Mikro Turbojet Motorları İçin Basit Egzoz Isı Kazanım Kanallarının Tasarım Optimizasyonu ve Motora Olan Etkileri

Deniz HAKYEMEZ ÇETİNER
Yük. Mak. Müh.
Münih Teknik Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği
Münih
denizhkymz@gmail.com
orcid: 0000-0002-5279-9235

CANSU YILDIRIM
Yük. Mak. Müh.
TUSAŞ
Ankara
yildiirimcansu@gmail.com
orcid: 0000-0003-0319-2952

Sercan ACARER
Doç. Dr.
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi
Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi
Makina Mühendisliği
İzmir
sercan.acarer@ikc.edu.tr
orcid: 0000-0002-5891-7458

ÖZ

Mikro turbojet motorların insansız hava araçlarında kullanımı yüksek uçuş hızlarına çıkmak için gerekli olmakla birlikte, henüz yaygınlaşmamıştır. Bunun ana sebebi yakıt sarfiyatının uzun uçuş menzillerine izin vermemesidir. Bu sebeple egzoz ısısının geri kazanımı (reküperasyon) büyük önem taşımaktadır. Ancak yüksek hızlı gaz akışının olduğu jet motor ana akış yoluna ısı değiştirici yerleştirmek büyük basınç kayıplarına sebep olmaktadır. Bu çalışmada basit bir U şekilli yassı kanal ile kompresör çıkış havasının sıcak egzoz gazı ile ön ısıtılması amaçlanmıştır. Bu sistemin başarımı ve basınç kaybını azaltma amaçlı bir optimizasyon çalışması bilgisayar simülasyon (hesaplamalı akışkanlar dinamiği-HAD) ve adjoint optimizasyon yöntemleri ile gerçekleştirilmiştir. Ele alınan temel bir ısı geri kazanım birimi geometrisinin ve bunun optimize edilmiş halinin motora olan karşılaştırmalı etkileri yer seviyesinde ve 10 km irtifada Mach 0,8 yatay uçuş hızında basit termodinamik çevrim modelinde incelenmiştir. Sonuç olarak yakıt tüketiminde ciddi bir azalma gözlemlense de basınç kayıplarının itkiye olan olumsuz etkisi daha büyüktür. Optimizasyon bu durumu iyileştirse de tersine çevirememiştir. Bu çalışmanın bundan sonraki egzoz ısı geri kazanım birimi tasarımları için kritik bir ön çalışma olması amaçlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler

Jet Motor, Rejenerasyon, Reküperasyon, Isı Geri Kazanım, Optimizasyon, Termodinamik Çevrim, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, İnsansız Hava Araçları, İHA.

Preliminary Design Optimization of a Recuperator for a Micro Turbojet Engine and Its Impact on the Engine Performance

ABSTRACT

The use of micro turbojets are required for high-speed unmanned aerial vehicles (UAVs), however typical levels of fuel consumption restricts flight range considerably. Even if recuperation may aid this situation, placing such a component in a jet (or gas turbine) engine main flowpath with high gas velocities creates substantial pressure losses and this deteoriates thrust. This study investigates a flat U-channel design for pre-heating of compressor exit gas prior to combustion chamber by the waste thermal energy of the exhaust gas. Simulations and adjoint optimization targeting pressure loss minimization are executed and the gross effects of the non-optimized and optimized recuperator performances are compared in a simple thermodynamic cycle model at take-off and Mach 0,8 level flight at 10 km altitude. It is shown that use of recuperation yielded to significant reduction in fuel consumption. However, adverse effects of the pressure losses on the thrust dominates the favorable effects of the heat management. The optimized design improves the situation, but cannot reverse in in favor of favorable effects. This study aims to present a critical preliminary study for future recuperator designs.

Keywords

Jet Engines, Regeneration, Recuperation, Optimization, Thermodynamic Cycle, Computational Fluid Dynamics, Unmanned Aerial Vehicles, UAV.

Geliş Tarihi : 31.10.2018
Kabul Tarihi : 04.02.2019

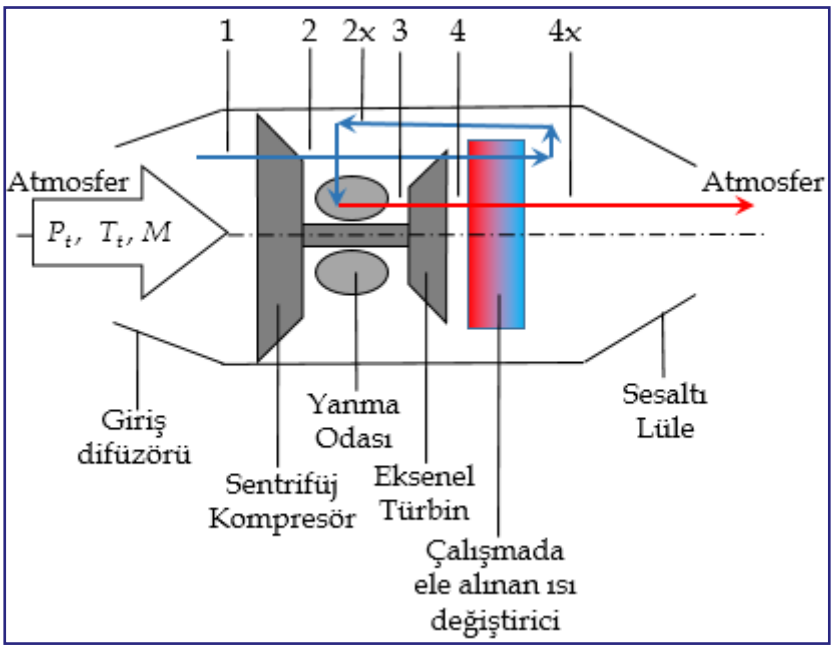
Hakyemez, D.Ç., Yıldırım, C., Acarer, S., Mikro Turbojet Motorları İçin Basit Egzoz Isı Kazanım Kanallarının Tasarım Optimizasyonu ve Motora Olan Etkileri, 14. Ulusal Tesisat Mühendisliği Kongresi Bildiriler Kitabı, sf. 918-929, 17-20 Nisan 2019.

1. GİRİŞ

Egzoz ısı geri kazanım ısı değiştiricileri (çalışmada "egzoz ısı geri kazanım birimi" olarak adlandırılacaktır) genellikle ısı transferi başarımları veya etkinlikleri açısından değerlendirilmektedirler. Halbuki genelde ihmal edilen basınç kayıpları, kompresöre ek yük getireceği için tıkanma sebebiyle debinin ve itkinin (veya gaz türbin motorunun üreteceği gücün) ciddi oranda düşmesine sebep olmaktadır. Yer seviyesinde bulunan motorlar için görece büyük ölçekli ve ağır sistemler yapılabileceği için basınç kayıplarını kontrol altında tutmak mümkündür. Ancak jet motorlarda küçük boyutlar ve hafiflik kritik önemde olduğu için basınç kayıplarını kontrol altında tutmak çok daha güç olmaktadır.

Isı geri kazanımı, pervane ile itki sağlanan insansız hava araçlarına (İHA) kıyasla çok daha yüksek hızlarda uçabilecek İHA'larda kullanılacak küçük jet motorlar için çok daha kritiktir. Bunun sebebi yakıt tüketiminin, jet hızının karesi ile artması sonucu uçuş menzilinin ciddi oranda azalmasıdır.

Verimliliğin öneminin son yıllarda artması ile literatürde büyük turbofan motorlar için ısı geri kazanımı ve kompresör ara soğutması için teorik çalışmalar yapılmıştır [1, 2, 3, 4, 5]. Bu çalışmalarda itki başına yakıt tüketiminin %10 seviyelerinde artabileceği öngörülmüştür. Yüksek hızlı (Mach>0,3) ancak görece düşük Reynolds sayılı türbülanslı gaz akışlarının olduğu mikro turbojet motorları için yapılan çalışmalar kısıtlıdır. Bu çalışma (önce deneysel veri ile doğrulanan) bilgisayar simülasyonları ve adjoint optimizasyon yöntemi kullanılarak basit bir ısı geri kazanım biriminin tasarlanması ve bunun etkisinin motor çevrimine olan etkisine yer seviyesinde kalkışta ve 10 km irtifada Mach 0,8 hızda uçuşta gösterilmesi amaçlanmıştır. Temel tanımlamalar ve çalışmada kullanılan numaralandırmalar Şekil 1.1'de gösterilmiştir. Kompresörden çıkan (2 numaralı istasyon) görece soğuk hava, egzoz gazı bölgesinden geçirilerek ön ısıtmaya tabi tutulacaktır ve yanma odasına sevk edilecektir (2x numaralı istasyon). Bu sayede yanma odasında daha az yakıt tüketilerek aynı türbin giriş şartlarına (3 numaralı istasyon) ısıtma gerçekleştirilebilir. Ancak gerek soğuk hava bölgesinde (2 ile 2x arasında), gerekse de egzoz gazı bölgesinde (sıcak akış tarafından eşanjör girişi olan 4 numaralı istasyon ile eşanjör çıkışı olan 4x numaralı istasyon arasında) açısından oluşacak basınç kayıpları itkiyi ciddi oranda azaltmaktadır. Bu sebeple bu çalışmada optimizasyon basınç kaybını minimize etmeye yönelik gerçekleştirilecektir. Optimize edilmeyen ve edilen tasarımların akış alanlarının incelenmesi ve motor üzerindeki etkilerinin termodinamik çevrim analizleri ile irdelenmesi amaçlanmaktadır. Bu sayede bu bildirinin gelecek tasarımlar için kritik bir ön çalışma olması amaçlanmıştır.



Şekil 1.1. Isı geri kazanımlı turbujet motoru için numaralandırmalar

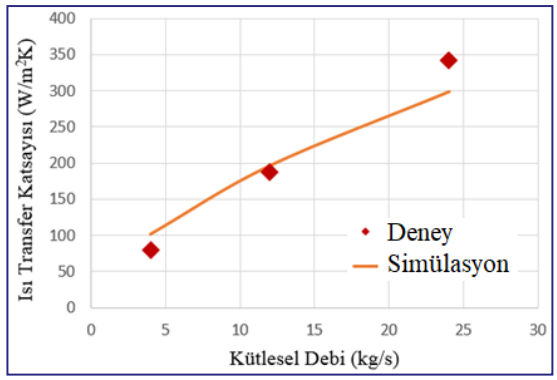
2. BİLGİSAYAR SİMÜLASYONLARI

2.1. Simülasyon Yöntemlerinin Deneysel Doğrulanması

Ele aldığımız egzoz ısı geri kazanım biriminde (reküperatör) analizinde ısı transferi içeren karmaşık bir geometri yapısı söz konusudur ve yüksek hızlı gaz akışı vardır. Simülasyonlar için ANSYS Fluent 18.2 paket programı kullanılmıştır. Reynolds-ortalanmış Navier-Stokes (RANS) çözümleri akıştaki kaotik ve küçük zaman-boyut ölçülerindeki (türbülanslı) yapıları Reynolds gerilmesi terimlerine hapsederek ciddi anlamda basitleştirme içerdiklerinden bu terimlerin ana akışa olan etkilerini ancak efektif vizkozite (vizkozite+türbülans vizkozitesi) yaklaşımıyla modelleyebilmektedirler. Bu sebeple benzer akış şartlarına sahip deneysel veriler ile doğrulama yapılması gerekmektedir.

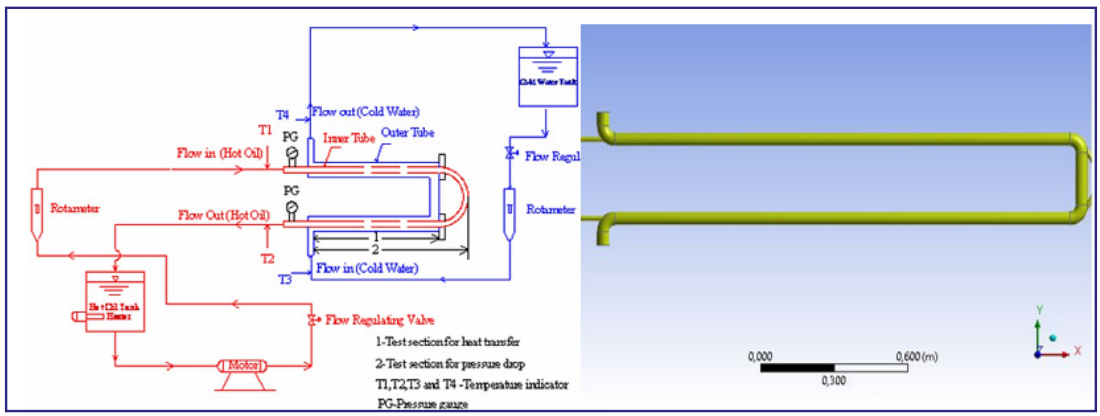
Dirseklere sahip borulu ısı ejanjörleri (akış ve ısı transferi fiziği) ve dirsek akışı (akış fiziği) ele aldığımız geometriyi simgeleyen ve hali hazırda deney verisine sahip iki basit geometridir. Bu akışlar sıkıştırılamaz (düşük hızlı) akışlar olsa da, türbülans etkilerinden arındırılmış yüksek hızlı ve sıkıştırılabilir akışların çözümü gaz dinamiği yasalarında ciddi basitleştirme içermediklerinden deneysel doğrulanmaya ihtiyaç duymadan doğru olarak yapılabilmektedir. Kısacası doğrulamada türbülans modelleme ve akış geometrisi önemli kabul edilip, sıkıştırılabilirlik etkilerinin bu doğrulamanın geçerliliğini bozmayacağı varsayılmıştır. U-büküm tipi boru analizi, deneysel kurulumu ve simülasyon modeli Şekil 2.1'de gösterilen referens [6]'da sunulan deneysel çalışma ile doğrulanmıştır.

Bu deneysel çalışmada kullanılan borular paslanmaz çelikten yapılmıştır. Bu eşanjörde iç borudan geçen yağ sıcak, dış borudan geçen su ise soğuk akışkandır. Çeşitli türbülans modellerinin başarımları incelendikten sonra, türbülans vizkozitesinin ampirik yolla türetilmiş türbülans kinetik enerjisi (k) ve özgül vizkoz ısı yayılımı (ε) değişkenlerini içeren kısmi diferansiyel denklem çözümleriyle elde edildiği k–ε realizable modelinde karar kılınmıştır. Şekil 2.2'de yağ tarafındaki ısı transferi katsayısının debiye balı değişimi deney ve simülasyon sonuçlarını karşılaştıracak şekilde sunulmuştur. Genel olarak bir RANS simülasyonundan beklenecek derecede uyumlu sonuçlar yakalanmıştır.

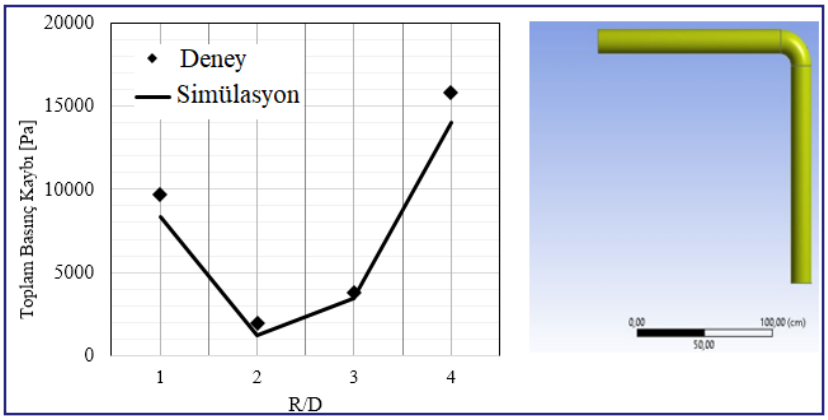


Şekil 2.2. Borulu ısı eşanjörü için simülasyon sonucu doğrulama grafiği

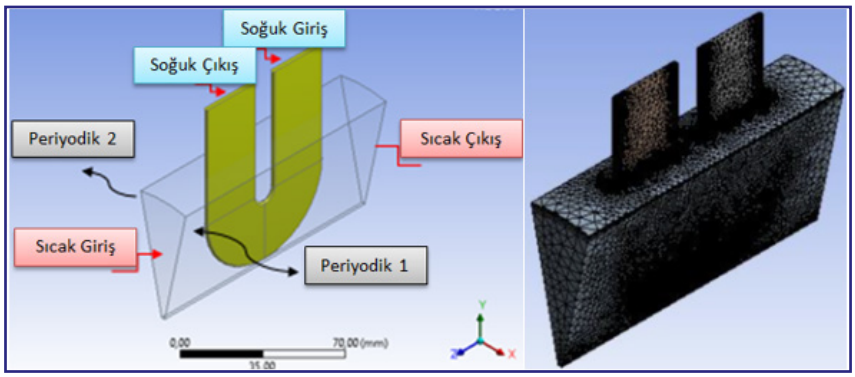
Yukarıda bahsedilen ısı değiştirici verisi ile doğrulama yapıldıktan sonra 90° eğimli dirsek geometrisinde deneysel veri [7] ile simülasyon sonuçları karşılaştırılmıştır. Sonuçlar Şekil 2.3'te sunulmuştur. Burada farklı türbülans modelleri incelense de bundan sonraki simülasyonlar için ısı değiştirici simülasyonlarında da kullanılan k–ε realizable modeli seçilmiştir.



Şekil 2.1. Doğrulamada kullanılan deneysel düzenek (referans [6]'dan alınmıştır) ve bunun bilgisayar ortamında simülasyonu için geometrik modeli



Şekil 2.3. Dirsek akışında simülasyon doğrulama grafiği (Deney sonuçları [7] numaralı kaynaktan alınmıştır)



Şekil 2.4. Simülasyon modeli (sol) ve ağ yapısı (sağ)

2.2. Egzoz Isı Geri Kazanım Biriminin Simülasyon Yöntemi

Bu çalışmada ele alınan egzoz ısı geri kazanım biriminin simülasyonları için yukarıda doğrulanmış RANS türbülans modeli kullanılmıştır. Hava ideal gaz olarak modellenmiştir. Yanmış yakıt bileşenleri tipik olarak havanın kütlesinin %2-3'ü olduğundan bunların etkisi ihmal edilmiştir. Isıl kapasite, ısıl iletkenlik ve vizkozite sıcaklığa bağlı modellenmiştir. Soğuk havanın geçtiği boru 1 mm et kalınlığına sahip Silikon Karbid (SiC) olarak belirlenmiştir. Giriş ve çıkışlarda Brayton Çevrimin analizinden elde edilen sınır şartları kullanılmıştır. Hesaplama modeli Şekil 2.4'te belirtildiği gibidir. Soğuk akışkanın geçtiği borular 18 adettir. Dolayısıyla bunlar periyodik olarak modellenmiştir. Temsili turbojet TEI TJ-90 turbojet motorunun türbin dış çapı (20 cm) sıcak havanın geçeceği bölgeyi belirlemiştir. Sınır şartları şekilde belirtildiği gibidir. Ağ yapısı aynı şeklin sağ tarafında gösterilmiştir. Duvar kenarına ince ağ yapısı atılarak termal sınır tabakanın mümkün olduğunca yakalanması amaçlanmıştır (y^+~1) ve duvardan uzaklaştıkça sonlu hacimler 1,2 oranında büyümüştür ve duvardan uzaklaştıkça yumuşak (hücre merkezleri arasındaki mesafe) geçişle tetrahedral hücrelere bağlanmışlardır.

2.3. Adjoint Optimizasyonu

Adjoint optimizasyonu, simülasyon esnasında seçilen bir hedef parametresinin geometriye olan hassasiyetinin hesaplanarak, o hedef parametresinin (ör.toplam basınç kaybı) minimize edilmesi için duvarların her ağ düğüm noktasında hangi yönde ve hangi miktarda hareket etmesi gerektiğini hesaplanan türevlere dayanarak tahmin eder. Bu çalışmada basınç kaybını en az indirmek amaçlanmıştır. Aynı anda ısı transferi de hedef parametre yapılabilecek olsa da, ısı transferi (benzer ısı transferi alanlarına sahip) şekilden çok daha fazla oranda yüzey alanına bağlı olduğu için büyük iyileştirmeler sağlamak mümkün olmayacaktır. Optimizasyonu daha hızlı gerçekleştirebilmek için 2-Boyutlu model ele alınmıştır ve sadece U dönüşe

sahip soğuk hava kanalı ele alınmıştır. Duvarlara sabit yüksek sıcaklık verilmiştir ve optimizasyon basınç kaybı için yapılmıştır. 2 boyutta düşük basınç kaybı sağlayan geometrinin üç boyutta da benzer performansı göstereceği beklenmektedir.

3. BRAYTON ÇEVRİMİ HESAPLAMALARI

Egzoz ısı geri kazanım biriminin turbojet motoruna olan etkisini öğrenmek için temel Brayton çevrimi hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Bu çevrimde türbin sadece kompresöre güç sağlamaktadır ve elde edilen basınçlı ve yüksek sıcaklıklı gaz bir lüleden geçirilerek jet itki sağlamaktadır. Analiz için referans alınan jet motorunun kompresör basınç oranı (4) ve türbin giriş sıcaklığı (1200 K) yaklaşık olarak bilinmektedir. Bu değerler tipik değerlerdir. Motordaki konumların numaralandırmaları Şekil 1.1'de tanımlanmıştır. Kompresör, türbin ve lüle için çıkış sıcaklık, basınç değerleri Eşitlik 1 kullanılarak hesaplandı (kompresör ve türbinde 2. kanun veriminin tanımı gereği ideal durumda izentropik işlem ele alınmıştır). Kompresör ve türbinde sıcaklığın ve basıncın gerçek değerleri kompresör ve türbinin verimleri kullanılarak 2 ile 3. eşitlik kullanılarak elde edilmiştir. Burada kompresör ve türbinin basınç oranları ve verimleri geçecek debiye, dolayısıyla sistemdeki dirence bağlıdır. Ancak burada kompresör ve türbin isterler için tasarlanacağı için bunların maksimum verim noktasında çalıştığı varsayılacaktır. Küçük bir motorda (dış çap ~20 cm) vizkozite etkileri akışın atalet kuvvetlerine göre güçlü olacaktır (Re küçük). Dolayısıyla tipik verimler kompresör için %75, türbin için %80'dir. Bu çalışmada da bu değerler alınacaktır.

$$\Delta s = \left(s_{t-çıkış} - s_{t-giriş}\right) = c_p \ln\frac{T_{t-çıkış}}{T_{t-giriş}} - R \ln\frac{P_{t-çıkış}}{P_{t-giriş}} \quad (1)$$

Burada s_t toplam özgül entropi, c_p sabit basınçta havanın ısıl kapasitesi, P_t ve T_t gazın toplam basınç ve sıcaklığıdır.

$$n_{comp} = \frac{W_s}{W_a} = \frac{H_{2s} - H_1}{H_{2a} - H_1} \quad (2)$$

Burada W_s ideal özgül iş, W_a gerçek özgül iş, H_2 kompresör çıkış toplam entalpisi, H_1 kompresör giriş toplam entalpisidir.

$$n_{turb} = \frac{W_a}{W_s} = \frac{H_3 - H_{4a}}{H_3 - H_{4s}} \quad (3)$$

Burada H_3 türbin giriş toplam entalpisi, H_4 türbin çıkış toplam entalpisidir. Mach Sayısı Eşitlik 4 kullanılarak hesaplanmıştır:

$$M = V/a \quad (4)$$

Burada V jet hızı, a havanın yerel ses hızıdır. Ses hızı ise ideal gazlarda (hava) statik sıcaklığa (T_s) bağlıdır:

$$a = \sqrt{\gamma R T_s} \quad (5)$$

İtki hesabında lülenin basınçlı havayı atmosferik basınca genleştirdiği varsayılmıştır. İtki için kullanılan momentum denklemi aşağıdaki gibidir:

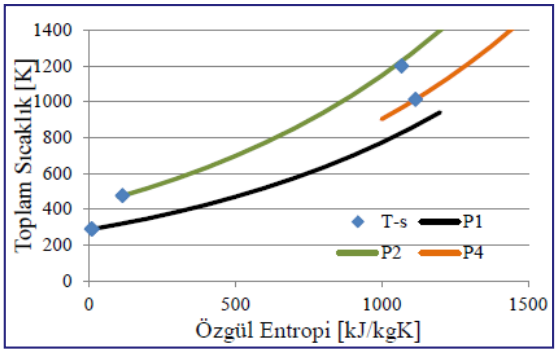
$$F_{itme} = (\dot{m}V)_9 - (\dot{m}V)_0 + (P_9 - P_0)A_9 \quad (6)$$

4. BULGULAR ve DEĞERLENDİRMELER

Çalışmanın amacı yakıt tasarrufu yaparken itki kuvvetindeki azalmayı (geri kazanım birimindeki basınç kaybı sebebiyle) minimum düzeyde tutmaya çalışmak olduğundan yukarıda bahsedilen simülasyonlar ve çevrim hesaplamaları kullanılarak ısı geri kazanımsız temel motor ile basit ve optimize edilmiş ısı geri kazanım birimi eklenmiş durumlar karşılaştırılmıştır. Temel turbujet çevrim sonuçları Tablo 4.1'de gösterilmiştir. Buna ait T-s diyagramı Şekil 4.1'de gösterilmiştir.

Tablo 4.1. Temel (Isı Geri Kazanımsız) Turbojetin Tasarım Parametreleri Ve Termodinamik Çevrim Değerleri

Turbojetin Tasarım Parametreleri			Brayton Çevrimi Sonuçları		
T_{tmaks}	K	1200	Tt_{2s}	K	428.1893
T_{tmin}	K	288.15	Tt_2	K	474.869
$r_p = P_{t2}/P_{t1}$		4	Tt_4	K	1013.281
$\dot{m}$	kg/s	1.55	Tt_{4s}	K	966.6012
$D_{dış}$	mm	200	$P_{t2}=P_{t3}$	kPa	405.300
γ (c_p/c_v)		1.40			
$\eta_{türbin}$		0.8	Pt_4	kPa	224.232
$\eta_{kompresör}$		0.75	Pt_1	kPa	101.325
P_{t1}	Pa	101.325	Pt_2	kPa	405.300
c_p	J/kgK	1005	Pt_3	kPa	405.300
R	J/kgK	287	Pt_{4s}	kPa	175.831



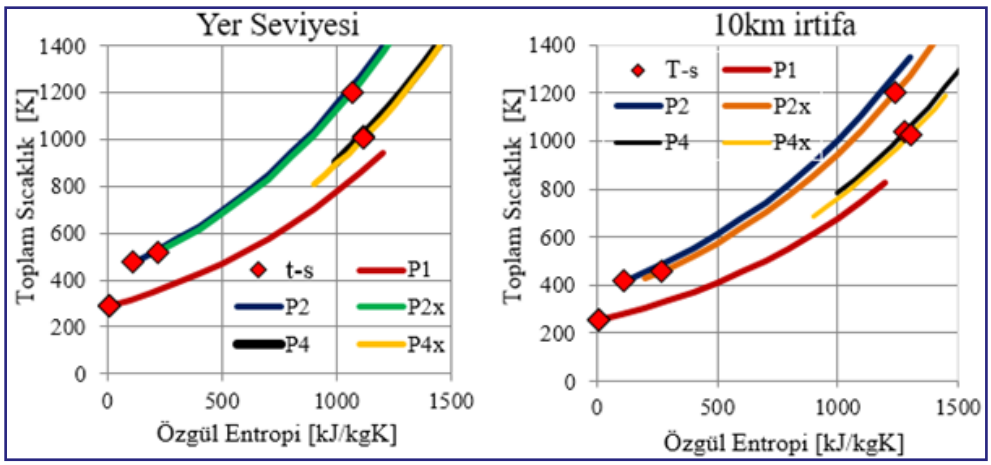
Şekil 4.1. Temel turbojetin Brayton çevrimi T-s diyagramı

Optimizasyon öncesinde öncelikle Şekil 2.4'te gösterilen basit yassı ve U-dönüşlü boru şekli kullanılmıştır. Bunun çevrime olan etkisi gösterildikten sonra optimize edilmiş ısı geri kazanım birimi sonuçları sunulacaktır. Tablo 4.2 ve Şekil 4.2'de temel turbojet ile ısı geri kazanımlı (optimize edilmemiş) turbojet motor çevrim değerleri verilmiştir. Isı geri kazanım biriminin simülasyon sonucu elde edilen verilerle basınç kaybına sebep olduğu ve bunun itkiyi kalkışta %19, 10 km irtifada Mach 0,8 uçuşta %30 azalttığı görülmektedir. Ancak yakıt tüketiminde yer seviyesinde %5,9, 10 km irtifa uçuşta %5,5 azalma olduğu görülmektedir. Bundan sonra optimizasyon ile bu değerlerin iyileştirilmesine çalışılacaktır.

Bu aşamada yöntemler kısmında bahsedilen adjoint optimizasyonu ile soğuk havanın geçtiği yassı borunun profil şeklinin optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon sonucu Şekil 4.3'te sunulmuştur. İlk tasarlanan ve optimize edilmiş ısı geri

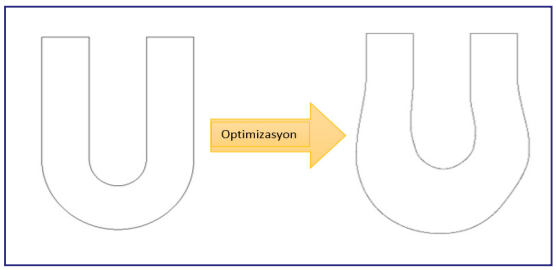
Tablo 4.2. Deniz Seviyesinde Kalkışta (üst) ve 10 km İrtifada Mach=0,8 Uçuş Hızında (alt) Turbojet ve Optimize Edilmemiş Isı Geri Kazanımlı Turbojet Jet Bölgesinin Karşılaştırmalı Sonuçları

YER SEVİYESİ	a. Turbojet	b. Isı Geri Kazanımlı Turbojet
Jet Mach	1.13	0.886
T_s (K)	807.63	856.89
a (m/s)	569.65	586.77
V_{jet} (m/s)	642.95	520.17
A_{jet} (m^2)	0.00551	0.00723
İtki (N)	1013.86	820.26
ρ (kg/m^3)	0.44	0.41
Q (j/s)	1129572.81	1065719.09
D_{jet} (m)	0.042	0.048
Yakıt debisi (kg/s)	0.0269	0.0253
10 km İRTİFA	**a. Turbojet**	**b. Isı Geri Kazanımlı Turbojet**
Jet Mach	1.19	0.796
T_s (K)	807.64	883.6
a (m/s)	569.66	595.84
V_{jet} (m/s)	678.73	474.22
A_{jet} (m^2)	13.14	20.57
İtki (N)	1052.04	735.04
ρ (kg/m^3)	0.00017	0.00016
Q (j/s)	1222822.33	1158968.6
D_{jet} (m)	2.045	2.56
Yakıt debisi (kg/s)	0.0291	0.0275



Şekil 4.2. Optimize edilmemiş temel ısı geri kazanım birimine sahip turbojetin çevrim T-s diyagramları (yer seviyesi kalkış sağda, 10 km irtifa ve Mach 0,8 uçuş hızı solda)

kazanım biriminin 3 boyutlu simülasyonlar sonucu elde edilen başarımları Tablo 4.3'te sunulmuştur. Optimizasyon sonucu basınç kaybının soğuk akışkan tarafında %40 azaldığı görülmüştür. Ancak ısı transferi açısından bir kötüleşme olmuştur. Isı transferini hedef parametre olarak seçmemenin olumsuz yanı burada kanıtlanmıştır. Hem basınç kaybı hem de ısı transferinin hedef parametreler olması gerektiği bundan sonraki çalışmalar için ortaya çıkmaktadır. Bunun sebebi ısı transferi alanının da basınç kaybını azaltmak için ciddi oranda değişmesidir. Bunların yer seviyesi ve 10 km irtifada termodinamik çevrime etkisi ise Tablo 4.4'te sunulmuştur.



Şekil 4.3. İlk tasarlanan soğuk hava ısı geri kazanım borusu ve optimizasyondan sonra oluşan basınç kaybını azaltan geometri

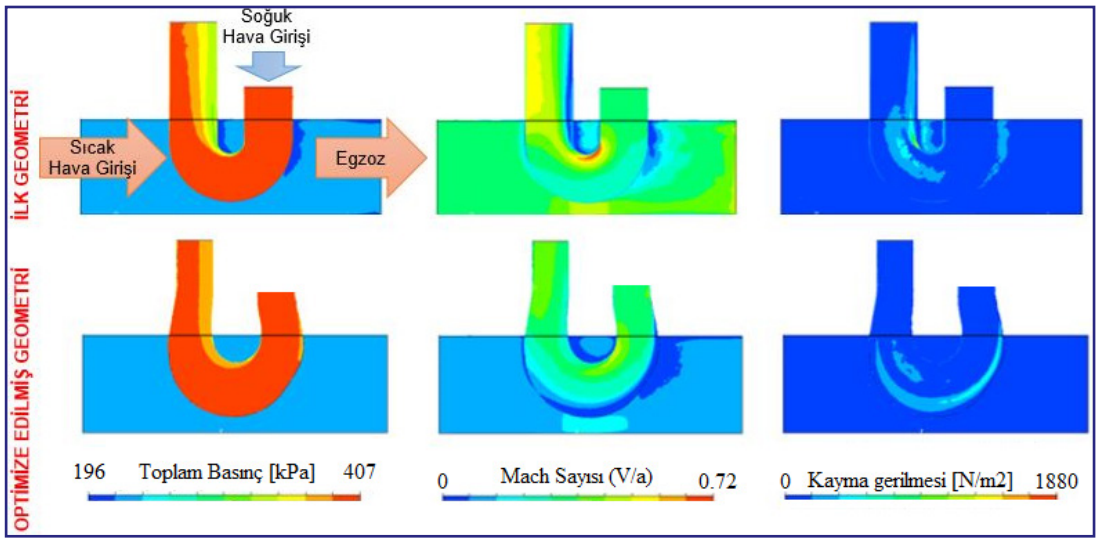
Elde edilen sonuçlara optimizasyon sonucunda itki kuvveti kaybı ısı geri kazanımsız turbojete kıyasla yer seviyesinde/10km irtifada %19 / %30 kayıptan %16,6 / %27 kayba düşmüştür. Yakıt tüketimi ise %5,9 / %5,5 kazançtan %3,3 / %3,8 kazanca düşmüştür. İtki ve yakıt tüketiminin yanı sıra Mach sayısı, toplam basınç ve kayma gerilmeleri alanları da Şekil 4.4'te karşılaştırılmıştır. Buna göre toplam basınç kayıplarının ciddi oranda azaldığı buradan da görülmektedir. Buna sebep olarak da Mach sayısı ve kayma gerilmesi dağılımındaki iyileşmeler gösterilebilir.

Tablo 4.4. Deniz Seviyesinde Kalkışta (Üst) Ve 10 km İrtifada Mach 0,8 Uçuş Hızında (Alt) Optimize Edilmemiş Isı Geri Kazanımlı (Sol) Ve Optimize Edilmiş Isı Geri Kazanımlı (Sağ) Turbojet Karşılaştırmalı Sonuçları (Özellikler Jet Bölgesi İçin)

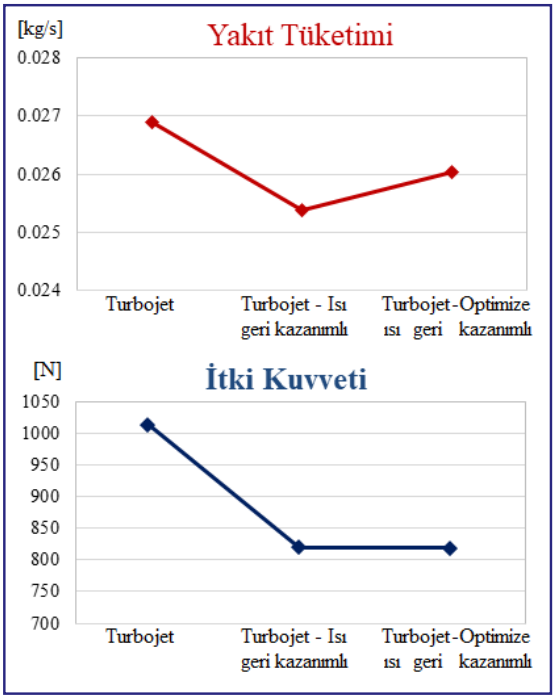
YER SEVİYESİ	a. Isı geri kazanımlı turbojet	b. Optimize edilmiş ısı geri kazanımlı turbojet
Jet Mach	0.886	0.92
T_s (K)	856.89	849.91
a (m/s)	586.77	584.38
V_{jet} (m/s)	520.17	536.63
A_{jet} (m^2)	0.00723	0.00695
İtki (N)	820.26	845.76
ρ (kg/m^3)	0.41	0.42
Q_{in}(kW)	1066	1094
D_{jet} (m)	0.048	0.047
Yakıt debisi (kg/s)	0.0253	0.0260
10 km İRTİFA	**a. Isı geri kazanımlı Turbojet**	**b. Optimize edilmiş ısı geri kazanımlı turbojet**
Jet Mach	0.796	0.88
T_s (K)	883.6	875.18
a (m/s)	595.84	593
V_{jet} (m/s)	474.22	525
A_{jet} (m^2)	0.021	0.0018
İtki (N)	735.04	760
ρ (kg/m^3)	0.16	0.16
Q_{in} (kW)	1159	1187
D_{jet} (m)	0.026	0.024
Yakıt debisi (kg/s)	0.0275	0.0280

Tablo 4.3. İlk Tasarlanan ve Optimize Edilmiş Isı Geri Kazanım Biriminin Üç Boyutlu Simülasyonlar Sonucu Elde Edilen Yer Seviyesinde Kalkış Esnasındaki Başarımları

		İlk ısı geri kazanım birimi	Optimize edilmiş ısı geri kazanım birimi
SOĞUK TARAF	Basınç kaybı	30.44 kPa	18.2 kPa
	Sıcaklık artışı	41 K	22.85 K
SICAK TARAF	Basınç kaybı	41.5 kPa	48.03 kPa
	Sıcaklık düşüşü	10.3 K	20.1 K



Şekil 4.4. İlk tasarlanan ve optimize edilmiş reküperatörün basınç, Mach sayısı ve kayma gerilmesi CFD simülasyonlarının karşılaştırılması



Şekil 4.5 İtki kuvveti ve yakıt tüketimi karşılaştırmaları

Özet olarak, bu çalışmanın iki ana amacı olan yakıt tüketimi ve itki kuvveti grafikleri Şekil 4.5'te yer seviyesinde karşılaştırılmalı olarak sunulmuştur. 10 km irtifada Mach 0,8 hızda uçuş için de benzer yönelimler vardır. Şekillerde temel turbuojet, optimize edilmemiş ısı geri kazanım birimine sahip ve optimize edilmiş ısı geri kaznaım birimine sahip turbojet motoru itki ve yakıt tüketimi sonuçları kıyaslanmıştır. Buna göre ısı geri kazanımı bu çalışmadaki haliyle yakıt tüketimini azaltsa da itkide daha büyük kayba sebep olmaktadır. Isı transferinin etkisinin basınç kaybına göre daha yüksek olduğu durumda ancak net bir iyileşme sağlanacaktır.

SONUÇ

Bu çalışmada basit bir mikro turbojet motoru için basit şekilli ve temel bir ısı geri kazanım birimi tasarımı ve optimizasyonu amaçlanmıştır. Bu birim yanma odası öncesi ön ısıtma ile yakıt tüketimini azaltsa da borulardaki ek basınç kayıpları motorda kompresöre ek yükleme getirdiği için tıkanmaya sebep olmaktadır. Bu sebeple jet motorun itki kuvveti düşmektedir. Bunun önüne geçmek için bilgisayar simülasyonları ve adjoint optimizasyon yöntemi ile bu tasarımdaki basınç kayıplarının minimize edilmesi amaçlanmıştır. Optimize edilmiş ve edilmemiş ısı geri kazanım birimlerinin simülasyonlar ile elde edilen ısı transferi ve basınç kaybı başarımları termodinamik çevrimde incelenmiştir. Buradaki sonuçlardan basınç kaybının sebep olduğu itki kaybının yakıt tüketimindeki iyileşmeden daha baskın olduğu gözlemlenmiştir. Optimizasyon itki açısından iyileşmeler sağlasa da bu sonucu geri çevirememiştir. Daha çok burguya (uzun boruya ve U dönüşüne) sahip bir ısı değiştiricide hem basınç kaybını azaltmayı hem de ısı transferi-

ni arttırmayı amaçlayan çok amaçlı optimizasyon yapılması gerekmektedir. Bu çalışma, etkili bir egzoz ısı geri kazanım birimi tasarlanması için bir ön çalışma olarak sunulmuştur.

KAYNAKLAR

[1] A. Goulas, S. Donnerhack, M. Flouros, D. Misirlis, Z. Vlahostergios ve K. Yakinthos, "Thermodynamics Cycle Analysis, Pressure Loss, and Heat Transfer Assessment of a Recuperative System for Aero-Engines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Cilt 137, no. 4, p. 041205, 2015.

[2] L. Xu, K. Kyprianidis ve T. Grönstedt, "Optimization Study of an Intercooled Recuperated Aero-Engine", Journal of Propulsion and Power, Cilt 29, no. 2, pp. 424-432, 2013.

[3] K. Kyprianidis, T. Grönstedt, S. Ogaji, P. Pilidis ve R. Singh, "Assessment of Future Aero-Engine Designs with Intercooled and Intercooled Recuperated Cores", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Cilt 133, no. 1, p. 011701, 2011.

[4] K. Kyprianidis, A. Rolt ve T. Grönstedt, "Multidisciplinary Analysis of a Geared Fan Intercooled Core Aero-Engine", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Cilt 136, no. 1, p. 011203, 2014.

[5] A. Alexiou, I. Roumeliotis, N. Aretakis, A. Tsalavoutas ve K. Mathioudakis, "Modeling Contra-Rotating Turbomachinery Components for Engine Performance Simulations: The Geared Turbofan With Contra-Rotating Core Case", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Cilt 134, no. 11, p. 111701, 2012.

[6] A. Yadav, "Effect of Half Length Twisted-Tape Turbulators on Heat Transfer and Pressure Drop Characteristics inside a Double Pipe U-Bend Heat Exchanger", Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering, Cilt 3, no. 1, pp. 17-22, 2009.

[7] R. Fox, P. Pritchard ve A. McDonald, Introduction to Fluid Dynamics (7th Ed.), Asia: John Wiley&Sons, 2010.