



Helikopterlerde Kullanılan Bir Piston-Prop Motorun Enerji, Ekserji, Termoeekolojik, Sürdürülebilirlik, Termoeekonomik ve Eksergoekonomik Performans Analizleri

Halil Yalçın Akdeniz¹

ÖZ

Bu çalışmada, helikopterlerde kullanılan piston-prop motorlar için enerji, ekserji, termoeekolojik, sürdürülebilirlik, termoeekonomik ve eksergoekonomik analizler açıklanmış ve 190 SHP güce sahip bir piston-prop motor üzerinde bu analizler uygulanmıştır. İlk olarak piston-prop motor bir termodinamik sistem olarak ele alınmış olup buna göre sistemin kontrol hacmi, giriş ve çıkış akışları, denge denklemleri ve ölü hal koşulları belirlenmiştir. Elde edilen bulgulara göre sistemin enerji verimi % 15.51 olarak bulunurken, ekserji verimi % 11 olarak hesaplanmıştır. Sistemin entropi üretimi, sürdürülebilirlik indeksi, termoeekolojik performans katsayısı, termoeekonomik parametre değeri, kayıp ekserjisine bağlı eksergoekonomik parametre değeri, yıkım ekserjisine bağlı eksergoekonomik parametre değeri ve toplam eksergoekonomik parametre değeri sırasıyla 2,940 W/K, 1.124, 0.161, 2.20 W/TL, 1.29 W/TL, 2.50 W/TL ve 3.79 W/TL bulunmuştur. Analizler sonucunda sisteme giren yakıtın oluşturduğu enerjinin büyük ölçüde kayba ve yıkıma uğradığı görülmüştür. Elde edilen analiz sonuçlarından hareketle, motorun verim ve performansının yükseltilmesine ek olarak sistemdeki kayıpların ve tersinmezliklerin azaltılabilmesi açısından, bu tipteki motorların soğutma teknolojilerinin iyileştirilmesi ile buradaki kayıpların azaltılması ve genel sistem performansının optimize edilmesi önerilebilir.

Anahtar Kelimeler: Helikopter motorları, enerji, ekserji, sürdürülebilirlik, termoeekonomik analiz

Energy, Exergy, Thermoeecological, Sustainability, Thermoeconomic And Exergoeconomic Performance Analyses of A Piston-Prop Engine Used in Helicopters

ABSTRACT

In this study, energy, exergy, thermoeecological, sustainability, thermoeconomic and exergoeconomic analyses for piston-prop engines used in helicopters are explained and these analyses are applied on a piston-prop engine with 190 SHP power. Firstly, the piston-prop engine is considered as a thermodynamic system and accordingly the control volume, inlet and outlet flows, balance equations and dead state conditions of the system are determined. According to the findings, the energy efficiency of the system is found as 15.51%, while the exergy efficiency is calculated as 11%. The system's entropy production, sustainability index, thermoeecological performance coefficient, thermoeconomic parameter value, exergoeconomic parameter value due to loss exergy, exergoeconomic parameter value due to destruction exergy and total exergoeconomic parameter value are found as 2,940 W/K, 1.124, 0.161, 2.20 W/TL, 1.29 W/TL, 2.50 W/TL ve 3.79 W/TL, respectively. As a result of the analyses, it is noticed that the energy generated by the fuel entering the system is largely lost and depleted. In view of the obtained results, in addition to increasing the efficiency and performance of the engine, in order to reduce the losses and irreversibility in the system, it can be recommended to improve the cooling technologies of this type of engines.

Keywords: Helicopter engines, energy, exergy, sustainability, thermoeconomic analysis

Geliş/Received : 08.08.2021

Kabul/Accepted : 31.08.2021

¹ Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Eskişehir Meslek Yüksek Okulu, Makine Programı, Eskişehir halilyalcinakdeniz@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2101-6151



EXTENDED ABSTRACT

Introduction and Objectives

For the concept of cost-effective and environmentally friendly aviation, system efficiency should be maximized and the cost generation and environmental impacts of aircraft engines should be minimized. In order to achieve these goals, it is important to operate the engine in the optimum operating mode, to select the quality fuel, to reduce the fuel consumption rate and loss and destruction rates, and the parameters such as the capital cost ratio should be minimized. In this regard, thermodynamic (energy and exergy), exergoeconomic, sustainability and environmental analysis methods are used to evaluate the performance of aviation engines and to create optimization models [4,5].

Even though it is seen that there are many studies in the literature including the thermodynamic analysis of aero gas turbine aviation engines such as turbofan, turbojet, and turboshaft, it has been seen that engines with piston-prop type of helicopter engines are dealt with relatively limited. In this regard, main objective of this study is to explain energy, exergy, thermoecological, sustainability, thermoeconomic and exergoeconomic analyses for piston-prop engines used in helicopters and to apply these analyses on a sample piston-prop helicopter engine with 190 SHP power.

Methodology and Analyses

In this study, firstly, the piston-prop helicopter engine is considered as a thermodynamic system and accordingly the control volume, inlet and outlet flows, balance equations and dead state conditions of the system are determined. Afterwards, the thermodynamic system is modeled in view of thermodynamic principles. The mass equations, energy equations and exergy equations in terms of first and second law of thermodynamics are adapted in accordance with the scope of the study. Thereafter, to measure and observe the thermoecological, sustainability, thermoeconomic and exergoeconomic performance of the system, some useful performance metrics which are available in the literature have been adapted to the thermodynamic system. In the last stage, the results are obtained and discussed in line with the determined objectives.

Results and Discussions

In this study, energy, exergy, thermoecological, sustainability, thermoeconomic and exergoeconomic analyses are applied to a piston-prop engine used in general purpose light helicopters. According to the findings, the energy efficiency of the system is found as 15.51%, while the exergy efficiency is calculated as 11%. The system's entropy production, sustainability index, thermoecological performance coefficient, thermoeconomic parameter value, exergoeconomic parameter value due to loss exergy, exergoeconomic parameter value due to destruction exergy and total exergoeconomic parameter value are found as 2,940 W/K, 1.124, 0.161, 2.20 W/TL, 1.29 W/TL, 2.50 W/TL ve 3.79 W/TL, respectively. When the all analyses are reviewed together, it has been noticed that the energy generated by the fuel entering the system is largely lost and depleted. In view of the useful outputs of this study, in addition to increasing the efficiency and performance of the engine, in order to reduce the losses and irreversibility in the system, it can be recommended to improve the cooling technologies of this type of engines.

1. GİRİŞ

Son yıllarda yaşanan teknolojik gelişmelere paralel olarak insanların hava yolu ile ulaşım olanaklarının artması, ticari havacılığa olan talebi artırmış ve havacılık sektörü dünya ekonomisinin temel bileşenlerinden biri haline gelmiş durumdadır. Ancak talepteki bu büyük artışla oluşan sektör büyümesi, sürdürülebilir büyüme süreçleri ile birlikte ele alındığında, enerji kaynaklarının hızlı tükenmesi ve artan maliyetleri, sektörel yakıt talebinin karşılanabilmesi ve özellikle fosil yakıtların tüketimine bağlı oluşan sera gazı emisyonları gibi tehditleri de gündeme getirmiştir [1]. Havacılık sektörünün paydaşları sektördeki bu tehditleri azaltabilmeye yönelik son zamanlarda politikalar geliştirmeye başlamıştır. Örneğin dünyada sivil havacılığın uluslararası anlamda en üst otoritesi olan Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO)'nun 2010 yılında 37.'si düzenlenen toplantısının sonucunda havacılık sektörünün sürdürülebilir olarak büyümesine dair iki temel hedef belirlenmiştir. Bunlardan ilki 2020 yılına kadar yıllık ortalama %2 oranında yakıt tüketimi verimliliğinin iyileştirmesi ve hedeflenen %2'lik yakıt verimliliğinin 2021 yılından 2050 yılına kadar her yıl elde edilmesidir. Toplantı sonucunda onaylanan ikinci hedef ise 2020 yılından itibaren karbon nötr bir büyüme elde etmektir [2,3].

Maliyet etkin ve çevre dostu bir havacılık konsepti için, sistem verimliliği maksimumda tutulmalı, uçak motorlarının maliyet oluşumu ve çevresel etkileri en aza indirilmelidir. Bu hedeflere ulaşabilmek için motorun optimum operasyon modunda çalıştırılabilmesi, kaliteli yakıtın seçilmesi, yakıt tüketim oranı ve kayıp ve tahribat oranlarının düşürülmesi önem arz etmekte olup, sermaye maliyeti oranı gibi parametreler de en aza indirilmelidir. Bu doğrultuda havacılık motorlarının performans değerlendirmelerini yapmak ve optimizasyon modellerini oluşturmak için termodinamik (enerji ve ekserji), eksergoekonomik, sürdürülebilirlik ve çevresel analiz yöntemleri kullanılmaktadır [4,5].

Havacılık tipi gaz türbinli motorlar, aralarında mekanik, aerodinamik, termal, ısı ve kütle transferi ve diğer birçok etkileşim biçiminin bulunduğu çoklu alt sistem gruplarından oluşan karmaşık termodinamik sistemlerdir [6]. Sadece termodinamiğin birinci yasasına dayanan enerji analizi, farklı enerji biçimlerinin dönüşümünü, transferini, kullanımını ve kaybını ortaya çıkarabilir. Bununla birlikte, geleneksel enerji analizi tabanlı yaklaşım yardımıyla yalnızca her bir alt sistem tarafından kullanılan enerji miktarı elde edilebilirken tüm sistem boyunca enerji akışının kalitesi elde edilememektedir. Dolayısıyla sadece bu analiz yöntemiyle çıkarılan sonuçlar, havacılık motorları gibi enerji aktarım mekanizmalarının derinlemesine anlaşılabilmesi için yetersiz kalabilmektedir. Sonuç olarak, yalnızca sınırlı performans analizi için kullanılabilirken entegre ve kompleks bir havacılık motorunun tasarımına rehberlik etmek için kullanılamamaktadır. Havacılık motorlarında, enerji akışının iş potansiyelini doğru bir şekilde değerlendirebilmek ve sistemin ekonomik veya çevresel performansını



iyileştirmenin uygun yollarını bulabilmek için ekserji analizi kullanılmaktadır. Termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarının bir kombinasyonu olan ekserji, enerjinin nicelik, kalite ve niteliğini sentezlemektedir. Bu anlamda sistemin zayıflıklarını gösterebilmekte ve enerji kalitesi hakkında bilgi verebilmektedir. Ekserji analizi yöntemi geleneksel enerji analizi yöntemiyle karşılaştırıldığında, termodinamik süreçlerdeki tersinmezlikler nedeniyle doğru sonuçlara ulaşmaya daha yakındır. Böylece havacılık tipi gaz türbinli motorların tasarımı ve optimizasyonu için daha değerli bilgiler sağlayabilir [7–10].

Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motorlar temel olarak turboprop, turbojet, turboşaft, turbofan ve ramjet olarak gruplandırılabilir. Her birinin kullanım alanlarına göre avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Turboşaft tipindeki gaz türbinli motorlar genel olarak turboprop motorlara benzemektedir fakat sıcak kısımdaki gazlar serbest türbin veya güç türbinine genişletilmekte ve bunun sonucunda daha fazla şaft gücü sağlamaktadırlar. Bir turboşaft motor yüksek şaft gücü üretmek üzere tasarlanmıştır ve helikopterlerde, gemilerde, trenlerde, tanklarda, pompa ünitelerinde ve çeşitli endüstriyel gaz türbini uygulamalarında kullanılır. Endüstriyel gaz türbinleri uçak gaz türbinleri dışındaki tüm gaz türbinleri olarak tanımlanmaktadır. Temelde ise endüstriyel gaz türbinleri turboşaft motorlardır. Turboşaft uçak motorları, helikopterlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Turbojetler ve turboşaftlar arasındaki tek fark, turboşaftların güçlerinin çoğunu itme gücü üretmek yerine türbini döndürmek için kullanmasıdır. Turboşaft motor ile turbojet motorlar birbirine benzer, ancak turboşaft motorlarda ön kısım ile arka kısmı bağlayan büyük bir şaft bulunmaktadır. Çoğu turboşaft motorlar helikopterlerde kullanıldığından dolayı, şaft rotor kanadının (blade) aktarma organına bağlanır. Bu motorun çoğu komponenti bir turbojet motoruyla aynı prensiple çalışır. Türbinleri, rotor kanat iletimine güç sağlamak için bir şaft ile donatılmıştır. Rotorun rolü, dönüşü şafttan rotor kanadına aktarmaktır. Turboşaft motorlar, pistonlu motorlar ile kıyaslandığında biraz daha küçüktür ve pistonlu motorlara göre daha yüksek ağırlık oranına sahiptir. Bu motorların dişli sistemlerinin karmaşık olması ve kolayca bozulması gibi dezavantajları bulunmaktadır [11–15].

Helikopterde, kaldırma (lift) ve itki (thrust) oluşturmak için yatay olarak dönen rotorlar bulunmakta ve rotorlar sayesinde dikey olarak uçmakta ve havada kalmaktadırlar. Rotorlar, motordan gelen dönme gücüne ihtiyaç duymaktadır. Helikopterlerde turboşaft tipindeki motorlar yaygın olarak kullanılıyor olmasına rağmen, bazı tip helikopterlerde piston-prop motorlar tercih edilmektedir. Hatta üst düzey performans amaçlandığı helikopterlerde iki veya üç adet turboşaft motorun kullanıldığı da görülmektedir. Ancak hafif ve nispeten küçük ölçekli helikopterler belirli bir kullanım amacına yönelik faaliyetler icra etmekte ve piston-prop motorlara ihtiyaç duymaktadır. Bu piston-prop motorların da kendi aralarında farklı konfigürasyonlara sahip tipleri bulunmaktadır [16].

Literatürde, helikopterler ve piston-prop uçaklarda kullanılan motorların performanslarına yönelik gerçekleştirilen çalışmalardan bazıları aşağıda verilmiştir.

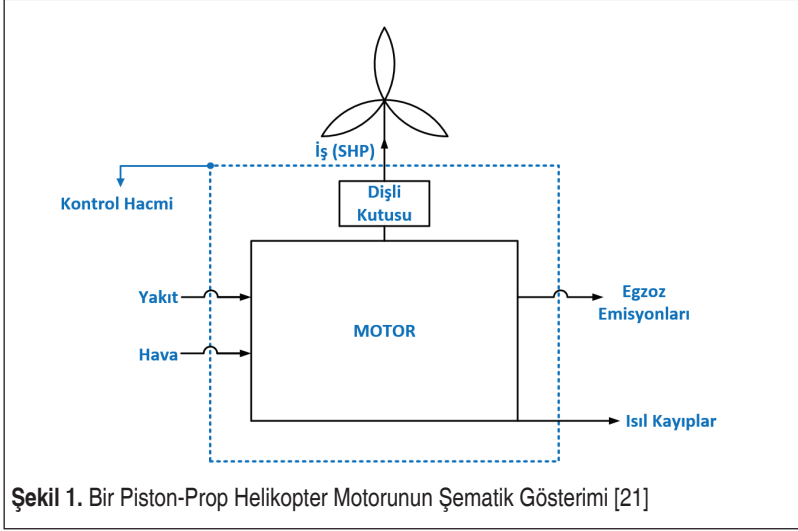
Koruyucu ve diğ. [17], bir piston-prop helikopter motorunda 150 SHP ile 600 SHP (Şaft Beygir Gücü) arasında değişen farklı motor gücü değerleri için enerji analizlerine dayalı sürdürülebilirlik analizi yapmışlardır. Hesaplamalar sonucunda 250 SHP gücünde en yüksek ekserji sürdürülebilirlik endeksi 0.15 ve en düşük çevresel etki faktörü değeri 6.86 olarak bulunmuştur. En düşük atık ekserji oranı ve en düşük ekserji yıkım faktörü sırasıyla %87.28 ve %66.77 olarak hesaplanmıştır. Altuntas ve diğ. [18], bir piston-prop uçak motorunun eksergoçevresel analizini yapmışlardır. Yazarlar maksimum spesifik çevresel etkiyi ve nispi çevresel fark değerlerini uçuşun yaklaşma aşamasında gözlemlemiştir. Bu değerler, spesifik çevresel etki için %18.8 mPts/MJ olarak hesaplanırken, nispi çevresel fark için ise %208,9 olarak hesaplanmıştır. Motorun maksimum spesifik çevresel etki değeri; uçak seyir uçuşu aşamasında, 3000 metre irtifada, 15.1 hava-yakıt oranında ve %65 nominal güçte iken 12.2 mPts/MJ değer ile elde edilmiştir. Altuntas ve diğ. [19] tarafından kaleme alınan bir başka çalışmada, bir piston-prop uçak motorunun termodinamik temellere dayalı exergoekonomik ve çevresel performansının optimizasyonu gerçekleştirmiştir. Elde edilen optimizasyon sonuçlarına göre, sistem en iyi performansı maksimum ekserji verimliliğinin %19.54 ile %19.80 arasında olduğunda, minimum birim yakıt ekserji maliyetinin 126.30 \$/GJ ile 127.23 \$/GJ arasında olduğunda ve minimum spesifik çevresel etki değerlerinin ise 8.70 mPts/MJ – 9.59 mPts/MJ aralığında olduğunda elde edilmiştir. Son olarak, elde edilen bulgular ışığında, optimum koşulların elde edilmesi için düşük hava-yakıt oranları, yüksek güç değerleri ve düşük irtifalı uçuşların seçilmesi gerektiği belirtilmiştir. Koruyucu [20], paralel hibrit mimariye sahip piston-prop ve elektrik motoru kullanan hafif genel maksat helikopterin yakıt tüketimi, karbon dioksit üretimi, insan sağlığı ve ekosistem kalitesi gibi enerji ve çevresel etkilerini uçuşun kalkış fazında ve çeşitli irtifa koşulları altında analiz etmiştir. Çalışmada sistem %6 hibridizasyon derecesinde iken yakıt tüketimi ve karbon dioksit üretim değerlerinde maksimum %3.91'lik bir düşüş gözlemlenmiştir. Ek olarak, aynı irtifa ve hibridizasyon düzeylerinde insan sağlığının %3.27 ve ekosistem kalitesinin %2.92 oranında daha az etkilendiği belirtilmiştir.

Yapılan literatür incelemesi neticesinde, turbofan, turboprop, turbojet veya turboşaft mimariye sahip gaz türbinli havacılık motorlarının termodinamik temelli analizlerini içeren çok sayıda faydalı çalışmanın literatürde bulunmasına rağmen, piston-prop mimariye sahip helikopter motorlarının bu çalışmalara kıyasla çok daha az ele alındığı görülmüştür. Bu kapsamda, helikopterlerde kullanılan piston-prop motorlar için enerji, ekserji, termoeolojik, sürdürülebilirlik, termoeekonomik ve eksergoekonomik analizlerin açıklanması ve örnek bir motora bu analizlerin uygulanarak sonuçların tartışılması ve olası iyileştirme önerilerinin sunulması bu çalışmanın birincil motivasyonunu ve temel amacını oluşturmaktadır.



2. YÖNTEM VE ANALİZ

Bu çalışmada, piston-prop helikopter motoru bir termodinamik sistem olarak ele alınmış olup Şekil 1’de şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1. Bir Piston-Prop Helikopter Motorunun Şematik Gösterimi [21]

Referans çevre sıcaklığı ve basıncı standart olarak sırasıyla 298 K ve 101.33 kPa kabul edilirken, sistemden çıkış sıcaklığı 1200 K ve soğutma havası sıcaklığı 330 K olarak kabul edilmiştir [21]. Örnek uygulama olarak, 190 SHP (Şaft Beygir Gücü) güce sahip bir motor esas alınmıştır.

Termodinamik prensipler ışığında bir kontrol hacminde kütle korunumu esasına dayalı olarak belirli bir zaman sürecinde kontrol hacmine giren veya kontrol hacminden çıkan kütle akışının, aynı zaman sürecinde kontrol hacmindeki toplam kütle değişimine eşit olduğu ifade edilmektedir. Bu bağlamda, sürekli akışlı sistemlerde kontrol hacmindeki toplam kütle sabit olup zamanla değişmemektedir. Buradan hareketle birden çok girdiye ve çıktıya sahip genel bir sürekli akış sistemi için kütle korunumunu denklem 1’deki gibi ifade etmek mümkündür [21,22]:

$$\sum \dot{m}_{giriş} = \sum \dot{m}_{çıkış} \quad (1)$$

Burada $\dot{m}_{giriş}$ sisteme giren kütle akışını temsil ederken, $\dot{m}_{çıkış}$ sistemden çıkan kütle akışını ifade etmektedir.

Benzer şekilde sürekli akışlı açık sistemlerde kontrol hacmindeki toplam enerji de-

ğişimi sıfır olup kontrol hacmine giren ve kontrol hacminden çıkan enerji miktarları eşittir. Enerjinin korunumu esası aşağıdaki denklemlerdeki gibi ifade edilebilir [21,22].

$$\dot{E}_{giriş} = \dot{E}_{çıkış} \quad (2)$$

Burada $\dot{m}_{giriş}$ sisteme giren enerji akışını gösterirken $\dot{m}_{çıkış}$ sistemden çıkan enerji akışıdır.

$$\dot{Q}_{giriş} + \dot{W}_{giriş} + \sum_{giriş} \dot{m} \left(h + \frac{v^2}{2} + gz \right) = \dot{Q}_{çıkış} + \dot{W}_{çıkış} + \sum_{çıkış} \dot{m} \left(h + \frac{v^2}{2} + gz \right) \quad (3)$$

Sistemdeki ısı kayıpları da dikkate alarak enerji dengesi aşağıdaki gibi yazılabilir [21,22]:

$$\dot{E}_{yakıt} = \dot{Q}_{kayıp} + \dot{W} \quad (4)$$

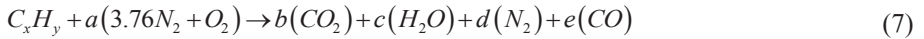
Burada $\dot{E}_{yakıt}$ sisteme giren enerji akışıdır ve Denklem (5) yardımıyla hesaplanır. $\dot{Q}_{kayıp}$ kullanılan yakıtın yanma esnasındaki ısı kaybını temsil ederken, \dot{W} ise motorun gücünü temsil etmektedir [21,22].

$$\dot{E}_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt} LHV_{yakıt} \quad (5)$$

Burada $\dot{m}_{yakıt}$ kullanılan yakıtın kütle akışını göstermektedir ve $LHV_{yakıt}$ kullanılan yakıtın ait alt ısı değeri ifade etmektedir [21,22].

Kullanılan yakıtın kütle akışı hesabı için Denklem (6), eksik yanma kabulüyle yanma denklemi için ise Denklem (7) kullanılmıştır [21,23]. Kullanılan yakıtın kimyasal formülü $C_{7.68}H_{16.8}$ olup alt ısı değeri 43496 kJ/kg olarak kabul edilmiştir [24,25].

$$\dot{m}_{yakıt} \approx 19 \times 10^{-12} \times SHP^4 - 10^{-9} \times SHP^3 + 2.6 \times 10^{-7} \times SHP^2 + 4 \times 10^{-5} \times SHP + 0.006 \quad (6)$$



Burada a havanın mol kesrini, b CO₂'nin mol kesrini, c H₂O'nun mol kesrini, d N₂'nin mol kesrini ve e ise CO'nun mol kesrini temsil etmektedir. Standart atmosferik şartlar altındaki gazların fiziksel karışımına ait referans çevre Tablo 1'deki gibi kabul edilmiştir [21,22].

Sistemin ısı verimi aşağıdaki denklem yardımıyla bulunmaktadır [21,22].

$$\eta = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{E}_{toplam}} \quad (8)$$



Tablo 1. Referans Çevre

Bileşen	Mol oranı (%)
N ₂	75.6700
O ₂	20.3500
CO ₂	0.03450
H ₂ O	3.03000
CO	0.00070
SO ₂	0.00020
H ₂	0.00005
Diğerleri	0.91455

Burada \dot{W}_{net} işe dönüştürülen net gücü temsil etmektedir, $\dot{E}_{toplama}$ ise toplam giren enerji akışıdır.

Sistemin genel ekserji denge denklemi aşağıdaki şekilde yazılır [21,22].

$$\sum \dot{E}x_{giris} - \sum \dot{E}x_{cikis} = \sum \dot{E}x_{yikam} + \sum \dot{E}x_{kayıp} \quad (9)$$

Burada $\sum \dot{E}x_{giris}$ sisteme giren toplam ekserji akışını temsil etmekte olup Denklem (10), (11) ve (12)'deki denge denklemleriyle ifade edilir, $\sum \dot{E}x_{cikis}$ sistemden çıkan toplam ekserji akışını temsil etmektedir, $\sum \dot{E}x_{kayıp}$ sistem sınırlarından veya kontrol hacminden çevreye kaybolup tekrar kullanılmayan toplam ekserji akışını temsil etmektedir, $\sum \dot{E}x_{yikam}$ ise sistemdeki tersinmezliklerden kaynaklanan toplam ekserji yıkımıdır [21,22,26–29].

$$\sum \dot{E}x_{giris} = \dot{E}x_{cikis} \quad (10)$$

$$\sum \dot{E}x_{giris} = \dot{E}x_{egzoz} + \dot{E}x_W + \dot{E}x_{kayıp} + \dot{E}x_{yikam} \quad (11)$$

$$\sum \dot{m}_{giris} \varepsilon_{giris} = \sum \dot{m}_{cikis} \varepsilon_{cikis} + \dot{W} + \sum \left(1 - \frac{T_0}{T_{cat}} \right) \dot{Q} + \dot{E}x_{yikam} \quad (12)$$

Burada ε spesifik akış ekserjisidir, T_0 referans ölü hal sıcaklığıdır, T_{cat} soğutma havası sıcaklığıdır 330 K olarak alınmıştır, \dot{Q} ise soğutma havası nedeniyle dışarıya atılan

ısı akışıdır ve aşağıdaki gibi yazılabilir [21,22,26,30,31]:

$$\dot{Q} = \dot{m}_{yakıt} LHV_{yakıt} - (\dot{W} + \dot{m}_{çıkış} \Delta h_{çıkış}) \quad (13)$$

Burada Δh egzoz gazlarının çıkış sıcaklığındaki entalpi değerleri ile ölü hal sıcaklığındaki entalpi değerlerinin farkıdır. Yakıt ekserji akışı aşağıdaki gibi bulunabilir [21,22,26,30]

$$\dot{E}x_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt} LHV_{yakıt} \varphi \quad (14)$$

Burada φ kimyasal ekserji faktörü olup sıvı yakıtlar için aşağıdaki gibi hesaplanır [21,22,26,30].

$$\varphi = 1.0401 + 0.0432 \left(\frac{o}{c} \right) + 0.1728 \left(\frac{h}{c} \right) + 0.2169 \left(\frac{s}{c} \right) \left(1 - 2.0628 \frac{h}{c} \right) \dot{E}x_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt} LHV_{yakıt} \varphi \quad (15)$$

Burada $\left(\frac{o}{c} \right)$, $\left(\frac{h}{c} \right)$ ve $\left(\frac{s}{c} \right)$ sıvı yakıtlar için sırasıyla oksijen/karbon, hidrojen/karbon ve sülfür/karbon oranlarıdır. Çıkış (egzoz) ekserjisi aşağıdaki gibi bulunabilir [21,22,26,30].

$$\dot{E}x_{egzoz} = \sum \dot{m}_i \left(\varepsilon_{kimyasal} + \varepsilon_{termomekanik} \right)_i \quad (16)$$

Burada $\varepsilon_{kimyasal}$ her bir yanma ürünü için spesifik kimyasal ekserji olup Denklem (17)'deki gibi hesaplanır, $\varepsilon_{termomekanik}$ her bir yanma ürünü için spesifik termomekanik ekserji olup Denklem (18)'deki gibi hesaplanır [21,22,26,30]

$$\varepsilon_{kimyasal} = \bar{R} T_0 \ln \left(\frac{y}{y^e} \right) \quad (17)$$

Burada \bar{R} evrensel gaz sabitidir ve 8.31447 kJ/kmolK olarak alınmıştır. y egzoz gaz bileşeninin mol kesridir. y^e referans çevredeki komponentin mol kesridir [21,22,26,30].

$$\varepsilon_{termomekanik} = (h - h_0) - T_0 (s - s_0) \quad \bar{R} \quad (18)$$

Burada s spesifik entropi, h spesifik entalpiyi temsil etmektedir. 0 ise ölü hal koşuldur [21,22]. Kayıp ekserji aşağıdaki gibi bulunabilir [21,22,26,30]

$$\dot{E}x_{kayıp} = \left(1 - \frac{T_0}{T_{cat}} \right) \dot{Q} \quad (19)$$

Sistemin ekserji verimi aşağıdaki gibi yazılır [21,22].

$$\psi = \frac{\dot{W}}{\dot{E}x_{giriş}} \quad (20)$$



Sistemin toplam entropi üretimi ($\dot{S}_{ür}$) aşağıdaki şekilde hesaplanır [32].

$$\dot{S}_{ür} = \frac{\dot{E}x_{yıkım}}{T_0} \quad (21)$$

Sürdürülebilirlik indeksi (SI) [32]:

$$SI = \frac{1}{1 - \psi} \quad (22)$$

Bu çalışmada termoekonomik ve eksergoekonomik analiz olarak Ekserji-Maliyet-Enerji-Kütle Analizi yaklaşımını ele alan EXCEM yöntemi esas alınmıştır. Termoekonomik analiz enerji temelli olup eksergoekonomik analiz ise ekserji analizini baz almaktadır. Termoekonomik analizde R_{en} olarak ifade edilen termoekonomik analiz göstergesi kullanılabilir. Sistemin enerji kaybının ($\dot{E}x_{kayıp}$) toplam motor maliyetine (M) oranlanmasıyla bulunabilmektedir [32,33]. Burada motor maliyeti yaklaşık olarak 350000TL kabul edilmiştir [34].

$$R_{en} = \frac{\dot{E}x_{kayıp}}{M} \quad (23)$$

Eksergoekonomik analizde R_{ex} olarak ifade edilen eksergoekonomik analiz göstergesi kullanılabilir. Sistemin ekserji kaybının ($\dot{E}x_{kayıp}$) ve ekserji yıkımının ($\dot{E}x_{yıkım}$) toplam motor maliyetine oranlarının toplamı olarak bulunur [32,33].

$$R_{ex} = R_{ex,kayıp} + R_{ex,yıkım} = \frac{\dot{E}x_{kayıp}}{M} + \frac{\dot{E}x_{yıkım}}{M} \quad (24)$$

Termodinamik analiz, ekolojik performans göstergesi (ECOP) ile belirlenebilmektedir. Bu da sistemin net faydalı ekserji çıkışının ekserji yıkımına oranı olarak bulunur [32,35].

$$ECOP = \frac{\Delta \dot{E}x_w}{\dot{E}x_{yıkım}} \quad (25)$$

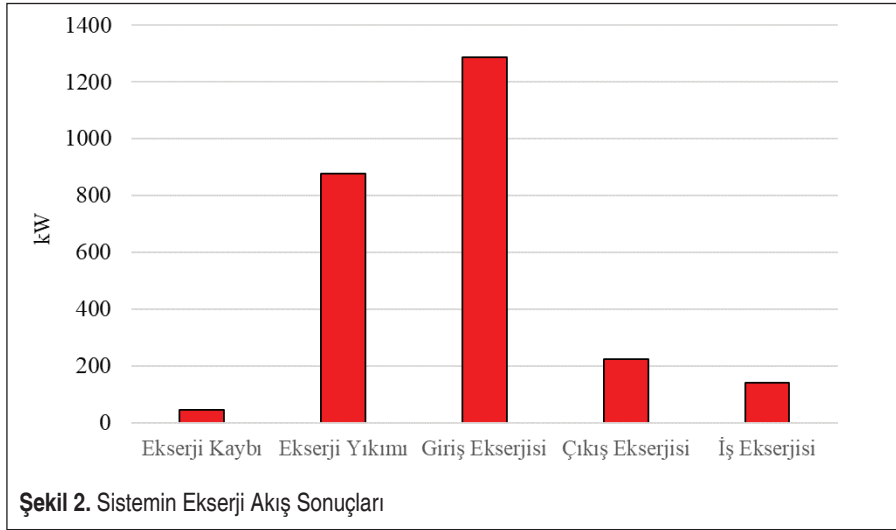
3. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Sisteme enerji, ekserji, sürdürülebilirlik, termodinamik, termoekonomik ve eksergoekonomik analizler uygulanmıştır. Sistemin enerji ve ekserji analizi sonuçları Tablo 2’de verilmiştir. Buna göre sistemin enerji verimi % 15.51 olarak hesaplanmıştır. Sistemin ekserji kaybı 45.24 kW, sistemin ekserji yıkımı 876.19 kW, sisteme giriş ekserjisi 1287.90 kW, egzoz gazları nedeniyle sistemden çıkış ekserjisi 224.73 kW ve iş ekserjisi 141.74 kW olarak hesaplanmıştır.

Tablo 2. Enerji ve Ekserji Analizi Sonuçları

Parametre	Değer	Birim
Termal Verim	15.51	%
Ekserji Kaybı	45.24	kW
Ekserji Yıkımı	876.19	kW
Giriş Ekserjisi	1287.90	kW
Çıkış Ekserjisi	224.73	kW
İş Ekserjisi	141.74	kW
Ekserji Verimi	11.00	%
Sürdürülebilirlik İndeksi	1.124	-
Entropi Üretimi	2,940	W/K

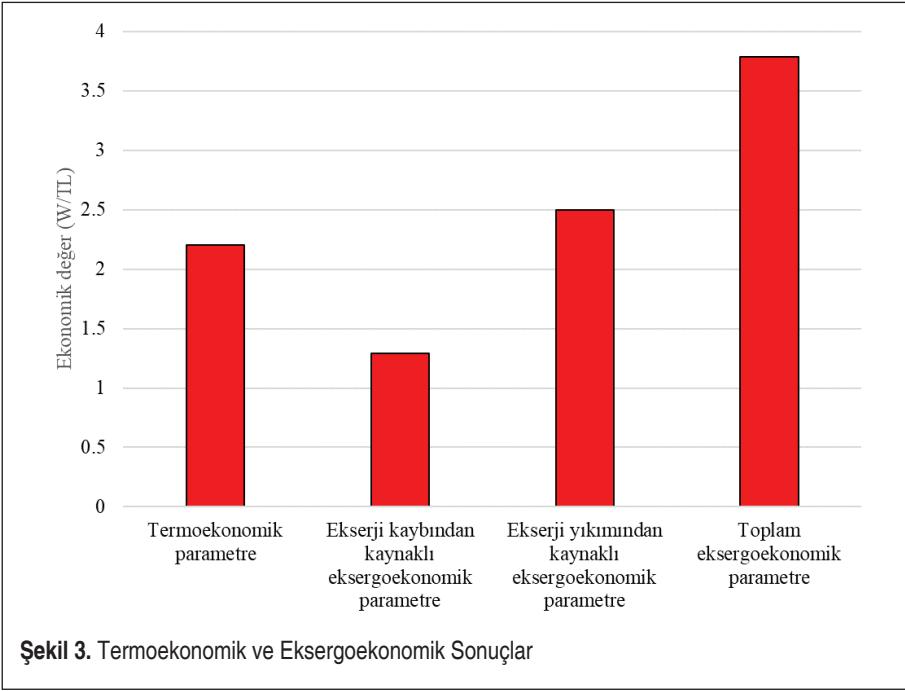
Toplam entropi üretimi 2,940 W/K olarak hesaplanmıştır. Sistemin ekserji verimi % 11.00 olarak hesaplanırken sistemin sürdürülebilirlik indeksi 1.124 olarak hesaplanmıştır. Ayrıca sistemin giriş, kayıp, yıkım, çıkış ve iş ekserjisi akış değerlerine ilişkin sonuçlar Şekil 2’de sunulmuştur.

**Şekil 2.** Sistemin Ekserji Akış Sonuçları

Sistemin termoekonomik parametre değeri 2.20 W/TL, ekserji kaybından kaynaklı eksergoekonomik parametre değeri 1.29 W/TL, ekserji yıkımından kaynaklı eksergoekonomik parametre 2.50 W/TL, toplam eksergoekonomik parametre ise 3.79 W/TL olarak bulunmuştur. Sistemin termoekolojik performans katsayısı olan ECOP değeri

**Tablo 3.** Termoekonomik, Termoeolojik ve Eksergoekonomik Sonuçlar

Parametre	Değer	Birim
ECOP (Termoeolojik Performans Katsayısı)	0.161	-
Termoekonomik parametre	2.20	W/TL
Ekserji kaybına bağlı eksergoekonomik parametre	1.29	W/TL
Ekserji yıkımına bağlı eksergoekonomik parametre	2.50	W/TL
Toplam eksergoekonomik parametre	3.79	W/TL



0.161 olarak bulunmuştur. Termoekonomik ve eksergoekonomik sonuçlar Tablo 3 ve Şekil 3'te yer almıştır.

Bu çalışmada genel maksat hafif tip helikopterlerde kullanılan bir piston-prop motorun performansını belirlemek amacıyla, motora enerji, ekserji, termoeolojik, sürdürülebilirlik, termoekonomik ve eksergoekonomik analizler uygulanmıştır. Tüm analizler birlikte değerlendirildiğinde sisteme giren yakıtın oluşturduğu enerjinin büyük ölçüde kayba ve yıkıma uğradığı görülmüştür. Motorun verim ve performansının yükseltilmesine ek olarak sistemdeki kayıpların ve tersinmezliklerin azaltılması açısından bu tip motorların soğutma teknolojilerinin iyileştirilmesi önerilebilir.

KAYNAKÇA

1. **Sogut MZ, Seçgin Ö, Ozkaynak S.** Investigation of thermodynamics performance of alternative jet fuels based on decreasing threat of paraffinic and sulfur. *Energy* 2019;181:1114–20. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.05.136>.
2. International Civil Aviation Organization. Assembly resolutions in force: (as of 8 October 2010). Montreal: International Civil Aviation Organization; 2011.
3. **Kharina A, Rutherford D.** Fuel efficiency trends for new commercial jet aircraft: 1960 to 2014. *Int Counc Clean Transp* 2015. n.d.
4. **Balli O.** Exergetic, Exergoeconomic, Sustainability and Environmental Damage Cost Analyses of J85 Turbojet Engine with Afterburner. *International Journal of Turbo & Jet Engines* 2020;37:167–94. <https://doi.org/10.1515/tjj-2017-0019>.
5. **Balli O, Hepbasli A.** Exergoeconomic, sustainability and environmental damage cost analyses of T56 turboprop engine. *Energy* 2014;64:582–600. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.09.066>.
6. **Rosen MA, Etele J.** Aerospace systems and exergy analysis: applications and methodology development needs. *IJEX* 2004;1:411. <https://doi.org/10.1504/IJEX.2004.005786>.
7. **Pavelka M, Klika V, Vágner P, Maršík F.** Generalization of exergy analysis. *Applied Energy* 2015;137:158–72. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2014.09.071>.
8. **Pellegrini LF, Gandolfi R, Silva G, de Oliveira Jr. S.** Exergy Analysis as a Tool to Decision Making in Aircraft Design. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-1396>.
9. **Zhang J, Wang Z, Li Q.** Thermodynamic efficiency analysis and cycle optimization of deeply precooled combined cycle engine in the air-breathing mode. *Acta Astronautica* 2017;138:394–406. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.011>.
10. **Dong Z, Li D, Wang Z, Sun M.** A review on exergy analysis of aerospace power systems. *Acta Astronautica* 2018;152:486–95. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.09.003>.
11. El-Sayed AF. *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. Boca Raton: CRC Press; 2008.
12. Saravanamuttoo HH, Rogers GFC, Cohen H. *Gas turbine theory*. 5th ed. Harlow, England ; New York: Prentice Hall; 2001.
13. **Turan Ö, Aydın H.** Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications. *Energy* 2016;115:914–23. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.09.070>.
14. **Team E.** The 5 Main Types of Aircraft Jet Engines. *Aero Corner* 2019. <https://aerocorner.com/blog/types-of-aircraft-engines/> (accessed February 2, 2021).
15. **Saraçyakupoğlu T.** Bir Gaz Türbin Motoru Kompresör PalesininTi6Al4V Alaşımından Eklemeli Üretim Yöntemi ile İmalatı ve Boyutsal Doğrulaması. *Mühendis ve Makina* 2021. <https://doi.org/10.46399/muhendismakina.865357>.
16. **Team E.** 7 Different Types of Helicopter Engines. *Aero Corner* 2020. <https://aerocorner.com>



com/blog/types-of-helicopter-engines/ (accessed February 2, 2021).

17. **Yildirim E, Altuntas O, Karakoc TH, Mahir N.** Sustainability Assessment in Piston-Prop Helicopter Engine. In: Karakoc TH, Ozerdem MB, Sogut MZ, Colpan CO, Altuntas O, Açıkkalp E, editors. Sustainable Aviation, Cham: Springer International Publishing; 2016, p. 115–23. https://doi.org/10.1007/978-3-319-34181-1_11.
18. **Altuntas O, Karakoc TH, Hepbasli A.** Exergoenvironmental analysis of piston-prop aircrafts. *IJEX* 2012;10:290. <https://doi.org/10.1504/IJEX.2012.046816>.
19. **Altuntas O, Karakoc TH, Hepbasli A.** Exergoeconomic Environmental Optimization of Piston-Prop Aircraft Engines. *International Journal of Green Energy* 2015;12:41–50. <https://doi.org/10.1080/15435075.2014.889009>.
20. **Koruyucu E.** Hibrit (piston prop-elektrik) tahrikli hafif genel maksat helikopterin enerji ve çevresel etkilerinin matematiksel incelenmesi. Yayımlanmamış Doktora Tezi. BİLEÇİK ŞEYH EDEBALİ ÜNİVERSİTESİ, 2018.
21. **Yildirim E, Altuntas O, Mahir N, Karakoc TH.** Energy, exergy analysis, and sustainability assessment of different engine powers for helicopter engines. *International Journal of Green Energy* 2017;14:1093–9. <https://doi.org/10.1080/15435075.2017.1358626>.
22. **Çengel YA, Boles MA.** Thermodynamics: an engineering approach. Eighth edition. New York: McGraw-Hill Education; 2015.
23. Theo Rindlisbacher, Lucien Chabbey. Guidance on the determination of helicopter emissions. Federal office of civil aviation (FOCA). Edition 2, Dec. 2015 reference: COO.2207.111.2.2015750” 2015.
24. **Topal A, Turan O.** Thermo-Efficiencies of a Tubular Combustor Under Different Inlet Conditions. *International Journal of Turbo & Jet-Engines* 2021;38:185–92. <https://doi.org/10.1515/tjj-2018-0005>.
25. SAE International. Procedure for the Analysis and Evaluation of Gaseous Emissions from Aircraft Engines. SAE International Gaseous Committee- E-31G; n.d. <https://doi.org/10.4271/ARP1533C>.
26. **Altuntas O, Karakoc TH, Hepbasli A.** Exergetic, exergoeconomic and sustainability assessments of piston-prop aircraft engines. *J Therm Sci Technol* 2012;32:133–43.
27. **Akdeniz HY, Balli O.** Effects of Bypass Ratio Change Trend on Performance in a Military Aircraft Turbofan Engine With Comparative Assessment. *Journal of Energy Resources Technology* 2021;143:120905. <https://doi.org/10.1115/1.4051297>.
28. **Akdeniz HY, Balli O.** Energetic and exergetic assessment of operating biofuel, hydrogen and conventional JP-8 in a J69 type of aircraft turbojet engine. *J Therm Anal Calorim* 2021. <https://doi.org/10.1007/s10973-021-10879-z>.
29. **Akdeniz HY, Balli O.** Impact of different fuel usages on thermodynamic performances of a high bypass turbofan engine used in commercial aircraft. *Energy* 2021:121745. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121745>.
30. **Caliskan H, Tat ME, Hepbasli A.** Performance assessment of an internal combustion engine at varying dead (reference) state temperatures. *Applied Thermal Engineering* 2009;29:3431–6. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2009.05.021>.

31. **Caliskan H.** Energy, exergy, environmental, enviroeconomic, exergoenvironmental (EXEN) and exergoenvironmental (EXENEC) analyses of solar collectors. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 2017;69:488–92. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2016.11.203>.
32. **Caliskan H.** Güneş Kollektörlerinin Enerji, Ekserji, Termoeekolojik, Sürdürülebilirlik, Termoeekonomik Ve Eksergoekonomik Analizleri. *Mühendis ve Makina* 2020;61:228–40. <https://doi.org/DOI : 10.46399/muhendismakina.774277>.
33. **Diñer İ, Rosen MA.** Exergy energy, environment, and sustainable development. Amsterdam; Boston: Elsevier; 2007.
34. Lycoming Part No. O9867 Overhauled HIO-360-D1A - Lycoming Engines - Air Power, Inc. n.d. <http://www.airpowerinc.com/productcart/pc/TLEngineDetail.asp?catID=33&prodID=10264> (accessed February 2, 2021).
35. **Ust Y, Sahin B, Kodal A, Akcay IH.** Ecological coefficient of performance analysis and optimization of an irreversible regenerative-Brayton heat engine. *Applied Energy* 2006;83:558–72. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2005.05.009>