

**UÇAK YAKIT SİSTEMİNİN TERMAL BALANS
ETKİLERİNİN PERFORMANS ÜZERİNDEKİ
ETKİLERİ**

Muhammet YİLANLI
Yüksek Lisans Tezi

Uçak-Gövde-Motor-Bakım Anabilim Dalı
Ocak 2016

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Muhammet Yılanlı'nın “Uçak Yakıt Sisteminin Termal Balans Etkilerinin Performans Üzerindeki Etkileri” başlıklı **Uçak Gövde Motor Bakım** Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 12.01.2016 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmenliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ
Üye (İkinci Danışman)	: Doç. Dr. Emin AÇIKKALP
Üye	: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
Üye	: Doç. Dr. Hasan YAMIK
Üye	: Doç. Dr. Ziya SÖĞÜT

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
.....tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

UÇAK YAKIT SİSTEMİNİN TERMAL BALANS ETKİLERİNİN PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİLERİ

Muhammet YILANLI

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak-Gövde-Motor-Bakım Anabilim Dalı**

**Danışman: Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ
II. Danışman: Doç. Dr. Emin AÇIKKALP
2015, 74 Sayfa**

Bu çalışmada uçak yakıt sisteminde yakıt transfer edilen akış ve ısı enerjisinin değişimini incelemek üzere enerji ve ekserji analizi gerçekleştirilmiştir. Uçak sistemlerinin farklı komponentleri arasında ısı yönetiminin sağlanmasıyla meydana gelen ısıl dengenin uçağın performansı üzerinde önemli etkileri bulunmaktadır. Bununla birlikte uçak sistemleri içerisinde ısıl yönetimin en önemli komponentlerinden biri de uçak yakıt sistemidir.

Uçuş süresince yakıt sistemin bileşenlerinde gerçekleşen enerji geçişi oranlarının %42'sini LPFFCOC, %23'ünü HPFCOC olmak üzere ısı değiştiriciler ve %22'sini LPFP, %13'ünü HPFP olmak üzere pompalar oluşturmaktadır. Ayrıca uçuş boyunca yakıt sisteminde gerçekleşen enerji geçişi oranlarının %50'si tırmanış, %21'i ivmelenme, %13'rölanti, %8'er olarak yatay seyir ve iniş evrelerinde gerçekleşmiştir.

Anahtar Kelimeler: Enerji ve Ekserji Analizi, Isıl Yönetim, Uçak Yakıt Sistemi

ABSTRACT

Master of Science Thesis

THE İNFLUENCES OF THERMAL BALANCE EFFECTS OF AİRCRAFT FUEL SYSTEM ON PERFORMANCE

Muhammet YİLANLI

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Department of Airframe and Powerplant Maintenance**

**Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Önder ALTUNTAŞ
Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Emin AÇIKKALP
2015, 74 Pages**

In this study, energy and exergy analysis of fuel system was performed to investigate of variation of flow and heat energies of fuel, loads by the fuel system. Thermal balance, formed by many different components of aircraft systems by means of heat management, has been significantly affected by aircraft performance. Meanwhile one of the most important components of thermal management in the aircraft systems is fuel system.

The rate of energy transfer occurred in the fuel system components throughout flight is respectively 42% for LPFFCOC, 23% for HPFCOC in the heat exchangers and 22% for LPFP, 13% for HPFP in the fuel pumps. Besides, the rate of energy transfer occurred along the flight according to flight maneuvers is respectively 50% during the climbing maneuver, 21% during the acceleration maneuver, 13% during the idle position, 8% during cruise maneuver and 8% during the landing maneuver.

Keywords: Exergy and Exergy Analysis, Thermal Management, Aircraft Fuel System.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ	iv
ÇİZELGELER DİZİNİ	v
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	vi
ALT VE ÜST İNDİSLER.....	vii
1. GİRİŞ	1
1.1. Havacılıkta Kullanılan Yakıtların Gelişimi	4
1.2. Jet Yakıtından İstenilen Özellikler	7
1.3. Literatür Özeti	8
1.3.1. Yakıt ve yakıt sistemi hakkında yapılan çalışmalar	9
1.3.2. Uçak ve uçak sistemleri üzerinde uygulanan termodinamik analizler	17
1.4. Tezin Önemi	27
2. SİSTEM TANIMI	29
2.1. Yakıtın Isıl Dengesinin Sağlanabilmesinin Önemi	31
2.2. Soğutmanın Sistem İçin Gerekliliği	32
2.3. Yakıtın Yakıt Sistemine Sisteme Transfer Edilebilme Sıcaklıkları	33
2.4. Buhar Kilitlenmesi ve Kavite Olayı.....	34
3 ENERJİ VE EKSERJİ	36
4. ANALİZ	42
4.1. Veriler, Kabuller ve Hesap Yöntemi	42
4.2. Yakıt Sisteminin Enerji ve Ekserji Analizi.....	47
5. SONUÇLAR	59
KAYNAKLAR	61
Ek-1 Yakıt sistemi bileşenlerinin termodinamik parametreleri	70
Ek-2 Yakıt sisteminin analiz sonuçları.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

ŞEKİLLER DİZİNİ

1.1 1970 itibari ile çeşitli yakıtların üretim oranları ve değişimi.....	1
1.2 Bir hava aracı için ekserjinin dağılımı ve akışı.....	4
1.3 Yatay seyir aşamasındaki ekserji yıkımı oranları	18
1.4 Deniz seviyesinde ve 200 m/s hızında elde edilen sonuçlar.	22
1.5 11,000 m irtifasında ve 200 m/s hızında elde edilen sonuçlar	22
1.6 (a) güç-ısı oranının 1. Ve 2. Yasa verimlerine etkisi (b) Güç-ısı oranının geri dönüş süresi ve elektrik/buhar üretimine etkisi	23
1.7 Isıl - Güç (kojenerasyon) Santrali Ekserji Akış Şeması (kW)	24
1.8 Isıl-Güç Santralinin Ekserji Kayıplarının Dağılımı	25
2.1 Akışkanların sistem sıcaklık limitlerinin belirlenmesindeki rolleri	30
2.2 Sistem şeması.....	31
2.3 Yakıtın çalışma şartları	33
2.4 Yakıt tankı duvarlarında buz kristallerinin oluşumu.....	34
3.1 Ekserjinin disiplinler arası üçgeni.....	39
4.1 L-1011-500 uçağının uçuş profili.....	42
4.2 Uçuşun gerçekleştiği süre boyunca irtifa sıcaklığı.....	43
4.3 Pompalardaki 2. yasa verimin çevre sıcaklığına göre ilişkisi	52
4.4 Pompalardan yakıtın basınçlandırılması için harcanan güç	53
4.5 Isı değiştiricilerden yakıtta transfer edilen ısı geçişinin oranı	53
4.6 Pompalarda gerçekleşen ekserji yıkımı oranı	54
4.7 Isı değiştiricilerden yakıtta transfer edilen ısının ekserji yıkımı oranı.....	54
4.8 Rölanti evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı.....	55
4.9 İvmelenme evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı ...	55
4.10 Tırmanış evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı	56
4.11 Yatay seyir evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı .	57
4.12 İniş evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı	57
4.13 Tüm uçuş boyunca evreler ve sistem bileşenlerindeki enerji geçişi oranları	58

ÇİZELGELER DİZİNİ

1.1 JP Serisi yakıtların tarihsel gelişimi.....	5
1.2 Havacılıkta kullanılan yakıtların özellikleri	8
3.1 Enerji ve ekserji.....	38
3.2 Yakıt sistemi bileşenlerinin sıcaklık değerleri	41
4.1 Jet A yakıtının sıvı ve gaz fazlarından elde edilen termodinamik katsayılar..	44
4.2 Yakıt sistemine ait enerji ve ekserji denklemleri	46
4.3 Sistemdeki 1 ve 2 noktaları arasındaki LPFP için elde edilen veriler.....	48
4.4 Sistemdeki 2 ve 3 noktaları arasındaki LPFCOC için elde edilen veriler.....	49
4.5 Sistemdeki 3 ve 4 noktaları arasındaki HPFP için elde edilen veriler	50
4.6 Sistemdeki 4 ve 5 noktaları arasındaki HPFCOC için elde edilen veriler	51

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

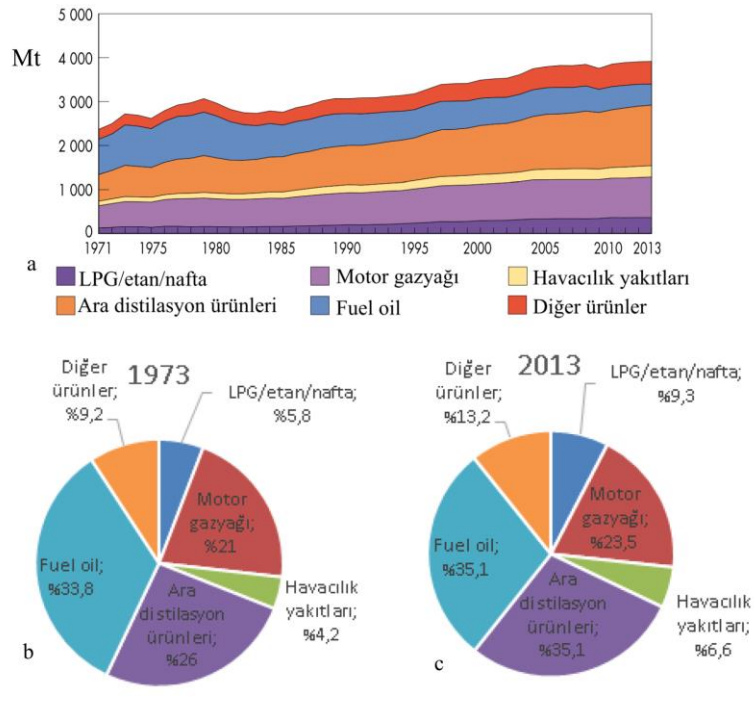
\hat{h}	: Yükseklik (m)
\dot{m}	: Kütleli debi (kg/s)
\dot{Q}	: Isı enerjisi (kW)
C_P	: Sabit basınçta özgül ısı (kJ/(kg.K))
\dot{E}	: Enerji (kW)
E_X	: Ekserji (kW)
\dot{H}	: Entalpi akışı (kW)
R_u	: Evrensel gaz sabiti (kJ/(kmol.K))
\dot{S}	: Entropi akışı (kW/K)
T_0	: Deniz seviyesi sıcaklığı
\dot{W}	: İş (kW)
\bar{s}	: Molar entropi (kJ/kmolK)
h	: Entalpi (kJ/kg)
P	: Basınç (kPa)
ppm	: Milyonda bir
s	: Entropi (kJ/(kg.K))
T	: Sıcaklık (K)
t	: Dış hava sıcaklığı
$HPFCOC$: Yüksek basınç bölgesi yakıt soğutmalı yağ soğutucusu
$HPFP$: Yüksek basınç yakıt pompası
$LPFCOC$: Alçak basınç bölgesi yakıt soğutmalı yağ soğutucusu
$LPFP$: Alçak basınç yakıt pompası
PS	: Güç ayarı
V	: Hacim (m^3)
g	: Yer çekimi ivmesi ($9.80665 m/s^2$)
Ψ	: Akış ekserjisi (kW)

Alt ve Üst İndisler

0	: Atmosfer
a	: Ortalama
$\ç$: Çıkan
D	: Yıkım
f	: Yakıt
g	: Giren
h	: Sıcak
min	: En az
P	: Ürün
q	: Isı geçişi

1. GİRİŞ

Günümüzde karbon esaslı yakıtlar en önemli enerji kaynağını oluşturmaktadır. Global enerji tüketiminin %58'ini ham petrol ve doğal gaz oluşturmaktadır. Ayrıca sıvı hidrokarbonların yüksek enerji içerikleri ve kullanılabilirliklerindeki uyumluluğu sebebiyle sanayi ve taşımacılık sektöründe kullanımının daha yaygın olacağı öngörülmektedir (Hui ve Sung, 2013). Havacılık sektöründe kullanılan yakıtların günümüze dek kullanımı artış göstermekte olup ve tüketilen yakıt miktarı yaklaşık olarak toplam tüketilen yakıtın %6,6'ı kadardır (Şekil 1.1). Yapılan araştırmalar jet yakıtı tüketiminin giderek arttığını göstermektedir (OECD/IEA, 2015). Bunun yanı sıra nakliye ve yolcu uçaklarında yakıt tüketimi yönetiminin iyi bir şekilde yapıldığı takdirde havacılık yakıtlarındaki yıllık üretim oranının hafif bir şekilde düşeceğini de vurgulamaktadırlar (EIA, 2015).



Şekil 1.1 1970 itibari ile çeşitli yakıtların üretim oranları ve değişimi (a) günümüzde kullanılan yakıtların yıllara göre değişimi (milyon ton). (b) 1973 ve (c) 2013 yılında kullanılan yakıtların dağılımı (OECD/IEA, 2015)

Enerji kaynaklarının yaygın bir şekilde kullanımından dolayı azalacağı ve zamanla daha da maliyetli olacağı ön görülmekte olup enerjinin etkin ve verimli bir şekilde kullanımına yönelik araştırmalar artarak devam etmektedir. Günümüz teknolojisinin temelini oluşturan elektrik, ısı ve iş üretmekte kullanılan sistemlerin enerji kaynaklarının çevresel ve ekonomik faktörler ile beraberinde daha da verimli bir şekilde kullanımı önem kazanmaktadır. Ayrıca sürdürülebilir yakıtların kullanımı ve yakıtların işe çevrildiği sistemlerin daha verimli bir şekilde geliştirilmesi ön plana çıkmaktadır (Lee ve ark., 2004).

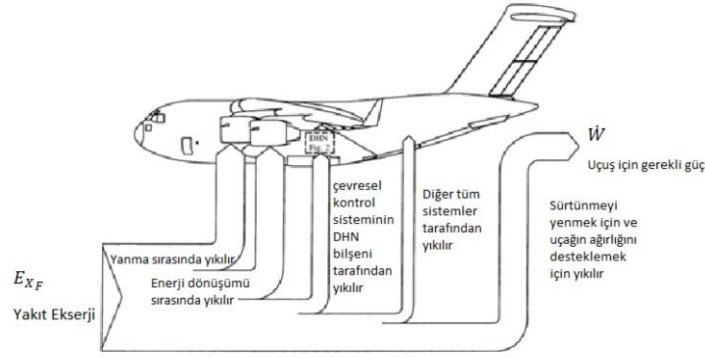
Ülkeler enerjide dışa bağımlılıklarını azaltmak ve yerel/bölgesel arz güvenliğini sağlayabilmek adına alternatif enerji kaynakları arayışları içine girerek bunlardan ekonomik uygulanabilir olanlardan faydalanmaya başlamışlardır. Bununla birlikte mevcut enerji kaynaklarından maksimum faydayı sağlayabilmek ve enerjiyi minimum tüketmek üzerine politikalar oluşturmaya başlamışlardır (EC, 2007). Yakıtın verimli kullanımına yönelik uçak sistemlerinde farklı materyal kullanımı, elektrikli sistemlerin kullanımının genişlemesi, aerodinamik tasarımların geliştirilmesi ve uçakta mevcut olan sistemlerin etkileşiminin verime dönüştürülebilmesi bakımından uçak tasarımları sürekli güncellenmektedir. Mevcut tasarım ve iyileştirmeler limitlerine eriştiği noktadan itibaren tasarımcıların dikkate alması gereken yeni yol ve yöntemler içerisinde yakıt ve yakıtın uçağın ara sistemlerindeki kullanımının daha iyi anlaşılması önem arz etmektedir (Berg ve ark., 2013).

Günümüz motor tasarım trendleri ve sektördeki gelişmeler düşük emisyon, yüksek verim ve yüksek güç üretimi hususlarında devam etmektedir. Bu gereksinimlerin yanında yakıtın özellikleri ve farklı şartlardaki çalışma kabiliyetlerinin iyileştirilmesi gerekmektedir. Aksi takdirde motorların çalışması sırasında yüksek ve düşük sıcaklığa sahip farklı akışkanlar ile komponentler arasındaki ısı alışverişinin ön görülen limitler arasında olmasını ifade eden ısıl dengenin korunabilmesi mümkün olmamaktadır. Dolayısıyla bahsi geçen gelişmelere paralel olarak yakıt, yakıt içeriği ve yakıtın çalışma şartları hakkında iyileştirmeye yönelik çalışmalar kaçınılmaz olacaktır (Versaw ve ark. 1963). Yüksek performanslı uçakların uçuşu sırasında yakıtın ısı alışveriş kapasitesi bakımından gereken ve üretilen ısı kilit bir rol oynamaktadır. Bu tür hava

araçlarının uzun mesafeli uçuşlarında yüksek hızlar sebebiyle havanın uçak yapı malzemelerinde kinetik sürtünmelerden dolayı ortaya çıkardığı yüksek ısı ile hidrolik sistemi veya iklimlendirme sistemi gibi sistemlerin normal şartlarda ihtiyaç duydukları ısının istenilen limitler arasında olabilmesi için yakıt gibi düşük sıcaklıkta bir ısı kaynağına ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca yüksek hız ve irtifalarda hareket eden hava araçları için soğuk hava şartlarında ısıtmanın gerekli olmasına karşın, soğuk ortama maruz kalan yakıt gibi bir ısı kaynağı kullanılarak uçağın ısınan alt sistemlerinin soğutulması öngörülmektedir. Çünkü iş üreten her sistemin sıcaklığı artar (Moir ve Seabridge, 2001).

Uçakların güç ve soğutma sistemlerinin (hidrolik, iklimlendirme, elektrik, yakıt sistemi vb.) termodinamik optimizasyonu için bu sistemlerin oluşturduğu performans kusurlarını en düşük seviyeye indirmek oldukça önemlidir. Enerjinin kullanıldığı bu sistemlerde kullanılan yakıt uçak motorlarından temin edilmektedir. Buna karşılık olarak uçağın işletme maliyeti artarken faydalı yük kullanımını azalmaktadır (Bejan ve Siems, 2001).

Bir hava aracında yakıt tarafından sağlanan ekserjinin yıkılmasına yol açan birçok sistem vardır. Bu sistemler Şekil 1.2’de gösterilmiştir. Buna göre, en büyük ekserji yıkımı yaklaşık %30 ile yanma sürecinde ve diğeri tersinmez çalışma sürecinde meydana gelmektedir. Kalan ekserji miktarı motor tarafından üretilen güçtür ki bu güç tüm alt sistemlerin ve hava aracının ihtiyaç duyduğu fonksiyonların ihtiyacını karşılar Bir sistem tasarlayan mühendisten, yürürlükte olan teknik, ekonomik ve yasal şartlar altında, aynı zamanda etik, çevresel sonuçları da göz önünde bulundurarak, minimum maliyetle mümkün olan en yüksek verimi amaçlaması beklenir. Ekserji ise bütün bunları kolaylaştıran bir düşünce sistemidir (Vargas ve Bejan, 2001; Dincer, 2002).



Şekil 1.2 Bir hava aracı için ekserjinin dağılımı ve akışı (Vargas ve Bejan, 2001)

Enerjinin ve enerjinin kaynaklarının verimli kullanılması ve kullanıldığı sistemlerin optimizasyonu sağlanarak enerji kayıplarının azaltılması yönünde önlemler alınması gerekmektedir. Bu noktada termodinamik kanunlarından faydalanılarak sistem analizleri yapılır. Bu tez kapsamında L-1011-500 Tristar kargo uçağının 926 km'lik ve yaklaşık olarak bir saatlik uçuşu boyunca motor yakıt sisteminin değerlendirmede yöntem enerji ve ekserji analizidir. Uçak yakıt sistemi enerji ve ekserji analizi ile değerlendirilmiştir. Bu analizde değişen irtifalardaki uçağın uçuş evreleri ve her bir yakıt sistemi komponentleri için enerji ve ekserji analizi ayrı ayrı yapılmıştır. Uçak yakıt sisteminin enerji ve ekserji analizi ile ilgili bu çalışma, açık kaynaklı literatüre ilk defa eklenecektir.

1.1. Havacılıkta Kullanılan Yakıtların Gelişimi

Yakıt sistemini oluşturan komponentler ve yakıt sisteminin bir bütün olarak uyumlu bir şekilde çalışabilmesi ve tasarımının işlevsel olabilmesi için uçak yakıtlarının karakteristik özelliklerinin davranışlarını anlamak önem arz etmektedir. Jet yakıtlarının karakteristik özelliklerinin tanımlanması ilk defa 1940 yıllarında başlanmış olup yakıtın uçuculuk, özgül enerji, ısıl denge, yağlama kabiliyeti ve korozyon gibi özelliklerin sınırlarının belirlenmesi amaçlanmıştır.

ABD hava kuvvetleri, askeri uçak programlarının ihtiyaçları ve gereksinimlerini karşılamak üzere American Society for Testing and Materials (ASTM) kontrolü altında yapılan araştırmalar sonucunda geliştirdikleri yakıtları JP serisi yakıtlar olarak adlandırmış olup gelişen süreç içerisinde Çizelge 1.1'de görüldüğü gibi bu yakıtlar geliştirilmesi sırasında çeşitli modifikasyonlar gerçekleştirilmiştir.

Amerikan Hava Kuvvet'leri için başlıca kaynak olan gazyağı/kerosen karışımı JP-4 yakıtı 1951' de geliştirilmiş olup yıllarca kullanılmıştır. Kısa bir süre sonra 1952' de Amerikan donanma gemileri için ise düşük alevlenme noktası ve düşük uçuculuk özelliklerine haiz olan JP-5 yakıtı geliştirilmiştir. Ticari jet uçağı yakıtlarının kullanımı 1951'de Jet A ve Jet A1 yakıtları ile başlanmıştır. Bu yakıtlar 37.77°C gibi bir maksimum alevlenme noktası sıcaklığına sahiptirler. Aşırı soğuk hava şartlarında kullanılmak üzere oldukça düşük bir donma noktası sıcaklığına sahip olan Jet B yakıtı 1953'ten itibaren kullanılmaya başlanmıştır (Langton ve ark. 2009).

Çizelge 1.1 JP Serisi yakıtların tarihsel gelişimi (Langton ve ark. 2009)

Yakıt	Yıl	Yapılan Anahtar Katkıları
JP - 1	1944	Kerosen, Donma noktası -60.55°C, Alevlenme noktası 42.77 °C, Sınırlı miktarda üretim yapılmıştır
JP - 2	1945	Deneysel amaçlı olarak hazırlanmış olup, viskozite ve tutuşma sıcaklığı açısından uygunsuz olduğu belirtilmiştir.
JP - 3	1947	Yüksek buhar basıncına haiz olup yüksek irtifalarda buhar kilitlenmesine yol açmaktadır.
JP - 4	1951	Gazyağı/kerosen karışımı olup buhar kilitlenmelerinin önünün alınabilmesi için Reid buhar basıncı 2 ile 3 psi arasında sınırlı olacak şekilde üretilmiştir.
JP - 5	1952	Alevlenme noktası 60°C olan kerosen Amerikan Donanma Kuvvet'leri için geliştirilmiştir.
JP - 6	1956	XB-70 için geliştirilmiştir. JP - 5 ile benzer olup daha düşük bir donma noktası ve daha da geliştirilmiş bir ısıl denge kabiliyetine sahiptir.
JPTS	1956	U-2 için geliştirilmiştir. Yüksek seviyede rafine edilmiş kerosen olup -64F gibi düşük bir donma noktasına sahiptir. Ayrıca bu yakıtta ısıl denge kapasitesini yükselten eklenti paketi olarak (JFA-5) kullanılmıştır.
JP - 7	1960	SR-71 için geliştirilmiştir. Düşük buhar basıncı ve 3 Mach üzeri yüksek irtifadaki uçuşlarda mükemmel derecede ısıl denge sağlayan bir kerosen yakıtı türüdür.
JP - 8	1979	Buzlanmayı önleyici inhibitörler, korozyon önleyici, anti-statik ve yağlamayı geliştiren eklentilerin kullanıldığı Jet A1

		kerosen yakıtı
--	--	----------------

Günümüzde kullanılan kerosen yakıtına alternatif olarak sentetik esaslı, organik esaslı, kriyojenik gibi birçok havacılık yakıtları geliştirilmektedir. Alternatif yakıt hakkında yapılan çalışmalar mevcut motor konfigürasyonlarında önemli bir değişikliğe sebep olmadan kullanabilmesi, havacılık sektörünün gereksinimleri karşılayabilmesi ve havacılığın küresel iklim değişimine ve hava kirliliğine olan etkisini azaltmaya yönelik esasları barındırmaktadır. Sentetik yakıtlar önemli bir alternatif yakıt olması açısından oldukça uyumlu olup kaynak varlığının kısıtlı olması ve üretim maliyeti açısından oldukça dezavantaj barındırmaktadır. Ayrıca kriyojenik yakıtlar ise teknolojik altyapı sistemlerinin uyumsuzluğu ve kaynak açısından yetersiz olduğu görülmektedir (Hileman ve Stratton, 2014). Alternatif yakıtın geliştirilmesi ve yaygın olarak kullanılabilmesi hakkında yapılan çalışmalar oldukça yetersizdir. Alternatif yakıtların arasında uygulanabilirlik açısından en güçlü adayın Fisher-Tropsch yakıtları olduğu söylenebilir (Daggett ve ark. 2007). Ayrıca potansiyel alternatif organik esaslı yakıtlar ise içme suyu, toprak alanlarının kullanımı gibi çevresel endişeleri içermesine ek olarak sürdürülebilirlikte önemli bir katkısı olduğu göz ardı edilemez. Jet A-1 yakıtına alternatif oluşturabilecek “limonen” denilen yakıtlar geliştirilmiştir (Donnelly ve Chuck, 2000).

Yakıt hakkındaki gelişmelerin önemli bir ayağı ise; yakıtların farklı çevre şartları ve durumlarında istenilen görevleri gerçekleştirebilmeleri için çeşitli katkı ve eklenti maddeleri kullanılmaktadır. Bunlar donma, paslanma, oksitlenme, statik elektrik, çalışan sistemler arasında aşınma gibi yakıt ve sistem arasında uyumsuzluk oluşturan durumlarda yaygın olarak kullanılan önleyici mekanizmalardır.

Yakıtın içerisinde çözülebilen kimyasal maddeler ve ppm oranı ile ifade edilen yakıt eklentileri, motor performansı ve verimi üzerinde oldukça önemli olup yakıtın özelliklerini ve kullanımının iyileştirilmesini sağlarlar. Bu eklentilerin kullanım amaçları şunlardır (Lefebvre, 2010):

- ✚ Korozyonu önlemek,
- ✚ Yakıtın yağlayıcı kabiliyetini geliştirmek,

- ✚ Buzlanmayı önlemek,
- ✚ Statik elektrik yüklerini gidermek,
- ✚ Yakıt içine karışan metal iyonlarının katalitik özelliklerini pasif hale getirmek,
- ✚ Yakıtın oksit formlarının zararlı etkilerini minimize etmektir.

1.2. Jet Yakıtından İstenilen Özellikler

Yakıt sisteminin gereksinimleri yakıtın karakteristik özellikleri gereğince etkili ve güvenli çalışma şartlarının yakıt sistemi çalışma şartlarına uyumluluğunu gözetmektedir. Yakıtın yanma riski, performans etkileri ve yakıtın özellikleri gibi birçok etken dikkate alınarak yakıt sisteminin işleyişi sürdürülebilir olmaktadır (Clodfelter, 1997). Ticari uçaklarda kullanılan yakıtların özelliklerinin belirlenmesinde ana etken yakıtın yüksek sıcaklıklarda oluşumuna sebep olduğu ve yanma odası nozullarına yakıtın düzenli bir şekilde pompalanabilmesinin engellendiği yapışkan tortular olarak görülmektedir. Yakıtın ısıl dengesi yüksek çalışma sıcaklık aralarında iş gören askeri uçaklarda yakıtın soğutma maksatlı olarak diğer sistemlerde etkileşime geçmesi bakımından daha büyük bir problem oluşturmaktadır (Heneghan et al, 1996).

Motor için gereken optimum motor performans, mali açıdan uygunluk, emniyet ve revizyon ömrü isteklerini yerine getirebilmeleri için jet yakıtları birçok özelliğe sahip olmalıdır. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan bazı yakıtların özellikleri Çizelge 1.2’de verilmiştir. Genel olarak gaz türbinli yakıtlardan istenilen özellikler aşağıdaki gibidir (CRC, 2004; Lefebvre, 2010 ve Soares, 2012);

- ✚ Her türlü çalışma şartlarında kolayca pompalanabilmelidir.
- ✚ Her türlü yer şartlarında motorun çalışmasına olanak sağlayabilmeli ve uçuş esnasında gerektiğinde yeniden çalıştırma özelliğine sahip olmalıdır.
- ✚ Mümkün olduğu kadar yüksek ısı değerine sahip olmalıdır.
- ✚ Yanma sistemi ve türbin palaları üzerinde zararlı etkileri minimum olmamalıdır.
- ✚ Yakıt sistemi üzerinde korozyon etkisi olabildiğince düşük derecede olmalıdır.
- ✚ Yakıt sisteminin hareketli parçaları için uygun yağlamayı sağlamalıdır.

- ✚ Yangın tehlikesi oluşturma riski minimum seviyede olmalıdır.
- ✚ Motoru harekete geçirme kolaylığına sahip olmalıdır.
- ✚ Her türlü şart altında verimli ve de tam yanma sağlamalıdır.
- ✚ Hava ile kolayca ideal biçimde karışabilmelidir.

Çizelge 1.2 Havacılıkta kullanılan yakıtların özellikleri (Kaynak: Clodfelter R.G 1997)

Özellikler	JP-4	JP-8	Jet A-1	Jet A	JP-5
Minimum Alevlenme Noktası, °C	-28	37	37	37	37
Maksimum Donma Noktası, °C	-57	-47	-47	-40	-46
Lbs/gal	6.3	6.7	6.7	6.8	6.8
BTUs/gal	118,900	124,500	124,500	125,700	126,000
Buhar Basıncı, psi	2-3				
Viskozite , cSt@-20°C	2.4	4.2	4.2	5.5	5.5
Acid NR, mg KOH/g	0.015 ^a	0.015 ^a	0.1	0.1	0.015 ^a

^a değeri 0.022' ye kadar kullanılmaktadır.

Bir yakıtın etkili ve güvenli bir şekilde kullanılabilmesi ASTM D1655 ve D7655 (ASTM 2009a, 2009b) için ABD'de aranan karakteristik özellikler aşağıdaki gibidir (ASTM 2009a, 2009b):

- ✚ Uzun menzilli uçuşları kolaylaştıran yüksek oranda enerji yoğunluğu (birim hacim başına düşen enerji),
- ✚ Yakıt verimliliğini geliştiren ve kalkış ağırlığının azalmasını kolaylaştıran yüksek özgül enerji (birim kütle başına düşen enerji),
- ✚ Güvenli faaliyete izin veren yüksek alevlenme noktası
- ✚ Yatay seyir halindeki irtifalarda emniyetli çalışmayı temin eden düşük donma noktası ve buhar basıncı
- ✚ Gaz türbinli motorların yakıt hatlarında yakıtın kimyasal ayrışımı sebebiyle tıkanmaları önleyen yüksek ısı denge kabiliyeti,
- ✚ Yakıt pompalarının düzgün çalışmasını sağlayan yeterli derecede yağlama,
- ✚ Yakıt sistemindeki yakıt kaçağlarının kolayca sızmasını önleyen etkili aromatik bileşim içeriği.

1.3. Literatür Özeti

1.3.1. Yakıt ve yakıt sistemi hakkında yapılan çalışmalar

Pasion (1979) bir uçağın uçuş sırasında yakıt sıcaklığının gerçek zamanda kontrol edilebilmesi amacıyla 4 farklı uçak ve 12 rota için yaklaşık 8000 uçuşun gerçekleştiği 1977 yılının kış ayları boyunca uçakların seyir irtifalarındaki ve yakıt tankındaki sıcaklık değerlerini istatistiksel veriler haline dönüştürmüştür. Pasion (1979) diğer bir çalışmada uzun menzil hava araçlarında yüksek donma noktasına sahip yakıtların kullanımına izin veren uçak yakıt sistemlerinin, ekonomik ve performans analizlerine dayalı olarak bir tasarım geliştirilmiştir. Bu çalışma için -29°C ve -18°C donma noktasına sahip iki yakıt kullanılmıştır. 9300 km'lik seyahat süresince yakıtın kendi donma noktasının üstündeki sıcaklık seviyelerinde karşılayabileceği ısıl gereksinimini ölçmek için bir Boeing 747-200 uçağının JT9D-7/7A motoru test edilmiş ve izlenmiştir. Bu uçağın uçuş şartları ortam sıcaklığı ekstre olduğu koşullarda -18°C ve -29°C donma noktasına sahip yakıtlar için gerekli olan ısıl gereksinim sırasıyla 127 kW/tank ve 79 kW/tank olarak ölçülmüştür. Üreticinin tasarım aşamasında ortaya koyduğu yakıt ısıtma sistem komponentlerinden motor-yağ ısı değiştiricisi (EOHE) ve daha da detaylı bir bileşen olan elektrikli ısıtma sistemini (EHS) kullanmıştır. EOHE sınırlı bir ısı girişine izin vermekte olup bu sistem bileşeni ile ele alınan örnek uçak ve motor için sadece -34°C donma noktasına sahip yakıtlar için gerekli olan ısı miktarını temin etmektedir. EHS ise -18°C donma noktasına sahip yakıtı donma noktasının üzerinde bir değerde muhafaza edebilmektedir.

Weitz (1981) buğulanmayı önleyici eklenti içeriğine sahip kerosen yakıtının birçok ticari uçak yakıt sisteminin komponentleri arasında görev açısından uyumsuzluk oluşturan alanları ve bu sorunların sebeplerini istatistiksel olarak incelemiştir.

Pasion ve Thomas (1977) uçak üretiminde yakıt sistemindeki modifikasyonları değerlendirebilmek için ikisi buhar basıncı yüksek, 35 kPa, 70 kPa ve diğer ikisi de yüksek donma noktasına -29°C ve -18°C sahip olmak üzere 4 farklı yakıtı Boeing 727 ve Boeing 747 uçaklarının farklı çevre şartlarındaki uçuş profillerini referans alarak uyumluluklarını incelemiştir. Boeing 727 uçağının 900 km ve Boeing 747 uçağının ise 3700 km'lik uçuşu sırasında, kalkıştan inişe kadar olan süre zarfında hava, hava alanı ve uçağın yerde tedarik ettiği yakıtın

sıcaklığındaki değişimleri mevsim ve iklim şartlarına dayanılarak oluşturulan veriler Boeing firmasının bir uçağın yakıt sisteminin teorik modellemesi olarak kullanılan Aircraft Fuel Tank Thermal Analyzer (AFTTA) bilgisayar programı kullanılarak uçak yakıt sisteminin uçuşu esnasındaki sıcaklık değişimlerini mükemmel bir şekilde tahmin edebildiği ve gerçek değerlere oldukça yakın olduğu görölmüştür. Verilen şartlarda uçuş esnasındaki maksimum yakıt sıcaklıklarında 70 kPa buhar basınçlı yakıt için % 3.3 gibi buharlaşma gerçekleşmekte olup uçuş esnasındaki minimum yakıt sıcaklıklarında tahmin edilen yakıt sıcaklığı çalışmada kullanılan yakıtların donma noktasından daha düşük olduğu görölmüştür. Bunun yanı sıra yakıt sıcaklığının donma noktası sıcaklığına ulaşmasını engellemek için en uygun yöntemin yakıt tankı için ısı temin etmek olduğu görölmüştür.

Uçuş esnasındaki minimum ortam sıcaklıklarında -18°C ve -29°C donma noktasına sahip yakıtlar için gerekli olan ısı miktarı sırası ile 6500 kJ/dk.tank ve 3700 kJ/dk.tank olarak belirlenmiş olup bu şartlar altındaki kısa menzil uçuşlarında; hava alanı ortam sıcaklığı ve uçağın yakıt temini sıcaklıkları, uzun menzil uçuşlarında ise; irtifanın önemli bir etkisi olduğu görölmüştür. Ayrıca ısıl gereksinimi azaltmak için incelenen diğer bir yöntem olan yakıt tanklarının yalıtılması, etkili olsa bile yakıtın sıcaklığını her durumda donma noktasının üzerinde muhafaza edemediği görölmüştür. Donma noktası -29°C olan yakıt kısa menzil uçuşlarında yakıt sisteminde herhangi bir modifikasyon yapılmadan kullanılabilir iken, uzun menzil uçuşlarında ise sistemde modifikasyon ihtiyacı görölmektedir. Donma noktası -18°C olan yakıt ise önemli modifikasyonlara ihtiyaç duymakla beraber daha çok maliyet arz etmektedir

Gray ve Shayeson (1973) yakıtın depolama sürecinden motor yanma odasına girişi sürecindeki kullanımı ve bu esnada yakıtın her sıcaklığın düşüşüne ya da yükselmesine bağlı olarak ısıl dengesi, çöl sıcaklıkları ile kutup soğukluklarındaki hava şartları için F-4C, F-111A, F-5A ve nominal şartlardaki soğuk ve sıcak hava şartlarında ise B-52, B-52G, C-141 türündeki uçaklar test edilerek saptanmaktadır. Uçuş profilinin uçak yakıt tankındaki yakıt sıcaklıklarına olan etkisi ve uçuş esnasında uçak ve motor üzerindeki ısıl yüklerden dolayı yakıt sıcaklığındaki değişimler yakıtın ısıl dengesi kapsamında incelenmiştir. Ayrıca bu

çalışma Amerikan Hava kuvvetleri tarafından sağlanan JP yakıtlarının ısı denge testlerinde de olumlu sonuç almıştır. Sonuçlarda yakıtın yakıt ikmal sıcaklığı 35 °C üzerinde olduğu yani düşük bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Yakıt tankındaki yakıtın sıcaklığı uçağın yerdeki ve uçuşu esnasında; lokal ortam şartları ve serbest akımlardaki toplam sıcaklık değişimleri birbirini yakından takip etmekte olup toplam sıcaklıklarındaki büyük farklılıklar açısından kademeli bir değişim mevcuttur. Uçak ve motor üzerinde ısı yüklerinin kaynakları ve düzeyleri tespit edilmiştir. Yakıt sıcaklıkları daha çok güç gereksinimleri, çevre ile uçak ve yakıt sisteminin ısı denge kabiliyeti açısından tasarıma bağlı olarak etkilenmektedir. Sonuç olarak uçak ve motor sistemlerinin akışkan sistemi komponentleri için mevcut olan öncelikli yakıt tiplerini kullanarak 3 Mach hızlarında çalışabilecek şekilde tasarlanmalıdır. Isıl yükler ise yüksek performanslı uçakların tasarımı için bir ön çalışma olarak yakıttaki ısı kaynağının kullanılabilirliği olgusunun dikkate alınmasını anahtar bir ölçüt olarak önem arz etmektedir.

Versaw ve ark. (1983) L-1011-500 uçağı referans alınarak, 926 km, 3704 km ve 9260 km'lik uçuşların her biri için sıcak, soğuk ve normal hava şartları altında ASTM D 1655-91 olarak belirlenen düşük ısı denge kapasitesi ya da yüksek donma noktasına sahip yakıtlar için öngörülen ileri yakıt sistemi konseptinin nasıl sağlanabileceğini incelenmiştir. Uçağın yakıt sistemi ve alternatif olarak öne sürülen yakıt sistemi modelleri sistem A, sistem B ve sistem C olarak adlandırılıp incelenmiştir. Sistem A için yakıtın donmasını önlemek için yakıt tanklarının alt kısmında elektrikli ısıtma elemanları ve ikincil olarak da yakıt transfer hatları ve yakıt sistemi için önemli olan komponentlerin ısıtılması için bleed havası kullanılmıştır. B ve C sistemleri ise A sisteminin özelliklerini içermekte olup B sisteminde yakıt tankının alt kısmında C sistemi için ise üst kısmında olmak üzere yalıtım malzemeleri ile donatılmıştır.

L-1011-500 kargo uçağının motor yakıt sisteminde modifikasyonlar yapılmadan yüksek donma noktasına haiz yakıtların kullanımının mümkün olmadığını, yakıt ikmali yapılarak soğuk çevre şartlarında uzun menzilli uçuşlara başlamadan önce uzun süre yerde bekletilen uçağın yakıt sistemindeki yakıtın pompalanabilme kabiliyetinde önemli derecede zayıflamanın olup sürtünmelerin

arttığı ve bunun önlenmesi için yakıt sistemi bileşenleri için ek ısı bir yük ya da yalıtıma ihtiyaç duyulduğunu belirtmektedirler.

Coffinberry (1985) DC-10-30 uçağının CF6-80X motorunu farklı çalışma şartları altında kullanarak, aynı şartlar altında, geliştirdiği üç alternatif yakıt sisteminin (Anasistem, Sistem A, Sistem B ve Sistem C) ekonomik faktörler ve performans açısından değişimlerini, gelişen yakıt türevlerine uyumluluğunu ayrıca yakıtın donma noktası, ısı dengesi ve yağlama özelliği açısından analitik bir inceleme yapmıştır. Ele alınan uçağın gerçek uçuş rotaları ve uçuş profilleri dikkate alınarak, bilgisayar aracılığı ile gerçekleştirilen ve gerçek değerlere yakın tahmini sonuçları netice veren simülasyon için; yıllık istatistikler sonucunda elde edilen nominal, soğuk ve sıcak gün şartlarına bağlı olarak uçak yakıt sisteminin bileşenlere göre yakıt üzerindeki sıcaklık dağılımlarını ve etkilerini incelemiştir. Bunu yanı sıra yakıt sisteminde aşırı ısınma gibi anormalliklerin varsayımını yaparak acil durumlardaki senaryoları da göz önüne almıştır. Bu verilerden faydalanarak her yakıt sistemi için yakıt tüketimi, komponent ağırlığı ve güç gereksinimi hakkında bilgiler edinmiştir. Yakıtın maksimum soğuk ortam şartlarında motor yağlama sistemi, jeneratör yağlama sistemi ve iklimlendirme sistemindeki bleed havası soğutucusunun kullanılmasıyla yakıt tankındaki sıcaklık sırasıyla $-33,9^{\circ}\text{C}$, $-41,7^{\circ}\text{C}$ ve $-32,2^{\circ}\text{C}$ gibi değerlerde dengeye gelebilmesi sağlanabilmekte olup, her üç yöntemin de yakıtın donmasını önlemede yeterli olduğu gösterilmiştir.

Gracia-Salcedo ve ark. (1970) bu çalışmada Jet-A yakıtının termodinamik özellikleri hakkında daha önce Shell Development Şirketi (1970) tarafından ölçümü ve hesabı yapılan çalışmalardan elde edilen verilerin uyumluluğunu teyit etmek üzere bir katalitik akış-tüp reaktörünün buharlaşma kısmında yapılan bir deneydir. Bu deneyde Jet-A yakıtının belirli bir sıcaklıktaki entalpi, entropi ve ekserji değerlerini ve bu değerlerinin saptanabilmesi için Jet-A yakıtının özgül ısısının sıvı ve gaz fazındaki sabit katsayı değerlerini tespit etmişlerdir.

Huang ve ark. (2002) yakıt soğutmalı bir sistemde günümüz uçaklarının süper-kritik endotermik ısı alışveriş kapasitesinden yararlanma yöntemi geliştirilmiştir. Verilen özellikteki bir yakıtın yanma üzerindeki işlevi ve performans kriterleri yanma odasındaki sıvı/buhar yakıt enjektörleri kullanılarak

test edilmiştir. Ayrıca türbinin soğutulması için kompresördeki bleed soğutma havası kullanılarak yakıt-hava ısı değiştiricilerinin tasarımını farklı bir noktaya taşımıştır. Yakıtın %55'lik miktarının ısı değiştirici vasıtasıyla buharlaştırılarak tam güç çalışma şartlarında yanma etkinliğinin %95'ten daha yüksek olduğu saptanmıştır.

Nabity ve ark. (2005) karbon, oksijen ve hidrojenenden oluşan, normal parafin yakıtlarında çözülebilen, yüksek derecede kimyasal toksik içermeyen ve normal ortam şartlarında yoğunluğu dengeli olan TDA initiator eklentisinin JP-7 yakıtında kullanılması ve kullanılmaması durumunda yakıtın ısıyı etkin bir şekilde kullanabilme kapasitesini ve bu kapsamda bir ısı değiştirici tasarımı ile ilgili yapmış oldukları bir çalışmadır. Sonuç olarak bu initiator un JP-7 yakıtının yakıtın akış kabiliyetini ve ısı alışveriş kapasitesini geliştirdiği, ısı değiştiricisinin sıcaklığının azalmasına sebep olarak kirlenmeye sebep olan tortuların oluşumuna engel olduğu, yakıtın ısıl dayanımının kırılma noktasında gerçekleşen reaksiyonu için aktivasyon enerjisini düşürdüğü tespit edilmiştir.

Qin ve ark. (2013) yeniden soğutma çevrimi (RCC) ile yakıtın ısı alışveriş kapasitesini arttırmada kullanılan yeni bir metot olup, yüksek sıcaklıklarda yakıt akışı ve ısı transfer miktarının değişken olduğu bir deney ortamında teste tabi tutulmuştur. Bu deney için n-decane yakıt olarak kullanıldığında, hem fiziksel ısı alışverişi olarak tekrar ikincil bir soğutma işlevi görmesi hem de yakıtın kimyasal ısı alışverişi ile yakıtın toplam ısı alışveriş kapasitesinin 0.7MJ/kg kadar arttırılabildiğini belirtmişlerdir. Diğer bir çalışmalarında ise (2013) hidrokarbon yakıt soğutmalı bir scramjetin bir tek soğutma kanalındaki ısı transfer prosesi ve tek boyuttaki akış modelini kullanarak, yakıt ısısının sistem elemanları içerisinde kullanılabilirliğini araştırmıştır. Bunun için 2 metot geliştirmiştir. Birim kütledeki yakıtın akış oranını “global metot”, soğutma aşamasındaki aktif basınç kontrolü oranını ise “lokal metot” olarak adlandırmaktadır. Bu çalışmada elde edilen analitik sonuçlar bu kontrol metotlarının yakıt ısısının sistem içinde kullanılabilirliğinin ne kadar etkin olduğunu göstermektedir

Bao ve ark. (2012) akış, ısı transferi ve kimyasal reaksiyon arasındaki ilişkiler dikkate alınarak endotermik hidrokarbon yakıtının soğutma sistemi üzerinde ısı değiştirici olarak kullanılmasının sistemin çalışma şartları üzerindeki

etkileri incelenmiştir. Tek boyutlu model ile ısı alışveriş kabiliyeti incelenen n-decane yakıtı için, ısı kırılmaların gerçekleştiği elektriksel ısıtım akış reaktörü kullanılarak verilerin uyumluluğu karşılaştırılıp, bu model vasıtasıyla metal duvarı materyalinin kabul edilebilir maksimum sıcaklığı, akış hızı ve scramjetin düzensiz ısı akışı dağılımının etkileri bazı farklı çalışma şartları altında incelenerek hidrokarbon yakıtının ısı alışveriş kabiliyetinin davranışı incelenmiştir.

McConnell ve ark. (1982) bu çalışmada askeri uçaklarda yüksek donma noktasına sahip yakıtların kullanımının uçuş performansı üzerindeki etkileri göz önüne alınmıştır. Her uçak için kutup bölgeleri ve yüksek irtifadaki uçuşlar için yapısal model, yakıt sisteminde soğuyan yakıttan kaynaklanan etkilerin hassaslığı sebebiyle hangi tankın kritik öneme sahip olduğu, yakıt sıcaklıklarının hesaplanması, yakıtın donmasından dolayı gerçekleşen yakıt kaybı miktarı, tankların maruz kaldığı ısı verileri ve kanat yakıt tankı simülatörü kullanılarak bu verilerin analitik incelemesi gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak askeri alanda kullanılan yakıtlar için -58°C donma noktasına sahip JP 4 yakıtının ısıyı oldukça iyi muhafaza edebildiği ve performans üzerinde bir etkisi olmaması yanı sıra donma noktasının 12°C 'ye kadar arttırılabileceğini göstermektedir. Ayrıca -40°C donma noktasına sahip Jet A yakıtının kullanımının uygun olduğunu göstermişlerdir.

Schmidt (1982) yakıt sisteminin süpersonik uçuş şartları 2 Mach ile 4,5 Mach hızları arasındaki olacak şekilde yakıt sistemi yapısının çevresi ile ısı etkileşimini incelemiştir. Uzun menzilli ve 2.4 Mach hızlarındaki bir ticari taşımacılık hava aracının ana yakıt tankı sıcaklığı başlangıçta 16°C olan yakıt sıcaklığının yatay seyir sonunda 75°C ve iniş esnasında 90°C dolaylarında olmasının sistem için optimum sıcaklık olduğunu sistemi oluşturan materyallerin ısı değişimi vasıtasıyla elde ettiği toplam ısı yük değerlerine göre göstermiştir. Daha yüksek hızlardaki araçlar için bu değer 100°C 'yi aşmaktadır. Kabin, elektriksel ekipmanlar, motor yağı ve yağlama sistemi ve hidrolik sıvısının soğutulmasında ısı kaynağı olarak kullanılan yakıtın yakıt pompası girişindeki sıcaklığı ise 2.4 Mach ve üzeri hızlardaki araçlar için 150°C 'yi aşmaktadır. Yakıt tanklarındaki bu sıcaklıklar yakıt sistemindeki ısı dengenin sağlanmasında uygun sıcaklık değerleri olduğu gibi 3 Mach altındaki hızlarda tankların içerisinde

yakıtın yüksek ısıya maruz kalmasından kaynaklı tortu oluşumunun söz konusu olduğunu belirtmiştir.

German (2012) bir hava aracının ısı dayanımını yakıt tankındaki yakıt sıcaklığının yükselişi bakımından, sistemin ısı dengeye dayalı çalışma limitlerini ve çalışan sistem elemanları arasındaki ısı transfer hesaplarını kullanarak yakıt tankında izin verilebilen maksimum yakıt sıcaklığını belirlemek üzere bir model oluşturmuştur. Bu model de yakıt tankı duvarında ısı transferi olması ve olmaması durumlarını sabit ısı yük, sınır tabaka sıcaklık şartları, kütle ve yakıtın ilk sıcaklığı dikkate alınarak değerlendirmiştir.

Croswell ve Biddle (1992) yakın gelecekteki ileri düzeydeki taktik amaçlı savaş uçaklarının yakıt sıcaklığının kullanılabilirliğinin gereksinimleri ve ölçülerini yakıt sisteminde sirkülasyon olmaksızın değerlendirilmiştir. Üç farklı uçuş şartlarında yakıt sisteminin ısı yükleri ve sistem boyunca sistem elemanlarındaki yakıt sıcaklığının değişimin, dört farklı bütünleşik yüksek performanslı türbin motor teknolojisine sahip savaş uçakları için hesaplamıştır. Isıl yük verimini arttırmak için yakıt sirkülasyonunun elimine edilmesinin uygun olmadığı ancak yüksek sıcaklıktaki yakıt kapasitesinin ağırlığı minimize etmede etkili olmasının yanı sıra yakıt sirkülasyonunun boyutlarındaki artış ile bağlantılı olduğunu göstermiştir. Belirtilen üç uçuş için makul olan yakıtın nozul girişindeki sıcaklıkları sırasıyla 218°C, 288°C ve 371°C olacak şekilde tasarlanması gerektiğini göstermişlerdir.

Streinger (1998) uçak yakıt ve yağlama sistemlerinde ısı üretim mekanizmaları üzerinde çalışma yapmıştır. Bu çalışmada yakıtın düşük hızlardaki akış durumları, yüksek hız şartları ile mukayese edildiğinde nazaran yüksek olduğunu ve bu şartların sistemdeki ısının yönetimi için arzu edilen en iyi durum olduğunu belirtmiştir. Sistemdeki yağ ısısının çok yüksek olması durumunda hava soğutmalı yağ soğutucusunun kullanılmasıyla performans, boyut ve ağırlık, yüksek irtifa ve yüksek hızlardaki kullanımları bilhassa savaş uçağı motorlarında dezavantaj oluşturduğundan dolayı yakıt sistemindeki yağın ve yakıtın sıcaklıklarını beraber göz önüne alan bir program geliştirerek sistem komponentleri arasındaki etkileşimin ısı yönetimi olan etkisini incelemiştir.

Huang (2002) hipersonik scramjetin yakıt soğutmalı olarak gerçekleştirilen ısı yönetimini JP-7, JP-8+100 ve JP-10 sıvı hidrokarbon yakıtlarının endotermik potansiyeli ve kapasitesinin soğutmaya olan etkisini göstermek ve geliştirmek için karşılaştırmalı bir çalışma yapmışlardır.

Baek ve Lim (2011) bir insansız hava aracının çeşitli uçuş şartları sırasında ve zeminde statik halde iken, yakıt tankındaki yakıtın sıcaklığını, yakıt tankı yüzeyi ile çevre arasındaki ısı transferini enerjinin korunumu denklemini kullanarak nümerik tahminler oluşturmaktadır. Bu çalışmadan yararlanarak İHA'nın, yakıt tanklarındaki yakıt için tahmini bir başlangıç sıcaklık değeri kullanarak farklı uçuş rejimlerinde, yakıtın sıcaklık değişimini analiz etmeye yönelik yapılan bir çalışmadır. Sonuç olarak yakıt tanklarındaki yakıtın sıcaklığını etkileyen önemli faktörler solar radyasyon, maruz kalan alan ve yakıt miktarı olarak tespit edilmiştir. Ayrıca ön tanktaki yakıtın sıcaklığının arka tanka nazaran daha yüksek olduğu ve ilerleyen fazlarda yakıt tüketimi arttıkça bu farkın da giderek arttığı belirtilmiştir..

Miao ve Wang (2013) bir uçak yakıt sisteminin uçuşa elverişlilik yönergenelerine göre Prognostics and Health Management(PHM) kapsamında yapmış oldukları bir simülasyon üzerinde sağlıklı bir şekilde çalışabilmesini örnek olarak bir yakıt pompasının uçuş sırasında arızalanması durumunda geliştirmiş oldukları simülasyonun gerçek zamanlı olarak yakıt sisteminde ortaya çıkan arızayı tespit edebildiğini göstermişlerdir. Bu çalışmalarında uçağın uçuşlarında güvenlik önlemlerinin daha etkin bir şekilde alınabileceği ve uçağın bakımı açısından ekonomik kayıpların azaltılabileceğini belirtmişlerdir.

Lefebvre ve Chin (1992) havacılıkta kullanılan yakıtların ısı artışına bağlı olarak gerçekleşen oksitlenmelerin saptanabilmesi için çoğunlukla kullanılan iki yöntem hakkında kapsamlı ve karşılaştırmalı bilgi vermektedir. Bu yöntemlerin ortak özellikleri test edilen yakıtın test boyunca, sıcaklığını aynen muhafaza eden ısı değiştirici kanallarından geçişi sağlanmaktadır. Bunlardan kapalı devre sistemin 22 saat boyunca yakıt sirkülasyonu sağlanmaktadır. Tek geçiş mekanizması olarak adlandırılan diğer yöntem de ise yakıt akışı ısıtma kanallarından sadece bir kez geçmektedir. Bu iki metot gerçek bir uçak yakıt sisteminin simülasyonunu temsil edebilen ve ısıtma kanalları duvarı boyunca ısı

akısının sabit kalmasını sağlayan ve test boyunca kanal duvarının sürekli artışına izin veren ve yakıtın ısıl dengesinde önemli rol oynadığı belirtilen yöntemlerdir.

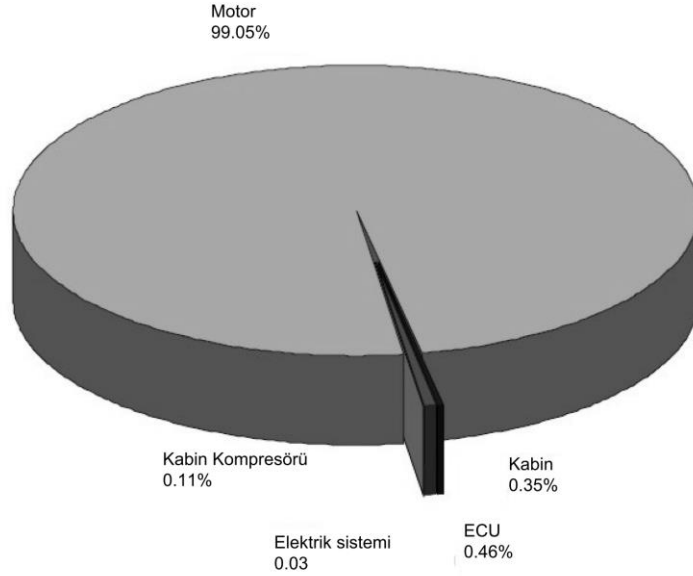
Commodo ve ark. (2012) havacılıkta kullanılan yakıtların depolama kalitesi açısından ayırteci özelliklerini açıkladığı bu çalışması için kerosen tip Jet A-1 yakıtının üç boyutlu analizine izin veren Excitation Emission Matrix Fluorescence (EEMF) metodunu kullanarak yüksek sıcaklardan kaynaklanan oksitlenmelerin oluşumu hakkında bilgi vermektedir. Yakıtın doymuş hava ve oksijensiz örneklerinin ısıtılması ile birlikte flüoresans spektrumunda normalde oksijensiz olan yakıt örneğinde oksijenin varlığına işaret eden kırmızı bölgelerin gözlemlendiğini ve bunun sebepleri hakkında olası ihtimalleri göz önüne sermektedir.

Summer (2000) uçak yakıt tankındaki kalan yakıtın buharlaşma yoğunluğu üzerindeki etkisini; deniz seviyesi, 9000ft, 22000ft, 30000ft irtifalarına kadar giderek düşen ortam sıcaklıklarında bir yakıt tankı simülasyonu aracıyla gerçekleştirilen deneydir. Bu deneyde ortam sıcaklığının düşürülmesiyle yakıt tankındaki hava yakıt oranının yükseliş gösterdiği gözlemlenmektedir.

1.3.2. Uçak ve uçak sistemleri üzerinde uygulanan termodinamik analizler

Gandolfi ve ark. (2007) bir ticari uçağın Air Management Sistemi (AMS) için günümüzde kullanılan konvansiyonel AMS ile bu sistemin daha fazla elektrikli yapı elemanlarının tasarımı ile ilgili olarak geliştirilip bu iki farklı sistem yapısının karşılaştırmalı olarak ekserji analizi ile ilgili yapılan bir çalışmadır. Ekserji verimi, ekserji yıkımı oranı ve oluşturulan her yapı için ekserji yıkım maliyeti incelenmiştir. Sonuç olarak elektrikli donanımlar ile geliştirilen sistemin ekserji veriminin daha yüksek olduğunu göstermişlerdir. Her iki sistem için aynı sürtünmeler kabul edilmesine rağmen çalışmada konusu olan sistem için yakıtın yanma oranı ve SFC indeksinin azaldığı görülmüştür. Ayrıca bu sistemde kanat ve stabilizer anti-ice sisteminin ekserji tüketiminde sağladığı azalmanın boyutunun motor performansında %8 gibi dikkate değer miktarda yakıtın tasarruf edilmesine yol açtığını belirtmektedir. Aynı yazarların diğer bir çalışmasında ise Gandolfi ve ark. (2008) bir uçağın uçuşu boyunca basitleştirilmiş bir ekserji analizini yapmıştır. Bu çalışmasında tipik bir uçuş üzerinden bir uçaktaki her alt

sistemin ekserji yıkımının boyutunu ve önemini karşılaştırmalı olarak incelemişlerdir.



Şekil 1.3 Yatay seyir aşamasındaki ekserji yıkımı oranları (Kaynak Gandolfi ve ark., 2010)

Gandolfi ve ark. (2010) tarafından yapılan diğer bir benzer çalışmada ise aynı yöntemi uçağın elektrikli yapı sistem elemanlarının geliştirilerek yapılması durumunu incelemişlerdir. Uçuş aşamaları kalkış, tırmanış, yatay seyir, alçalma, tutunma ve iniş olarak altı aşamadan oluşmakta olup kabin, motor ve elektrik sistemlerindeki ekserji yıkımlarını hakkında bilgi sağlamışlardır. Şekil 1.3’de yatay seyir aşaması için ekserji yıkımının ayrıntıları gösterilmektedir. Sonuçlarda en çok kayıpların motorda gerçekleştiği açıkça görülmektedir. Çevresel kontrol sistemi (ECS) ise en çok ekserji kayıpların yaşandığı ikinci kaynak olduğu görülmekte olup ilave elektrik sistem elemanları yardımı ile bu daha da azaltılabilmektedir.

Etele ve Rosen (2001) sabit ve değişken çevre seçimine göre hava araçları motorlarının ekserji verimliliğini bir turbojet motorunu için deniz seviyesinden 15,000 metre irtifa aralıklarında ekserji analizini uygulamış ve referans çevre seçiminin etkisini göstermişlerdir. Artan irtifa ile motorun gerçek rasyonel verimliliğinin azaldığı ve deniz seviyesinde %16.9 olan verimin 15,000 metre irtifada %15.3’e düştüğünü göstermişlerdir.

Riggins (2003) jet motorlarının performanslarının termodinamik sürekliliğini, tersinmezliklerden meydana gelen kayıp iş prensibiyle açıklamıştır. Bu prensip ile tersinmezliklerden kaynaklanan performans kayıplarını açık bir şekilde ölçerek tanımlamıştır. Jet motorlarının tasarım ve optimizasyon değerlendirmesinde akış ekserjisinin önemini makalesinde vurgulamıştır. Jet motorlarında itki, kayıp iş ve kullanılabilirliği geleneksel termodinamik yöntemlerle optimizasyon yapılabileceğini sunmuştur

Paulus ve Gaggioli (2003) tarafından hafif bir uçağın normal seyri ve tırmanışı sırasındaki uçağın farklı yapı elemanları tarafından havada tutunmasını sağlayan taşıma kuvvetinin ekserjisinin nasıl oluştuğu ve nasıl geliştiği ile ilgili olarak ekserji akış diyagramlarıyla sunulan bir çalışmadır. Yazarlar taşıma kuvvetinin ekserji analizini uçağın tüm uçuş aşamaları boyunca uygulanabilir olduğunu göstermektedir. Bunun için uçağın yatay seyir ve tırmanış aşamasının ekserji akış diyagramlarını oluşturmuşlardır. Bu diyagramlar sayesinde ekserji akışının niceliğini kaynağından(yakıt), kullanıcı olarak tanımlanan ara sistemlere kadar takip edilebilmesinin yanı sıra verimliliğin ve geliştirilme potansiyeli olan komponentlerin değerlendirilmesi ve tam olarak saptanmasını kolaylaştırmışlardır.

Moorhouse ve Hoke (2002) bir hava aracının sistem ve bileşenler boyutunda enerji ve ekserji analizi gerçekleştirilmiş olup, nasıl bütün araç sistemlerinde tutarlı bir şekilde uygulanabilir olduğunu incelenmişlerdir. Bir hipersonik aracın nominal uçuş şartları haricinde ısı enerji değişiminin azalması veya artması durumlarında giriş kısmındaki hava akışında oluşan şok etkilerinin azaltılmasına yönelik enerji ve ekserji analizi dikkate alınarak yapılan bu çalışmada yüksek Mach hızlarında azalan ekserjinin ısı enerji dengesinin sağlanması açısından, sistem için özel olarak tasarlanabilecek cihazların eklenmesi ile entropi üretiminin nasıl azaltılabileceğini göstermektedir.

Turgut ve ark.(2007) kerosen yakıtlı ve ikincil yanmaya sahip bir turbofan motoru için deniz seviyesi ve 11,000 metre yükseklikteki irtifaya göre ekserjetik analizini yapmışlardır. Fan, kompresör, yanma odası, türbin, ikincil yanma ve egzoz gibi motor bileşenlerinin her biri için hem deniz seviyesi hem de 11,000 metredeki ekserji yıkımlarını incelemişlerdir. Her iki durum içinde ikincil

yanmanın en yüksek ekserji yıkımına sahip olduğunu hesaplamışlardır. Ekserji verimini ekserji çıkışı/ekserji girişi ve ekserjetik ürün/ekserjetik yakıt tabanlı olarak iki yol ile hesaplamışlardır. Deniz seviyesi şartlarında ürün/yakıt tabanlı ekserji verimi en yüksek %88.5 ile türbinde ve diğer bileşenler için ise sırasıyla %80.6 fan, %70.4 kompresör ve %66.7 yanma odası olarak hesaplamışlardır. Deniz seviyesi maksimum ekserji yıkım değeri 95.46 MW ile ikincil yanmanın sahip olduğunu belirtmişlerdir.

Deniz seviyesi ekserji veriminin 11,000 metre irtifadaki ekserji veriminden yüksek olduğunu elde etmişlerdir. Bunun sebebinin, yüksek irtifalarda çevre sıcaklığının çok düşük olması ve bu yüzden aynı kayıp miktarlarının yüksek ekserji kaybına sebebiyet verdiğini öne sürmüşlerdir.

Altuntas, Karakoc, ve Hepbasli (2012) bir piston-prop uçak motorunun kalkış, tırmanma, yaklaşma ve taksi hareketi olmak üzere, dört fazdaki performans analizlerini ekserji ve sürdürülebilirlik açısından kapsamlı bir çalışma yapılmıştır. Sonuç olarak 111.90 kW gibi maksimum iş oranı ile en yüksek güç gereksinimi kalkış sırasında gerçekleşmektedir. Maksimum yakıt enerjisi ve ekserji oranı sırasıyla 444.30 kW ve 476.51 kW olduğu saptanmıştır. Minimum toplam kayıp ise taksi sırasında gerçekleşirken olup, maksimum enerji ve ekserji verimi oranları sırasıyla, 26.76% ve 24.95% ile tırmanış fazında gerçekleşmektedir. Yazarlar diğer bir çalışmalarında (Altuntas, Karakoc, ve Hepbasli, 2012) ise hava soğutmalı, kıvılcım ateşlemeli ve dört silindirli bir piston-prop uçağı motorunun yatay seyri sırasındaki uçuş şartları için enerji, ekserji ve eksergo-ekonomi analiz metodlarını uygulamışlardır. Yapılan enerji analizinde maksimum enerji verimi ve yakıt tüketimi akış oranı, 1000 m irtifa ve 75% PS da sırasıyla 21.73% ve 28.02 kg/h olarak hesaplanmıştır. Ekserji analizi sonuçları ise bütün ekserji değerlerin 65% ile 75% PS arasında değerler göstermektedir. Maksimum ekserji girişi oranı 405.60 kW iken, ekserji verimi 14.43% gibi bir minimum orana ve ekserji yıkım oranı 168.48kW gibi bir maksimum değere sahip olmaktadır. Bu değerler 3000-m irtifada ve 18 gibi bir hava-yakıt oranında temin edilmiştir.

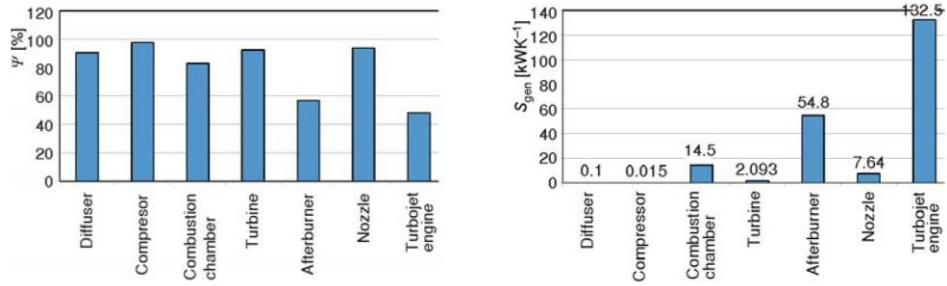
Karakoc ve ark. (2007) bir turbofan motorda (CF6-80) yakıt olarak kerosen yerine hidrojen kullanımının analinizi incelemişlerdir. Bu durumda motordan aynı gücü elde etmek için özgül yakıt tüketiminin %39.2 azaldığını belirtmişlerdir. En

yüksek ekserji yıkımını 45.6 MW ile yanma odasında olduğunu bulmuşlardır. Ekserji girişi/ekserji çıkışı tabanlı ekserji verim hesabıyla en yüksek ekserji verimini %98.25 ile yüksek basınç türbininde gerçekleştirirken, ürün/yakıt tabanlı ekserji verimi hesabında ise en yüksek ekserji verimini %97.27 ile alçak basınç türbininde olduğunu hesaplamışlardır. Birinci durum ekserji verim hesabına göre motorun ekserji verimi (%87.41) ikinci durum için ise ekserji verimi (%85.41) hesabından yüksek çıkmıştır

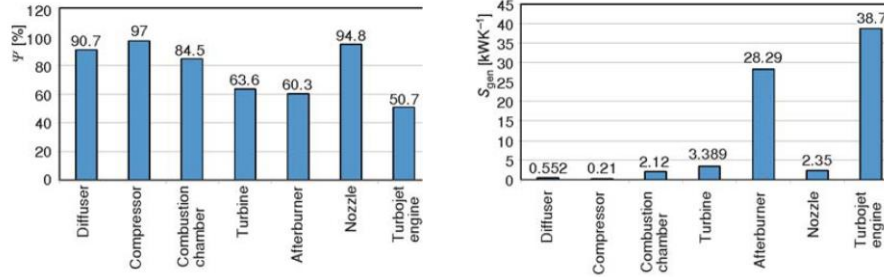
Turan (2012) insansız hava araçlarında kullanılan küçük bir turbojet motoru ve komponentleri için bazı tasarım parametrelerini, teorik veriler kullanarak enerji ve ekserji verimine olan etkilerini simülasyon aracılığıyla incelemiştir. Türbin giriş sıcaklığının 1200 K ila 1500 K, kompresör sıkıştırma oranını 2 ila 7 arasında, motorun itki aralığı değerlerini 894–907 N, Mach sayısının 0.8 ila 0.9 değerleri arasında, olup 9000 metre irtifadaki sıcaklık ve basıncı kullanmıştır. Sonuç olarak, Türbin giriş sıcaklığının arttırılması ile küçük turbojet motorunun ekserji veriminin azaldığı ve buna karşın uçuş sırasında Mach sayısının artmasıyla beraber kompresör sıkıştırma oranındaki herhangi bir artışın motor için daha iyi bir ekserji verimi sağladığını göstermiştir.

Ehyaei ve ark. (2013) ikincil yanmalı bir uçak turbojet motorunun ekserjetik analizini gerçekleştirmişlerdir. İrtifanın deniz seviyesi ve 11,000 metre ve hava giriş hızının ise 100 m/s ve 200 m/s olduğu durumlarda motorun ve bileşenlerinin performans üzerindeki etkilerini incelemiştir. Deniz seviyesi verilerine göre yapılan ekserji analizinde, en yüksek ekserji verimini kompresörde %96,7 ve sırasıyla %93.7 ile nozul, %92.3 ile türbin olarak hesaplamışlardır. Turbojet motorunun ekserji verimini ise giriş hava sıcaklığının her 10°C artışı ile %0.45 azaldığını bulmuşlardır. Her iki irtifadaki ekserji analizi sonuçlarına bakıldığında da, motorun alığına gelen havanın hızı azaldığında motorun tüm bileşenlerinin ve motorun ekserji veriminin azaldığı sonucuna varmışlardır. Deniz ve 11.000m irtifası için 200m/s hızında turbojet motorunun entropi üretim oranı ve ekserji yıkımı Şekil 1.4 ve Şekil 1.5'te görülmektedir. Ayrıca Ehyaei ve ark. (2012) yaptıkları başka bir çalışmalarında içten yanmalı bir motorun binaların elektrik, sıcak su, ısıtma ve soğutma enerji yükleri için kullanılabilirliğini araştırmışlardır. Bunun için Tahran'daki 10 katlı ve 40 daireli ve 200m² gibi bir alana sahip olan

binanın yaz ve kış ayları için ayrı ayrı tasarlanması durumunda ekserji ve ekonomi analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Elektrik, sıcak su, ısıtma ve soğutma yükleri için arzu edilen maksimum enerji sırasıyla 32.96kW, 0.926kW, 1590kW ve 2028kW olduğu ve bu enerjinin çalışmada kullanılan motor ile karşılanabileceğini ayrıca, yapılan ekserji analizi ve entropi üretimi hesabı sonucunda yıllık entropi üretim miktarının 2.9903E04 GJ/yıl olduğunu göstermişlerdir



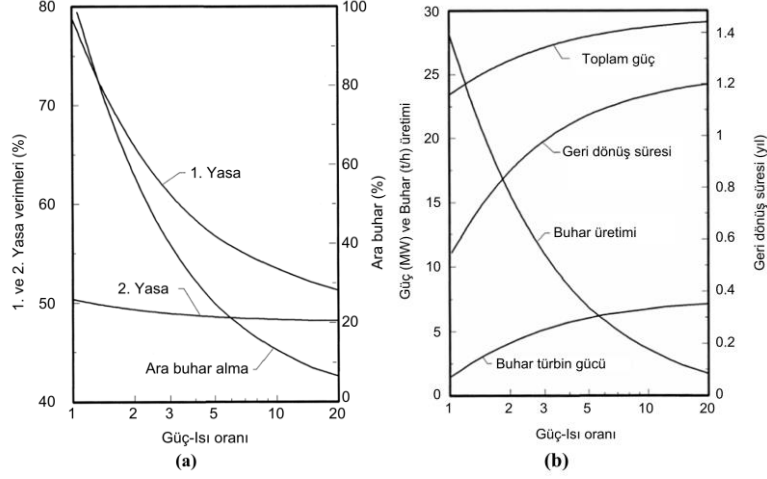
Şekil 1.4 Deniz seviyesinde ve 200 m/s hızında elde edilen sonuçlar (Kaynak Ehyaei ve ark., 2013).



Şekil 1.5 11,000 m irtifasında ve 200 m/s hızında elde edilen sonuçlar (Kaynak Ehyaei ve ark., 2013).

Gaz türbinli motorlarının uçakların haricinde sanayide enerji üretimi amacıyla birçok kullanım alanları bulunmaktadır. Bu kullanım alanlarına yönelik yapılan analizlere örnek olarak; Bilgen (2000) bir gaz türbini, ısı dönüşümlü buhar jeneratörü ve buhar türbininden oluşan bir kojenerasyon tesisini biri gaz türbinli diğeri gaz türbinli ve buhar türbinli iki farklı çevrim içerisinde elektrik ve ısı üretim aşamasını ekserjetik analizini ve bazı mühendislik

analizleriyle beraber gerçekleştirmiştir. Şekil 1.6'da görüldüğü üzere güç-ısı oranının birinci yasa üzerinde önemli bir etkisi bulunmaktadır. 1. yasa verimi, güç-ısı oranı arttıkça düşmektedir.



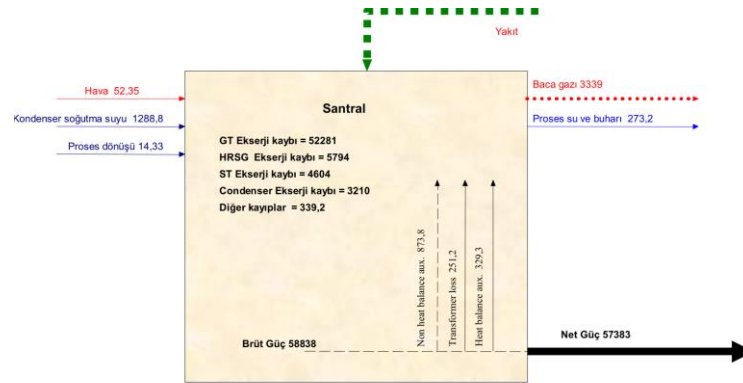
Şekil 1.6 (a) güç-ısı oranının 1. Ve 2. Yasa verimlerine etkisi (b) Güç-ısı oranının geri dönüş süresi ve elektrik/buhar üretimine etkisi (Kaynak Bilgen, 2000)

Diğer taraftan ikinci yasa verimi üzerinde güç-ısı oranının çok büyük bir etkisi bulunmamaktadır. Bu çalışmada ortaya konan bir başka sonuç da Şekil 1.5'te verilmiştir. Bu şekilde göre buhar üretiminin güç-ısı ile ilişkisi, Şekil 1.5'teki ara buhar ile benzerlik taşımaktadır. Güç-ısı oranı arttıkça buhar türbini için yapılan yatırım miktarı artacağından geri dönüş süresi de artacaktır. Buhar türbini gücü, güç-ısı oranı ile doğru orantılı olarak değişirken toplam güç de buhar türbini gücü ile aynı eğilimde hareket etmektedir.

Ahmadi ve Dinçer (2010) ise bir kombine ısı-güç tesisini model olarak bu tesisin eksergo-çevresel optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Sonuçlara göre kompresöre ve gaz türbinine ait yüksek izantropik verim değerleri, bu komponentlerde daha düşük ekserji yıkımına yol açmaktadır. Bu da daha düşük yakıt tüketimi dolayısıyla, daha düşük çevresel etki ve iş maliyeti anlamına gelmektedir.

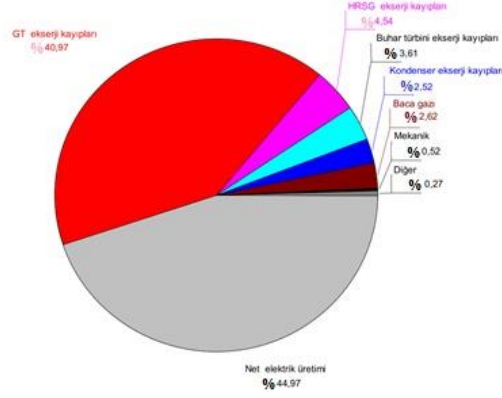
Rahim ve Gündüz (2013) gaz türbinli bir kojenerasyon çevrim santralının enerji ve ekserji analizini gerçekleştirmiştir. Sistemde yakıt olarak doğalgaz kullanılan 38 MW'lık bir adet gaz türbini ve 20MW'lık bir buhar türbini ele almışlardır. Sistem için çalışma şartları 15°C giriş havası sıcaklığında, % 60 bağıl

nem, deniz seviyesinde 101,3 kPa şartında ifade edilmektedir. Gaz türbininin ekserji analizinde, toplam ekserji içerisinde % 41,4 oranında bir kayıp olduğu hesaplanmıştır. Bu oranın büyük bir kısmını gaz türbininde yanma ekserji kayıpları, kalan kısmını da kompresör, türbin ile mekanik ekserji kayıpları oluşturduğu ekserji akış şeması ile beraber Şekil 1.7. ve Şekil 1.8.'de görülmektedir.



Şekil 1.7 Isıl - Güç (kojenerasyon) Santrali Ekserji Akış Şeması (kW)

Karaali ve Öztürk (2007) bir kojenerasyon tesisi üzerinde termodinamik model ile uygulanan iyileştirme metotlarının analizi yapılmıştır. Kojenerasyon tesisinden net yaklaşık aynı ısı güç elde edilmesine karşın elde edilen net elektrik gücü karşılaştırıldığında en iyi iyileştirme yönteminin yakıt ve yanma havasının ön ısıtılması yönteminin olduğu, 2.cil metodun ise yanma odasına buhar püskürtme yönteminin olup en az tesirli olan yöntemin ise kompresör giriş havasının soğutulması yöntemi olduğunu ifade etmişlerdir.



Şekil 1.8 Isıl-Güç Santralinin Ekserji Kayıplarının Dağılımı

İyileştirme yöntemlerinin birleştirilmesi hususunda ise yanma havası ve yakıt için ön ısıtılmalı sistemin bir kojenerasyon sisteminde tercih edilmesinin gerektiği, ısıl güç ayarı söz konusu ise buhar püskürtmeli sisteminde düşünülmesi gerektiği ve sistem dışındaki imkânlarla fazla maliyet getirmeyecek şekilde kompresör giriş havasının soğutulması mümkünse bunun da sistem yapısına ilave edilmesi gerektiğini belirtmişlerdir.

Mohammadkhani ve ark. (2012) dizel motorlu kombine ısı ve güç sistemlerinin detaylı termodinamik analizi gerçekleştirilmiş olup, tesisin tamamı ve komponentleri için ekserji ekserji yıkımları ve kayıpları hesaplanmışlardır. Ayrıca yakıtın kullanım verimliliği, güç oranı ve tesisin ısıl işlem oranı belirlenmiştir. Sonuç olarak dizel motor ve ısı değiştiricisinin diğer komponentlere oranla daha düşük ekserjetik verimine sahip olduğu ve daha yüksek oranda ekserji yıkımının gerçekleştiği elemanlar olduğu belirtilmiştir. Dolayısıyla ekserji açısından üzerinde durulması gereken komponentlerin bu ikisi olduğunu belirtmektedirler

Mert ve ark.(2012) çalışmalarında Ereğli Demir Çelik Fabrikasında enerji üretmek için kullanılan doğalgazlı ekserji tabanlı ekonomik analizini yapmışlardır. Toplam net güç ve buhar üretimi sırasıyla 39.5 MW ve 20.83 kg/s olarak hesaplanmıştır. Ekserji analizi sonucunda verimliliği en yüksek ve en düşük olan komponentler sırasıyla %93.66 değer ile gaz türbini ve %76.33 değer ile ısı dönüşümlü buhar jeneratörü HRSG olduğu saptanmıştır. Yanma odasının verimliliği ise %77.38 olup HRSG den daha verimli olduğu gözlenmiştir. Tesiste en yüksek ekserji kaybının yanma odasında gerçekleştiği ve burada sistemin

performansının potansiyeli olup en düşük ekserji yıkımın gerçekleştiği komponentin ise gaz türbini olduğunu bulmuşlardır.

Roth ve ark. (2002) uçak motorlarının termodinamik iş potansiyeline dayalı analizini pratik çalışma grafikleri ve tabloları elde etme yönünde bir çalışma ortaya koymuşlardır. Jet A yakıtı ve hava için, sıcaklığın -106°C ile 1726°C , basıncın 0.01 atm ile 100 atm ve yakıt-hava oranının sıfırdan stokiometrik orana kadar değer aralıklarındaki verilerden oluşmaktadır. Bu grafikler motorun her komponentindeki gerçek kayıpları belirlemek için çevrim analizinde oldukça kullanışlıdır. Ayrıca sıcaklık, basınç ve yakıt-hava oranına bağlı olarak değişen yüksek entalpi içeriğine sahip gaz karışımlarının iş potansiyelinin hangi ölçülerde olduğunu açıkça gösteren referanslardır.

Literatürde ekserji analizleri hakkında kullanılan sistemlerde farklı güç kaynaklarının nasıl bir etkiye sahip olduğuna yönelik birçok çalışma mevcuttur. Bu çalışmalardan örnek verilecek olursa Woudstra ve Van Der Stelt (2003) ele almış oldukları çeşitli yakıtların yanması ile geniş çaptaki ekserji kayıpları oluşmakta olup yakıt, yakıtın içeriği ve yakıtın içindeki suyun içeriği, hava faktörü ve hava ön ısıtma sıcaklığı gibi temel tasarım parametrelerinin etkilerini dikkate alınarak yanma sırasındaki ekserji kayıplarının yönünü belirlemişlerdir. Yakıtın çeşidi ve hava ön ısıtma oranının yanmadaki ekserji kaybını belirleyen ana unsurlar olduğu belirtmişlerdir. Bu kayıpların önemli derecede yakıtın türü ile ilgili olduğunu, antrasit (parlak kömür) ve odunun yanması ile ekserji verimleri sırasıyla %66.03 ve %60.52 olup doğal gazın yanma sonucundaki ekserji veriminden (%67.74) düşük olduğunu örneklendirerek göstermişlerdir. Hava ön ısıtmasının yakıt olarak doğal gaz kullanılması sonucunda sistemdeki ekserji verimliliğinin %4.56 oranında arttırılabilmekte olup havanın 1000°C ye kadar ısıtılması ile hava ön ısıtmasının gerçekleşmediği sistemlere nazaran yaklaşık %10 daha fazla ekserji verimi temin edilebildiğini belirtmişlerdir.

Dordevic ve ark. (2014) ise kömür enerjisi ile çalışan bir elektrik santralının türbin çevriminin tamamı esas alınarak normal çalışma şartları altındaki enerji kayıpları, entropi üretimi ve ekserji yıkımı ile ilgili yapmış oldukları bu çalışmada en önemli enerji kaybı yoğunlaştırıcıda gerçekleşirken, en fazla ekserji yıkımının gerçekleştiği yer ise kazan olduğunu göstermektedir. Santralin enerji ve ekserji

performansı maksimum yük ve maksimum yükün %75'i esas alınarak hesaplanmıştır. Buhara özgül ısı girişini dikkate alarak hesaplanan ısı verimlilik %32.1 ve %33.1 iken, güç santrali çevriminin ekserji verimi için bulunan değer %30 ve %33 'tür. Hotz ve ark. (2006) iki ayrı tip yakıt hücresinin karşılaştırılması amacıyla, farklı çalışma ve geometrik parametrelerin hidrojen polimer elektrolitli hücresi (PEFC) ile doğrudan metanol hücresi (DMFC) etkileri birinci ve ikinci yasası göz önüne alınarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre metanol giriş oranı sabit olmak şartıyla PEFC mikro güç ünitesi yaklaşık %30 ekserji verimi ile 2.2 W güç üretirken, aynı çalışma koşullarındaki bir DMFC ünitesi % 25 ekserji verimi ile 1.8 W güç üretebildiği bulunmuştur.

Yamaç (2005), çalışmasında güneş enerjisi destekli bir ısı pompasını olarak incelemiştir. Sistemde soğutucu akışkan olarak R-134a kullanmıştır. Hesaplamalarında bir işletmenin günlük kullandığı 5 ton şebeke suyunun 14°C'den 50°C' ye çıkarılması için ısı pompası sisteminin ihtiyaç duyduğu ısı yükünü ve ne kadarının kollektörden karşılandığı incelenmiş ve sistemin etkinlik katsayısını (COP) 4,39 olarak bulmuştur. Ayrıca ısı yükü için gerekli olan kollektör alanını ve ısı pompası elemanlarını da inceleyerek kompresörün gücünü 7,7 kW, buharlaştırıcının kollektör sisteminden çekeceği ısı yükünü 28,31 kW ve soğutucu akışkan debisini 0.23 kg/s olarak hesaplamıştır.

1.4. Tezin Önemi

Uçak sistemlerinin verimli ve sürdürülebilir olarak kullanımında ekserji analizleri kullanılmaktadır. Yukarıda bahsedilenler çerçevesinde, ekserjinin hava aracı sistemleri için önemli olduğu açıktır. Ekserji yıkım oranları sistemlerin teorik verimden daha az verime sahip olmasına sebep olur. Ekserji analizi ile hangi sistemin daha fazla geliştirme potansiyeline sahip olduğunu belirlemek mümkündür (Bejan 2002). Aynı zamanda sistemleri optimize ederek hava aracının işletme maliyetlerini azaltacağını ve faydalı yük/mesafe oranına olumlu katkıda bulunacağı Bejan ve Siems (2001) tarafından belirtilmiştir.

Açık literatürde uçak yakıt sisteminin ekserji analizi hakkında yapılmış bir çalışma mevcut değildir. İlk defa bir uçak yakıt sistemine uygulanmaktadır. İrtifa, ortam sıcaklığı ve uçağın uçuş evresindeki pozisyonu göz önüne alınarak yakıt

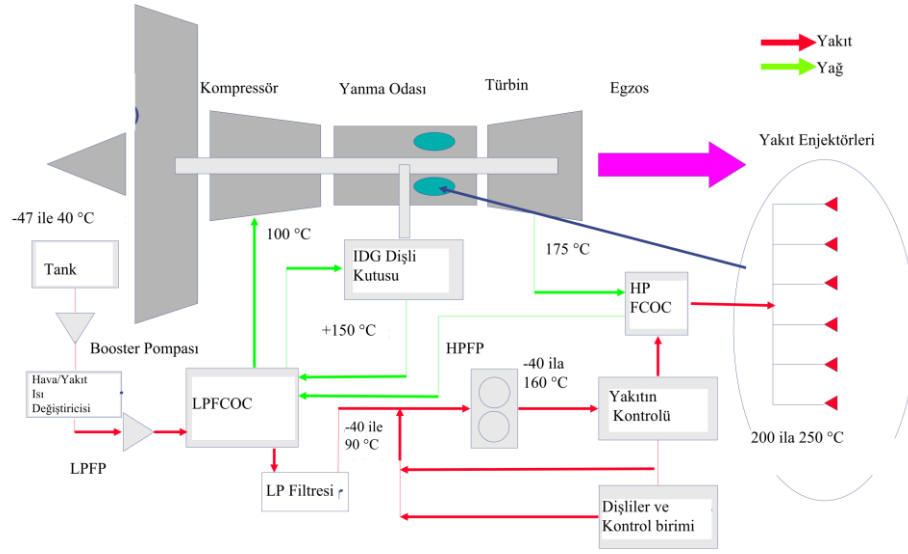
sisteminin bileşenleri arasında enerji dengesi ve tersinmezlikler incelenmiştir. Yukarıda bahsedilenler çerçevesinde bir L-1011-500 Tristar kargo uçağının sıcak hava şartları altında yakıt sistemi için 926 km'lik ve yaklaşık 12,000 m irtifa boyunca, rölanti, (idle) kalkış, tırmanış, yatay seyir ve iniş manevraları sırasında gerçek veriler kullanılarak ekserji analizi gerçekleştirilmiş ve bileşenlerin verimsizlikleri ve geliştirme potansiyelleri değerlendirilmiştir.

2. SİSTEM TANIMI

Yakıt sistemi alçak basınç yakıt sistemi ve yüksek basınç yakıt sistemi olarak ikiye ayrılır. Yüksek basınç yakıt sistemi yakıtın nozullardan püskürtülmesinden itibaren yanmaya kadar olan evredir. Alçak basınç yakıt sistemi yakıt tanklarından motor yakıt pompasına kadar olan kısmı içerir. Bu kısımlar çalışmamızda alçak basınç yakıt pompası (Low Pressure Fuel Pump, LPFP), alçak basınç yakıt soğutmalı yağ ısıtıcısı (Low Pressure Fuel Cooled Oil Cooler, LPFCOC), yüksek basınç pompası (High Pressure Fuel Pump, HPFP) ve yüksek basınç yakıt soğutmalı yağ ısıtıcısı (High Pressure Fuel Cooled Oil Cooler, HPFCOC) olarak tanımlanmış olup HPFP komponentine kadar yakıt alçak basıncı ile basınçlandırılmaktadır (FAA-H-8083-32, 2012).

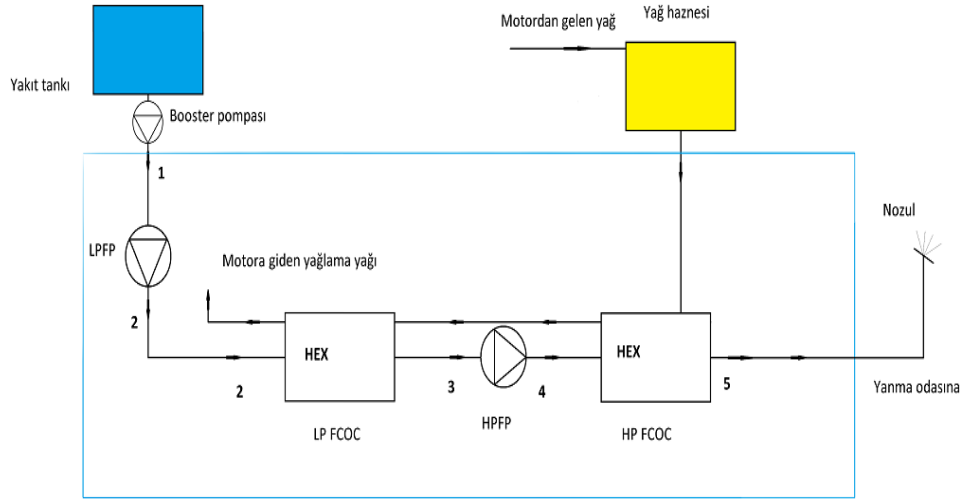
Yakıt sistemi bütün çalışma şartları altında yakıtın düzenli ve pozitif bir basınç altında motorun kolayca başlayabilmesi, uçağın dengeli hareket edebilmesi ve gerekli miktardaki yakıtı ve yakıtın kontrolünü sağlayarak en uygun bir şekilde yanmaya hazır hale getirebilmelidir. Bunu gerçekleştirebilmesi için yakıt sistemi pompalar vasıtasıyla basınçlandırılıp yanma odasına nozullar tarafından atomize edilerek sevk edilir (Gavel H, 2007).

Bütün motorlar mil ya da dişli hareketlerinin ortaya çıkardığı sürtünmeler ve etkileri aracılığı ile motor yağına verilen ısının soğutulmasına ihtiyaç duymaktadır. Bir uçak için bu ihtiyacı karşılayan yapı; soğuk ısı kaynağına maruz kalan ve sistemdeki yeri bu kullanıma göre tasarlanan yakıt tankındaki yakıtın ısı alışverişinin sağlanması ile kullanılan bir veya daha fazla sayıdaki akışkan ile temas etmesini sağlayan ısı değiştiricileri olmaktadır. Bunun için Şekil 2.1’de bir yakıt sistemindeki farklı akışkanların sistemin emniyetli çalışma limitleri altında nasıl kullanılması gerektiği görülmektedir. Bazen bazı motor tipleri için soğutma amaçlı aynı anda iki farklı akışkanın kullanıldığı yakıt sistemleri bulunmakta olup (genelde yağ-yakıt, hidrolik sıvısı-yakıt ve hava-yakıt akışkanı gibi) elektronik gösterge sistemi vasıtasıyla gerektiğinde herhangi birini pasif hale getirebilecek bir kullanım sayesinde yakıt sistemi daha verimli bir şekilde kullanılabilir. Bu yöntem ideal bir yağ ve yakıt sıcaklık aralığının sağlanmasında ve ısıl yük dengesinde önemli bir etkiye sahiptir (Rolls Royce, 1996)



Şekil 2.1 Akışkanların sistem sıcaklık limitlerinin belirlenmesindeki rolleri (Lewis, 2008)

Yakıt dağıtım sisteminin genel olarak çalışma prensibi; başlangıç olarak uçak ana yakıt tanklarından booster pompaları vasıtasıyla 40 psi gibi bir basınç ile basınçlandırılarak alçak basınç pompasına girişi sağlanır. Yakıt bu noktada 175 psi basıncı ile tekrar basınçlandırılarak motor yağının soğutulması ve yakıtın ısıtılması amacıyla alçak basınç bölgesinde bulunan ısı değiştiricisine gönderilir. Buradan yakıt içerisinde belirli büyüklüğe kadar yabancı partikülleri arındıran filtreye doğru sevk edilir. Yakıt daha sonra 900 psi basınç altında yüksek bir basınç ile basınçlandırılan ve yakıtın sistem üzerinde zararlarını en aza indirmek için ilerleyen hatlar boyunca by pass kanalları ile donatılan yüksek basınç pompasına gönderilir. Yüksek basınç pompasından sonraki mevcut by pass hatları yakıt tanklarının ısıtılmasında kullanılmaktadır. Son olarak istenilen düzeyde yakıtın ısınmasını temin etmek için yüksek basınç bölgesi ısı değiştiricisine vasıtasıyla yakıtın ölçülendirilerek yanma odasına gönderilmesini sağlayan yakıt kontrol ünitesine gönderilir (Langton ve Clark, 2009). Sistem şeması Şekil 2.2’de gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Sistem şeması

2.1. Yakıtın Isıl Dengesinin Sağlanabilmesinin Önemi

Bir yakıtın ısıl dengesi yakıtın işlev gördüğü alt sistemler arasında çözülmeden tortuların oluşumuna izin vermeden ısı alışverişi yapabilme yeteneğidir. Bir jet motorunda yakıt, yanma odasına tahliye edilmeden önce diğer mevcut çalışan ve ısı kazanan sistemlerden ısı almak üzere çeşitli ısı değiştiriciler vasıtasıyla sıcaklığı artar. Bu ısı yakıt sisteminde tortu oluşumuna karşı kullanılmaktadır. Tortu mekanizmasının oluşum sebepleri tam olarak bilinmemekte olup, genel itibarıyla yakıtların çeşitlenmesi ve türlere ayrılmasına sebep olan aromatik ve çeşitli katkı maddeleri, biyolojik canlılar ile etkileşimi ve yakıtın yüksek sıcaklıklara uzun süre maruz kalması olduğu kanısı hakimdir. Isıl denge problemleri hakkında ilk olarak 1950 yıllarında çalışmalar yapılmış olup, son zamanlarda supersonik uçaklara olan ilgi sebebiyle önemli bir inceleme alanı oluşturmaktadır. Bu konuda dikkat çeken en önemli kısımlar ise, kritik öneme sahip olan motor komponentleri yakıt enjektör nozulları ve yakıt/yağ ısı değiştiricisi ile yakıt kontrol sistemleri olarak görülmektedir (Chin ve Lefebvre, 1992).

Jet yakıtları ilk üretim aşamasında yüksek ısıya maruz kaldığından dolayı rafineden steril bir şekilde çıkmaktadır. Fakat yakıtın uçak tankında kullanımı aşamasında neme ve havaya maruz kalmasından dolayı mikrobiyolojik canlılar için doğal bir yaşam alanı oluşturmaktadır. Bu durum ise yakıt sistemi içerisinde

zamanla tortu, birikinti ve korozyon oluşumuna sebep olmaktadır. Bu tortular ise sonuç olarak (Hemighaus ve ark. 2006);

- ✚ Yakıt filtrelerinde yakıt akış hızını düşürüp, filtre boyunca basınç düşüşüne sebep olurlar.
- ✚ Nozul girişlerindeki yakıtın normal akış düzenini engelleyip yakıt püskürtme döngüsünün kaymasına dolayısıyla büyük hasarlara sebep olabilmektedirler.
- ✚ Isı değiştiricilerde yakıt akışını ve ısı transfer verimliliğini düşürmektedirler.
- ✚ Motor sistemi kontrol biriminin yakıt akışını düzenli olarak kontrol etmesini önlemektedirler.
- ✚ Operasyonel aksaklıklara sebep olma ihtimali yanı sıra bakım maliyetlerinin arttırmaktadırlar.

2.2. Soğutmanın Sistem İçin Gerekliliği

Gaz türbinli uçak motorları düşük sıcaklığın mevcut olduğu yüksek irtifalarda çalıştığından dolayı yakıt sistemindeki bileşenlerde buz kristalleri oluşumları gerçekleşmektedir. Aynı durum soğuk hava şartlarında normal irtifalarda gerçekleşmekte olup buz veya buz kristallerinin oluşumunun engellenmesi ve yakıt sıcaklığının istenilen limitler arasında kalabilmesi için yakıt sisteminde motor tarafından kullanılan motor yağı ya da bleed havasının ısı alışverişini sağlayan ısı değiştiricilerinin kullanılması öngörülmüştür (Hemighaus ve ark. 2006).

Motorda yanma işlemi sonucunda üretilen yüksek sıcaklıktaki enerjinin mekanik enerjiye dönüştürülmesiyle beraber büyük bir oranda ısı yanma odası ve yanma odası duvarı boyunca çevreye transfer edilmekte olup ve bu ısının küçük bir kısmı ise bütünleşik olan diğer sistem bileşenleri tarafından kullanılmaktadır. Transfer edilen yüksek sıcaklıktaki mevcut ısı motora zarar vermeden kontrollü bir şekilde ortamdaki ısının transfer edilmesi şarttır. Bunun için bir soğutma sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Motordan maksimum performansın elde edilebilmesi için yanma olayının gerçekleştiği yer ile üretilen ısının transfer

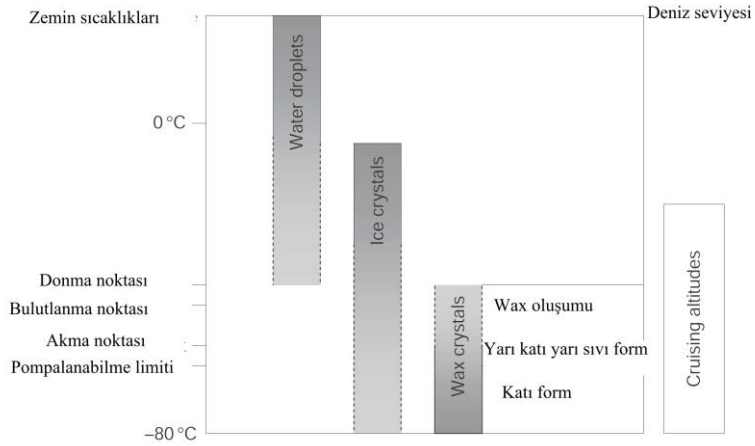
edildiği sistem ve sistem bileşenlerinin sıcaklığı belirli limitler arasında olması gerekmektedir.

Soğutma sistemi motorun verimli çalışmasını sağlayacak olan ortam sıcaklık değerlerini belirli limitler arasında korumak amacıyla tasarlanır. Motor için verimli bir soğutma sistemi (GoraJ ve Zakrzewski, 2005);

- ✚ Bütün çalışma şartları altında optimum performans için gerekli olan sıcaklık değerlerini temin edebilmeli,
- ✚ Yanma odasında üretilen ısının yaklaşık %30'unu kolayca transfer edebilmeli,
- ✚ Motorun sıcaklık değeri yüksek limitleri aştığı durumlarda daha kısa sürede ısıyı transfer edebilmeli,
- ✚ Motor çalıştırılmaya başladıktan kısa bir süre sonra normal çalışma sıcaklık limitlerine erişmesi sebebiyle, soğutma sistemi motorun çalıştırılması sırasında minimum oranda iş yapmalıdır.

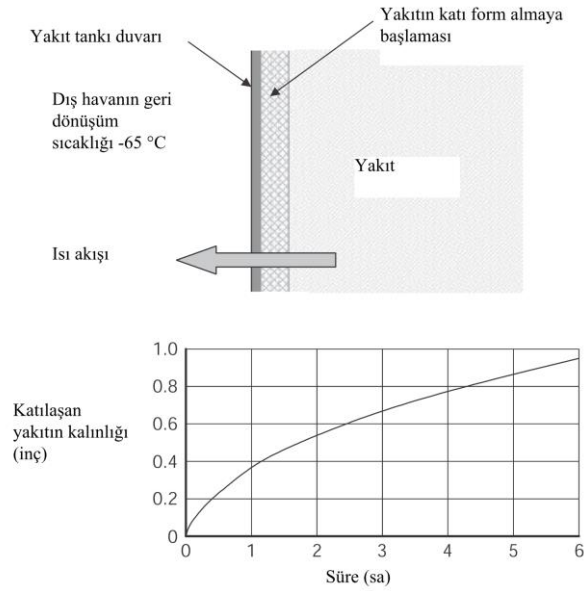
2.3. Yakıtın Yakıt Sistemine Sisteme Transfer Edilebilme Sıcaklıkları

Bir uçağın yer seviyesinden yüksek irtifalardaki seyrine kadar bulunduğu ortam sıcaklıklarının önemli ölçüde farklılıklar göstermekte olup yakıtın özellikleri ve çevre şartları dikkate alındığında yakıt sistemi için gerekli olan uygun çalışma şartlarının koşulları ve limitleri Şekil 2.3'te gösterilmiştir



Şekil 2.3 Yakıtın çalışma şartları (Langton ve Clark 2009)

Şekil 2.3'te görüldüğü üzere soğuk hava şartlarına nazaran daha sıcak ortama ya da iniş evresine geçiş yapan bir hava aracı, yakıt sistemindeki yakıt havalandırma kanallarına giren hava sebebiyle oldukça düşük sıcaklıkta bulunan yakıt tankı içerisindeki yakıtta bulunan çözünmüş su donma sıcaklığı altındaki sıcaklıklarda buz kristallerine dönüşmektedir. Bir tarafında yakıt diğer tarafında soğuk ortam havası bulunan yakıt tankı duvarlarında oluşan buz kristallerinin zamana bağlı olarak gelişip katı bir form alması Şekilde 2.4'te gösterilmiştir. Bu durum yakıtın transfer edilebilmesinin dolayısıyla pompalanabilirlik kabiliyetinin zayıflaması demektir. Bu sebeple bir yakıt sistemi tasarlanmasında önemli bir kıstas buz kristalleri oluşumunun engellenmesidir (Langton ve Clark, 2009).



Şekil 2.4 Yakıt tankı duvarlarında buz kristallerinin oluşumu (Langton ve Clark 2009)

2.4. Buhar Kilitlemesi ve Kavite Olayı

Uçuculuk yakıtın buharlaşmaya olan eğilimidir. Daha uçucu olan yakıt yüksek buhar basıncına ve düşük damıtılma sıcaklığına haizdir. Uçuculuğun yüksek olması yanma performansını artırır, kararlılığı artırarak yanma etkinliğini iyileştirir. Dezavantajı ise yüksek irtifalarda yakıtın hızla buharlaşması sonucu yakıt sistemindeki borularda hızla yakıt buharı oluşturması sebebiyle buhar kilitlemesine yol açmasıdır. Bu olay ile pompalanabilme kabiliyeti azalmakta ve

yanma odası için gerekli olan yakıtın düzenli bir şekilde gönderilmesine mani olmaktadır (JAA ATPL, 2001).

Bir sıvının buhar basıncı ise verilen bir sıcaklıkta sıvının üzerinde bulunan kabın yüzeyine uyguladığı basınçtır. Yakıtlarda yanma açısından buhar basıncının yüksek olması arzu edilir. Çünkü bu özellik yakıtın ilk yanma bölgesinde hızlı buharlaşmasını sağlar. Bunun yanı sıra uçak tırmanırken, yakıt yüzeyi üzerindeki basınç düşer ve o düşmeyle beraber yakıt kaynayıp ve buharlaşır. Buhar kilitlenmesi motora sevk edilen yakıtı etkili bir biçimde keserek motorun durmasını kaçınılmaz hale getirecektir. Yakıtın akış halinde iken basınçtan dolayı buharlaşma neticesi akışının durmasına buhar kilitlenmesi denir. Bu olay çok sıcak havalarda, yakıtın pompalardan geçişinden sonra sıcak kısımlardan geçerken veya yakıtın basıncının düştüğü hallerde meydana gelir (Nestor, 1967).

Booster pompası yakıtı sistem içerisinde motora basınçlandırarak göndermektedir. Bunun sebebi yakıt hatları içerisinde yanma kazalarının oluşumunu önlemek amacıyla havanın varlığını engellemek ve yüksek irtifalarda dolayısıyla düşük basınç ortamında yakıtın sıcaklığına bağlı olarak aşırı miktarda durmadan buharlaşmasını önlemektir (Moir ve Seabridge, 2001). Yakıt yüksek basınç yakıt pompası önüne kadar, pozitif bir basınçla gelmelidir. Bu basıncı sağlamakla görevli kademe, alçak basınç yakıt pompası kademesi olup, sistemdeki görevini yapamadığı takdirde, yüksek basınç yakıt pompası kendi dönüşüne yetecek, giriş basıncını bulamaması ve bu kısmın, boş dönüşten dolayı da, yıpranmasıyla kavitasyon olayı gerçekleşmektedir (JAA ATPL, 2001).

3. ENERJİ VE EKSERJİ

Termodinamik analiz gaz türbinli motorların tasarım, üretim ve kullanım aşamasında verimsizlikleri değerlendirmede önemli bir faktör olarak değerlendirilir. Termodinamik analizin ilk bölümü olan enerji analizi gaz türbinli motorların sahip olduğu enerji hakkında bilgi verirken ikinci bölümü olan ekserji analizi ise elde edilebilecek maksimum iş hakkında bilgileri sunar (Cengel ve Boles 2008; Taheri ve ark. 2014).

Termodinamiğin birinci yasası, enerjinin yoktan var edilemeyeceğini ve vardan da yok edilemeyeceğini gösterir. Enerjinin sadece bir formdan başka bir forma dönüşebileceğini açıklar. Enerjinin niceliği ile ilişkili olan termodinamiğin birinci yasası, toplam enerji miktarının değişmeyeceğini açıklar. Enerji, belirlenen sistem sınırlarından ısı, iş ve/veya kütle akışı olarak geçiş sağlar. Enerjinin bu hareketi sistem sınırındaki geçişine göre tanımlanmaktadır. Eğer sistem sınırı ile çevresi arasındaki sıcaklık farkından dolayı enerji geçişi sağlanıyorsa ısıl enerji geçişi, bir sıcaklık farkı yoksa ve enerji geçişi mevcutsa iş olarak tanımlanır. Kütle akışı ise çevreden sisteme veya sistemden çevreye kütle geçişi ile enerji geçişi mekanizması sağlamaktadır (Cengel ve Boles, 2008).

Çevre, normal şartlar altında, kendisini meydana getiren maddelerin kararlı halde bulunduğu, bu maddelerin etkileşimiyle (fiziksel ya da kimyasal) iş elde etmenin mümkün olmadığı, tersinmezliklerden yoksun, sistem sınırları dışında kalan ortamın tamamıdır (Bejan ve ark. 1996).

Ekserji; enerji, çevre ve sürdürülebilir gelişmenin bir karışımı olarak karşımıza çıkar. Enerji, genellikle iş ya da iş yapabilme yeteneği olarak tanımlanır. Bunun yerine, hareket ya da hareket üretme yeteneği olarak tanımlanmalıdır. Bu, şüphesiz daha az belirgindir, ama daha fazla doğru tanımlamadır. Ekserji ise, iş (düzenli hareket) ya da iş üretebilme kabiliyetidir. Hareket, sık sık belirli bir yönü olmayan, yani anlamsız iştir (Wall, 1977).

Termodinamik bakış açısından ekserji; bir referans çevreyle denge haline gelirken, bir sistem ya da madde enerji akışıyla üretilebilecek maksimum miktarda iş olarak tanımlanır. Ekserji, referans çevreye göre tamamen kararlı dengede olmamanın sonucu olarak, değişime neden olan akış ya da sistemin potansiyelinin bir ölçüsüdür. Enerjiden farklı olarak, ekserji; korunum yasasına

uğramaz (ideal veya tersinir prosesler hariç olmak üzere). Ekserji daha çok, gerçek proseslerdeki tersinmezlikler nedeniyle, tüketilir ya da yok edilir. Bir proses boyunca ekserji tüketimi, prosesle ilişkili tersinmezlikler nedeniyle ortaya çıkan entropiyle orantılıdır. Enerji ve ekserji kavramları, Çizelge 3.1 de açıkça karşılaştırılmıştır (Dinçer, 2002).

Bejan'a göre (2002) ekserji; kütle, ısı ve iş geçişleri altında, bir sisteme verilebilecek minimum ya da sistemden alınabilecek maksimum miktarda kullanışlı enerjiyi, diğer bir deyişle işi temsil eder. Ekserji yıkımı entropi üretimiyle orantılıdır. Ekserji termodinamiğin ikinci yasasına bağlı olarak her zaman yıkılır. Yıkılan ekserji ya da üretilen entropi, sistemin teorik verimden daha düşük verime sahip olmasına yol açar. Ekserji hesapları yaparak, ilgilenilen sistemin ekserjisinin nasıl dağıldığı belirlenir. Böylelikle bileşenlerin ve mekanizmaların hangisinde ekserji yıkımının en fazla olduğu ortaya çıkar. Bu durum sistemleri ve süreçleri geliştirme açısından büyük avantaj sağlar.

Ekserji terimi, bazı bilim adamlarınca aşağıdaki şekillerde tanımlanmıştır

- ✚ Belirli bir haldeki sistemin yapabileceği en çok iş (Çengel ve Boles 2008).
- ✚ Ekserji, tersinmez sistemler veya süreçlerde, entropi üretiminin neden olduğu kullanılabilir enerji kaybını belirleyen bir ifadedir (Hepbaşlı 2008).
- ✚ Bir termodinamik sistemin ekserjisi, sistemin sadece çevresiyle etkileşimi durumunda, sistemin çevresiyle tümüyle termodinamik denge haline gelirken, elde edilebilecek maksimum teorik yararlı iş (mekanik veya elektrik işi) olarak tanımlanır (Tsatsaronis 2007).
- ✚ Bir enerji şeklinin ya da maddenin ekserjisi, onun çevre üzerinde değişim yapabilme potansiyeli, kalitesi ya da kullanışlılığının bir ölçüsüdür (Dinçer 2002).
- ✚ Ekserji, sistemin çevresiyle etkileşimi sonucu, ısı transferinin sadece çevreyle olması durumunda elde edilebilecek maksimum teorik yararlı iştir (Bejan 1996).
- ✚ Ekserji, herhangi bir maddenin, çevresiyle tersinir anlamda termodinamik denge haline gelmesi esnasında elde edilebilecek maksimum iştir (Szargut 1988).

- ✚ Ekserji, gazlarda, sıvılarda ya da bir kütlede, herhangi bir referans ortama göre var olan dengesizliğin neden olduğu iş potansiyelidir (Ahern 1980).
- ✚ Ekserji, enerjinin tamamen diğer enerji şekillerine dönüşebilen kısmıdır (Rant 1964).

Termodinamiğin birinci yasası, yani enerji kavramı, verimlerin belirlenmesinde gerekli olmasına karşın, verimsizliklerin tanımlanmasında ve ölçülmesinde yeterli değildir. Verimsizlik, entropi üretiminin meydana geldiği tersinmez bir sürecin sonucudur. Bu anlamda entropi dengesinin, yani termodinamiğin ikinci yasasının enerji dengesine uygulanması enerji dönüşüm sistemlerinin verimsizliklerinin tanımlanmasında ve ölçülmesinde asli öneme sahiptir (De Oliveira, 2013).

Çizelge 3.1 Enerji ve ekserji (Dincer, 2002)

Enerji	Ekserji
Sadece enerji akışı ya da maddeye bağlıdır.	Hem çevreye hem de enerji akışı ve madde miktarına bağlıdır.
Sıfırdan farklı değerleri vardır(Einstein denkleminde belirttiği gibi mc^2 ye eşittir).	Sıfıra eşittir (Çevreyle denge durumunda).
Tüm süreçlerde termodinamiğin birinci yasasına tabidir.	Sadece tersinir süreçlerde termodinamiğin birinci yasasına tabidir (Tersinmez süreçlerde kısmen ya da tamamen yıkılır.)
Hareket üretmek için gerekli hareket ya da kabiliyettir.	İş üretmek için gerekli olan iş ya da kabiliyettir.
Bir süreçte tamamen korunur, üretilemez ya da yıkılamaz.	Bir tersinir süreçte her zaman korunur ancak tersinmez süreçlerde her zaman tüketilir.
Miktarın ölçüsüdür.	Entropi sayesinde miktar ve kalitenin ölçüsüdür.

Yukarıda bahsedilenler çerçevesinde ekserjinin çevre, enerji ve sürdürülebilirlik arasında yer alan, disiplinler arası bir kavram olduğu açıktır. Bu durum Dincer (2002) tarafından da Şekil 3.1 ile aşağıdaki gibi örneklendirilmiştir.



Şekil 3.1 Ekserjinin disiplinler arası üçgeni (Dincer, 2002)

Hepbaşlı ve Utlu ve Anon, sistemlerde verimliliği yükseltmeye ve ekserji kaybını azaltmaya yönelik yapılacak analizlerin temel kuralları şöyle sıralamışlardır (Çalışkan, 2009);

- ✚ Ekserji kaybına neden olan temel noktalar belirlenir. Ekserji kaybı, genellikle ısı transferi, kimyasal reaksiyon, karışım, sürtünme ve gazların genişmesini içerir.
- ✚ Basit kabullerle yapılan uygulamalar belirlenir.
- ✚ Kolaylaştırılmış ekserji hesapları kullanılır (ideal gaz, sıkıştırılmazlık).
- ✚ Kojenerasyon kullanılarak, sistemlerde ekserji kaybı azaltılır.
- ✚ Kimyasal reaksiyon için yanmanın kullanımı, aşırı hava en aza indirilir ve reaksiyona girenler ön ısıtılmaya tabi tutulur.
- ✚ Isı transferinin direkt havaya, soğutma suyuna ve soğutucuya transferini engellemek gerekir.
- ✚ Isı transferinin meydana geldiği düşük sıcaklıklarda ($T < T_0$ için) hava ya da ısı akışı ile doğrudan ısı transferinin önlenmelidir.
- ✚ Düşük sıcaklıklarda, ısı değişimi uygulandığı zaman, akışlar arasındaki sıcaklık farklılıklarının en aza indirilmelidir.
- ✚ İki akış arasında, ısı transferi yolu ile enerji değişiminde, akışkanların ısı transferi ortalamasının kullanımından sakınılmalıdır.
- ✚ Gazların genişmesinden dolayı ortaya çıkan tersinmezlikler, yanma ve ısı transferinde ikinci derece öneme sahiptir.
- ✚ Aşırı yoğun termodinamik sistemlerden, sıcaklık, basınç gibi farklılıklardan dolayı kaçınılmalıdır.

- ✚ Akışkan karışımlarının, sıcaklık, basınç gibi farklılıkları en aza indirilmelidir.
- ✚ Büyük kütle akışı, kütle ya da akışkanın ekserjisinin daha verimli kullanımını gerektirir.

Ekserji analizinin önemi şu şekilde sıralanabilir (Dincer, 2002):

- ✚ Enerji kaynaklarının kullanımının çevreye olan etkilerinin en iyi şekilde belirlenmesinde ana bir araçtır.
- ✚ Enerji sistemlerinin tasarımı ve analizi için termodinamiğin ikinci yasasıyla birlikte kütle ve enerjinin korunumu prensiplerini kullanan etkin bir yöntemdir.
- ✚ Daha fazla verimli kaynak kullanılma amacını destekleyen uygun bir tekniktir. Belirlenmesi gereken atık ve kayıpların yerleri, tipleri ve gerçek büyüklükleri ortaya çıkarılır.
- ✚ Mevcut sistemlerdeki verimsizlikleri azaltarak, daha verimli enerji sistemleri tasarlanmanın nasıl mümkün olup olmayacağını gösteren etkin bir tekniktir.
- ✚ Sürdürülebilir gelişmenin elde edilmesinde anahtar rol oynar.
- ✚ Enerji politikalarının oluşturulmasında kullanılacak önemli bir araçtır.

Çizelge 3.2 Yakıt sistemi bileşenlerinin sıcaklık değerleri

Uçuş Evresi	Süre (dk.)	İrtifa (m)	Yakıt Akış Oranı(kg/h)	İrtifa Sıcaklığı (°C)	TLFPFgiriş (°C)	TLPFCOCgiriş (°C)	THFPFgiriş (°C)	THPFCOCçıkış (°C)
Rölanti	0-0.45	0	7.521	45	71.3	107.33	114.67	127.33
Tırmanış	0.45-0.98	0-457	7.466	44.4	71.3	106.67	114.67	127.33
İvmelenme	0.98-1.47	457	7.366	44	71.3	106.67	114.67	127.33
Tırmanış	1.47-2.6	457-1.295	4.908	42	71.3	106.67	114.67	127.33
Tırmanış	2.6-4.13	1.295-3.048	4.713	39.6	71.3	106.67	114.67	127.33
İvmelenme	4.13-4.84	3.048	4.518	33	71.3	106.67	114.67	127.33
Tırmanış	4.84-8.74	3.048-4.815	3.946	30	67.33	104.67	114.67	126.67
Tırmanış	8.74-12.64	4.815-6.583	3.558	18	52.67	66	74	92.67
Tırmanış	12.64-16.54	6.583-8.351	3.170	7	54	71.33	80.24	102
Tırmanış	16.54-20.44	8.351-10.119	2.781	-9	54.67	74.67	85.35	108
Tırmanış	20.44-24.35	10.119-11.887	2.393	-7	55.33	76.67	88	110.1
Yatay seyir	24.35-29.53	11.887	2.005	-19.6	56	78	90	112.15
Yatay seyir	29.53-34.71	11.887	1.674	-22	55.33	80	92	112.6
Yatay seyir	34.71-39.89	11.887	1.343	-22	54.67	79.8	91.33	112.67
Yatay seyir	39.89-45.1	11.887	1.011	-22	54	79.7	90.67	112.33
İniş	45.1-47.26	11.887-10.414	0.680	-22	52.67	81.1	90	112
İniş	47.26-49.42	10.414-8.941	0.712	-18.5	51.33	80	89.33	110.67
İniş	49.42-51.58	8.941-7.468	0.744	-7	50	80.02	88.67	110.12
İniş	51.58-53.74	7.468-5.995	0.775	1	62	92.67	94	124.67
İniş	53.74-55.9	5.995-4.522	0.807	10	62	103.33	108.67	125.33
İniş	55.9-57.46	4.522-2.795	0.839	18	60	100	106.67	123.33

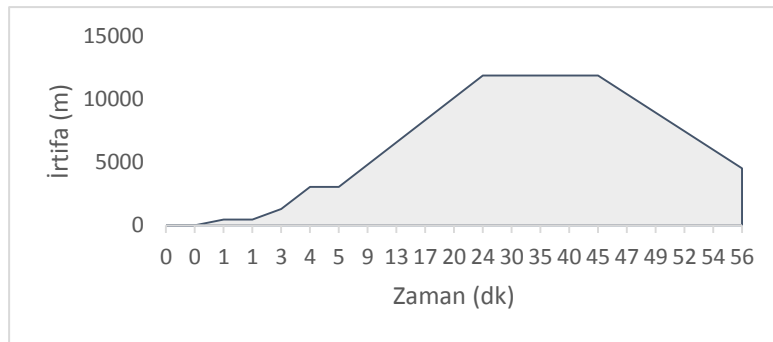
4. ANALİZ

4.1. Veriler, Kabuller ve Hesap Yöntemi

Açık literatürde uçak yakıt sisteminin ekserji analizi hakkında yapılmış bir çalışma yoktur, bu çalışma ile birlikte ilk defa bir uçak yakıt sistemine uygulanacaktır. Farklı alanlarda yapılmış olan çalışmalara ek olarak; irtifa, ortam sıcaklığı ve uçağın uçuş evresindeki pozisyonu göz önüne alınarak yakıt sisteminin bileşenleri arasında enerji dengesi ve tersinmezlikler incelenmiştir. L-1011-500 Tristar kargo uçağının sıcak hava şartları altında yakıt sistemi için 926 km'lik menzil ve en yüksek 12,000 m uçuş tavanında, rölanti, kalkış, tırmanış, yatay seyir ve iniş manevraları sırasındaki gerçek verilerden (Versaw ve ark. 1983)'ten elde edilmiş verilerdir) yararlanarak ekserji analizi gerçekleştirilmiş ve ekserji analizine göre sistem bileşenlerinin verimsizlikleri ve geliştirme potansiyelleri değerlendirilmiştir.

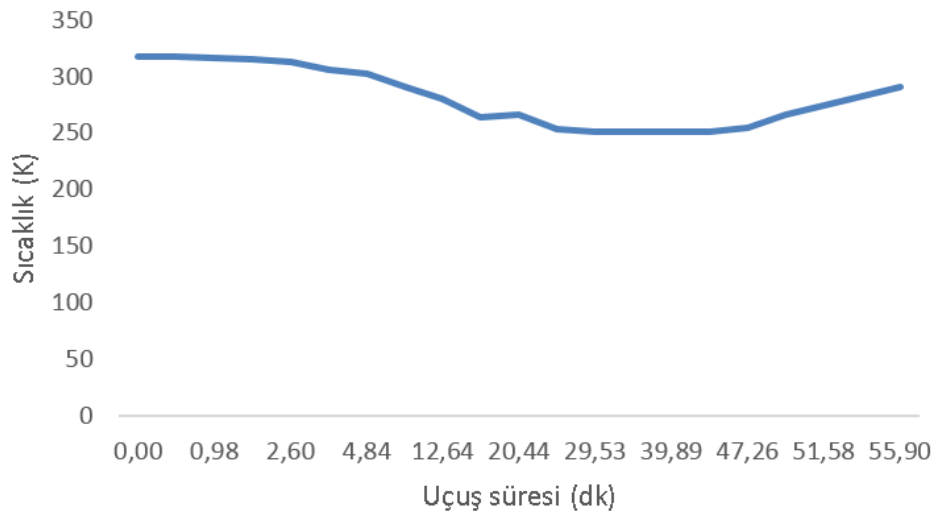
Hava sıcaklığı 45 °C olan bir ortamda bulunan uçak bir süre sonra tırmanışa geçerek iki defa tırmanışa yönelik ivmelenme manevrasını gerçekleştirdikten sonra yatay seyir ve iniş hareketi ile uçuşunu tamamlamaktadır. 926 km'lik menzili boyunca sistem bileşenlerini etkileyen parametreler Çizelge 3.2.'de verilmiş olup uçağın uçuş profili ile ilgili veriler Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de gösterilmektedir.

Uçuşun ilk 0.45 dakikasına kadar olan kısım uçağın hazırlık evresi olan rölanti konumunu, ilk 0.45–24.35 dakikalık evresi tırmanış konumunu, 24.35–45.1 dakikaları arasındaki evre yatay seyirini ve 45.1–55.9 dakikaları arasındaki evre ise iniş evresini göstermektedir.



Şekil 4.1 L-1011-500 uçağının uçuş profili (Versaw ve ark., (1983)'ten uyarlanmıştır)

Yakıt sistemini incelemek üzere ele alınan akışkan ise Jet A yakıtı olup ideal gaz olarak göz önüne aldığımız Jet A yakıtının sıvı fazın 298 K – 650 K, gaz fazı 298 K – 1000 K ve gaz fazı 1000 K – 5000 K arasındaki sıcaklık değerleri olup özgül ısı, entalpi ve entropi özelliklerini sabit basınçtaki gazın özgül ısısının sıcaklığa bağlı 4. dereceden polinomal fonksiyonundan elde edilen sabit katsayı değerlerini Gracia-Salcedo ve ark. (1970) yapmış oldukları deneyi denklem 3.1, denklem 3.2 ve denklem 3.3 formüllerini kullanarak teyit etmişlerdir.



Şekil 4.2 Uçuşun gerçekleştiği süre boyunca irtifa sıcaklığı (Versaw ve ark., (1983)'ten uyarlanmıştır)

$$\frac{c_p^0}{R} = a_1 + a_2T + a_3T^2 + a_4T^3 + a_5T^4 \quad (3.1)$$

$$\frac{h_T^0}{RT} = a_1 + \frac{a_2T}{2} + \frac{a_3T^2}{3} + \frac{a_4T^3}{4} + \frac{a_5T^4}{5} + \frac{a_6}{T} \quad (3.2)$$

$$\frac{s_T^0}{R} = a_1 \ln T + a_2T + \frac{a_3T^2}{2} + \frac{a_4T^3}{3} + \frac{a_5T^4}{4} + a_7 \quad (3.3)$$

denklemlerinden oluşmaktadır. Bu çalışmada 298 K ile 650 K arasındaki katsayılar kullanılmıştır. Evrensel gaz sabiti $R_U = 8,31447$ kJ/kgK olup kimyasal formülü $C_{12}H_{23}$ ve moleküler ağırlığı 167,3 olarak ele alınan Jet-A yakıtının

termodinamik özelliklerine ilişkin olarak elde edilen sabit katsayılar Çizelge 3.3'te verilmiştir. Ayrıca bu katsayılar ve yukarıda verilen denklemler aracılığı ile herhangi bir sıcaklıkta bulunan yakıtın, yakıt sistemindeki bileşenlerin enerji ve ekserji analizini gerçekleştirebilmek için gerekli olan entalpi, entropi ve özgül ısı değerleri Ek-1'de hesaplanarak verilmiştir.

Çizelge 4.1 Jet A yakıtının sıvı ve gaz fazlarından elde edilen termodinamik katsayılar (Gracia-Salcedo ve ark. 1970)

	SIVI: 298K ≤ T ≤ 650K	GAZ: 298K ≤ T ≤ 1000K	GAZ: 1000K ≤ T ≤ 5000K
a_1	0.139936393E+04	0.199351373E+01	0.248759753E+02
a_2	-0.134403663E +02	0.133839183E+00	0.782591033E-01
a_3	0.484922453E-01	-0.828912493E-04	-0.315563533E-04
a_4	-0.755248823E-04	0.311809143E-07	0.578913943E-08
a_5	0.431666873E-07	-0.715287123E-11	-0.398380323E-12
a_6	-0.155884863E +06	-0.359034963E+05	-0.431105073E+05
a_7	-0.548524143E +04	0.277445703E+02	0.936339443E+02

Sıvı ve katılar sıkıştırılmaz olarak kabul edilmektedir. Çünkü sıvı ve katıların özgül hacimleri, bir hal değişimi sırasında neredeyse sabit kalmaktadır. Bu sebeple çalışmamızdaki bir ısı değiştiricisi üzerinde sıcaklığı artan yakıt akışkanı için entropi değişimi, entropi üretim oranı ve ekserji yıkımı denklemleri ile pompalar ile ilgili yapılan hesaplamalar Çengel ve Boles (2012) ile Günerhan ve Hepbaşlı (2006) ve de birçok kaynakta detaylı bir şekilde belirtilmiştir. Analiz için aşağıda verilen denklemler kullanılmış olup Çizelge 4.2'de gösterilmiştir.

Sistemde zamanla akış oranı değişen yakıtın sistemdeki her bileşen için giriş ve çıkışındaki kütleler buldukları zaman dilimine göre eşit olarak ele alınmıştır. Bu sebep ile $\dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \dot{m}_3 = \dot{m}_4 = \dot{m}_5 = \dot{m}_{yakıt}$ kabulü ile işlem yapılacaktır. Pompalar için verilen iş için denklem (3.4), tersinmezlik denklemi için denklem (3.5), entropi üretimi için denklem (3.6), gerçekleşen ekserji yıkımı için denklem (3.7), pompadaki akış kullanılabilirliği için denklem (3.8) ve ikinci yasa verimi için denklem (3.9) denklemleri kullanılmıştır.

$$\dot{W}_{LPFP} = \dot{m}_{yakıt}(h_{çıkan} - h_{giren}) \quad (3.4)$$

$$\dot{W}_{trLPFP} = \dot{m}_{yakıt}[(h_{çıkan} - h_{giren}) - T_0(s_{çıkan} - s_{giren})] \quad (3.5)$$

$$\dot{S}_{üretilen} = \dot{m}_{yakıt}(\dot{S}_{çıkan} - \dot{S}_{giren}) \quad (3.6)$$

$$\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim} \quad (3.7)$$

$$\psi_1 = (h_{giren} - h_0) - T_0(s_{giren} - s_0) \quad (3.8)$$

$$\eta_{pompa} = \frac{\psi_2 - \psi_1}{h_2 - h_1} = \frac{\dot{W}_{tr}}{\dot{W}} \quad (3.9)$$

Isı değiştiricisi aracılığıyla yakıtta transfer edilen ısı miktarı için denklem (3.10), entropi değişim miktarı için denklem (3.11), yakıt akışkanı için üretilen entropi oranı için denklem (3.12) ve ekserji yıkımı için denklem (3.13) dikkate alınarak çözümlenmeler yapılmıştır.

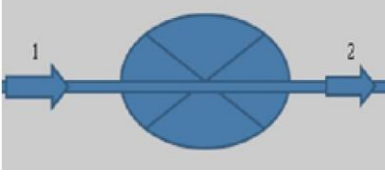

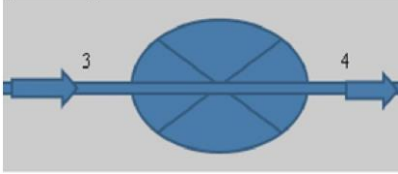

$$\dot{Q}_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt}h_{çıkan} - \dot{m}_{yakıt}h_{giren} \quad (3.10)$$

$$s_2 - s_1 = \int_1^2 c(T) \frac{dT}{T} \equiv c_{ort} \ln \frac{T_{çıktış}}{T_{giriş}} \quad (3.11)$$

$$\dot{S}_{üretim} = \dot{m}_{yakıt}c_{p,ort} \ln \frac{T_{çıktış}}{T_{giriş}} \quad (3.12)$$

$$\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim} \quad (3.13)$$

Çizelge 4.2 Yakıt sistemine ait enerji ve ekserji denklemleri

Kontrol Hacmi	Enerji ve Ekserji Denklemleri
<p>Alçak basınç yakıt pompası (LPFP)</p> 	$\dot{W}_{LPFP} = \dot{m}_{yakıt}(h_2 - h_1)$ $\dot{W}_{tr,LPFP} = \dot{m}_{yakıt}[(h_2 - h_1) - T_0(s_2 - s_1)]$ $\dot{S}_{üretilen} = \dot{m}_{yakıt}(s_2 - s_1)$ $\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim}$ $\psi_1 = (h_1 - h_0) - T_0(s_1 - s_0)$ $\eta_{II,LPFP} = \frac{\psi_2 - \psi_1}{h_2 - h_1} = \frac{\dot{W}_{tr}}{\dot{W}}$
<p>Alçak basınç yakıt soğutmalı yağ soğutucusu (LPFCOC)</p> 	$\dot{Q}_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt}h_3 - \dot{m}_{yakıt}h_2$ $s_3 - s_2 = \int_1^2 c(T) \frac{dT}{T} \equiv c_{ort} \ln \frac{T_3}{T_2}$ $\dot{S}_{üretim} = \dot{m}_{yakıt}c_{port} \ln \frac{T_3}{T_2}$ $\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim}$
<p>Yüksek basınç yakıt pompası (HPFP)</p> 	$\dot{W}_{HPFP} = \dot{m}_{yakıt}(h_4 - h_3)$ $\dot{W}_{tr,HPFP} = \dot{m}_{yakıt}[(h_4 - h_3) - T_0(s_4 - s_3)]$ $\dot{S}_{üretilen} = \dot{m}_{yakıt}(s_4 - s_3)$ $\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim}$ $\psi_1 = (h_3 - h_0) - T_0(s_3 - s_0)$ $\eta_{II,HPFP} = \frac{\psi_2 - \psi_1}{h_2 - h_1} = \frac{\dot{W}_{tr}}{\dot{W}}$
<p>Yüksek basınç yakıt soğutmalı yağ soğutucusu (HPFCOC)</p> 	$\dot{Q}_{yakıt} = \dot{m}_{yakıt}h_5 - \dot{m}_{yakıt}h_4$ $s_3 - s_2 = \int_1^2 c(T) \frac{dT}{T} \equiv c_{ort} \ln \frac{T_5}{T_4}$ $\dot{S}_{üretim} = \dot{m}_{yakıt}c_{port} \ln \frac{T_5}{T_4}$ $\dot{I} = T_0\dot{S}_{üretim}$

Elde edilen veriler ışığında analizlerde kullanılan kabuller aşağıda belirtilmiştir.

- ✚ Yakıt sistemi sürekli akışlı sürekli açık (steady-state, steady-flow) sistem olarak çalıştırılmıştır.
- ✚ Yakıt sistemindeki iş akışkanı Jet-A yakıtı olup molekül formülü $C_{12}H_{23}$ olarak ele alınmıştır.
- ✚ Referans çevre sıcaklığı T_0 uçağın bulunduğu irtifadaki çevre sıcaklığının değerleri olarak alınmıştır.
- ✚ Yakıt sistemini oluşturan borular çok iyi yalıtılmış olup çevre ile ısı alışverişinin gerçekleşmediği varsayılmıştır.
- ✚ Yakıt sisteminde filtre elemanları ihmal edilmiş olup sürtünme kayıpları ve basınç düşüşleri ihmal edilmiştir.
- ✚ Sistemdeki bileşenler arasındaki emniyet amaçlı olarak yakıtın ana sistemden yardımcı sistemlere ya da tekrar sistem içerisinde sirkülasyonunu sağlamasına izin veren by-pass kanalları dikkate alınmamıştır.
- ✚ Her bir komponent için kinetik enerji ve potansiyel enerji ihmal edilmiştir.
- ✚ Sistem bileşenlerinin dış ortam ile ısı alışverişi yapmadığı (adyabatik) varsayılmıştır.
- ✚ Ekserji analizi değişken özgül ısılar (tam çözüm) yaklaşımıyla gerçekleştirilmiştir.

4.2. Yakıt Sisteminin Enerji ve Ekserji Analizi

Tezin bu bölümünde örnek uçak yakıt sistemi ele alınmış, sistem için enerji ve ekserji faktörleri incelenmiştir. Çalışma kapsamında, referans çevre sıcaklığı, hava aracının yapmakta olduğu uçuş manevrası yakıt sisteminin enerji dengesine bağlı olarak parametrik çalışmalar yapılmış ve elde edilen sonuçlar grafikler ile sunulmaktadır..

Çizelge 4.3'te uçağın uçuş rejimi boyunca yakıtın basınçlandırılarak transfer edilmesi için alçak basınç bölgesi pompasının (LPFP) gerçekleştirdiği akış işi ve bu iş sonucunda gerçekleşen ekserji yıkımı hakkında sonuçlar verilmiştir. Yakıtın transfer edilmesiyle LPFP tarafından gerçekleşen akış işi ve ekserji yıkımının

tırmanış evrelerindeki miktarı diğer evrelere nazaran oldukça fazladır. Ayrıca ivmelenme evrelerinden sonra akış işi ve ekserji yıkımının artış hızı yaklaşık 2 katına çıkmaktadır. Pompanın çalışma evrelerindeki süreler dikkate alındığında en fazla güç ve ekserji yıkım oranı rölanti evresinde gerçekleşmiştir. Pompanın yakıtı transfer edebilmesi için harcadığı güç ve paralel olarak ekserji oranı da yatay seyir evresine kadar önemli derecede azalmakta olup iniş evresinde kısmi bir artıştan sonra azalma kaydetmektedir. Pompalardaki enerji girdisinin uçak motorunun üzerindeki yük ile orantılı olduğu anlaşılmaktadır.

Çizelge 4.3 Sistemdeki 1 ve 2 noktaları arasındaki LPFP için elde edilen veriler

Uçuş Evresi	Süre	Güç, LPFP (W)	İş, LPFP (J)	Ekserji yıkımı oranı, LPFP (W)	Ekserji yıkımı miktarı, LPFP (J)
Rölanti	0-0,45 dk	103,98	2807,44	99,13	2676,50
Tırmanış	0,45-0,98 dk	103,22	3282,36	98,22	3123,36
İvmelenme	0,98-1,47 dk	101,84	2993,99	96,78	2845,37
Tırmanış	1,47-2,6 dk	67,85	4600,50	64,08	4344,55
Tırmanış	2,6-4,13 dk	65,16	5981,51	61,06	5605,69
İvmelenme	4,13-4,84 dk	62,46	2660,89	57,30	2441,05
Tırmanış	4,84-8,74 dk	45,02	10535,36	41,14	9627,58
Tırmanış	8,74-12,64 dk	9,65	2259,15	8,66	2027,55
Tırmanış	12,64-16,54 dk	11,06	2588,82	9,53	2231,02
Tırmanış	16,54-20,44 dk	10,80	2526,96	8,77	2051,15
Tırmanış	20,44-24,35 dk	10,22	2397,00	8,35	1958,41
Yatay seyir	24,35-29,53 dk	10,16	3157,93	7,91	2458,03
Yatay seyir	29,53-34,71 dk	7,82	2431,66	6,04	1876,73
Yatay seyir	34,71-39,89 dk	5,76	1789,03	4,45	1382,16
Yatay seyir	39,89-45,1 dk	4,35	1359,41	3,37	1052,47
İniş	45,1-47,26 dk	2,63	341,07	2,04	264,85
İniş	47,26-49,42 dk	2,49	322,30	1,96	254,57
İniş	49,42-51,58 dk	2,88	373,34	2,39	309,82
İniş	51,58-53,74 dk	9,05	1173,24	7,61	986,49
İniş	53,74-55,9 dk	11,89	1540,31	10,41	1348,87
İniş	55,9-57,46 dk	11,36	1062,96	10,26	960,11

Çizelge 4.4'te alçak basınç bölgesi ısı değiştiricisi (LPFCOC) vasıtasıyla yakıtı sağlanan ısının referans çevre sıcaklığı ve motor yüküne bağlı olarak düşüş gösterdiği görülmektedir. Bu düşüş iniş evresinden sonra kısmi bir yükseliş ile yine devam etmektedir. LPFCOC tarafından yakıtı gerçekleştirilen ısı geçiş oranı

ve bu işlem sırasında gerçekleşen ekserji yıkım oranı en fazla rölanti evresinde gerçekleşmiştir. LPFCOC tarafından yakıtta en fazla ısı geçişi miktarı ve ekserji yıkımı miktarının gerçekleştiği evre ise tırmanış evresidir.

Çizelge 4.4 Sistemdeki 2 ve 3 noktaları arasındaki LPFCOC için elde edilen veriler

Uçuş Evresi	Süre	Isı geçişi oranı, LPFCOC (W)	Isı geçişi miktarı, LPFCOC (J)	Ekserji yıkımı oranı, LPFCOC (W)	Ekserji yıkımı miktarı, LPFCOC (J)
Rölanti	0-0,45 dk	176,58	4767,76	155,41	4196,08
Tırmanış	0,45-0,98 dk	171,88	5465,73	151,11	4805,46
İvmelenme	0,98-1,47 dk	169,58	4985,54	148,90	4377,75
Tırmanış	1,47-2,6 dk	112,99	7660,69	98,59	6684,32
Tırmanış	2,6-4,13 dk	108,50	9960,32	93,95	8624,66
İvmelenme	4,13-4,84 dk	104,01	4430,87	88,16	3755,69
Tırmanış	4,84-8,74 dk	94,93	22213,83	80,41	18817,06
Tırmanış	8,74-12,64 dk	28,08	6571,44	24,62	5762,03
Tırmanış	12,64-16,54 dk	32,82	7678,74	27,43	6418,80
Tırmanış	16,54-20,44 dk	33,42	7821,08	26,20	6130,79
Tırmanış	20,44-24,35 dk	30,80	7226,80	24,24	5686,78
Yatay seyir	24,35-29,53 dk	26,68	8293,57	19,95	6199,28
Yatay seyir	29,53-34,71 dk	25,04	7781,18	18,51	5753,81
Yatay seyir	34,71-39,89 dk	20,43	6350,04	15,13	4702,39
Yatay seyir	39,89-45,1 dk	15,72	4914,98	11,66	3644,64
İniş	45,1-47,26 dk	11,70	1516,52	8,68	1125,45
İniş	47,26-49,42 dk	12,31	1595,48	9,30	1205,24
İniş	49,42-51,58 dk	13,45	1742,56	10,64	1379,36
İniş	51,58-53,74 dk	14,87	1927,63	11,68	1513,36
İniş	53,74-55,9 dk	21,26	2755,71	17,01	2204,54
İniş	55,9-57,46 dk	21,20	1984,15	17,58	1645,10

Çizelge 4.5'te uçağın uçuş rejimi boyunca yakıtın basınçlandırılarak transfer edilmesi için yüksek basınç bölgesi pompasının (HPFP) gerçekleştirdiği akış işi ve bu iş sonucunda gerçekleşen ekserji yıkımı hakkında sonuçlar verilmiştir. Yakıtın transfer edilmesiyle HPFP tarafından gerçekleşen akış işi ve ekserji yıkımının tırmanış evrelerindeki miktarı diğer evrelere nazaran oldukça fazla olup LPFP komponentine nazaran yaklaşık olarak 3 kat daha az iş yüküne maruz kalmıştır. Ayrıca evrelere göre performansta yaşanan düşüşün LPFP'a nazaran daha düzenli ve kararlı olduğu görülmektedir. Pompanın çalışma evrelerindeki süreler dikkate alındığında en fazla güç ve ekserji yıkım oranı sırasıyla tırmanış,

İvmelenme ve rölanti evresinde gerçekleşmiştir. Pompanın yakıtı transfer edebilmesi için harcadığı güç ve paralel olarak ekserji oranı da iniş evresine kadar önemli derecede azalmakta olup iniş evresinde kısmi bir artıştan sonra azalış göstermektedir.

Çizelge 4.5 Sistemdeki 3 ve 4 noktaları arasındaki HPFP için elde edilen veriler

Uçuş Evresi	Süre	Güç, HPFP (W)	İş, HPFP (J)	Ekserji yıkımı oranı, HPFP (W)	Ekserji yıkımı miktarı, HPFP (J)
Rölanti	0-0,45 dk	38,76	1046,65	32,01	864,32
Tırmanış	0,45-0,98 dk	41,90	1332,27	34,56	1099,05
İvmelenme	0,98-1,47 dk	41,33	1215,22	34,06	1001,23
Tırmanış	1,47-2,6 dk	27,54	1867,29	22,55	1528,77
Tırmanış	2,6-4,13 dk	26,45	2427,82	21,49	1972,54
İvmelenme	4,13-4,84 dk	25,35	1080,02	20,16	858,96
Tırmanış	4,84-8,74 dk	27,59	6455,12	21,78	5096,80
Tırmanış	8,74-12,64 dk	17,36	4061,19	14,68	3435,84
Tırmanış	12,64-16,54 dk	17,54	4105,30	14,04	3286,43
Tırmanış	16,54-20,44 dk	18,72	4380,46	13,96	3266,72
Tırmanış	20,44-24,35 dk	17,23	4041,13	12,86	3016,61
Yatay seyir	24,35-29,53 dk	15,37	4778,30	10,88	3382,08
Yatay seyir	29,53-34,71 dk	12,92	4017,01	9,01	2800,62
Yatay seyir	34,71-39,89 dk	9,95	3091,04	6,94	2157,66
Yatay seyir	39,89-45,1 dk	7,12	2225,09	4,97	1554,84
İniş	45,1-47,26 dk	3,89	503,89	2,71	351,75
İniş	47,26-49,42 dk	4,25	551,25	3,02	391,14
İniş	49,42-51,58 dk	4,12	533,32	3,05	395,88
İniş	51,58-53,74 dk	0,68	88,28	0,51	65,84
İniş	53,74-55,9 dk	2,98	385,79	2,22	287,26
İniş	55,9-57,46 dk	3,83	358,43	2,95	276,38

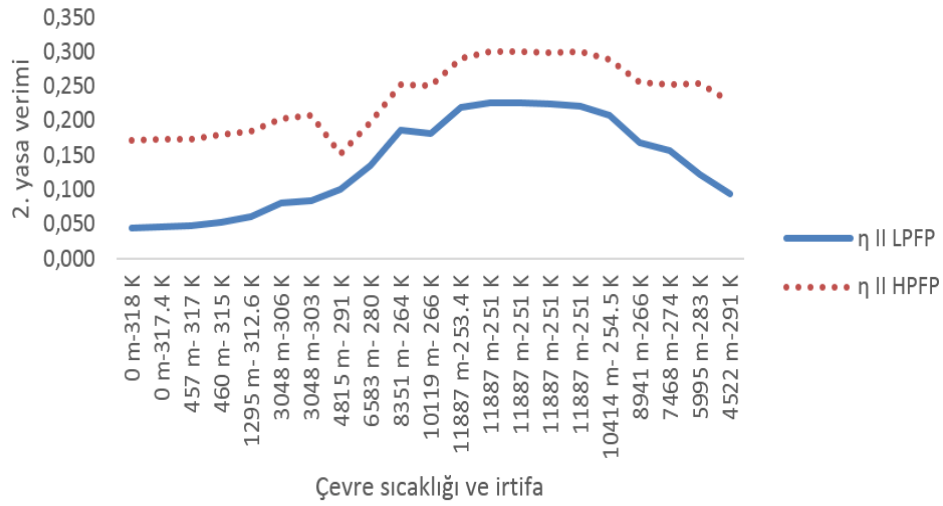
Çizelge 4.6'da yüksek basınç bölgesi ısı değiştiricisi (HPFCOC) vasıtasıyla yakıtı temin edilen ısının referans çevre sıcaklığı ve motor yüküne bağlı olarak düşüş gösterdiği görülmektedir. Bu düşüş iniş evresine kadar devam etmektedir. HPFCOC tarafından yakıtı temin edilen ısı geçiş oranı ve bu işlem sırasında gerçekleşen ekserji yıkım oranı en fazla rölanti evresinde ve az bir fark ile sırasıyla tırmanış ve ivmelenme evresinde gerçekleşmiştir. HPFCOC tarafından yakıtı en fazla ısı geçişi miktarı ve ekserji yıkımının gerçekleştiği evre ise tırmanış evresidir.

Çizelge 4.6 Sistemdeki 4 ve 5 noktaları arasındaki HPFCOC için elde edilen veriler

Uçuş Evresi	Süre	Isı geçişi oranı, HPFCOC (W)	Isı geçişi miktarı, HPFCOC (J)	Ekserji yıkımı oranı, HPFCOC (W)	Ekserji yıkımı oranı, HPFCOC (J)
Rölanti	0-0,45 dk	69,02	1863,49	55,69	1503,73
Tırmanış	0,45-0,98 dk	68,51	2178,73	55,18	1754,79
İvmelenme	0,98-1,47 dk	67,60	1987,32	54,37	1598,61
Tırmanış	1,47-2,6 dk	45,04	3053,68	36,00	2440,89
Tırmanış	2,6-4,13 dk	43,25	3970,35	34,31	3149,44
İvmelenme	4,13-4,84 dk	41,46	1766,22	32,19	1371,45
Tırmanış	4,84-8,74 dk	34,29	8023,79	26,39	6174,64
Tırmanış	8,74-12,64 dk	42,36	9911,34	34,63	8102,50
Tırmanış	12,64-16,54 dk	45,20	10577,87	34,79	8141,12
Tırmanış	16,54-20,44 dk	42,11	9853,49	30,09	7040,66
Tırmanış	20,44-24,35 dk	35,65	8362,96	25,50	5981,45
Yatay seyir	24,35-29,53 dk	30,15	9369,10	20,43	6348,37
Yatay seyir	29,53-34,71 dk	23,50	7304,93	15,72	4886,36
Yatay seyir	34,71-39,89 dk	19,51	6063,37	13,06	4059,23
Yatay seyir	39,89-45,1 dk	14,89	4654,54	9,98	3120,32
İniş	45,1-47,26 dk	10,15	1315,69	6,81	883,22
İniş	47,26-49,42 dk	10,27	1331,31	7,01	908,64
İniş	49,42-51,58 dk	10,76	1395,06	7,69	996,83
İniş	51,58-53,74 dk	16,60	2151,71	11,89	1541,59
İniş	53,74-55,9 dk	9,63	1247,86	6,98	905,26
İniş	55,9-57,46 dk	9,94	930,83	7,46	697,97

Şekil 4.3'te pompalar için 2. yasa verimleri hesaplanmış olup pompalardaki verimin oldukça düşük olduğu görülmektedir. LPFP için verimin en düşük ve en yüksek olduğu noktalar sırasıyla; rölanti konumunda iken 0,04 ve yatay seyrin 2. aşamasında 0,22 olduğu görülmüştür. HPFP için ise sırasıyla yine rölanti konumunda 0,01 ve yatay seyrin 2. aşamasında 0,30 olduğu görülmüştür. Genel olarak her iki bileşenin verimleri birbirleri ile paralel olarak seyretmekte olup bir noktada bariz bir farklı hareket görülmektedir. Bu nokta ise sıcaklığı 291 K yüksekliği 4815 m olup uçağın 2. ivmelenme hareketinden sonraki tırmanışlarda HPFP verimi 0,28 seviyelerinden 0,15 seviyelerine keskin bir şekilde düştüğü görülmektedir. Bu esnada LPFP ise 0,08 seviyelerinden 0,08 seviyelerine doğru düzenli bir artış göstermektedir.

Yakıt pompalarının görevlerinin içerisinde yakıt içindeki hava içeriklerinin oluşumunu engellemek, kavitasyonu önlemek ve yakıtın yüksek sıcaklığa maruz kalması durumunda buhar kilitlemesini önlemek olduğu belirtilmişti. Bu sebeplerden dolayı verimin düşük çıkmasının sebebi anlaşılabilir.



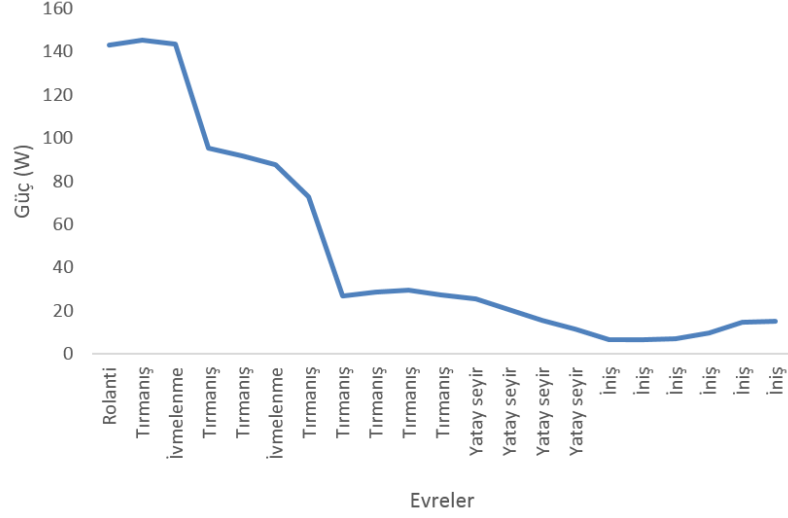
Şekil 4.3 Pompalardaki 2. yasa verimin çevre sıcaklığına göre ilişkisi

Yakıt sistemindeki bileşenleri pompalar ve ısı değiştiricileri olmak üzere iki guruba ayırıp kendi içerisinde bir bütün olarak, uçağın her hareket evresi için enerji ve ekserji içeriğinin incelenmesi ayrıca bu iki grup bileşenin bu evreler dilimindeki enerji dengesi ve bu işlem sırasında kullanılmayan yararlı enerji miktarını incelemek üzere Şekil 4.4 ile Şekil 4.7 arasındaki grafikler oluşturulmuştur.

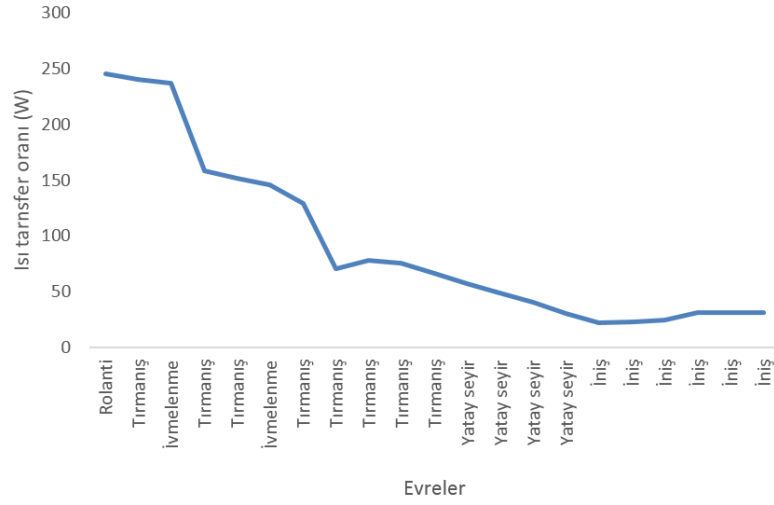
Pompalar tarafından yakıtın akış işinin gerçekleştirilmesi üzere uçağın uçuş evresi dikkate alındığında, rölanti evresi boyunca 142,743W, tırmanış evresinde süresince 517,30W, ivmelenme süresince 230,99W, yatay seyir evresinde boyunca 73,451W ve iniş sırasında toplam 60,037W'lık güç ihtiyacı gereksinimi doğmuştur. Şekil 4.4'te pompalara verilen iş oranının/gücün evrelere göre nasıl yön izlediği görülmektedir.

Isı değiştiricilerin yakıtın ısıtılması üzerine gerçekleşen ısı geçiş oranı için her bir uçuş evresi dikkate alındığında rölanti evresinde boyunca 245,602W, tırmanış evresi sırasında 969,8479W, ivmelenme süresince 382,64W yatay seyir

süresince 175,92W ve iniş evresi boyunca 162,15W şeklindedir. Yakıtta en çok ve en az ısıtma sağlandığı uçuş evresinin sırasıyla tırmanış ve iniş evresi olduğu Şekil 4. 5'te görülmektedir.



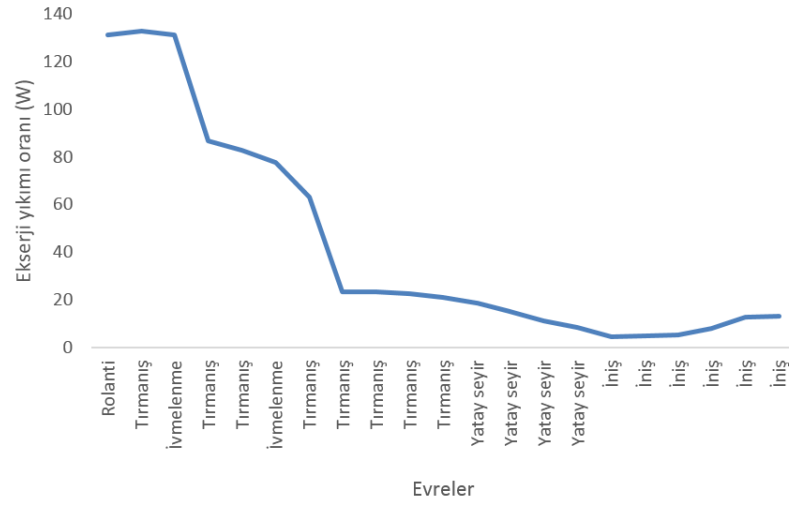
Şekil 4.4 Pompalardan yakıtın basınçlandırılması için harcanan güç



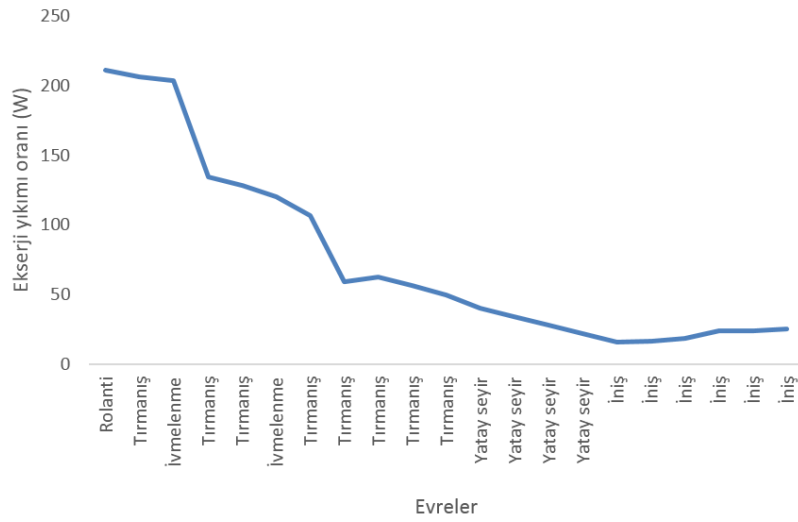
Şekil 4.5 Isı değiştiricilerden yakıtta transfer edilen ısı geçişinin oranı

Uçuş boyunca her evrede pompalardan yakıtın basınçlandırılması için kullanılan enerjinin toplam ekserji yıkımı oranı ise rölanti evresinde 131,14W, ivmelenme evresinde 208,30W, tırmanış evresinde 455,74W, yatay seyir evresinde 53,57W ve iniş evresinde 49,14W olduğu görülmektedir. Uçuş boyunca

pompalardaki ekserji yıkımı oranının uçuş evrelerine göre nasıl gerçekleştiği Şekil 4.6'da görülmektedir.

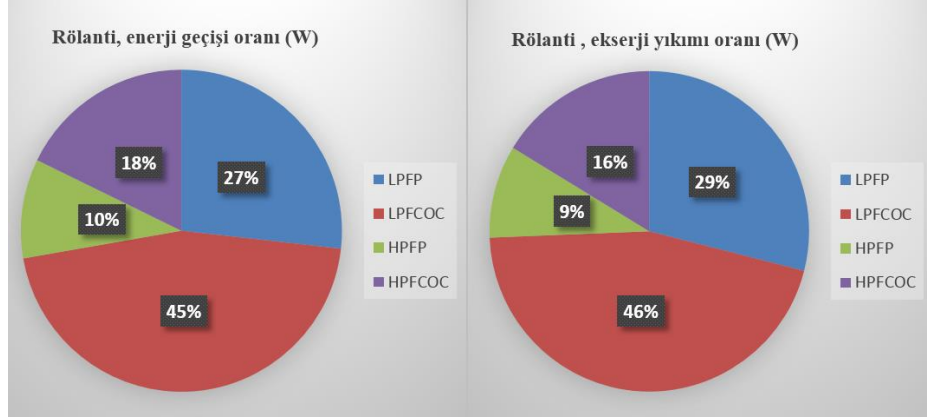


Şekil 4.6 Pompalarda gerçekleşen ekserji yıkımı oranı



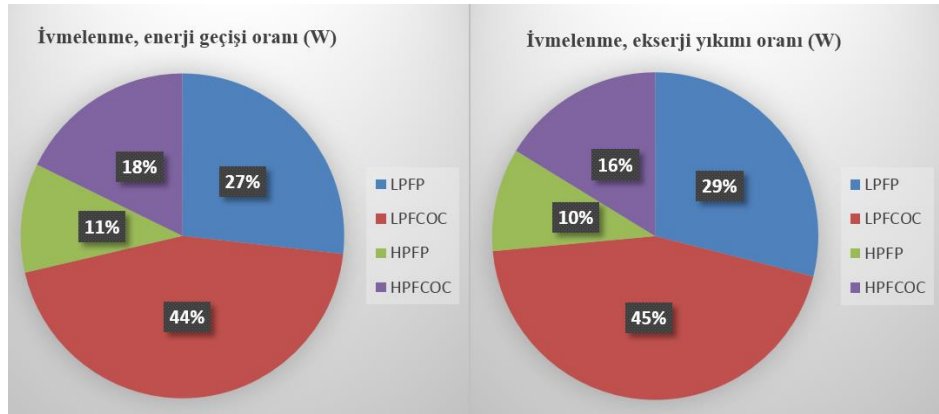
Şekil 4.7 Isı değiştiricilerden yakıtta transfer edilen ısının ekserji yıkımı oranı

Şekil 4.7'de ısı değiştiricilerden yakıtta transfer edilen ısının ekserji yıkımının uçuş evrelerine göre izlediği yol görülmektedir. Her evrede gerçekleşen toplam ekserji yıkımı oranı sırasıyla rölanti evresinde 211,10W, ivmelenme evresinde 323,63W, tırmanış evresinde 803,44W, yatay seyir evresinde 124,44W ve iniş evresinde 122,74W olduğu görülmektedir.



Şekil 4.8 Rölanti evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı

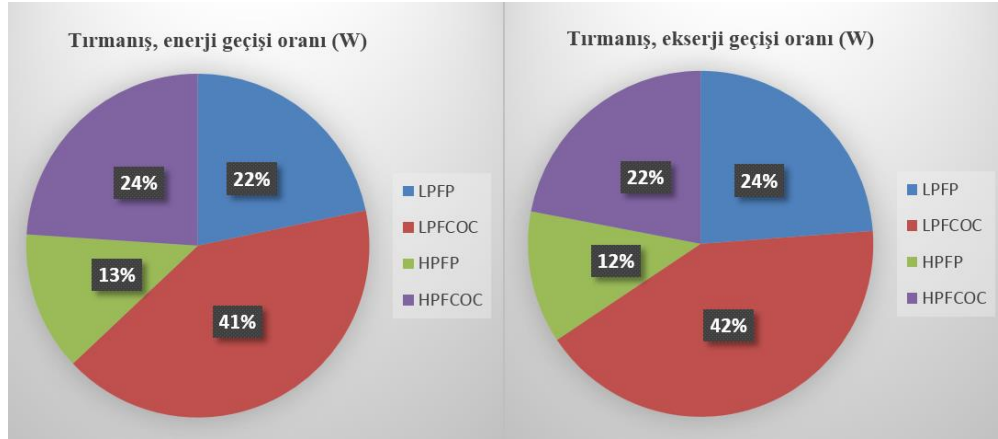
Rölanti evresi boyunca yakıt sistemi bileşenlerinden pompaların yakıt akışkanını basınçlandırması için gereken güç ve ısı değiştiricilerin yakıtta sağladıkları ısı geçişi oranları toplam enerji yükünün, sırasıyla; LPFP için 103,98W ile %27, HPFP 38,76W ile %10, LPFCOC için 176,58W ile %45 ve HPFCOC için 69,02W ile %18 gibi bir dağılım göstermektedir. Bu sırada gerçekleşen ekserji yıkımı oranının dağılımı ise LPFP için 99,13W ile %29, HPFP için 32,01W ile %9, LPFCOC için 155,41W ile %46 ve HPFCOC için 55,69W ile %16 şeklinde gerçekleşmektedir (Şekil 4.8).



Şekil 4.9 İvmelenme evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı

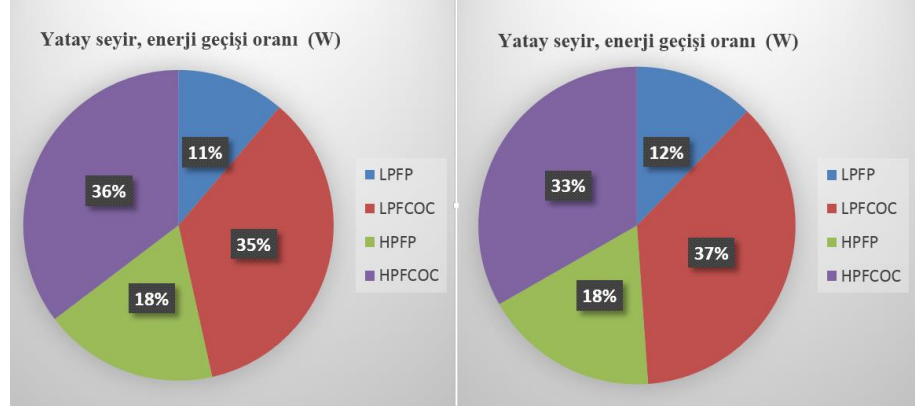
İvmelenme evresi boyunca yakıt sistemi bileşenlerinden pompaların yakıt akışkanını basınçlandırması için gereken güç ve ısı değiştiricilerin yakıtta sağladıkları ısı geçişi oranları toplam enerji yükünün, sırasıyla; LPFP için 164,29W ile %27, HPFP 66,68W ile %11, LPFCOC için 273,58W ile %44 ve

HPFCOC için 109,05W ile %18 gibi bir dağılım göstermektedir. Bu sırada gerçekleşen ekserji yıkımı oranının dağılımı ise LPFP için 154,08W ile %29, HPFP için 54,22W ile %10, LPFCOC için 237,06W ile %45 ve HPFCOC için 86,56W ile %16 şeklinde gerçekleşmektedir (Şekil 4.9).



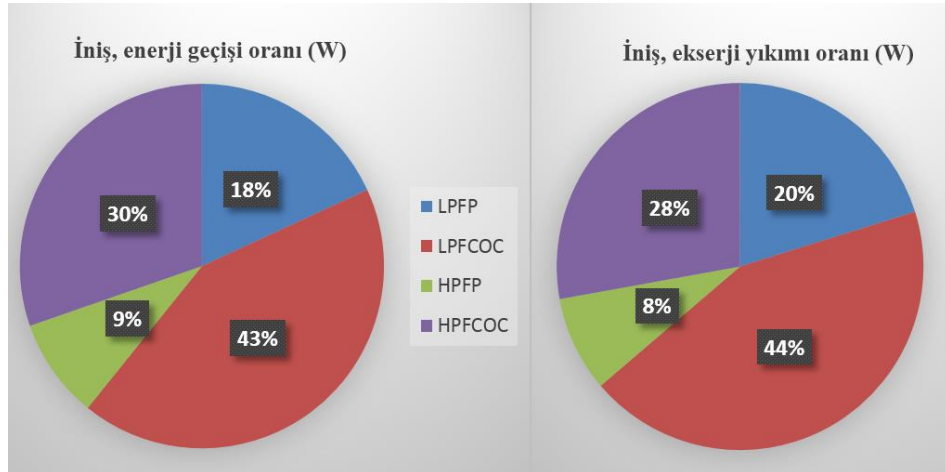
Şekil 4.10 Tırmanış evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı

Tırmanış evresi boyunca yakıt sistemi bileşenlerinden pompaların yakıt akışkanını basınçlandırması için gereken güç ve ısı değiştiricilerin yakıtı sağladıkları ısı geçişi oranları toplam enerji yükünün, sırasıyla; LPFP için 32,98W ile %22, HPFP 194,314W ile %13, LPFCOC için 613,42W ile %41 ve HPFCOC için 356,41W ile %24 gibi bir dağılım göstermektedir. Bu sırada gerçekleşen ekserji yıkımı oranının dağılımı ise LPFP için 299,82W ile %24, HPFP için 155,92W ile %12, LPFCOC için 526,56W ile %42 ve HPFCOC için 276,88W ile %22 şeklinde gerçekleşmektedir (Şekil 4.10).



Şekil 4.11 Yatay seyir evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı

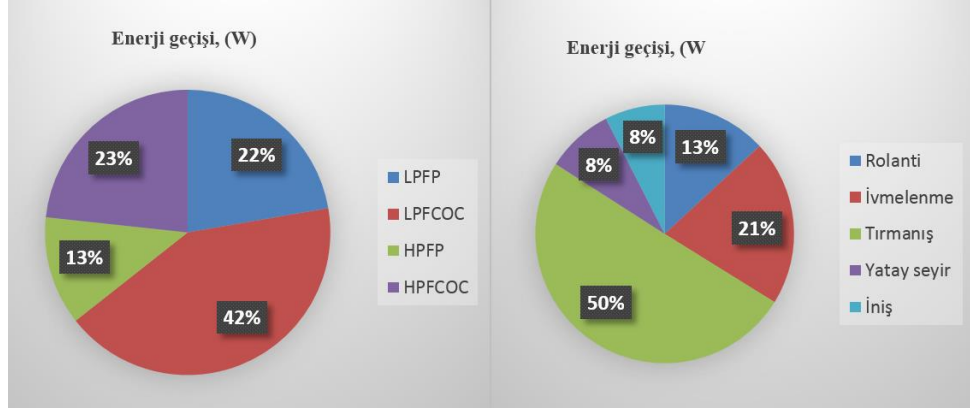
Yatay seyir evresi boyunca yakıt sistemi bileşenlerinden pompaların yakıt akışkanını basınçlandırması için gereken güç ve ısı değiştiricilerin yakıtta sağladıkları ısı geçişi oranları toplam enerji yükünün, sırasıyla; LPFP için 28,08W ile %11, HPFP için 45,36W ile %18, LPFCOC için 87,87W ile %35 ve HPFCOC için 88,04W ile %36 gibi bir dağılım göstermektedir. Bu sırada gerçekleşen ekserji yıkımı oranının dağılımı ise LPFP için 21,76W ile %12, HPFP için 31,80W ile %18, LPFCOC için 65,24W ile %37 ve HPFCOC için 59,19W ile %33 şeklinde gerçekleşmektedir (Şekil 4.11).



Şekil 4.12 İniş evresindeki enerji geçişi oranı ve ekserji yıkım oranı dağılımı

İniş evresi boyunca yakıt sistemi bileşenlerinden pompaların yakıt akışkanını basınçlandırması için gereken güç ve ısı değiştiricilerin yakıtta sağladıkları ısı geçişi oranları toplam enerji yükünün, sırasıyla; LPFP için

40,294W ile %18, HPFP için 19,74W ile %9, LPFCOC için 94,79W ile %43 ve HPFCOC için 67,36W ile %30 gibi bir dağılım göstermektedir. Bu sırada gerçekleşen ekserji yıkımı oranının dağılımı ise LPFP için 34,67W ile %20, HPFP için 14,46W ile %8, LPFCOC için 74,89W ile %44 ve HPFCOC için 47,85W ile %28 şeklinde gerçekleşmektedir (Şekil 4.12).



Şekil 4.13 Tüm uçuş boyunca evreler ve sistem bileşenlerindeki enerji geçişi oranları

Uçuş boyunca sistem bileşenleri ile uçuş evrelerindeki ısı veya iş aracılığıyla gerçekleşen enerji geçişlerinin oranı şekil 4.13'te verilmiştir. Buna göre uçuş boyunca en fazla enerji geçişi yakıtta ısı transfer etmek üzere kullanılan LPFP olduğu görülmektedir. Ayrıca uçuş boyunca yakıtta ısı transfer edilmek üzere LPFCOC ve HPFCOC tarafından gerçekleşen toplam enerji transfer oranının %65'ini oluştururken geriye kalan kısım ise yakıtın basınçlandırılması için LPFP ve HPFP tarafından yakıtta transfer edilen güçtür. Yakıt sistemi tarafından en fazla enerji geçişi oranının gerçekleştiği evre ise tırmanış evresi olduğu görülmektedir.

5. SONUÇLAR

Alçak basınç bölgesi pompası ve ısı değiştiricisi ile yüksek basınç bölgesi pompası ve ısı değiştiricilerinden oluşan yakıt sisteminin uçak yakıtının elverişli bir şekilde yanma odasına transfer edilmesi sürecinde gerçekteştirdiği işlevler enerji ve ekserji analizleri kullanılarak aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.

- Enerji analizine göre uçağın 56 dakikalık uçuşu boyunca en çok iş ve ısıl yüklerine maruz kaldığı evre tırmanış ve tırmanış içerisinde gerçekteştirilen ivmelenme evresidir.
- Uçuş süresince yakıt sisteminde gerçekteşen enerji geçişi oranlarının %42'sini LPFFCOC, %23'ünü HPFCOC olmak üzere ısı değiştiriciler ve %22'sini LPFP, %13'ünü HPFP olmak üzere pompalar oluşturmaktadır.
- Ayrıca uçuş boyunca yakıt sisteminde gerçekteşen enerji geçişi oranlarının %50'si tırmanış, %21'i ivmelenme, %13' rölanti, %8'er olarak yatay seyir ve iniş evrelerinde gerçekteşmiştir.
-
- Uçuş boyunca en fazla enerji geçişi yakıtta ısı transfer etmek üzere kullanılan LPFP olduğu görölmektedir. Yakıt sistemi tarafından en fazla enerji geçişi oranının gerçekteştiği evre ise tırmanış evresi olduğu görölmektedir.
- Alçak basınç bölgesindeki komponentlerin (LPFP, LPFCOC) hem ön ısıtma hem de basınçlandırma açasından sistem üzerindeki iş yükünün önemli kısmını yüklendiği ve uçuş boyunca yüksek basınç bölgesindeki komponentlerin (HPFP, HPFCOC) yaklaşık olarak 3 katı kadar bir yüke maruz kaldıkları aıkça görölmektedir.
- Rölanti ve ivmelenme evreleri sırasında LPFP bileşeninden sonra en fazla enerji geçişi oranının ve ekserji yıkımı oranının gerçekteştiği bileşen olan LPFP tırmanış evresinin orta aşamalarından itibaren tırmanış, yatay seyir ve iniş evrelerinde yakıtın basınçlandırılması için daha az enerji harcamıştır.
- Tırmanış evresinin orta aşamalarından itibaren ısı değiştiricileri vasıtasıyla (LPFCOC, HPFCOC) yakıt sisteminin yakıtta transfer

edilen ısı geçişi oranı, yakıtı basınçlandırmak üzere güç harcanan diğer sistem bileşenleri olan yakıt pompalarının enerji oranından daha fazla olduğu görölmektedir. Bu aşamada yakıtın ısıl dengesinin sağlanması ön plana geçmiştir.

- Uçuş boyunca pompalardaki en verimli safha yatay seyir evresinde gerçekleşmektedir.
- Ekserji analizine göre uçuş boyunca en fazla ekserji yıkımı oranının gerçekleştiği aşama tırmanış evresinde gerçekleşmiş olup toplam ekserji yıkımının %51'i bu evrede gerçekleşmiştir.
- Uçuş süresince toplam ekserji yıkımı oranının en fazla %43 ile LPFCOC bileşeninde gerçekleşirken en az yıkımın gerçekleştiği komponent ise toplam ekserji yıkımı oranının %12'sini oluşturan HPFP'tır.
- Sistemde ve sistem bileşenlerinde yüksekliğin artmasıyla gerekli olan iş ve ısıl yüklerin azalmasıyla beraber ekserji yıkımı da aynı paralelde bir azalma göstermektedir.
- Sistemin bileşenlerini ekserji yıkımı çevre sıcaklığının azalmasıyla azalma göstermekte olup yakıt sistemi daha iyi bir performans göstermektedir.

KAYNAKLAR

- Ahern, J.E. (1980), *The Exergy Method of Energy Systems Analysis*, Wiley, New York, USA.
- Ahmadi, P ve Dincer I. (2010), “Exergoenvironmental analysis and optimization of a cogeneration plant system using Multimodal Genetic Algorithm (MGA),” *Energy*, 35, 5161-72.
- Altuntas, O., Karakoc, T. H., ve Hepbasli, A. (2015), “A Parametric Study of a Piston-Prop Aircraft Engine Using Exergy and Exergoeconomic Analysis Methods,” *International Journal of Green Energy*, 12(1), 2–14.
- ASTM, 2009a. D1655-09, *Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*. ASTM International: West Conshohocken, Pennsylvania. As of April 2, 2010.<http://dx.doi.org/10.1520/D1655-09>, (<http://www.astm.org/DATABASE.CART/HISTORICAL/D1655-07.htm>).
- ASTM, 2009b. D7566-09, *Standard Specification for Aviation Turbine Fuel Containing Synthesized Hydrocarbons*. ASTM International: West Conshohocken, Pennsylvania. As of April 2, 2010. <http://dx.doi.org/10.1520/D7566-09>,
- Baek, N.G., ve Lim, J.S. (2011), “Numerical Prediction of Aviation Fuel Temperatures in Unmanned Air Vehicles,” *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, 12(4), 379–384.(2011)
- Bao, W., Li, X., Qin, J., Zhou, W., ve Yu, D. (2012), “Efficient utilization of heat sink of hydrocarbon fuel for regeneratively cooled scramjet,” *Applied Thermal Engineering*, 33-34, 208–218.
- Bejan, A. (1996), *Entropy Generation Minimization*, CRC Press, Florida, USA
- Bejan, A., & Siems, D. L. (2001), “The need for exergy analysis and thermodynamic optimization in aircraft development,” *Exergy, An International Journal*, 1(1), 14–24.

- Berg, F. T. N., 2013. *Principles for Aircraft Energy Mapping*. Thesis (Doctor of Philosophy (PhD)). University of Bath
- Bilgen, E. (2000), “Exergetic and engineering analyses of gas turbine based cogeneration systems,” *Energy*, 25, 1215-1229.
- Cengel, Y.A. ve Boles, M.A. (2008), *Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik*, Güven Bilimsel, Türkiye
- Chin, J. S. ve Lefebvre, A. H. (1992), “Experimental-Techniques for the Assessment of Fuel Thermal-Stability,” *Journal of Propulsion and Power*, 8(6), 1152–1156
- Chuck, C.J ve Donnelly, J. “The compatibility of potential bioderived fuels with Jet A-1 aviation kerosene” *Applied Energy* 118 (2014) 83–91
- Coffinberry, A.G. (1985) , “ *Study of advanced fuel system concepts for commercial aircraft and engines* ” NASA Technical Report –CB 174751, Lewis Research Center Cleveland, Ohio 44135.
- Commodo, M., Groth, C. P. T., ve Gülder, Ö. L. (2012). “Experimental Investigation of Aviation Fuel Thermal Oxidative Stability,” *34th Meeting of the Italian Section of the Combustion Institute*, 1–6.
- Coordinating Research Council (CRC, 2004), *Handbook of Aviation Fuel Properties*, Report No. 635, Alpharetta, GA 30022
- Croswell, B. M., and Biddle, T. B. (1992), “High temperature fuel requirements and payoffs,” STP 1138: *Aviation Fuel Thermal Stability Requirements*, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, pp. 57 – 72.
- Çalışkan H.(2009), *İçten Yanmalı Motorlarda Ekserji Analizi*, Yüksek Lisans Tezi, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü,
- Daggett, D.L, Hendricks, R.C., Walther, R., ve Corporan, E. (2007), “*Alternate Fuels for use in Commercial Aircraft*” The Boeing Company.
- Dincer, I. (2002), “The role of exergy in energy policy making,” *Energy Policy*, 30, 137–149.

- Dordevic, M., Mncic, M. ve Mitrovic, D. (2014), “Energy and Exergy Analysis of Coal Fired Power Plant,” *Working and Living Environmental Protection* Vol. 11, N^o 3, pp. 163 – 175.
- EC (2007). *EU action against climate change*, Research and development to fight climate change, European Communities
- Ehyaiei, M.A., Anjiridezfuli, A., ve Rosen, M.A. (2013), “Exergetic analysis of an aircraft turbojet engine with an afterburner,” *Thermal Science*, Vol. 17, No. 4, 1181-1194.
- Ehyaiei, M.A., Ahmadi, P., Atabi, F., Heibatic, M.R., ve Khorshidvand, M. (2012), “Feasibility study of applying internal combustion engines in residential buildings by exergy, economic and environmental analysis,” *Energy and Buildings*, 55, 405–413
- EIA, (2015) *U.S. Energy Information Administration, Short-Term Energy Outlook*, Independent Statistic and Analysis
- Etele, J., ve Rosen, M.A. (2001), “Sensitivity of exergy efficiencies of aerospace engines to reference environment selection,” *Exergy Int. J.*, Vol. 1, No. 2, 91-99.
- FAA-H-8083-32, (2012), *Aviation Maintenance Technician Handbook–Powerplant Volume 1*, U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service
- Gandolfi, R., Luiz, F. P. , Araujo G. Lima Da Silva, ve De Oliveira S. (2007), “Aircraft air management system trade-off using exergy analysis as a design comparison tool,” *19th International Congress of Mechanical Engineering* November 5-9, 2007, Brasília, DF,
- Gandolfi, R., Luiz, F. P., Araujo G. Lima da Silva, ve De Oliveira, S. (2008) “Exergy analysis applied to a complete flight mission of a commercial aircraft, ” in *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA ,no. 2008-153.
- Gandolfi, R., Luiz, F. P., ve De Oliveira S. (2010), “More-electric aircraft analysis using exergy as a design comparison tool, ” in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA, no. 2010-809,.

- Gavel, H. (2007), *On Aircraft Fuel Systems Conceptual Design and Modeling*, Linköping Studies in Science and Technology. Dissertations. No. 1067
- German, B.J. (2012), "A Tank Heating Model for Aircraft Fuel Thermal Systems with Recirculation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 1, 204-210.
- Goraj, Z., ve Zakrzewski, P (2005), Aircraft fuel systems and their influence on stability margin. Transactions of the Institute of Aviation, Vol. 183, p.29-40, Warszawa.
- Gracia-Salcedo, C.M., McBride, B. J., Brabbs, T. A. (1970), *Experimental Verification of The Thermodynamic Properties of a Jet-A Fuel*, NASA Lewis Research Center, Cleveland, Thermodynamic data library of the 875-882.
- Gunerhan, H., ve Hepbasli, A., (2006), "Exergetic modeling and performance evaluation of solar water heating systems for building applications," *Energy and Buildings* 39:509-516p.
- Hemighaus, G., Boval, T., Bacha, J., Barnes, F., Franklin, M, Gibbs, L., Hogue, N., Jones, J., Lesnini, D., Lind, J., ve Morris, J. (2006), "Aviation Fuels Technical Review (FTR-3)," Chevron Corporation.
- Heneghan, S.P., Zabarnick, S., Ballal, D.R. ve Harrison W.E. (1997), "JP-8+100: The development of high-thermal-stability fuel," *6.th International Conference on Stability and Handling of Liquid Fuels*, pg 271-352
- Hepbasli, A. (2008), "A key review on exergetic analysis and assessment of renewable energy resources for a sustainable futur," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 12, 593-661.
- Hileman, J.I ve Stratton, R.W. (2014), "Alternative jet fuel feasibility," *Transport Policy* 34, 52–62, 2014
- Hotz, N., Lee, M.T., Grigoropoulos, C.P., Senn, S.M., Poulikakos, D. (2006), "Exergetic analysis of fuel cell micropowerplants fed by methanol," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 49, 2397-2411,

- Huang, H., Sobel D.R., ve Spadaccini L.J. (2002), *Endothermic Heat Sink of Hydrocarbon Fuels for Scramjet Cooling*, AIAA 2002-3871, United Technologies Research Center, East Hartford.
- Huang, H., Spadaccini, L.J ve Sobel, D.R. (2002), *Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aero Engines*, GT-2002-30070 United Technologies Research Center, East Hartford.
- Hui, X. ve Sung, C.J. (2013), “Laminar flame speeds of transportation-relevant hydrocarbons and jet fuels at elevated temperatures and pressures,” *Fuel* 109 (2013) 191–200
- JAA ATPL, (2001), *Oxford Aviation Jeppesen-Airframes and Systems*, Jeppesen GmbH publishing, Frankfurt, Germany
- Karaali R., Öztürk İ.T. (2007), “Gaz Türbinli Kojenerasyon Sistemlerinin Verimini İyileştirme Yöntemlerinin İncelenmesi” *Mühendis ve Makine*, Cilt : 49 Sayı: 577,
- Karakoc, T.H., Turgut, E.T. ve Hepbasli, A. (2007), “A study on exergy analysis of a hydrogen fuelled turbofan engine,” *3rd International Green Energy Conference*, Sweden.
- Langton, R. ve Clark, C. (2009), *Aircraft Fuel Systems*, John Wiley & Sons publication, UK
- Lee, J. J., Lukachko, S.P. ve Waitz, I.A. (2004), *Aircraft and energy use*, in *Encyclopedia of Energy*, pp. 29 - 38, New York: Elsevier.
- Lefebvre, A.H. and Ballal D.R. (2010), *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd Ed. Philadelphia, PA. CRC Press, Taylor and Francis.
- Lewis, C. (2008) *Opportunities and Challenges of Alternative Fuels for Aero Gas Turbines*, Rolls-Royce plc
- McConnell, P.M., Tolle, F.F., Massmann, L.A. ve Peterson, G.N. (1982), *Fuel/Engine/Airframe Trade-Off Study Operational Effects of Increased Freeze Point Fuels*, Boeing Military Airplane Company, Report Number: AFWAL- TR-82-2067, Seattle, Washington,

- Mert, M.S., Dilmaç, Ö.F., Özkan, S., Karaca, F. ve Bolat, E. (2012), “Exergoeconomic analysis of a cogeneration plant in an iron and steel factory,” *Energy Journal*, 46, 78-84
- Miao, Y. ve Wang, S. (2014), “Health Management System Based on Airworthiness of the Aircraft Fuel System” *3 rd International Symposium on Aircraft Airworthiness, ISAA 2013 Procedia Engineering* 80, 34 – 43
- Mohammadkhani F., Khalilarya Sh ve Mirzaee. I. (2012), “Energetic and Exergetic Analysis of Internal Combustion Engine Cogeneration System” *The journal of Energy: Engineering & Management* Vol. 2 No. 4, s. 24-31
- Moir, I. ve Seabridge, A. (2001), *Aircraft Systems*, Professional Engineering Publishing, UK.
- Moorhouse, D.J. ve Hoke, C.M. (2002), “Thermal Analysis of Hypersonic Inlet Flow with Exergy-Based Design Methods” *Int.J. Applied Thermodynamics*, Vol.5 (No.4), pp.161-168, 2002
- Nabity, J., Wickham, D.T, Bradley, P.I., Hitch, D., Engel, J.R. ve Rooney, S. (2005), “Additives to Increase Fuel Heat Sink Capacity”, *41 st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, TDA Research Inc. • Wheat Ridge, July.
- Nestor, L. (2007), *Investigation of Turbine Fuel Flammability Within Aircraft Fuel Tanks*, Naval Air Propulsion Test Center Report DS-67-7, 1967.No. 1067.
- OECD/IEA (2015), *Key World Energy Statistics*,
- Pasion, A.J, (1979). Design and evaluation of aircraft heat source systems for use with high-freezing point fuels, Boeing Commercial Airplane Company, NASA CR-159568, Seattle, Washington
- Pasion, A.J. (1979), *In-flight Fuel Tank Temperature Survey Data*, Boeing Commercial Airplane Company, NASA CR-159569, Seattle, Washington

- Pasion, A.J., ve Thomas, I. (1976), *Preliminary analysis of aircraft fuel systems for use with broadened specifications jet fuels*, NASA Technical Report CR-135198, Seattle, Washington
- Paulus, D.M.ve Gaggioli, R.A. (2003),” The Exergy of Lift and Aircraft Exergy Flow Diagrams” *Int.J. Thermodynamics*, Vol.6, (No.4), pp.149-156,
- Qin, j., Zhang, S., Bao, W., Jia, Z., Yu D., B., ve Zhou, W. (2013), “Thermal management method of fuel in advanced aeroengines” *Energy* 49 459 – 468
- Qin, j., Zhang, S., Bao, W., Jia, Z., Yu D., B., ve Zhou, W.(2013), “Experimental study on the performance of recooling cycle of hydrocarbon fueled scramjet engine ,” *Fuel* ,108 ,334–340.
- Rahim M.A ve Gündüz D.(2013), “Gaz Türbinli Bir Isıl-Güç (Kojenerasyon) Çevrim Santralinin Enerji ve Ekserji Analizi”, TÜBAV, Cilt: 6, Sayı: 2, Sayfa:19-27
- Riggins, D. (2003), “The thermodynamic continuum of jet engine performance: The principle lost work due to irreversibility in aerospace systems,” *Int. J. Thermodynamics*, Vol. 6, No. 3, 107-120.
- Robert, G. C. (1997), *Fire Safety in Military Aircraft Fuel Systems*, AFP Associates Inc. Page 21
- Rolls Royce (1996), *The Jet Engine 2nd Ed*, Rolls-Royce plc
- Roth, B., Mcdonald, R., ve Mavris, P. D. (2002). “A Method for Thermodynamic Work Potential Analysis of Aircraft Engines,” *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Indianapolis, U.S; 7-10 July
- Schmidt, J. E.,(1992)“ *Air Frame Considerations in Fuel Thermal Stability for Commercial Supersonic Flight*, ” STP 1138: Aviation Fuel Thermal Stability Requirements, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA,.

- Soares, C. (2008). *Gas turbines: A Handbook of Air, Land, and Sea applications*. Amsterdam: Butterworth-Heinemann. London: Elsevier Inc.
- Streinger, H. (1998), “ Fuel/oil system thermal management in aircraft turbine engines, ” RTO AVT Symposium on Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, NATO Research and Technology Organisation, Neuilly-sur-Seine, France, 11 – 15 May 1998.
- Summer, S.M. (2000), *Cold Ambient Temperature Effects on Heated Fuel Tank Vapor Concentrations*, Report no DOT/FAA/AR-TN99/93 ,U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research Washington, DC 20591.
- Szargut, J., David, R.M. ve Steward, F. (1988), *Exergy analysis of thermal, chemical, and metallurgical processes*, Hemisphere Publishing, New York.
- Tsatsaronis, G. (2007), “Definitions and nomenclature in exergy analysis and exergoeconomics,” *Energy*, 32, 249-253.
- Turan, O. (2012), “Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications,” *Energy*, 46, 51-61.
- Turgut, E.T., Karakoc, T.H. ve Hepbasli, A. (2007), “Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine,” *International Journal of Energy Research*, 31, 1383-1397.
- Vargas, J.V.C. ve Bejan, A. (2001), “Integrative thermodynamic optimization of the environmental control system of an aircraft,” *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 44, 3907–3917.
- Versaw, E. F. , Brewer, G. D., Byers, W. D. , Fogg, H. W. , Hanks, D. E. Ve Chirivella J.(1983), *Study of advanced fuel system concepts for commercial aircraft and engines*, NASA Technical Report -CB-174752 , California

- Weitz, P.G. (1980-1981), Commercial Aircraft Airframe Fuel System Survey Engine Fuel Safety Branch, FAA Technical Center, Report no:DOT/FMA/CT-82/ 12 , Atlantic City Airport, New Jersey,
- Woudstra, N.,Van Der Stelt T. P.(2003), Exergy analysisof combustion systems *ECOS 2003*, Copenhagen, Denmark, Vol.II: 835 – 842
- Yamaç, Ö.,(2005). *Güneş enerjili destekli ısı pompalarının teorik incelenmesi*, Mustafa Kemal Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Master Tezi, 95s.

Ek-1 Yakıt sistemi bileşenlerinin termodinamik parametreleri

Alçak basınç pompası girişi için

Manevra	Cp(kJ/kgK)	h(kJ/kg)	s (kJ/kgK)	Tgiriş (K)
Rölanti	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
İvmelenme	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
İvmelenme	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Tırmanış	2,084468	-1766,46	2,831847	321
Yatay seyir	2,082568	-1767,92	2,827298	320,3
Yatay seyir	2,082568	-1767,92	2,827298	320,3
Yatay seyir	2,082568	-1767,92	2,827298	320,3
Yatay seyir	2,08079	-1769,37	2,822744	319,6
İniş	2,079364	-1770,62	2,818835	319
İniş	2,077816	-1772,08	2,814269	318,3
İniş	2,074104	-1776,23	2,801185	316,3
İniş	2,072272	-1778,92	2,792646	315
İniş	2,069853	-1789,9	2,757515	309,7
İniş	2,069853	-1789,9	2,757515	309,7

Alçak basınç yakıt/yağ soğutucusu girişi için

Manevra	Cp(kJ/kgK)	h(kJ/kg)	s (kJ/kgK)	Tgiriş (K)
Rölanti	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
Tırmanış	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
İvmelenme	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
Tırmanış	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
Tırmanış	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
İvmelenme	2,203779879	-1716,688	2,98147745	344,3
Tırmanış	2,177151782	-1725,384	2,95607546	340,33
Tırmanış	2,100095499	-1756,69	2,86206034	325,67
Tırmanış	2,105434072	-1753,893	2,87063017	327
Tırmanış	2,108263917	-1752,481	2,87494252	327,67
Tırmanış	2,111141348	-1751,089	2,87918764	328,33
Yatay seyir	2,114151887	-1749,674	2,88349436	329
Yatay seyir	2,111141348	-1751,089	2,87918764	328,33
Yatay seyir	2,108263917	-1752,481	2,87494252	327,67
Yatay seyir	2,105434072	-1753,893	2,87063017	327
İniş	2,100095499	-1756,69	2,86206034	325,67
İniş	2,0951033	-1759,5	2,8534119	324,33
İniş	2,090545686	-1762,284	2,84481223	323
İniş	2,14486154	-1736,9	2,92196984	335
İniş	2,14486154	-1736,9	2,92196984	335
İniş	2,133909448	-1741,178	2,90915948	333

Yüksek basınç yakıt pompası girişi için

Manevra	C_p (kJ/kgK)	h (kJ/kg)	s (kJ/kgK)	$T_{giriş}$ (K)
Rölanti	2,497034032	-1632,164	3,21471307	380,33
Tırmanış	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67
İvmelenme	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67
Tırmanış	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67
Tırmanış	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67
İvmelenme	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67
Tırmanış	2,474389234	-1638,777	3,19726713	377,67
Tırmanış	2,168699391	-1728,273	2,94756719	339
Tırmanış	2,203988548	-1716,622	2,98166947	344,33
Tırmanış	2,227853048	-1709,221	3,00305915	347,67
Tırmanış	2,242698706	-1704,751	3,01588068	349,67
Yatay seyir	2,252778825	-1701,761	3,02441387	351
Yatay seyir	2,268222793	-1697,24	3,03725746	353
Yatay seyir	2,266663772	-1697,694	3,03597243	352,8
Yatay seyir	2,265885443	-1697,92	3,03532997	352,7
İniş	2,276852277	-1694,74	3,04432798	354,1
İniş	2,268222793	-1697,24	3,03725746	353
İniş	2,268378867	-1697,195	3,03738597	353,02
İniş	2,371932019	-1667,854	3,11903571	365,67
İniş	2,462941961	-1642,085	3,18849256	376,33
İniş	2,434438568	-1650,239	3,16672875	373

Yüksek basınç yakıt/yağ soğutucusu girişi için

Manevra	Cp(kJ/kgK)	h(kJ/kg)	s (kJ/kgK)	Tgiriş (K)
Rölanti	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
Tırmanış	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
İvmelenme	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
Tırmanış	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
Tırmanış	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
İvmelenme	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
Tırmanış	2,558569361	-1613,609	3,26303328	387,67
Tırmanış	2,222969107	-1710,712	2,9987664	347
Tırmanış	2,270097735	-1696,696	3,03879971	353,24
Tırmanış	2,310976206	-1684,992	3,07169466	358,35
Tırmanış	2,332781528	-1678,839	3,08880148	361
Yatay seyir	2,349451341	-1674,157	3,10173574	363
Yatay seyir	2,366269853	-1669,441	3,11469094	365
Yatay seyir	2,360620974	-1671,024	3,11034858	364,33
Yatay seyir	2,355070495	-1672,581	3,10607337	363,67
İniş	2,349451341	-1674,157	3,10173574	363
İniş	2,343848868	-1675,729	3,09740046	362,33
İniş	2,338347449	-1677,274	3,09313216	361,67
İniş	2,38320683	-1664,691	3,1276676	367
İniş	2,508387472	-1628,811	3,22351526	381,67
İniş	2,491427414	-1633,811	3,21038098	379,67

Yüksek basınç yakıt/yağ soğutucusu çıkışı için

Manevra	C_p (kJ/kgK)	h (kJ/kg)	s (kJ/kgK)	T çıkış (K)
rölanti	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
Tırmanış	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
İvmelenme	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
Tırmanış	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
Tırmanış	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
İvmelenme	2,658919563	-1580,573	3,34688029	400,33
Tırmanış	2,653928686	-1582,326	3,34249718	399,67
Tırmanış	2,371932019	-1667,854	3,11903571	365,67
Tırmanış	2,45156354	-1645,353	3,17979293	375
Tırmanış	2,502716016	-1630,49	3,21911304	381
Tırmanış	2,520453019	-1625,215	3,23291842	383,1
Yatay seyir	2,537642757	-1620,031	3,24641551	385,15
Yatay seyir	2,541397207	-1618,888	3,24938089	385,6
Yatay seyir	2,541980578	-1618,71	3,24984225	385,67
Yatay seyir	2,539145403	-1619,574	3,24760155	385,33
İniş	2,536389684	-1620,411	3,24542725	385
İniş	2,525246042	-1623,777	3,23666928	383,67
İniş	2,52062136	-1625,165	3,23305	383,12
İniş	2,638624421	-1587,619	3,32922155	397,67
İniş	2,643704235	-1585,876	3,33360137	398,33
İniş	2,628224776	-1591,148	3,32033288	396,33