DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
FEN VE MÜHENDİSLİK DERGİSİ
Cilt/*Vol.*:18■ No/*Number*:3■Sayı/*Issue*:54■Sayfa/*Page*:562-579■ EYLÜL 2016 / *Sep 2016*
DOI Numarası (DOI Number): 10.21205/deufmd.2016185422

Makale Gönderim Tarihi (Paper Received Date): 26.01.2016 Makale Kabul Tarihi (Paper Accepted Date): 05.05.2016

BİR MİKRO TURBOJET MOTORUN TERS MÜHENDİSLİK İLE İNCELENMESİ

(INVESTIGATION OF A MICRO TURBOJET ENGINE VIA REVERSE ENGINEERING)

Ramiz Ömür İÇKE[1] , Onur TUNÇER[2],

ÖZ

Tersine mühendislik bir aygıt, nesne veya sistemin teknolojik çalışma prensiplerini keşfetme sürecidir. Bu çalışma, özellikle bir mikro turbojet motorun ters mühendisliği üzerine odaklanmaktadır. İlk olarak, gaz türbin motorunun bileşenleri üç eksenli bir optik tarayıcı kullanılarak taranmış ve dijital nokta bulutu formatına dönüştürülmüştür. Sonra, motor parçalarının katı modeli bilgisayar destekli çizim (CAD) ortamında bu verilerden tekrar inşa edilmiştir. Daha sonra, her bir bileşenin performans haritası ya hesaplanmış, yahut davranışlarına uygun olarak belirli varsayımlar yapılmıştır. Tasarım noktası ve tasarım noktası haricindeki motor performansı, parametrik çevrim analizi ile hesaplanmıştır. Ters mühendislik ile elde edilen sonuçlar üretici tarafından bildirilen motor performans parametreleri ile uyumludur. Dolayısıyla bu çalışma, tasarımın sıfırdan başlanarak yapılmasının pratik olmadığı zamanlarda ters mühendislik prosedürünün kullanımını göstermektedir. Bu yaklaşım, yeni bir tasarım için toplam tasarım döngüsü süresini azaltabilir.

Anahtar Kelimeler: turbojet motor, tersine mühendislik, performans

ABSTRACT

Reverse engineering is the process of discovering the technological working principles of a device, object or system. This paper in particular, focuses on the reverse engineering of a micro turbojet engine. First, components of a gas turbine engine are scanned and transformed into digitized point cloud format utilizing a three axis optical scanner. Next, solid geometry of the engine parts were re-constructed in computer aided drafting (CAD) environment from these data. Furthermore, performance maps of individual components are either calculated or certain assumptions were made as to their behaviour. On and off design point engine performance has been determined through a parametric cycle analysis. Obtained results are in line with the reported performance parameters of the reverse engineered engine. This case study demonstrates the use of reverse engineering procedures, when designing from scratch would not be as practical. This approach can cut down the overall turnover time for a new design.

Keywords: *turbojet engine, reverse Engineering, performance*

[1] İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, İSTANBUL, icker@itu.edu.tr

İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, İSTANBUL, tuncero@itu.edu.tr (sorumlu yazar)

1. GİRİŞ

Mikro turbojet motoru, küçük ölçekli İHA'larda (insansız hava aracı) itki sağlamak için kullanılabilen küçük ölçekli bir gaz türbin motorudur. Mikro jet motorlar güvenilir, maliyeteri düşüktür ve bu motorların hedef ve gözetleme platformları gibi askeri uygulamalar için son derece elverişli olduğu göz önüne alınmalıdır [1,2].

Küçük ölçekli gaz türbinleri ile normal boyuttakiler arasında çalışma prensibi açısından herhangi bir farklılık bulunmamakla beraber, boyutların küçülmesinden kaynaklanan bazı varsayım farklılıkları bulunmaktadır. van Den Braembussche [3] göze çarpan sorunları aşağıdaki gibi sıralamıştır.

• Büyük gaz türbinleri ile küçük ölçekli gaz türbinleri arasında ciddi boyut farkları olduğundan Reynolds sayısı bu iki sınıf arasında önemli farklılık göstermektedir.
• Küçük ölçekli gaz türbinlerinin bileşenleri arasında hatırı sayılır ölçüde ısı geçişi olmaktadır. Büyük gaz türbinleri için bu durum yok sayılabilecek mertebededir.
• İmalattan veya küçük ölçekli gaz türbinlerinin mekanik tasarımından kaynaklı geometrik ve mekanik kısıtlar büyük motorlara oranla daha fazladır.

Reynolds sayısının düşük olması büyük verim kayıplarına yol açmaktadır. Boyut itibariyle de küçük ölçekli gaz türbinlerinin Reynolds sayılarının düşük olması normal bir durumdur. Reynolds sayısının (120,000'den 2,000'e) azalması sebebiyle %10'a kadar varan verim düşüşü Casey [4] tarafından kaydedilmiştir. Yüzey pürüzlülüğünün hidrolik yarıçapa oranı arttıkça, sürtünme kayıpları da buna paralel olarak artmaktadır. Bu durumun temel sebebi ise döküm veya talaşlı imalat gibi üretim süreçlerinin belirli bir yüzey pürüzlülük değerinin altına inememesidir. Bu durumdan kurtulabilmek için çeşitli yüzey iyileştirme işlemlerinin uygulandığı da bilinmektedir.

Küçük ölçekli gaz türbinlerinin tasarımıyla ilgili bir diğer çok karşılaşılan sorun ise bileşenlerin yüzey/hacim oranlarının büyük olmasından ötürü ısı geçişinin büyük gaz türbinleri gibi ihmal edilebilir olmamasıdır. Bu sebeple yüksek sıcaklığa ulaşılan uygulamalarda kompresör adyabatik olarak modellenemez [5]. Kompresör dış duvarlarının 1000 K sıcaklığa ulaştığı küçük ölçekli gaz türbini deneyinde ısıl farklılıklar sebebiyle %20 ile %40 arası verim düşüşü kaydedilmiştir [6-8]. Bu boyuttaki motorlarda verim kaybını önlemek için kompresör dış duvarlarına termal izolasyon yapılması oldukça önemlidir [9].

Motor boyutu küçüldükçe, kanat ucu açıklığının kanat boyuna oranı arttığı için bu açıklıktan kaçan kaçak hava debisinin toplam hava debisine oranı da artmaktadır. Çark boyutunun küçülmesiyle birlikte yataklama elemanlarının küçük kanat ucu açıklığı değerlerini sağlaması zorlaşmaktadır. Bu durum imalat toleranslarının ve kullanılan yataklama teknolojisinin bir sonucudur [10]. Bunun yanı sıra kanatların göbeğe bağlandığı noktada bulunan dolgunun yarıçapının kanat boyuna oranı da artmaktadır. Bu sebeple kanadın iş yapabilme kapasitesi düşmekte dolayısıyla verimi de azalmaktadır.

Mikro ölçekte turbojet motorlarının karakterizasyonları üzerine çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Örnek bir çalışma için okuyucu [11] numaralı referansa yönlendirilebilir. Bu çalışmada ise bir mikro turbojet motorun karakterizasyonundan ziyade, tersine mühendislik süreci ile yeniden tasarımı ele alınmaktadır. Bu çalışmada kullanılan motorun bir görüntüsü Şekil 1'de gösterilmiştir. Bu motor daha ziyade eğitim amaçlı kullanılmaktadır. Motor, bir

santrifüj kompresöre, tek kademeli eksenel türbine, annüler (halkasal) bir yanma odasına, ve yakınsak bir lüleye sahiptir. Açık Brayton çevrimi esasına göre çalışır. Motorda yakıt olarak kerosen kullanır. Hibrit yatağı yakıta eklenen küçük bir miktar türbin yağı ile yağlandığından ayrı bir yağ deposu gerektirmez. Bu da kullanım kolaylığı sağlar. Motor önceden programlanmış ve ayarlanabilen bir elektronik kontrol ünitesine (FADEC) sahiptir. Bu ünite motor kontrolünde belirli özellikler sağlar, mesela; motor başlatma ve kapatma seçenekleri, veri görüntüleme, alma ve depolama, egzoz gaz sıcaklığı (EGT), şaft devir hızı ve motor durumu görüntüleme v.b. Buradan istenilen veriler bir kişisel bilgisayara aktarılabilir.



Şekil 1. Simjet Mikro Turbojet motor

Bu çalışmada motor parçaları, bilgisayar destekli çizim (CAD) ortamında tekrar oluşturulmakla kalmamış, ayrıca motor performans parametreleri de detaylı bir döngü analizi ile tekrar ele alınmıştır. Özgül yakıt tüketimi, özgül itki, termal verim ve itki verimi gibi performans ölçütleri, çevrim analizinin birer çıktısı olarak hesaplanmıştır. Elde edilen performans verileri ile üreticinin verdiği değerlerler karşılaştırılmıştır. Ters mühendislik yaklaşımı, tasarıma sıfırdan başlamak yerine yeni bir mikro ölçekli havacılık motoru tasarımı için gerekli iterasyon (özyineleme) süresini önemli ölçüde azaltacaktır.

2. KATI MODELLEME

Motor parçalarının geometrik özelliklerini belirlemek için, motorun parçaları sökülüp, üç eksenli bir optik tarayıcı (ATOS HR 3D) ile Şekil 2'de gösterildiği gibi taranmıştır. Optik tarayıcılar, yapılandırılmış ışık kullanma temeliyle çalışırlar. Belirli bir aydınlık/karanlık örüntüsü nesne üzerine yansıtılır ve bir kamera, parçanın gerçek görüntüsünün resmini kaydeder. Sistem iki kameradan oluşur. Kameraların biri parçayı bilinen örüntü ile aydınlatan bir ışık kaynağı gibi hareket ederken, diğer kamera parçanın resmini kaydeder [12]. Sadece karmaşık geometriye sahip parçalar taranmış, karmaşık geometriye sahip olmayan diğer parçalar ise basitçe bir kumpas ile ölçülmüştür. Bu işlemdeki zorluk, taramadan elde edilen nokta bulut verilerini bir bilgisayar destekli çizim (CAD) modeline dönüştürmektir. Bu yüzden nokta bulut modelleri katı parçalara dönüştürülür. Ticari bir CAD programı hem geometrik modelleme, hem de montaj için kullanılmıştır.

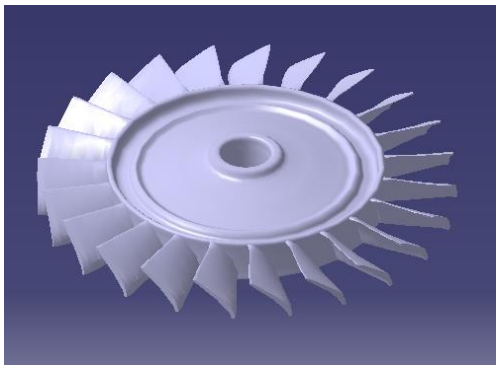
Şekil 3'te motora ait eksenel türbin görülmektedir. Türbin, kendisiyle aynı şaft üzerinde bulunan radyal kompresör tarafından tüketilen gücü üretir. Bu parça, yüksek sıcaklık dayanımı için inconel alaşımından üretilmiştir. Bıçak profili kökten uca optimum bıçak yüklemesi ve verimi için biraz değişiklik gösterir.

Şekil 4'te santrifüj (radyal) kompresör çarkı gösterilmektedir. Radyal kompresörler, tek kademede eksenel kompresörlere göre daha yüksek basınç oranları sağlar. Bir santrifüj kompresör tarafından oluşturulan basınç oranı, küçük bir gaz türbini için 3 ila 7 arasında

değişmektedir [13]. Ayrıca santrifüj kompresörün çalışma hızı, diğer kompresör türlerine göre daha yüksektir ve giriş akışındaki bozuntulara karşı da daha duyarsızdırlar.

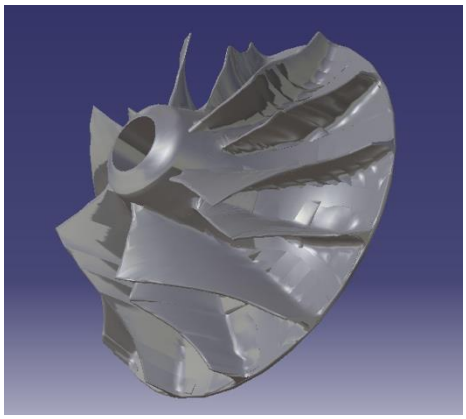


Şekil 2. Optik Tarayıcı



Şekil 3. Eksenel türbin

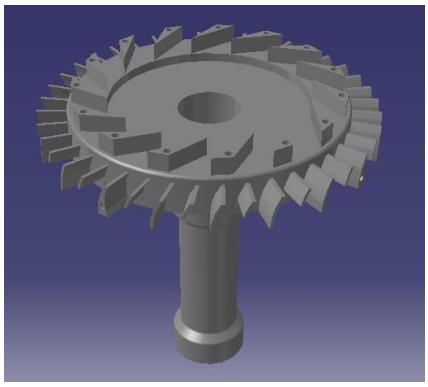
Bir santrifüj kompresör çarkının geometrisi, eksenel kompresör çarkına nazaran daha basittir. Sonuç olarak, üretim maliyetleri daha düşüktür. Genel olarak bakıldığında, düşük maliyet, geniş çalışma zarfı ve yüksek basınç oranları gerektiren mikro turbojet motor gibi kompakt sistemler için radyal kompresörler en iyi seçeneği oluştururlar [14].



Şekil 4. Santrifüj kompresör çarkı

Ayırıcı bıçaklar, çarkların diğer önemli parçasıdır. Ayırıcılar ana bıçakların arasına çevresel olarak yerleştirilir. Bu Şekil 4'te görülebilir. Ayırıcı bıçaklar, verim ve basınç oranı

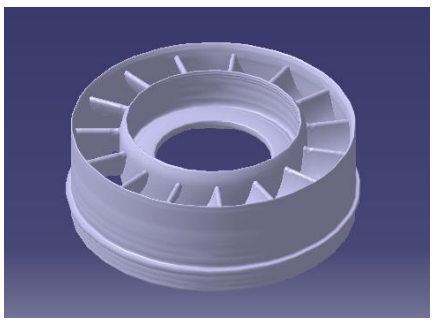
açısından genel performansı arttırmak maksadıyla kullanılırlar. Ayırıcı bıçaklar, ana bıçaklardaki yükü azaltırlar fakat geometrilerine bağlı olarak ek kayıplar da oluşturabilirler [14]. Bunu sınır tabaka yapısını değiştirerek yaparlar. Ayrıca bu tasarımında arkaya doğru süpürülmüş bıçaklar kullanılmıştır. Bu çarka karşılık gelen difüzör ise Şekil 5'te gösterilmektedir. Bu parça, akımın kinetik enerjisini basınca dönüştürür. Şekil 6'da gösterilen türbin istikamet vanesi ise, maksimum miktarda iş elde edilebilmesi için, rotor girişinden önce akışın yönünü değiştirir.



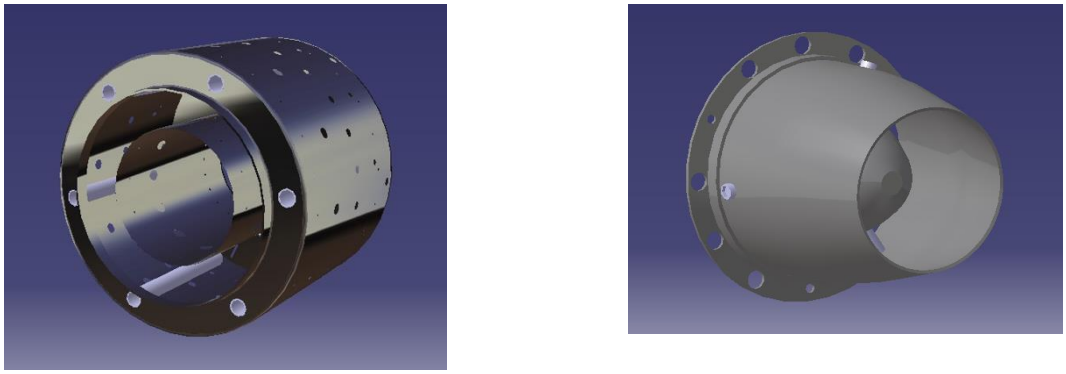
Şekil 5. Kompresör difüzörü

Motorun yanma odası Şekil 7'de gösterilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi, bu halkasal bir yanma odasıdır. Bu yüzden, tüm yanmanın gerçekleştiği sadece tek bir hacim mevcuttur. Halkasal yanma odaları, hacimsel ısı açığa çıkışı yönünden avantajlıdır. Tipik bir gaz türbini yanma odasının 200 - 400MW.m^{-3}'lük bir hacimsel ısı açığa çıkışı miktarına sahip olduğunu belirtmek gerekir [15,16].

Halkasal yanma odaları daha az hacim kapladıklarından, havacılık uygulamalarında son derece önemli olan ağırlıktan da kazanç sağlarlar. Ayrıca, halkasal yakıcılardaki alev kararlılığı boru-halka ve diğer tasarımlara kıyasla daha iyidir. Yakıt buharı, yakıcı içerisinde on iki adet açısal olarak birbirine eşit mesafede yerleştirilmiş buharlaşma borusu tarafından beslenir. Tutuşturma ise, dış kartere yerleştirilmiş bir kızdırma bujisi ile sağlanır. Yanma odası iç ve dış karterlerindeki delikler, uygun bir hava akışı yapısını, verimli ve kararlı bir yanmayı, yeterli duvar soğutmasını sağlarlar ve yanma odası çıkışında uygun bir sıcaklık dağılımı elde edilmesine neden olurlar.



Şekil 6. Türbin giriş istikamet vanesi



Şekil 7. Solda yanma odası, sağda egzoz lülesi

Tersine mühendislik yaklaşımı ile geometrisi belirlenmiş mikro turbojet motorun montajı CAD ortamında yapılmıştır. Turbojet motorun montaj görüntüsü Şekil 8'de görülmektedir.

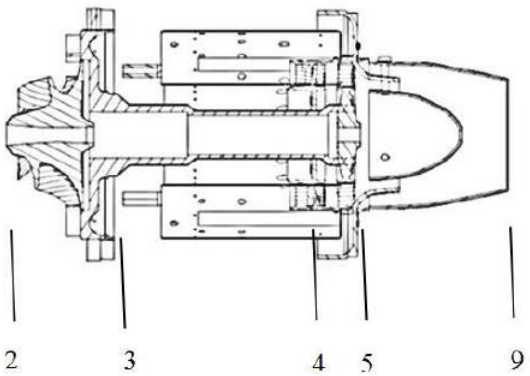
3. TURBOJET ÇEVRİM ANALİZİ

Motorların analizi için motorun termodinamik çevrimi etraflıca incelenir. Bu yaklaşıma örnek olarak Karabulut ve arkadaşlarının bir Stirling motoru üzerinde yaptıkları çalışma gösterilebilir [17]. Burada ele alınan çevrim analizi için gerçek (ideal olmayan) bir turbojet motor varsayımı yapılmıştır. Bununla beraber hesap kolaylığı açısından havanın ideal ve kalorifik olarak mükemmel bir gaz olduğu varsayılmıştır.

Motor, soğuk kesim ve sıcak kesim olmak üzere iki kesimde incelenir. Soğuk kesim motor girişinde başlar ve yanma odasının girişinde sona erer. Sıcak kesim, yanma odasının girişinin ardındaki bölümleri kapsar. Gaz ile ilgili belirli parametreler her bölgede analizi kolaylaştırmak için sabit tutulur [17]. Bu parametreler Çizelge 1'de sıralanmıştır.

Çizelge 1. Motor boyunca gaz parametre değişimi

Parametre	Soğuk Kesim	Sıcak Kesim
Özgül ısı oranı	1.4	1.3
Sabit basınçta ısı kapasitesi	1.004 $kJ.kg^{-1}.K^{-1}$	1.239 $kJ.kg^{-1}.K^{-1}$
Gaz Sabiti	0.287 $kJ.kg^{-1}.K^{-1}$	0.286 $kJ.kg^{-1}.K^{-1}$



Şekil 8. Motorun istasyon numaralaması

Motorun istasyon numaralaması SAE ARP.755A dokümanında belirtilen konvansiyonlara göre yapılmıştır. Bu numaralandırma Şekil 8'de gösterilmektedir.

Hesaplamalar motor girişindeki standart atmosferik koşulların P_0 = 101.35 kPa, T_0 = 298 K olduğu kabul edilerek yapılmıştır. Kompresör politropik verimi ise e_t = 0.7 olarak alınmıştır. Bu tercihler mikro turbojet motorlarında tekniğin bilinen durumu ile de tutarlıdır.

Kompresör toplam basınç oranı, kompresörün çıkış ve girişindeki toplam basınçların oranı olarak tanımlanır ve Eş.1'deki gibi toplam sıcaklık oranı ile de ilişkilendirilir [18].

$$\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t1}} = \frac{T_{t3}}{T_{t1}}^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (1)$$

Kompresör çıkış ve girişindeki toplam entalpi farkı, birim kütle akış debisi başına santrifüj kompresör tarafından tüketilen gücü verir (Eş.2).

$$\dot{w}_c = h_{t3} - h_{t1} = c_{p_c}[T_{t3} - T_{t1}] = U_t v_2 \quad (2)$$

Teğet rotor hızı U_t, ortalama bıçak yarıçapı rr ve açısal rotor hızı wω cinsinden hesaplanabilir (Eş. 3). Çıkıştaki teğet yöndeki hızın rotor hızına oranı, kayma faktörü εε olarak tanımlanır (Eş.4).

$$U_t = \omega\, r \quad (3)$$
$$\varepsilon = v_2/U_t \quad (4)$$

Eş .4'ü Eş. 3'te yerine koymak v_2 yerine εε'li bir eşitlik sağlar (Eş. 5). Daha ileri düzenlemeler ile ise Eş. 6'ya ulaşılır.

$$T_{t3} - T_{t1} = \frac{U_t^2 \varepsilon}{c_{p_c}} \quad (5)$$

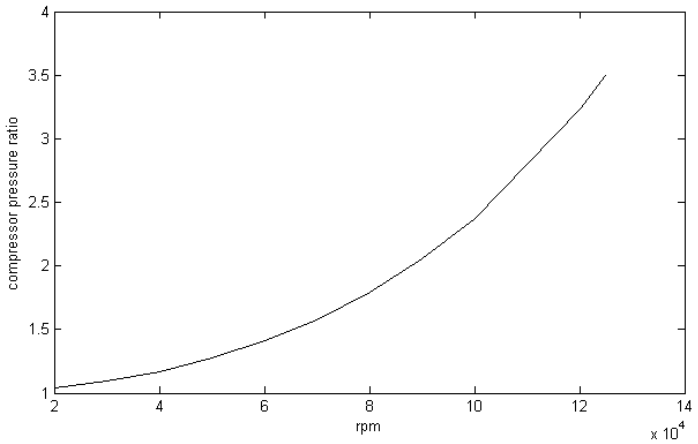
$$\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t1}} = \left[1 + \frac{U_t^2 \varepsilon}{c_{p_c} T_{t1}}\right]^{\frac{\gamma\, e_c}{\gamma-1}} \quad (6)$$

Kayma faktörü, çarkın üzerindeki kanatların sayısı ile bağlantılıdır. Kanat sayısı nn ve kayma faktörü εε, ilişkisi Eş.7'de verilmiştir [19].

$$\varepsilon = 1 - \frac{2}{n} \quad (7)$$

Kompresör basınç oranı, sadece rotor açısal hızına, ω bağlıdır. Değeri arttıkça surge sınırına kadar sıkıştırma oranı da artar. Rotor açısal hızı ve kompresör basınç oranı arasındaki ilişki Şekil 9'da gösterilmektedir.

Çevrim analizi sonuçları şaft devir hızının bağımsız değişken olacağı şekilde ifade edilmiştir. Bu nedenle, motor performansı hakkında yararlı bilgiler elde edilebilir. Sıkıştırma oranının, doğrudan kontrol ünitesi tarafından kontrol edilemeyeceğini unutulmamalıdır. Ancak rotor hızı dolaylı olarak yanma odasına giren yakıt miktarının ayarlanması ile kontrol edilebilir.



Şekil 9. Rotor açısal hızına karşılık kompresör toplam basınç oranı

Serbest akıştaki ses hızı kolayca hesaplanabilir (Eş.8).

$$a_0 = \sqrt{\gamma} \tag{8}$$

Motor girişindeki serbest akış hızı V_0 uçuş Mach sayısı ile ilişkilidir (Eş.9).

$$V_0 = a_0 M_0 \tag{9}$$

Serbest akıştaki toplam değerlerin statik değerlere oranı geri kazanım sıcaklık ve basınç oranları olarak tanımlanmıştır (Eş.10-11).

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{1+\gamma_c}{2} M_0^2 \tag{10}$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \tau_r^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \tag{11}$$

Uçuşun sesaltı rejimde ($M_0 < 1$) olması beklendiğinden, difüzör basınç oranı ve basınç geri kazanım verimi 1 olarak alınabilir ($\eta_r = 1$, $\pi_d = 1$). Ayrıca matematiksel kolaylık açısından τ_λ değişkeni yanma odası çıkışındaki toplam entalpinin serbest akım entalpisine oranı olarak tanımlanır (Eş.12).

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t_{be}}}{h_0} = \frac{c_{p_t} T_{t_4}}{c_{p_c} T_0} \tag{12}$$

Turbomakine bileşenlerinde toplam sıcaklık ve basınç oranlarını birbirleri ile ilişkilendirirken, kayıplar genelde politropik verimle ifade edilir [6]. Dolayısıyla eğer politropik bilinirse kompresör toplam sıcaklık oranı, toplam basınç oranıyla ilişkilendirilebilir (Eş.13).

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c e_c} \tag{13}$$

Kompresör izantropik verimi Eş.14 ile tanımlanır.

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma_c-1)}{\gamma_c}} - 1}{\pi_c - 1} \tag{14}$$

Yanma odası hacmine enerjinin korunumu prensibi uygulanırsa Eş. 15 elde edilir.

$$\dot{m}_0 c_{p_c} T_{t3} + \eta_b \dot{m}_f h_{PR} = \dot{m}_4 c_{p_t} T_{t4} \tag{15}$$

Yakıt/hava oranı ff, yakıt kütle debisinin hava kütle debisine oranıdır (Eş.16).

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} \tag{16}$$

Yukarıdaki denklemler birleştirilerek yakıt/hava oranı için aşağıdaki ifade elde edilebilir (Eş.17).

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b h_{PR}/(c_{p_c} T_0) - \tau_\lambda} \tag{17}$$

Havacılık motorları için en kısıtlayıcı tasarım faktörü, malzemelerin ısıya dayanımıdır. Bu açıdan en kritik yer, türbin girişidir (istasyon 4). Malzeme sınırlamalarına uyumlu olarak türbin giriş sıcaklığı T_{t4} =1073 K olarak seçilir. Bu yüzden mikro turbojet motor için sadece bir makara (spool) vardır. Bu nedenle, türbin tarafından üretilen güç santrifüj kompresörü çalıştırır (Eş.18). Mekanik kayıpları (yataklardaki sürtünme gibi) hesaba katmak için η_m = 0.98 olarak seçilmiştir. Türbin toplam sıcaklık oranı ise Eş.19'da belirtilmektedir.

$$\dot{m}_0 c_{p_c}(T_{t3} T_{t2}) = \eta_m \dot{m}_4 c_{p_t}(T_{t4} T_{t5}) \tag{18}$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \ (1 - \tau_t) \tag{19}$$

Benzer şekilde türbin toplam basınç oranı Eş.20 yoluyla çözülür.

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) e_t}} \tag{20}$$

Kompresörün izantropik verimi Eş.21 ile hesaplanır.

$$\eta_c = \frac{1 - \pi_t}{1 - \pi_t^{1/e_t}} \tag{21}$$

Motor çıkısındaki toplam basıncın statik basınca oranı Eş.22 ile hesaplanır.

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left[1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2\right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \tag{22}$$

Kolaylık için yukardaki denklem Eş.23'e göre komponent toplam basınç oranları cinsinden yeniden ifade edilebilir.

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9}\pi_r\pi_d\pi_c\pi_b\pi_t\pi_n \tag{23}$$

Statik basınç oranı bilinirse, egzoz Mach sayısı Eş.24 ile hesaplanabilir.

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1}\left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} - 1\right]} \tag{24}$$

Egzoz statik sıcaklığının, serbest akım statik sıcaklığına oranı Eş.25 ile ifade edilebilir.

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda\tau_t}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t}}\frac{c_{p_c}}{c_{p_t}} \tag{25}$$

Egzoz hızının serbest akım Mach sayısına oranı, motor tasarımı için anahtar bir parametredir [9] ve Eş. 26 ile hesaplanabilir.

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{a_9^2 M_9^2}{a_0^2}} = M_9\sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}} \tag{26}$$

Motor itki kuvveti, momentumun korunumu prensibinin motor kontrol hacmine uygulanması ile Eş.27'deki gibi bulunabilir.

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 + A_9(P_9 - P_0) \tag{27}$$

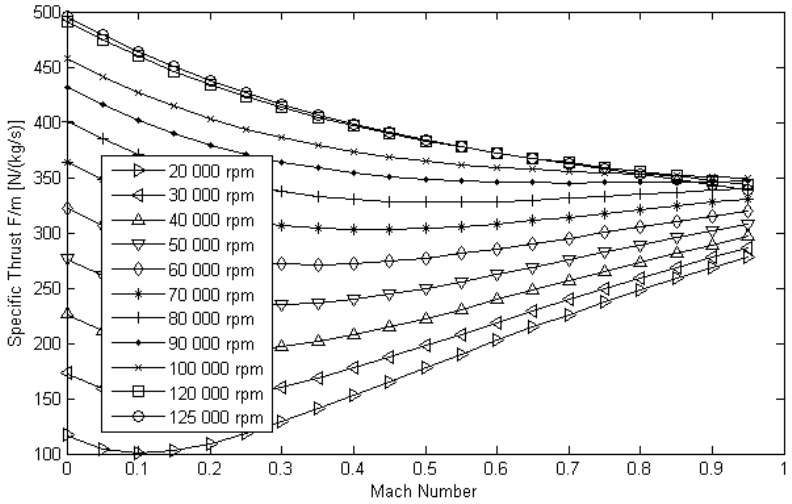
Denklem hava kütle akış oranına bölünerek ve yakıt/hava oranı f, denklemde yerine konularak, özgül itki için bir bağıntı elde edilebilir (Eş. 28).

$$\frac{\mathrm{F}}{\dot{\mathrm{m}}_0} = \mathrm{a}_0\left[(1+\mathrm{f})\frac{\mathrm{V}_9}{\mathrm{a}_0} - \mathrm{M}_0 + (1+\mathrm{f})\frac{\mathrm{R_t}\frac{\mathrm{T_9}}{\mathrm{T_0}}}{\mathrm{R_c}\frac{\mathrm{V_9}}{\mathrm{a_0}}}\frac{1-\frac{\mathrm{P_0}}{\mathrm{P_9}}}{\gamma_\mathrm{c}}\right] \tag{28}$$

En önemli motor performans parametrelerinden biri, itki özgül yakıt tüketimidir. Bu, birim itki kuvveti için harcanan yakıt miktarıdır [19] (Eş. 29). Özgül yakıt tüketimi, uçuş koşullarına ve gaz ayarına bağlıdır.

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \tag{29}$$

Motor gaz akışının kinetik enerji değişiminin, yakıt tarafından açığa çıkartılan ısı enerjisine oranı, motorun termal verimi olarak adlandırılır [18]. Isıl verim Eş. 30 yardımı ile hesaplanabilir.



Şekil 10. Uçuş Mach sayısına karşılık özgül itki

$$\eta_T = \frac{a_0\left[(1+f)\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 - {M_0}^2\right]}{2fh_{PR}} \tag{30}$$

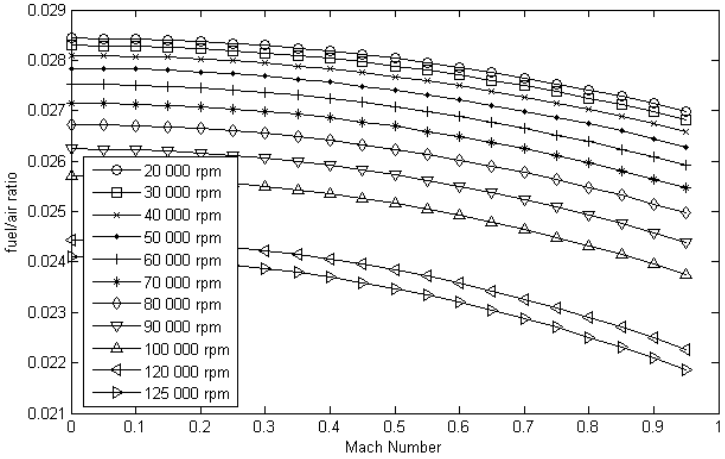
Tanıma göre, itki verimi itme gücünün motordan geçen gaz akışının kinetik enerji değişimine oranıdır [9]. İtki verimi Eş. 31 ile hesaplanabilir.

$$\eta_P = \frac{2V_0\frac{F}{\dot{m}_0}}{{a_0}^2\left[(1+f)\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 - {M_0}^2\right]} \tag{31}$$

Toplam verim, itki ve termal verimliliklerin birleştirilmesi ile elde edilebilir (Eş.32).

$$\eta_0 = \eta_P\eta_T \tag{32}$$

Performans hesabı, farklı şaft hızları ve uçuş Mach sayıları için yukarıdaki denklem takımı kullanılarak yapılır. Sonuç olarak motor karakteristikleri elde edilir. Bunlar Şekil 10'dan Şekil 15'e kadar gösterilmiştir. Şekil 10, özgül itkiyi 20000 rpm ile 130000 rpm arası farklı şaft devir hızları için, uçuş Mach sayısının bir fonksiyonu olarak gösterir. Bu motor için anma şaft hızı 125000 rpm olduğundan, bu bölgenin detaylıca incelenmesi daha pratik olacaktır. Benzer şekilde yakıt/hava oranı uçuş Mach sayısı ve açısal rotor hızı ile orantılıdır (bkz. Şekil 11).



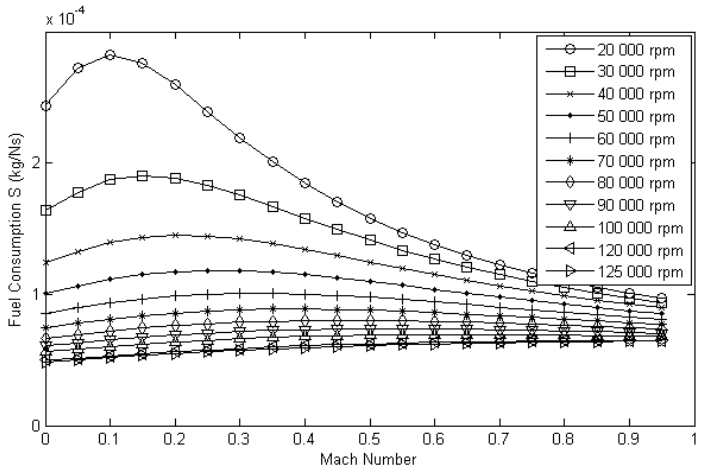
Şekil 11. Uçuş Mach numarasına karşı yakıt/hava oranı

Çizelge 2. Türbin ile ilgili çeşitli parametreler (bkz. Şekil 17.)

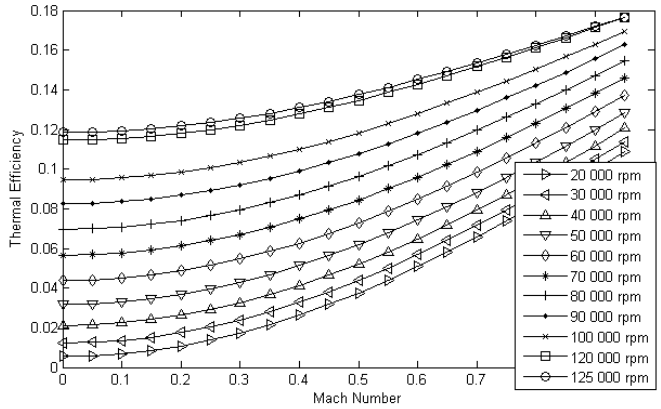
Parametre	Değer
T_{t4}	1073 K
$T_{t4,5}$	931 K
U	361 m.s^{-1}
c_1	591 m.s^{-1}
α_1	0º
c_2	827 m.s^{-1}
W_2	630 m.s^{-1}
β_2	20º
W_{2u}	215 m.s^{-1}
V_2	827 m.s^{-1}
u	592 m.s^{-1}

Verim grafikleri, en ideal koşulun en yüksek uçuş Mach sayısında ve şaft devir hızında elde edildiğini göstermiştir. Ancak, uçuş Mach sayısı ve şaft devir hızının yapısal ve aerodinamik limitlerden dolayı kısıtlamalara sahip olduğu da unutulmamalıdır.

Bu, mümkün olan en yüksek Mach sayısı ve mümkün olan en yüksek devir hızında uçmanın motor yakıt ekonomisi için en uygun koşul olduğunu göstermektedir. Özgül yakıt tüketiminin uçuş Mach sayısının bir fonksiyonu olarak gösteren Şekil 12 de bunu doğrular niteliktedir. Farklı çalışma koşullarındaki mikro turbojet motorun termal, itki ve toplam verimleri ise Şekil 13 ila 15'te verilmiştir.

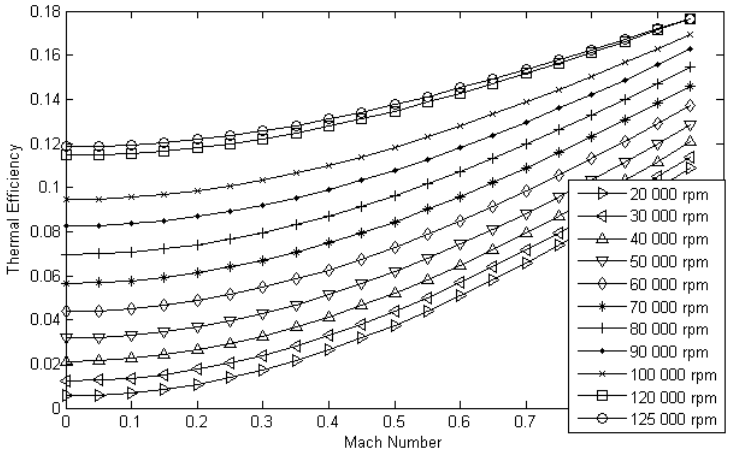


Şekil 12. Uçuş Mach sayısına karşılık özgül yakıt tüketimi

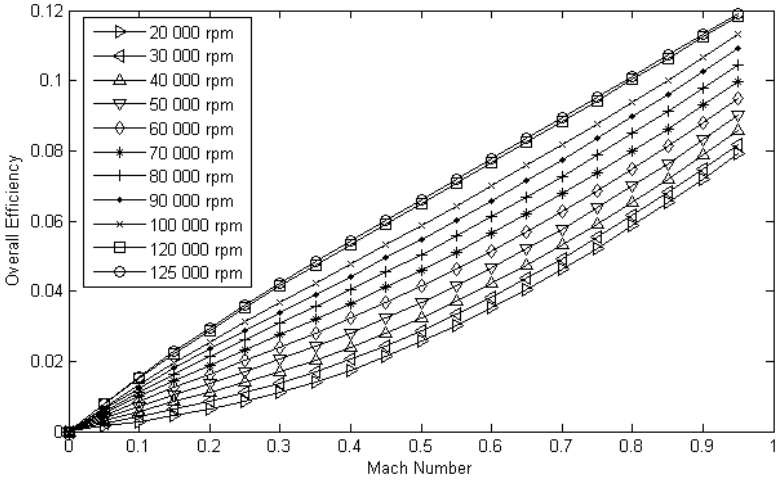


Şekil 13. Uçuş Mach sayısına karşılık termal verim

Türbin kademesinin iki boyutlu kaskad görünümü, Şekil 16'da gösterilmektedir. Buna karşılık gelen hız üçgenleri, Şekil 17'de verilmiştir. Nominal çalışma koşullarındaki motor performans parametreleri Çizelge 2'de özetlenmiştir. İncelenen motor için nominal şaft hızı 125000 rpm dir ve uçuş Mach sayısı 0.75'dir.



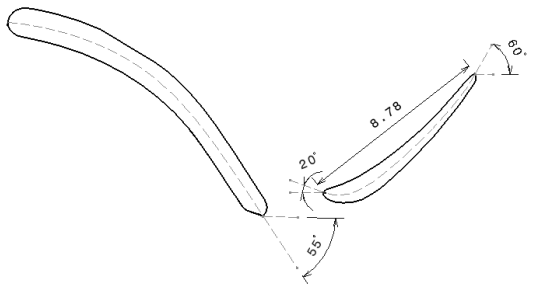
Şekil 14. Uçuş Mach sayısına karşı itki verimi



Şekil 15. Uçuş Mach sayısına bağlı toplam verim

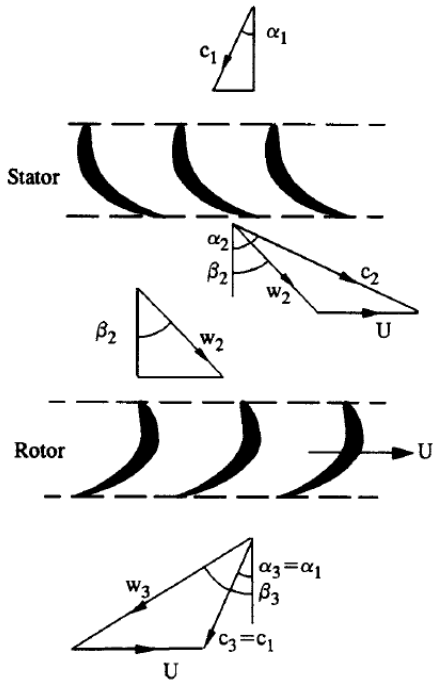
4. SONUÇ

Mikro turbojet motorları, evvelce belirtildiği üzere İHA'lar, hedef uçakları, seyir füzeleri gibi hava araçlarında tahrik sistemi olarak kullanılır. Aynı zamanda termodinamik ve tepki ile tahrik gibi dersler için eğitim amaçlı olarak da kullanılırlar. Bu çalışmada, böyle bir eğitim motoru sıfırdan değil, ters mühendislik tekniği kullanılarak tasarlanmıştır.



Şekil 16. Türbin kademesi için bıçak geometrileri

İlk olarak, geometrik özellikleri parça bazında elde edilip, motor CAD ortamında yeni baştan oluşturulmuştur. Daha sonra elde edilen motor geometrisine göre analitik modeller kullanılarak, termodinamik çevrim analizi yapılmış ve buradan motor performansı elde edilmiştir. Motor performansının hesaplanması için MATLAB lisanında bir performans hesaplama aracı geliştirilmiştir. Bu kapsamda motor performansının şaft devir hızı, uçuş Mach sayısı gibi belirli parametrelere bağlı değişimi incelenmiştir. Analitik olarak hesaplanan performans parametrelerinin üretici katalog değerlerine oldukça yakın olduğunu not etmek yerinde olacaktır. Bu da ters mühendislik analizinin başarısı açısından ölçüt kabul edilebilir. Ayrıca, bu motor daha gelişmiş mikro turbojet motorlar için de temel bir model olarak kullanılabilir. Ters mühendislik özellikle bir teknoloji boşluğu olduğunda, toplam tasarım süresini azaltır. Bu boşluk kapandıktan sonra, klasik tasarım uygulamaları ile devam edilmesi mümkündür.



Şekil 17. Türbin kademesi için hız üçgenleri

Çizelge3. Motor Performans Parametreleri

Parametre	Hesaplanan Değerler	Üretici Değerleri
Hava Kütle Debisi	0.31 kg.s^{-1}	0.29 kg.s^{-1}
İtki Kuvveti	112 N	111 N
Yakıt Tüketimi	0.51 l.dak^{-1}	0.35 l.dak^{-1}

Semboller

a_0 - Serbest akımdaki ses hızı [m.s^{-1}]
A_9 - Lüle çıkış alanı [m^2]
C_{p_c} - Soğuk kesimdeki ısı kapasitesi [J.kg^{-1}.K^{-1}]
C_{p_t} - Sıcak kesimdeki ısı kapasitesi [J.kg^{-1}.K^{-1}]
T_0 - Serbest akımın statik sıcaklığı [K]
T_{t1} - Kompresör girişindeki toplam sıcaklık [K]
T_{t3} - Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklık [K]
T_{t4} - Türbin girişindeki toplam sıcaklık [K]

e_c - Kompresörün politropik verimi
e_t - Türbinin Politropik verim
f - Yakıt/Hava oranı
F - İtki kuvveti [N]
$h_{t_{be}}$ - Yanma odası çıkışındaki toplam entalpi [J.kg^{-1}]
h_0 - Ortam havasının entalpisi [J.kg^{-1}]
h_{t1} - Kompresör girişindeki toplam entalpi [J.kg^{-1}]
h_{t2} - Kompresör çıkışındaki toplam entalpi [J.kg^{-1}]
$\dot{m}_f$ - Yakıt kütle debisi [kg.s^{-1}]
$\dot{m}_0$ - Hava kütle debisi [kg.s^{-1}]
M_0 - Serbest akım Mach sayısı
M_9 - Lüle çıkışındaki Mach sayısı
n - Santrifüj kompresörü çarkındaki kanatların sayısı
P_0 - Atmosferik basınç [kPa]
P_{t1} - Kompresör girişindeki toplam basınç değeri [kPa]
P_{t2} - Kompresör girişindeki toplam basınç [kPa]
P_{t3} - Kompresör çıkışındaki toplam basınç [kPa]
P_{t4} - Türbin girişindeki toplam basınç [kPa]
P_{t5} - Türbin çıkışındaki toplam basınç [kPa]
P_{t9} - Lüle çıkışındaki toplam basınç [kPa]
P_9 - Lüle çıkışındaki statik basınç [kPa]
r - Kompresör ortalama yarıçapı [m]
R_c - Soğuk kesimdeki gaz sabiti [J.kg^{-1}.K^{-1}]
R_t - Sıcak kesimdeki gaz sabiti [J.kg^{-1}.K^{-1}]
S - Özgül yakıt tüketimi [kg.N^{-1}.s^{-1}]
U_t - Teğet hız [m.s^{-1}]
V_0 - Serbest akım hızı [m.s^{-1}]
v_2 - Girdap hızı [m.s^{-1}]
$\dot{w}_c$ - Kompresör tarafından birim kütle debisi başına harcanan iş [J.kg^{-1}]

Yunan Harfleri

γ_c - Soğuk kesim özgül ısılar oranı
γ_t - Sıcak kesim özgül ısılar oranı
ε - Kayma faktörü
η_b - Yanma verimi
η_c - Kompresör izantropik verimi
η_o - Toplam verim
η_P - İtki verimi
η_r - Geri kazanım verimi
η_T - Isıtma verimi
η_t - Türbin izantropik verimlilik
π_c - Kompresör toplam basınç oranı
π_d - Difüzör toplam basınç oranı
π_n - Lüle toplam basınç oranı
π_r - Toplam basınç geri kazanım oranı
π_t - Türbin toplam basınç oranı
τ_c - Kompresör boyunca toplam sıcaklık oranı
τ_r - Kurtarma toplam sıcaklık oranı
τ_t - Türbin etrafında toplam sıcaklık oranı
ω - Rotorun açısal hızı [rad.s^{-1}]

TEŞEKKÜR

Yorumları ile makalenin iyileştirilmesine katkıda bulunan dergi hakemlerine teşekkürlerimizi iletiriz.

KAYNAKLAR

[1] Rodgers, C., Turbofan Design Options for Mini UAV's, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001
[2] Muller, N. ve Akbari, P., Performance Investigation of Small Gas Turbine Engines Topped with Wave Rotors, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003

[3] van den Braembussche, R. *Micro Gas Turbines – A Short Survey of Design Problems. Notes*, 2005
[4] Casey, M.V., The Effects of Reynolds Number on the Efficiency of Centrifugal Compressor Stages, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Cilt 107, s. 541-548, 1985
[5] Sirakov, B.T., *Characterization and Design of a Non-Adiabatic Microcompressor Impeller and Preliminary Design of Self-Sustained Micro Engine System*, Yüksek Lisans Tezi, Massaschusetts Institute of Technology, 2005
[6] Gong, Y., Sirakov, B., Epstein, A. ve Tan, C., Aerothermodynamics of Microturbomachinery, ASME Turbo Expo, s. 95-102, Viyana, Avusturya, 2004
[7] Epstein, A., Millimeter-Scale Micro-Electro-Mechanical Systems Gas Turbine Engines, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Cilt 126, s. 205-225, 2004
[8] Isomura, K., Murayama, M. ve Kawakubo, T., Feasibility of a Gas Turbine at Micro Scale, ASME Turbo Expo, New Orleans, Louisiana, ABD, 2001
[9] van der Merwe, Design of a Centrifugal Compressor Impeller for Micro Gas Turbine Application, Yüksek Lisans Tezi, Stellenbosch University, Matieland, Güney Afrika, 2012
[10] Schiffmann, J. ve Favrat, D., Design Experimental Investigation and Multiobjective Optimization of a Small-Scale Radial Compressor for Heat Pump Applications, *Energy*, Cilt 35, s. 436-450, 2010
[11] Eken, E., Başaran, E. ve Çoban, K., Küçük Ölçekte Özgün Bir Gaz Türbin Motorunun Yer ve Uçuş Testleri, TMMOB Makina Mühendisleri Odası VII.Ulusal Uçak Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı , s. 137-144, Eskişehir, Türkiye, 2013
[12] Akca, D., Grun, A., Breuckmann, B., Lahainer, C., High definition 3D Scanning of Art Objects and Paintings, Optical 3D Measurement Techniques VIII, 2007.
[13] Dixon, S. ve Hall, C., *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*, Butterworth-Heinemann, 2010.
[14] Ceylanoğlu, A., *An Accelerated Aerodynamic Optimization Approach for a Small Turbojet Engine Centrifugal Compressor*, M.S. Thesis, Middle East Technical Univesity, Ankara, 2009.
[15] Bathie W.W., *Fundamentals of Gas Turbines*, Wiley, Second Edition, 1996.
[16] Lewis, I., *Turbomachinery Performance Analysis*, John Wiley and Sons, 1996.
[17] Karabulut, H., Solmaz, H., Okur, M. ve Şahin, F., Gama Tipi Serbest Pistonlu Bir Stirling Motorunun Dinamik ve Termodinamik Analizi, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, Cilt 28, No 2, s. 265-273, 2013.
[18] Mattingly, J., Haiser, W. ve Pratt, D., *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, Second Edition, 2006.
[19] Mattingly, J. ve Ohain, H., *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*, AIAA Education Series, 2006.

ÖZGEÇMİŞ / CV

Ramiz Ömür İÇKE; Ünvanı (M.Sc.)

2011 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümünden lisans derecesini aldı. 2014 yılında Uçak Mühendisliği alanında yüksek lisans derecesini aldı. Halen İTÜ'de doktora eğitimini sürdürmekte ve aynı zamanda Ford Motor'da Ar-Ge mühendisi olarak çalışmaktadır.

He has obtained his bachelor's degree in Aeronautical Engineering from Istanbul Technical University Department of Aeronautical Engineering. In 2014 he has obtained his Master of Science degree in Aeronautical

Engineering. Currently he is persuing his doctroral studies at ITU while working as a R&D Engineer at Ford Motor Company.

Doç. Dr. Onur TUNÇER; Ünvanı (Ph.D.)

1979 İzmir doğumludur. İzmir Fen Lisesinden 1997 yılında mezun olmuştur. 2001 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makine Bölümünden lisans derecesini aldı. Aynı alanda doktora derecesini 2006 senesinde Louisiana Eyalet Üniversitesinden aldı. 2009 senesinden beri İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümünde öğretim üyeliği görevini sürdürmektedir.

He was born in İzmir in 1979. He has graduated from Izmir Science Branch High School in 1997. In 2001 he has obtained his Bachelor of Science degree in Mechnical Engineering from Middle East Technical University. He has obtained his Ph.D. degree in the same field from Louisiana State University in 2006. Since 2009 he is with the Department of Aeronautical Engineering of Istanbul Technical University.