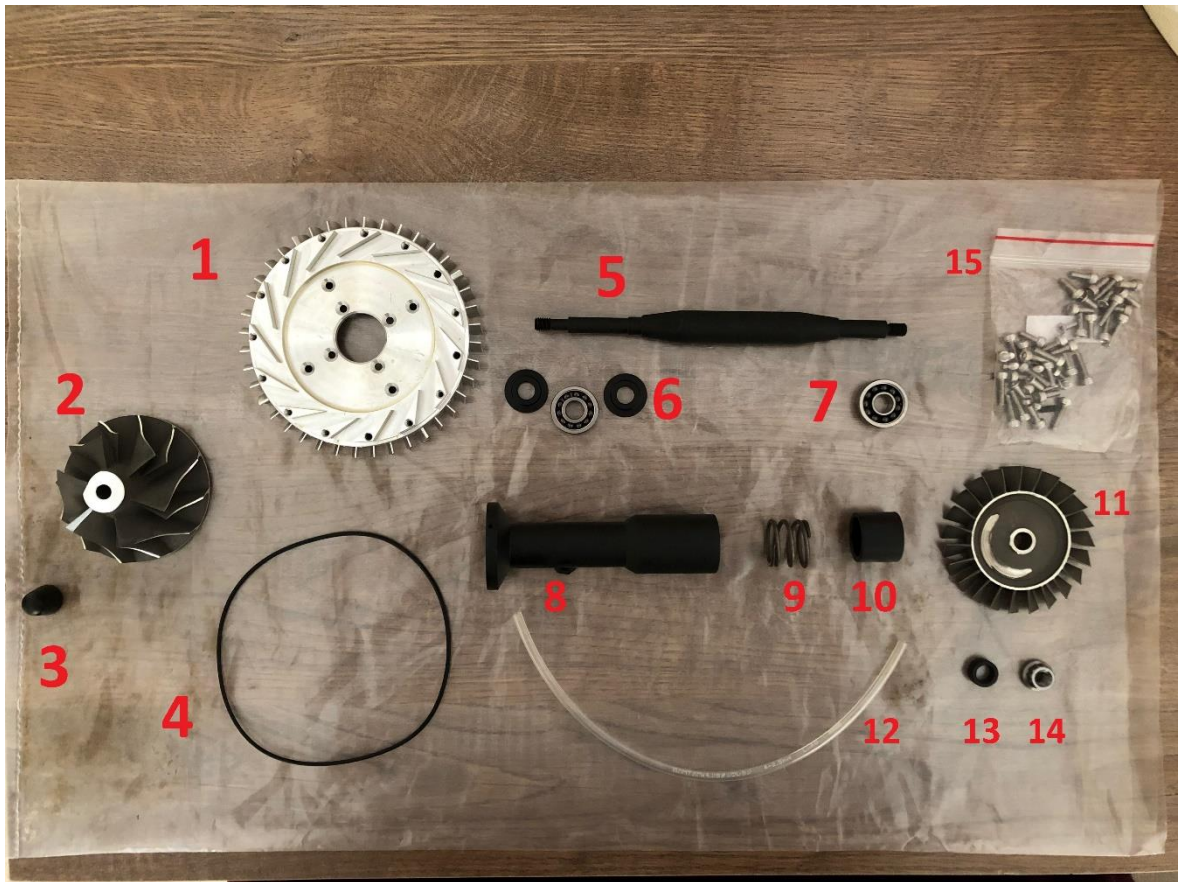
NGV inconel 718'den Çin'de ki firmaya ürettirilmiştir.

4.7.11. Egzoz konisi

Egzoz konisi CrNi 18 / 10 ya da inconel 700 serisinden üretilecektir.

4.7.12. Dış kabuk

Dış kabuk çelikten üretilecektir.



Şekil 4.22. Üretimi tamamlanan turbojet motor parçaları.

- | | | |
|---------------------|-------------------|----------------------|
| 1. <u>Diffuzör</u> | 8. Şaft tüneli | 15. <u>Cıvatalar</u> |
| 2. Kompresör çarkı | 9. Yay | |
| 3. Kompresör somunu | 10. Burç | |
| 4. O halkası | 11. Türbin çarkı | |
| 5. Şaft | 12. Boru | |
| 6. Ara halka | 13. Burç | |
| 7. Rulman | 14. Türbin somunu | |



KARABÜK ÜNİVERSİTESİ
2007

MODEL TURBOJET MOTOR

KARABÜK ÜNİVERSİTESİ MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ

Hazırlayan : Burak ALTINTAŞ
Danışman : Prof. Dr. Ahmet DEMİR



2007 KARBÜK ÜNİVERSİTESİ

DESTEK VE KATILIMLARINDAN DOLAYI BASTA ALIEM OLMAK ÜZERE ER-EL MAKİNE GENEL MÜDÜRLÜĞÜ EROKELMAS VE ÇALIŞANLARINA AKAR RULMAN YÖNETİCİLERİ VE ÇALIŞANI ATKUT KOÇA' A TEŞEKKÜR BİR HOC' BİLİRİM.

ÖZET

Mikro gaz türbinli jet motor elde etmek için yardım alınarak ve emsallemir bakılarak komple bir sistem oluşturmak hedeflenmiştir. Bu sistem oluşturmak için sıfırdan başlamıştır. Tasarımdan önce hesaplamaların nasıl yapılması gerektiği ve çalışma prensipleri öğrenilmiştir. Akabinde SSTT genel müdürü Saeid Mirshahi ile irtisatı geliştirme konusunda bilgilere ulaşılmıştır. İhtiyaç ile karışlaştırılarak yerlerde tasarımlar yapılarak çözüm yolları anlaşılmıştır. Elde edilen tasarımlar neticesinde Jantur CAD ve SOLID programlarıyla sanal ortama aktarılmıştır. Hızlık ve tasarım süreci yaklaşık olarak 195 gün sürmüştür.

Bu süre zarfında karışlaştırılan on kotu durum ülkemizde destek için başvuru yapıp bir çok yerden yardım alınması olmuştur. ER-EL Makine sayesinde şaft, şaft tüneli, ara halkalar, türbin somunu, kompresör somunu üretimi tamamlanmıştır. Yaklaşık olarak 5 adet parçanın da Çin'de üretimi yapılmaktadır.

GİRİŞ

Bu proje 166, WRENS4, JETCAT, ARTESJET ve daha birçok homende (veya yapımlı) olarak isimlendirilen projelerden esinlenerek ve yardım alınarak tasarlanmıştır ve oluşturulmuştur. Bu proje temel olarak şaft tüneli için hobiye başlayan ve gerçek ölçekte uçak ve jet motoru üreticileri tarafından kullanılan bir sistemi kapsamaktadır. Proje eski tip model jet motorunu iyileştirilerek güncellenmiş uyarlanmış versiyonudur.

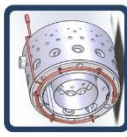
AMAÇ

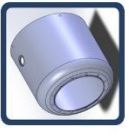
Jet motorları üzerinde çalışmalar yapılarak bu sistemler hakkında bilgi edinmek, çalışma sistemlerini kavramak ve bunların getirdiği olanakları yerli jet motorların geliştirilmesine katkı sağlamak, bu yöndeki çalışmaların artırılması için konuyu öğrencilerin ve mühendislerin ilgisine sokarak Türkiye Cumhuriyeti'ni bu alanda ilgisini başlatarak olmak üzere bu tarz motorların kullanımına uygun olan enerji sarrafını, harp sarrafını gibi alanlarda daha fazla ilgisini ve yapılacak diğer çalışmaları Türkiye'yi bu alanda bağımız hale getirmeye gayesi burdurılmaktadır.

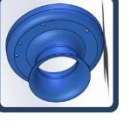
SONUÇ

Bu tarz bir sistemde bile ne kadar detaylı ve ayrıntılı mühendislik çalışması yapılması gerektiği göz önüne alınarak tüm anlamıyla çalışan gerçek ölçekteki bir jet motor için yüksek maliyetle, tasarlama, üretimi ve analize gereksinim duyulmaktadır. Test aşamalarında büyük emek, ekip em çabası ile bu madde ile yürütme olan duyuy vardır. Sistem tam anlamıyla üretilip birleştirildikten sonra uzaktan kontrol sistemleri de elelenerek ve gerekli veri analizleri ile karışlaştırılıp test aşamalarına başlanmıştır. Bu aşamaların sonra semuladaki yerini alması hızlı hale gelecektir.

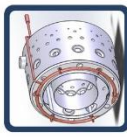









ŞEKİL 2.4. JET MOTOR TEKNİK RESİM

NO	PARÇA	MATERYAL
1.1	KOMPRESÖR SOMUNU	7075 SERİSİ ALAŞIM
1.2	KOMPRESÖR ÇARKI	Al 99.9
1.3/1.7	ARA HALKA C. T	316 TAKIM ÇELİĞİ
1.5	ŞAFT	304 TAKIM ÇELİĞİ
1.4/1.6	RULMAN C. T	D608 / 602 890 GRW
1.8	TÜRBİN ÇARKI	INCONEL 713
1.9	TÜRBİN SOMUNU	1040 CK TAKIM ÇELİĞİ
2.1	ŞAFT TÜNELİ	7075 SERİSİ ALAŞIM
2.2	YAY	YAY ÇELİĞİ
2.3	BURCLAR	1040 CK TAKIM ÇELİĞİ
3.1/3.2/3.3	EMME AĞZI	AB99/9 ALİĞ
4	DİFÜZÖR	7075 AL ALAŞIM
5.1-5.7	YANMA ODASI VE EKİPMANLARI	INCONEL SAC LEVHA / CPN18/10/NC1.4301
11	DİŞ KABUK	CELİK
13.1	NGV	INCONEL 718
13.2	EGZÖZ BAĞLANTISI	INCONEL 600
13.3	EGZÖZ	INCONEL 600

İLETİŞİM KUTUSU
 Telefon : 0362 251 10 10
 E-posta : info@karabuk.edu.tr

KAYNAKLAR


Şekil 4.23. Projesi yürütülen model turbojet motorun afişi.

BÖLÜM 5

SONUÇ

Bu çalışmada öncelikli olarak jet motorunun ne olduğu, neyle kapsadığı, hangi alanlarda kullanıldığı, teknolojik gelişme basamakları, tarihte ki yeri, insanların niçin böyle bir sisteme ihtiyaç duyduğu, hangi ülkelerin bu sistemlerin gelişmesinde rol oynadığı, bu tasarımları gerçekleştiren kişilerin birbiri ile olan iletişimi ve etkilenme avantürlerine kısa kısa değinilmiştir.

Bu aşamadan sonra tarihte jet motorlarının ilk test ve uçaklara monte edilmesi ardından bu sistemlerin komplike bir şekilde semalarda ki uçuş yıllarına gidilerek bilgilendirilmeler yapılmıştır.

Jet tahrik kavramlarına gelindiğinde Osmanlı İmparatorluğu döneminde Lagari Hasan Çelebi'nin bu tarz sistemlere olan merakı neticesinde belli bir seviyeye geldiği ve Osmanlı Padişahı IV. Murad tarafından statüsü yükseltilerek ödüllendirildiği görülmektedir.

Peşinden mikro gaz türbinli jet motorların çalışma prensipleri, günümüze ulaşımı, ilerleyişi, bilgi birikiminin neredeyse tümünün yabancı kaynaklı olduğu, Türkiye Cumhuriyeti içerisinde bu sistemlere yönelik profesyonel veya akademik olarak çalışma yapılmadığı görülmüştür. Bu ne kadar üzücü olsa da şahsımın uğraştığı turbojet motor projesinde ve tezinde azimle ilerleme hevesini artırmıştır.

Gerekli bilgiler doğrultusunda yaklaşık 7 ay süren araştırmalar, planlamalar, hesaplamalar, tasarım ve analizler sonucunda belirlenen hedef doğrultusunda üretime geçilmiştir. Lakin bu süreçte kendi ülkemden maalesef ki akademik ve teknik destek alınamamıştır. Bu nedenle büyük çoğunlukla yurt dışı kaynaklı üretime yönelinmiştir.

Türkiye sınırları içerisinde ham madde bulunmasına rağmen hiçbir kurum ya da kuruluş sistem parçalarını üretmeyi kabul etmemiştir. Az önce bahsettiğim hususta önsözde adı geçen kuruluşlar dışarıda tutulmaktadır. Maddi planlamada projenin Türkiye sınırları

içerinde \$1 500(bin beş yüz dolar) tutacağı hesaplanmışken tamamen yurt dışına yönelme projenin mekanik maliyetini \$2 200(iki bin iki yüz dolara) ulaştırmıştır.

Teze ve projeye olan istek, heves, bitirme arzusu bunun yanında jet motorlar üzerinde çalışmalar yapılarak bu sistemler hakkında bilgi edinmek, çalışma sistemlerini kavramak ve bunların getirisi olarak yerli jet motorlarının üretilebilir hale gelmesi, bu yöndeki çalışmaların artması için konuyu öğrencilerin ve mühendislerin ilgi alanına sokarak Türkiye Cumhuriyeti'nin havacılık sanayisi başta olmak üzere bu tarz motorların kullanıma uygun olan enerji sanayisi, harp sanayisi gibi alanlarda daha fazla ilerlemesini ve yapılacak diğer çalışmalarla Türkiye'yi bu alanda bağımsız hale getirebilme gayesinde olmam çalışmalarımı bu aşamaya kadar getirmiştir. Şu anda tezimin de konusunda bulunan uygulama aşamasında ~ %60 oranında mekanik aksamı tamamlamış bulunup geri kalan kısım için çalışmalar ve sponsor / sponsorlar arayışlarına devam edilerek en kısa vadede projeyi tamamlama amacına hız kesmeden devam edilmektedir.

Bu aşamalara kadar alınan yola bakıldığında bu tarz sistemlerin çok detaylı ve ince fikir, görüş, keskin zekâ, ekip çalışması, ufak yatırımlar ve uygun çalışma ya da laboratuvar ortamına sahip olunması gerektiği net bir şekilde görülmüştür.

Günümüz dünya sistemine bakıldığı zaman bu tarz çalışmaların ne kadar önemli olduğunu apaçık şekilde görülmektedir. Bu yüzden bu tez çalışmamda da göreceğiniz üzere acil olarak bu yönde çalışmalar desteklenerek ilerleme katetmek şarttır.

Görmüş olduğunuz ve sizlerle paylaştığım bu çalışmamı bu aşamaya kadar getirene kadar \$1 050(bin elli dolar) bütçe kullanılmıştır. Bunun yanında çalışmaların neden olduğu stres ve yorgunluk anlatılamayacak kadar fazladır. İnşallah bu çalışmam ve azmim beni ve devletimi bir kademe dahi olsa ilerletebilecek sonuçlar doğurur.

Nihai olarak bu tarz model 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. Sistem tam anlamıyla üretilip birleştirildikten sonra uzaktan kontrol sistemleri de eklenecek ve gerekli veri analizleri ile karşılaştırılıp test aşamalarına başlanacaktır. Bu aşamalardan sonra semalardaki yerini almaya hazır hale gelecektir.

KAYNAKÇA

1. Schreckling Kurt, "Gas Turbine Engines For Model Aircraft", **Traplet Publications Limited Yayın Evi**, Birleşik Krallık, Sayfa: 13-28, (2003).
2. Kamps Thomas, "Model Jet Engine 3.Ed.", **Traplet Publications Limited Yayın Evi**, Birleşik Krallık, Sayfa: 101, (2005).
3. İnternet: Glenn Research Center, "Turbojet Engine", 24.03.2019 tarihinde erişildi.
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/ettm.html>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch10-1.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch10-2.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch10-3.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch10-4.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch10-5.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-1.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-2.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-3.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-4.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-5.htm>, (2019)
<https://www.history.nasa.gov/SP-468/ch11-6.htm>, (2019)
4. İnternet: Bellis Mary, "Jet motorunun tarihi.", **ThoughtCo**, 25 Mayıs 2019, [thoughtco.com/history-of-the-jet-engine-4067905.](https://thoughtco.com/history-of-the-jet-engine-4067905/), (2019)
5. İnternet: BellisnMary, "The History of the Jet Engine.", **ThoughtCo**, 24 Ocak 2018, Aviation (2019).
Aviation Retrieved from Stack Exchange:
<https://aviation.stackexchange.com/questions/16177/what-are-the-differences-between-a-helicopter-engine-turboshaft-and-an-aircraft-engine>

6. Benini, E., & Giacometti, S., Design, “Manufacturing and Operation of a Small Turbojet-engine for Research Purposes”. **Applied Energy**, Italy, (2007), 1102-1116.

7. Boyce, M. P., “Gas Turbine Engineering Handbook (4th ed.)”, Amsterdam, **Boston, Elsevier/Butterworth-Heinemann** (2012).

8. İnternet: Britannica, E., “Afterburner”. Retrieved from Encyclopedia Britannica, (2018).
[https://www.britannica.com/technology/afterburner-mechanical engineering](https://www.britannica.com/technology/afterburner-mechanical-engineering), (2019)

9. Demirel, Y., “Energy: Production, Conversion, Storage, Conservation, and Coupling”, **International Journal of Thermodynamics**, Lincoln, NE: Springer, Amerika, (2012).

10. El-Sayed, A. F., “Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines”, **CRC Press**, Boca Raton, (2015). <https://doi.org/10.1201/9781315156743>

11. Smith C. W., “Aircraft Gas Turbines”, **John Wiley & Sons, Inc.**, New York, (1956).

12. Flack, R., “Fundamentals of Jet Propulsion with Applications”, **Cambridge University Press**, Cambridge /UK, (2015).

13. Francis Oppong, “Micro Gas Turbine Performance Evaluation”, Master of **Engineering (Mechanical) in the Faculty of Engineering at Stellenbosch University**, Republic of South Africa, (2016).

14. Garret, “Compressor Maps”, Retrieved from **Honeywell Garret**,
https://www.turbobygarrett.com/turbobygarrett/compressor_maps

15. Hill, P. G., & Peterson, C. R., “Mechanics and Thermodynamics of Propulsion”, **Addison-Wesley Pub. Co.**, America, (1992).

16. Hunecke, K., Jet Engines: “Fundamentals of Theory Design and Operation”.
Osceola, WI: Motorbooks International Publishers & Wholesalers, Shrewsbury,
Ingiltere, (1997).

17. İnternet: Limit Engineering, “Garret Turbo Products GT4202”, Retrieved from,
Limit Engineering, (2015).
<http://www.limitengineering.com/Turbos/GT4202/GT4202.html>, (2019).

18. Ling, J., Wong, K., & Armfield S., “Numerical Investigation of a Small Gas Turbine
Compressor”, 16th Australasian Fluid Mechanics Conference (pp. 961-966).
Brisbane: School of Engineering, The Univerity of Queensland, (2007).

19. Macisaac, B., & Langton, R., “Gas Turbine Propulsion Systems”, **John Wiley &
Sons, Ltd**, Chichester, UK, (2011).

20. Mattingly, J. D., “Elements of Propulsion: Gas Turbines & Rockets”, **American
Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.**, 1801 Alexander Beli Drive,
Reston, Virginia 20191-4344, (2011).

21. İnternet: MIT, “Applications of the First Law to Heat Engines”, Retrieved from
MIT,(2014).
http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/chapter_5.htm

22. Mukinutalapati, N. R., “Advances in Gas Turbine Technology”, VIT University,
India, (2011).

23. Chu HH, Chiang Hsiao-Wei, “Aerospace technology development Small gas-turbine
development”, Taiwan, **ROC: Aerospace Development Planning**, National
Science Council; 1996. p. 4–22.

24. **NASA**, Design “Handbook for Gaseous Fuel Engine Injectors and Combustion,
Chambers”. United States (1973).

25. **NASA**, “Compressor Retrieved” from NASA, (2015a, May 5).:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/compress.html>, (2018).
26. **NASA**, “Compressor Thermodynamics” Retrieved from NASA, (2015b, May 5):
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/compth.html>, (2018).
27. **NASA**, “Turbojet Engine”, Retrieved from NASA, (2015c).:
<http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbj.html>, (2018).
28. **NASA**, “Turbine Thermodynamics”, Retrieved from NASA, (2015d).:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/powtrbth.html>, (2018).
29. Gonzalez, C.A., Wong, K.C., Armfield S. “Computational study of a micro-turbine engine combustor using large eddy simulation and Reynolds average turbulence models”, **Austral Mathematical Soc**, Australia, (2008).
30. **FloEFD Technical Reference**, Mentor Graphics Corporation, (2011).
31. Enhanced turbulence modeling in FloEFD, **Mentor Graphics Corporation**,(2011).
32. Volkov, V.A., Ivanov, A.V., Streltsov, V.U., Khokhlov, A.V. “Using of equilibrium models for calculation of gas combustion”, 5th, **Russian National Conf of Heat Exchange**, Moscow, Russia, (2010).
33. Verstraete, D., Hendrick, P., Djanali, V., Gonzalez, C., Ling, J., Wong, K.C., Armfield, S., “Micro propulsion activities” at **The University of Sydney**, Australia, (2008).
34. Gonzalez, C.A., Wong, K.C., Armfield, S., “A computational study of the influence of the injection characteristics on micro-turbine combustion”, **16th Austral. Fluid Mechanics Conf**, Australia, (2007).

ÖZGEÇMİŞ



Burak ALTINTAŞ 17 Temmuz 1996'da İstanbul'da doğdu. İlk ve orta öğretimini İstanbul'un Ümraniye ilçesinde tamamladı. Atakent Lisesinden mezun olduktan sonra 2015 yılında Karabük Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü'ne girdi. 2017 'de Karabük Üniversitesi TOBB Teknik Bilimleri Meslek Yüksekokulu, Otomotiv Teknolojisi Bölümünü giriş yaptı. Halen bu bölümlerde eğitimini sürdürmektedir.

İletişim Bilgileri

Adres: İstiklal Mahallesi Kavaklıdere Caddesi Merih Sokak No:21 D:2

Ümraniye / İSTANBUL

E-posta: brkaltns7@gmail.com

Tel: 0537 913 90 18





**KARABÜK
ÜNİVERSİTESİ**

MODEL TURBOJET MOTOR

KARABÜK ÜNİVERSİTESİ MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ

Hazırlayan : Burak ALTINTAŞ
Danışman : Prof. Dr. Ahmet DEMİR

DESTEK VE KATKILARINDAN DOLAYI BASTA ARIYIM OLMAK ÜZERE ERTEL-MARKINE GENEL MOTORU ERTEL ELİMAS VE ÇALIŞANLARINA, AKAR RÜLMAN YATIRIMCILARI VE ÇALIŞAN AYKUT KOÇAK'A TESPİSKARCI İRİ HİRCİ İBRAHİM.





ÖZET

Mikro gaz türbinli jet motor elde etmek için yardım alınarak ve ensallerine bakılarak komple bir sistem oluşturulmuş ve test edilmiştir. Bu sistemden önce hesaplamalara rasul yapılmış ve gerekli prensipleri öğrenilmiştir. Akabinde SSTT genel müdürü Saad Mirshahidi ile irtibata geçilip onlarla birlikte tasarım konusunda hata ile karşılaşılan yerlerde itirazlar yapılarak çözüm yolları araştırılmış. Elde edilen tasarım neticesinde planlar CAD ve SOLID programlarıyla özel ortama dokümanlar. Hazır ve tasarım süreci yaklaşık olarak 195 gün sürmüştür. Bu süre zarfında karşılaşılan en kötü durum ülkemizde destek için başvuru yapılan birçok yerden yardım alınamaması olmuştur. ER-EL Makine sayesinde raf, yağ tüneli, yağ halleder, türbin somunu, kompresör somunu üretimi tamamlanmıştır. Yaklaşık olarak 5 adet parçanın da Çin'de üretimi yapılmaktadır.

GİRİŞ

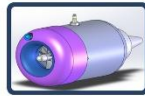
Bu proje 366, WRENS4, JETCAT, ARTISJET ve daha birçok homomade (veya yapımı) olarak isimlendirilen projelerden esinlenerek ve yardım alınarak tasarlanıp ve oluşturulmuştur. Bu proje teatral olarak statik test için hobiye başlayan ve gerçek ölçekli yakıt ve jet motoru üreticileri tarafından kullanılmaktadır. Proje eski tip model jet motorları iyileştirilerek günümüzde uygulanmış versiyonlardır.

AMAÇ

Jet motorlar üzerinde çalışmalar yapılarak bu sistemler hakkında bilgi edinmek, çalışma sistemlerini kavrayarak ve bunların getirmesi olarak yerli jet motorların üretilmesi hata gelmesi, bu yöndeki çalışmaların atılması için koruyucu öğretilerin ve mühendislerin ilgi alanına sokarak Türkiye Cumhuriyeti'ni nan havaçılık nanayısı boşa olmak üzere bu tarz motorları kullanma uygun olan enerji sarrafı, harp sarrafı gibi alanlarda daha fazla ilerletmeyi ve yapılacak diğer çalışmalarla Türkiye'yi bu alanda bğünmöz hale getirme gayesi barındırmaktadır.

SONUÇ

Bu tarz bir sistemde bile ne kadar detaylı ve ayırtıcı mühendislik çalışması yapılması gerektiği göz önüne alınırsa tam anlamıyla çıdışın gerçek ölçekteki bir jet motor için yüksek maliyetle, tasarlama, üretme ve analize gereksinim duyulmaktadır. Test sistemlerinde büyük emek, ekip en önemlisi de hani madde ile yutarına olan birleş vardır. Sistem tam anlamıyla üretilip birleştirildikten sonra uzaktan kontrol sistemleri de eklenecek ve gerekli veri analizleri ile karşılaştırılıp test aşamalarını başlanacaktır. Bu aşamaların sonra senarizdeki yerini alması hazır hale gelecektir.



ŞEKİL 1.1. JET MOTOR



ŞEKİL 1.2. EMME AĞZI



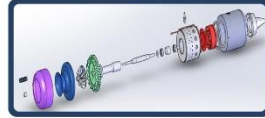
ŞEKİL 1.3. KOMPRESÖR ÇARKI



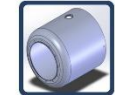
ŞEKİL 1.4. DİPÜZÖR



ŞEKİL 1.5. ŞAFT



JET MOTORUN ÖZELLİKLERİ	
DİŞ ÇAP	112 mm
TAM UZUNLUK	230 mm
NET AĞIRLIK	0,930 – 1,2 kg
MAX. SÜRDÜRÜLEBİLİR THRUST	80 N
MİN. SÜRDÜRÜLEBİLİR THRUST	8 N
MAX rpm	100.000 – 120.000
STABLE rpm	30.000 – 40.000
YANMA ODASI	575 °C – 580 °C
MAX. HIZLANMA SİRASINDAKİ SICAKLIK	750 °C
KABUL EDİLEBİLİR YAKIT TİPLERİ	Jet A1, kerosen, dizel/kurumsuz kampan



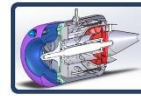
ŞEKİL 2.3. DİŞ KABUK



ŞEKİL 2.2. RÜLMAN



ŞEKİL 1.6. ŞAFT TUNELİ



ŞEKİL 2.1. JET MOTORUN KESİTİ



ŞEKİL 2.0. EGZÖZ



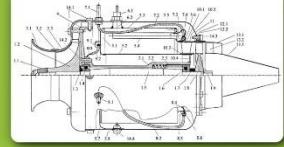
ŞEKİL 1.9. TÜRBİN ÇARKI



ŞEKİL 1.8. NGV



ŞEKİL 1.7. YANMA ODASI



ŞEKİL 2.4. JET MOTOR. TEKNİK RESİM

NO	PARÇA	MATERYAL
1.1	KOMPRESÖR SOMUNU	7075 SERİSİ ALAŞIM
1.2	KOMPRESÖR ÇARKI	Al 99.9
1.3/1.7	ARA İTALKA C.T	316TAKIM ÇELİŞİ
1.5	ŞAFT	304TAKIM ÇELİŞİ
1.4/1.6	RÜLMAN C.T	D308 / 602 839 GROW
1.8	TÜRBİN ÇARKI	INCOINEL 713
1.9	TÜRBİN SOMUNU	1040 CN TAKIM ÇELİŞİ
2.1	ŞAFT TUNELİ	7075 SERİSİ ALAŞIM
2.2	YAY	YAY ÇELİŞİ
2.3	BULÇLAR	1040 CN TAKIM ÇELİŞİ
3.1/3.2/3.3	EMME AĞZI	Al99.9 / AlMg
4	DİPÜZÖR	7075 AL ALAŞIM
5.1-5.7	YANMA ODASI VE EKİPMANLARI	INCOINEL SAC 13CV14A / ÇELİŞİ (1040CN-1.4301)
11	DİŞ KABUK	ÇELİK
13.1	NGV	INCOINEL 718
13.2	EGZÖZ BAĞLANTISI	INCOINEL 600
13.3	EGZÖZ	INCOINEL 600

BİLETİM KUTUSU

İletim: 7075 g/1000 mm

KAYNAKLAR

