

**YOLCU UÇAKLARINDA YAKIT SİSTEMLERİNİN VE ARZALARININ
İNCELEMESİ**

BİTİRME ÇALIŞMASI

Ali Malakuti Farzam

Uçak Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim Özkol

09 / 2020

**YOLCU UÇAKLARINDA YAKIT SİSTEMLERİNİN VE ARZALARININ
İNCELEMESİ**

BİTİRME ÇALIŞMASI

Ali Malakuti Farzam

(110050915)

Uçak Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim Özkol

09 / 2020

İTÜ, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinin **110050915** numaralı öğrencisi **Ali Malakuti Farzam**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**YOLCU UÇAKLARINDA YAKIT SİSTEMLERİNİN VE ARIZALARININ İNCELENMEİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Adı SOYADI** İbrahim ÖZKOL
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Dr. Öğre. Üyesi Adı SOYADI** Emre Koyuncu
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğre. Üyesi Adı SOYADI Ramazan Yeniçeri
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **07 Eylül 2020**

Savunma Tarihi : **09 Eylül 2020**

ÖNSÖZ

Bu çalışmada günümüzde kullanılan, tasarımı ve üretimi Airbus ve Boeing firmalarına ait yolcu uçaklarının yakıt sistemi, yakıt performansı, ekonomisi ve yakıt tasarrufu için çeşitli çalışmalar stratejiler ve optimizasyon durumları üzerinde durulmuştur. Günümüzde petrol fiyatlarının giderek artması ve havayolu giderlerinin önemli bir bölümünün yakıt masraflarının oluşturması bu konunun önemini arttırmaktadır.

Eylül 2020

Ali Malakuti Farzam

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ.....	iv
İÇİNDEKİLER.....	v
KISATMALAR.....	vii
NOTASYON LİSTESİ.....	viii
GRAFİK LİSTESİ.....	x
TABLO LİSTESİ.....	xi
ÖZET.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
2. YOLCU UÇAKLARINDA YAKIT SİSTEMİ.....	2
2.1. Sistemin Çalışması.....	3
2.2. Alçak Basınç Yakıt Sistemi.....	6
2.3. Yüksek Basınç Yakıt Sistemi.....	7
2.4. Yakıt Sistemi Ana Parçaları.....	7
2.4.1. Alçak Basınç Yakıt Kapama Valf i (Lp Fuel Shut Off Valve).....	7
2.4.2. Yakıt Pompaları (Fuel Pumps).....	7
2.4.2.1. Alçak Basınç Yakıt Pompası (Low Pressure Fuel Pump).....	7
2.4.2.2. Yüksek Basınç Yakıt Pompası (High Pressure Fuel Pump).....	8
2.4.3. Isı Değiştiriciler (Heat Exchangers).....	11
2.4.4. Yakıt Filtreleri (Fuel Filters).....	12
2.4.5. Yakıt Kontrol Ünitesi (Fuel Control Unit - FCU).....	14
2.4.5.1. Yakıt Ölçülendirme Bölümü (Fuel Metering).....	15
2.4.5.2. Kumanda Bölümü (Governing Section).....	16
2.4.5.3. Limitleme Bölümü (Limiting Section).....	16
2.4.6. Yakıt Manifoldları (Fuel Manifolds).....	17
2.4.7. Yakıt Nozulları (Fuel Nozzles).....	18
2.4.7.1. Yakıt Püskürtmeli Nozul (Fuel Spray Nozzle).....	18
2.4.7.2. Hava Püskürtmeli Nozul (Air Spray Nozzle).....	21
2.5. Yakıt Akış Gösterge Sistemi.....	22
2.5.1. Gerçek Yakıt Akışı (Akışmetre-Fuel Flow).....	22
2.5.2. Kullanılmış Yakıt Göstergesi (Fuel Used).....	22
3. YAKIT DEPOLAMA METODLARI.....	24
3.1. Buzlanma ve Buzlanmayı Önleme İşlemleri.....	24
3.1.1. Yakıttan Numune (Örnek) Alma İşlemi.....	24
3.2. Yakıt İkmali.....	26
3.2.1. Yakıt İkmalinde Alınacak Önlemler.....	26
3.2.2. Uçağa Yakıt Alma İşlemi.....	28
3.3. Yakıt Boşaltma İşlemleri.....	29

4. UÇAK YAKITLARI.....	30
4.1.1. Ortalama Enerji Miktarları.....	31
4.1.2. Uçak Yakıt Fiyatları.....	31
4.2. YOLCU UÇAKLARINDA KULLANILAN MOTOR TIPLERİ.....	32
4.2.1. Pistonlu Motorlar.....	32
4.2.2. Gaz Türbinli Motor.....	32
4.2.3. Turbojet Motor.....	33
4.2.4. Turbofan Motor.....	34
4.2.5. Turboprop ve Turboşaft Motor.....	34
5. UÇUŞ ÖNCESİ VE SONRASI YAKIT TASARRUFU.....	36
5.1. UÇUŞ ÖNCESİ YAKIT TASARRUFUNU ETKİLEYEN FAKTÖRLER.....	36
5.1.1. Ağırlık Merkezinin Yakıt Tüketimine Etkisi.....	37
5.1.2. Aşırı Kalkış Ağırlığının Yakıt Tüketimine Etkisi.....	38
5.1.3. Yüklenmiş Yakıt.....	39
5.1.4. Uçuş Planlama.....	40
5.1.5. Taksilemek.....	41
5.1.6. Taşıma İçin Yakıt.....	42
5.1.7. APU (Auxiliary Power Unit) Yedek Güç Ünitesi.....	44
5.2. UÇUŞ ESNASINDA YAKIT TÜKETİMİ VE TASARRUFU.....	45
5.2.1. Yatay uçuş halinde etkileyen kuvvetler.....	46
5.2.2. Yakıt Tüketiminin Genel Teorik Hesaplamaları.....	46
5.2.3. İtkiye Özgül Yakıt Tüketimi.....	47
5.3. KALKIŞ VE İLK TIRMANIŞ.....	48
5.3.1. Konfigürasyon.....	48
5.3.2. Speeds.....	48
5.3.3. Fleks İtki.....	49
5.3.4. Gürültülü Uçuş Yolu (Noise Flight Paths).....	49
5.4. TIRMANIŞ.....	50
5.4.1. Giriş.....	50
5.4.2. Tırmanış Tekniklerinin Yakıt Tüketimine Etkisi.....	51
5.4.3. Yakıt Tüketimi ve Zaman Tırmanış Tekniği Arasındaki Korelasyon.....	53
5.4.4. Tırmanış Tekniklerinin Karşılaştırılması.....	55
5.5. YATAY UÇUŞ (SEYİR).....	57
5.5.1. Giriş.....	57
5.5.2. Optimum Seyir İrtifası.....	58
5.5.3. İrtifa Değişimi Gecikmesi.....	60
5.5.4. Rüzgar Etkisi.....	61
5.6. İNİŞ.....	63
5.6.1. Giriş.....	63
5.6.2. İniş Tekniklerinin Yakıt Tüketimine Etkisi.....	63
5.6.3. Erken iniş.....	66
6. SONUÇ.....	67
KAYNAKLAR.....	68

ICISALTMALAR

TSFC	Thrust specific Fuel Consumption
FCOM	Flight Crew Operating Manual
RVSM	Reduced Vertical Separation Minima

NOTASYON LİSTESİ

SEMBOLLER

AÇIKLAMA

K	Taşıma Katsayısı
ΔTOW	Toplam Yakıt Ağırlığı
ΔLW	Taşınmış Yakıt
P_d	Kalkış yakıt fiyatı (departurc fuel price)
P_a	yariş fiyatı (arrival price)
C_h	Her saat için maliyet (tost per hour)
ΔT	Uçuş Zamanı (Flight time)
T	İtki
D	Süükleme Kuvveti
V	Uçak hızı
W	Uçak ağırlığı
g	Yerçekimi ivmesi
w_f	Yakıt ağırlığı
P_s	Statik basınç
C_L	Taşıma katsayısı
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_c	Maliyet sabit
C_F	Yakıt birimi maliyeti
C_T	Her uçuş için zaman maliyeti
ΔF	Uçuş yakıtı
M	Mach sayısı

GRAFİK LİSTESİ

Grafik	Tanım	Sayfa No
Grafik 2.1	Kavitasyon hasarı.....	3
Grafik 2.2	Motor yüksek basınç yakıt sisteminin Şeması.....	4
Grafik 2.3	Alçak basınç yakıt pompası.....	8
Grafik 2.4	Çok pistonlu (plunger) tip yakıt pompası.....	9
Grafik 2.5	Dişli tip yakıt pompası.....	10
Grafik 2.6	Basit bir dişli kutusunun kesiti	10
Grafik 2.7	Motor yağ soğutucusu.....	11
Grafik 2.8	Filtre tipleri.....	12
Grafik 2.9	Pompa üzerine yerleştirilmiş yakıt filtresi.....	12
Grafik 2.10	Normal filtre (solda) ve screen filtre (sağda).....	13
Grafik 2.11	Filtre üzerinde bulunan baypas valfi.....	13
Grafik 2.12	FCU'nun bölümleri.....	15
Grafik 2.13	Yakıt manifoldu ve drain mastı.....	17
Grafik 2.14	Eski tip motorlarda kullanılan ikili manifold.....	18
Grafik 2.15	Tek akışlı nozul.....	19
Grafik 2.16	Çift akışlı nozul.....	20
Grafik 2.17	Hava püskürtmeli nozul.....	21
Grafik 2.18	Yakıt akış durum göstergeleri.....	22
Grafik 2.19	Yakıt akış vericisi.....	23
Grafik 3.1	Park yerindeki bir uçağın kar yağışı altındaki durumu.....	25
Grafik 3.2	Yakıt ikmali.....	26
Grafik 3.3	Yakıt ikmal aracının yansıdığı uçağa ikmal yapılması.....	27

Grafik 3.4	Yakıt tankında boost pump'ın yeri.....	29
Grafik 4.1	Kerosen Jet Yakıtı Fiyatları Son 6 ay.....	31
Grafik 4.2	Kerosen Jet Yakıtı Fiyatları Son 10 yıl.....	31
Grafik 4.3	Turbojet motorunun ve bileşenlerinin analizi.....	33
Grafik 4.4	Turbofan motorunun ve bileşenlerinin analizi.....	34
Grafik 4.5	Turboşaft motorunun ve bileşenlerinin analizi.....	34
Grafik 4.6	İtiki- Mach ilişkisi.....	35
Grafik 4.7	Özgül Yakıt Tüketimi — Mach ilişkisi.....	35
Grafik 5.1	Özgü! Menzil ve Ağırlık Merkezi ilişkisi.....	37
Grafik 5.2	Özgül Menzil —Aşırı Yükleme ilişkisi	38
Grafik 5.3	Yakıt-Menzil ilişkisi.....	40
Grafik 5.4	Yakıt Fiyat Oranı Uçak Ağırlığı ve Menzil İlişkisi.....	43
Grafik 5.5	Tırmanış Esnasında irtifa-Hız ilişkisi.....	50
Grafik 5.6	Tırmanış Teknikleri Yakıt Değişiminin ile Tırmanış Hızı İlişkisi.....	51
Grafik 5.7	Tırmanış Teknikleri Zaman Değişiminin ile Tırmanış.....	52
Grafik 5.8	Zaman ve Yakıtın Değişiminin Tırmanış ile Olan Korelasyon.....	53
Grafik 5.9	A320 Zaman ve Yakıtın Değişiminin Tırmanış ile Olan Korelasyonu.....	54
Grafik 5.10	A340 Zaman ve Yakıtın Değişiminin Tırmanış ile Olan Korelasyonu.....	54
Grafik 5.11	İrtifa ve Mach Sayısına Göre Yakıt Zaman ilişkisi.....	57
Grafik 5.12	Optimum İrtifa ve Ağırlık için Bir Hızda FCOM Çizelgesi.....	58
Grafik 5.13	Rüzgar Etkisinin Zamana Bağlı Yakıt Tüketim indeksi.....	61
Grafik 5.14	Maksimum Menzil Mach Sayısı Rüzgar Versiyonları ilişkisi.....	62
Grafik 4.15	İniş alçalma Metotlarının Zaman Yakıt İlişkisi.....	64
Grafik 4.16	İniş alçalma Tekniklerinin Yakıt Zaman ve Tırmanış Etkisi.....	64

TABLO LİSTESİ

Tablo	Tanım	Sayfa No
Tablo 5.1	Çeşitli Uçak Tiplerinin Yakıt Tüketiminin Ağırlık Merkezi ile Değişimi.....	37
Tablo 5.2	Aşırı Yükleme ile Değişen Rezerv ve Kayıp Miktarları.....	39
Tablo 5.3	Taksileme -Yakıt Sarfıyatı ilişkisi.....	41
Tablo 5.4	Çeşitli Uçak değişik APU Modellerinde Farklı Safhalarda Yakıt Tüketimi.....	44
Tablo 5.5	APU Yerine Motor Kullanılması Durumunda Yakıt Sarfıyatının Değişimi.....	45
Tablo 5.6	Flap/Slat Konfigürasyonunun Yakıt Tüketimine Etkisi.....	48
Tablo 5.7	Ful İtki ve Flex İtki ilişkisi.....	49
Tablo 5.8	Noise Flight Paths Etkisi.....	49
Tablo 5.9	Referans Tırmanış Teknikleri ve Standart Tırmanış Özet Tablosu.....	51
Tablo 5.10	Çeşitli Modellerde Tırmanış Hızının Yakıt Üzerindeki Etkisi.....	55
Tablo 5.11	Çeşitli Modellerde Tırmanış Hızının Zaman Üzerindeki Etkisi.....	55
Tablo 5.12	Yakıt Tasarrufunun 2 Farklı Modele Dayalı Tırmanış Profil Göstergesi.....	56
Tablo 5.13	Yakıt Tasarrufunun 2 Modele ve 2 Flap Tırmanış Profil Göstergesi.....	56
Tablo 5.14	Optimum Olmayan Mita İçin özgü' Menzil Sapmaları.....	59
Tablo 5.15	Optimum irtifada Bulunmayan Uçağın 500 nm Boyunca Yakıt Kaybı.....	60
Tablo 5.16	İniş Alçalma Yakıt ve Zaman Değişimlerinin Hız ve Uçak Göre Değişim....	65
Tablo 5.17	İki Farklı Erken iniş Durumu Yakıt Zaman İlişkisi.....	66

ÖZET

Bu çalışmada yolcu uçaklarının yakıt sistemleri, kullanılan yakıt tipleri, meydana gelen arıza çeşitleri ve motor tipleri hakkında genel bilgiler verilmiştir, daha çok Airbus uçak tiplerine örnekler verilmiştir.

Genel bilgilendirmenin ardından uçuş öncesi durumların yakıt tüketimine olan etkileri değerlendirilmiş ve çeşitli kıyaslamalar yapılmıştır. Seyahat esnasında uçuş kademeleri, her biri kendi içinde yakıt performansı ve tasarruf durumlarına etkileri bakımından ayrı ayrı incelenmiştir.

Uçaklarda daha iyi yakıt tasarrufunu sağlamak için hem yapısal olarak hem de uçuş mekaniği açısından yapılan çalışmalar, iyileştirmeler, stratejiler ve optimizasyon durumlarına değinilmiştir.

Yapılan çalışmalar genel olarak deneysel verilerden elde edilmiş grafiklerden ve tablolardan yararlanılarak anlatılmaya çalışılmış ve yorumlanmıştır.

Konuları ilgilendiren matematiksel denklemler ve bağıntılara kısıtlı olarak yer verilmiştir daha çok sonuçlar üzerinde durulmuştur.

1. GİRİŞ

Çalışmanın esasında yolcu uçaklarında yakıt sistemi yakıt tasarrufu performansı ve yakıt tasarrufu için yapılan çalışmalar stratejiler ve optimizasyon çalışmaları ele alınmaktadır. Yakıt performansı bir uçağın mevcut yapısal özellikleri ve mevcut yakıt miktarı ve özellikleri ile gösterdiği sınır değerleri ifade eder. Bu değerler çeşitli çalışmalar ile geliştirilebilmektedir ya da mevcut yapısal özellikler farklı teknikler ile farklı sonuçlar verebilmektedir.

Ele alınan konularda yolcu uçaklarının yakıt verimi ve tasarrufu için çeşitli durumlar çoğunlukla karşılaştırılmalı olarak ele alınmış en iyi performans kriterleri üzerinde durulmuştur, çalışmada performans genel olarak en iyi yakıt tasarrufunu ve belirli bir yakıt ile en uzak menzile gidebilmeyi ifade eder.

Yolcu uçakları için Airbus ve Boeing firmalarının ürettikleri, tasarladıkları uçak tipleri konu kapsamına alınmış, bu firmaların çalışmalarından, deneysel verilerinden geniş ve ayrıntılı olarak faydalanılmıştır. Yolcu uçaklarının yakıt sistemi, kullandıkları yakıtlar ve motor tipleri hakkında bilgi verilmiş daha sonra uçuş öncesi yakıt tasarrufunu etkileyen faktörler ve uçuş sırasında yakıt ekonomisi, tasarrufu üzerinde durulmuş daha sonra yakıt tasarrufu için yapılan çeşitli çalışmalar, stratejiler ve optimizasyon işlemleri hakkında bilgi verilmiştir.

2. YOLCU UÇAKLARINDA YAKIT SİSTEMİ

Petrol, jeolojik zamanlarda oluşmuş tortul kütleler arasından çıkartılan, hidrocarbonların karışımından oluşan bir yer altı ürünüdür. Yüz milyonlarca yıl boyunca çeşitli sebeplerle karadan kopan parçalar beraber sürüklenerek denizlerde oluşan hayvan ve bitki kalıntıları ile aneorabik bir ortamda gerekli şartlar altında ısı basınç ve mikroorganizmaların etkisiyle kerojeni oluşturmuştur. Kerojen de yukarı tabakalara hareket ederek gittikçe değişmiş ve petrolü oluşturmuştur. Ham petrol ise damıtılarak çeşitli ürünler elde edilir uçak yakıtları da bu işlemler sonucunda meydana gelir.

Uçak yakıt sistemi uçağın motorlarında kullanılan, uçağa uçuş süresince gerekli olan yakıtı depolayarak motorların yanma odalarına sevk eden sistemdir. İlk tip uçaklarda yakıt depoları, motor seviyesinden daha yükseğe yerleştirildikleri için yakıt kendi ağırlığı (Gravity Feed) ile motorlara sevk edilirdi. Yakıt selektör valfi ise depo seçimini sağlar veya motora giden yakıt akışını keserdi.

Havacılık tekniğinin gelişmesi ile yüksek irtifalara çıkmaya başlayan uçaklarda, atmosfer basıncının ve yakıt yoğunluğunun azalması ile motor besleme manifoldlarındaki yakıt buharlaşarak (Buhar Kilitlenmesine) sebep oldu. Bu olayı önlemek amacıyla uçaklara buster pompalar (Booster Pumps) koyuldu. Buster pompalar yakıtı motor yakıt pompalarına 5 PSI'nin üzerinde sevk etme özelliklerine sahiptirler, bu bakımdan bu değerin üzerinde yakıt besleme manifoldlarında buhar kitlemesi olayına rastlanmaz. Ancak 5 PSI'nin altındaki buster basıncında uçaklarda yakıt düşük basınç ikaz sistemleri mevcuttur. Havacılığın bu şekilde tekamül etmesiyle yakıt depolarının ve motorların adedi de arttırılmıştır.

Alçak basınç yakıt sistemi ve yüksek basınç sistemi olarak iki bölümde incelenir.

2.1. Sistemin Çalışması

Alçak basınç kapama valfinin açılmasıyla sistemdeki yakıt 50 PSI civarındaki bir basınçla alçak basınç pompasına gelir. Alçak basınç pompa kademesinden çıkıştaki basınç değeri ise 175 PSI'a yükselir. Yakıt yağ soğutucu ve filtreden geçip yüksek basınç pompasına girer. Yüksek basınç kademesi yakıtı emiş yaparak çekemez. Başka bir deyişle yüksek basınç pompa girişinde yakıt basıncının pozitif değerlerde olması gerekir. Aksi hâlde yüksek basınç pompasının girişinde kavitasyon riski oluşur.

Kavitasyon; özellikle dişli ve paletli tip pompalarda yeterli basınç olmadığı zaman, buhar oluşması olarak görülür. Kavitasyon, hem pompaya yapısal hasar verir hem de pompalanması gereken yakıt pompalanamaz. Ayrıca buharlaşmadan dolayı yakıt kaybına sebep olur. grafik 2.1'de dişli tip pompalarda oluşan kavitasyon hasarı görülmektedir.

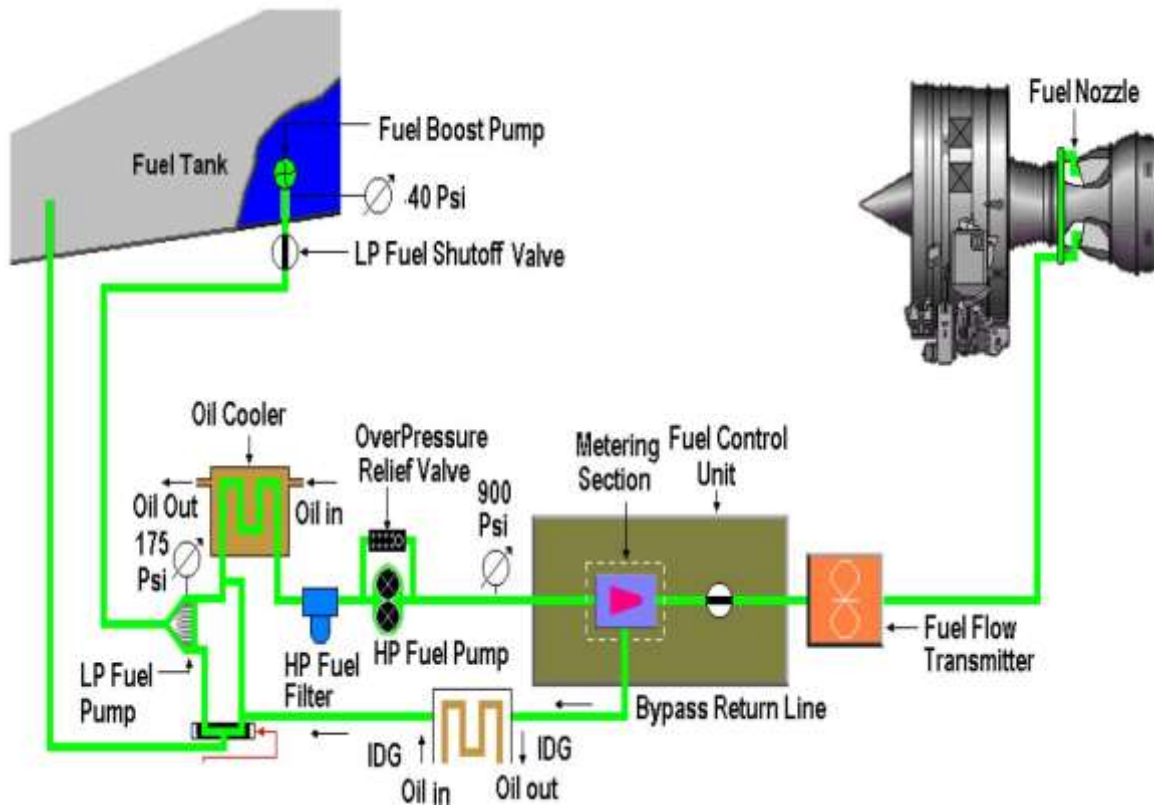


Grafik 2.1 Kavitasyon hasarı

Maksimum motor hızlarında; HP pompa çıkışındaki yakıt basıncı yaklaşık 900 PSI'a çıkar. Pompa üzerinde bulunan "over pressure relief valve" sistem parçalarını, aşırı basıncın neden olabileceği hasarlardan korur. Yakıt basıncı 1200 PSI'a çıktığında ise relief valf açılarak yakıtı yüksek basınç pompa girişine gönderir.

Grafik 2.1’de motor yüksek basınç yakıt sisteminin şeması görülmektedir. HP pompasından çıkan yakıt, yakıt kontrol ünitesinin (FCU-Fuel Control Unit) ölçülendirme bölümüne girer. Ölçülendirme bölümünde her zaman, yanma için gereken daha fazla yakıt sağlanır. Basınçlı yakıt, manifold ve borulardan geçerek yakıt nozullarına gelir. Yakıt, nozullar aracılığıyla yanma odasına püskürtülür ve yakılır.

İhtiyaç fazlası yakıt, geri dönüş baypas hattı ile yakıt pompasına geri dönerken IDG yağını soğutur. Ancak düşük hızlarda sistemden az yakıt geçtiği için motor yağ soğutucusunun veriminin düşmesine neden olur.



Grafik 2.2 Motor yüksek basınç yakıt sisteminin Şeması

Sistemlerin Ana Elemanları:

- a) **Yakıt Depoları (Fuel Tanks):** Yakıt tanklarının yapısı, adedi, hacmi ve uçaktaki yeri uçağın tip ve maksadına göre değişir. Tanklar, içine konulan yakıt ile kimyevi bir reaksiyon meydana getirmeyecek maddelerden imal edilirler. Günümüzde iki tip tank imal edilmektedir: Yekpare tip yakıt depolan ve torba tip (kauçuk) yakıt depoları.
- b) **Yakıt Sistemi Manifoldları ve Bağlantıları:** Yakıt sisteminde yardımcı sistemlerin görevlerini yerine getirebilmeleri için komponentlerin birbirleri ile borularla (Manifolds) irtibatlanmıştır bunlar sistemin iyi ve verimli çalışmasını sağlar.
- c) **Yakıt İkmal Boşaltma Adaptörleri (Fuel Refueling-Defueling Adapters):** Yakıt tankerinden gelen yakıtın basıncını 20-50 PS1' da tutarak manifoldlardan tanka almasını ve yakıtın daha kısa zamanda dolmasını sağlar.
- d) **Yakıt İkmal Valfieri (Fuel Fill Valves):** Yakıt ikmal valfleri yakıtın tanka ikmalinde, boşaltılmasına ve transferinde kullanılırlar. Uçaklarda her tanka birer adet monte edilmişlerdir.
- e) **Kanat Osto Yakıt İkmal Noktaları (Overwing Fuel Fill Ports):** Uçaklarda basınçlı yakıt ikmal yapmanın mümkün olmadığı hallerde, kanatın üstünde bulunan yakıt ikmal portlarından depolara bu noktalar sayesinde yakıt aktarılabilir.
- f) **Otomatik Yakıt Kesme Anahtarı (Fuel Fill Control Float Switches):** Uçakta elektrik akımı varken basınçlı yakıt ikmalinde, yakıt ikmal valfleri açık konumda tam dolan tank yakıt kesme anahtarı, ait olduğu yakıt ikmal anahtarını kapalıya götürür.
- g) **Yakıt Boşaltma Valfi (Fuel Defueling Shut Off Valve):** Uçaktan herhangi bir sebeple yakıt boşaltılma veya diğer tanklara yakıt aktarılmak istendiğinde sağa kanat hücum kenarındaki defueling valve ile bu işlem gerçekleştirilir.
- h) **Yakıt Boşaltma Çek Valfleri (Fuel Defueling Check Valves):** Defueling shut off valve'in önüne koyulmuş olup yakıt ikmalinde yakıtın defueling defueling shut off valve'a gelmesini önler.

2.2. Alçak Basınç Yakıt Sistemi

a) Yakıt ikmali (Fuel Refueling): Uçağın uçuş gücünü teşkil eden motorların çalışması için gerekli olan yakıtın depolara doldurma işlemine yakıt ikmali denir iki usul ile yapılabilir Basıncılı yakıt ikmali (Under Wing) ve basınsız yakıt ikmali (Over Wing).

b) Yakıt Boşaltma (Fuel Defueling): Uçaktaki yakıt boşaltılmak istendiğinde istenen miktar yakıtın boşaltılmasıdır üç şekilde yapılabilir: Buster pompa metodu, emiş metodu, buster pompa emiş metodu birlikte.

c) Yakıt Aktarma (Fuel Transfer): Uçaklarda yakıt tankları arasındaki dengesizliği gidermek için veya bakım yapmak amacıyla, yakıtı diğer tanka aktarma işlemidir.

d) Yakıtı Havalandırma Sistemi (Fuel Vent System): Uçağın her türlü irtica şartlarında yakıt üzerinde daimi atmosfer basıncı olmasını temin eden sisteme havalandırma (vent) sistemi denir.

2.3. Yüksek Basınç Yakıt Sistemi

Yüksek basınç yakıt sistemi, alçak basınç yakıt sisteminden gelen yakıtın uçak motoru yanma odalarına gönderilmesini sağlar. Sistemin parçaları genel olarak motor üzerinde bulunur. Bu görevi yerine getirebilmek için motor yakıt sistemi birçok parçayı bünyesinde barındırır. Motor yakıt sistemi parçalarının görevleri; yakıt basıncının yükseltilmesi, ısıtılması, filtre edilmesi ve ölçülendirilerek yanma odasına püskürtülmesidir.

2.4. Yakıt Sistemi Ana Parçaları

Yakıt sisteminin ana parçaları; alçak basınç yakıt kapama valfi, yakıt pompası, ısı değiştiricisi, yakıt filtresi, yakıt kontrol ünitesi, yakıt manifoldu ve yakıt nozullarıdır.

2.4.1. Alçak Basınç Yakıt Kapama Valfi (Lp Fuel Shut Off Valve)

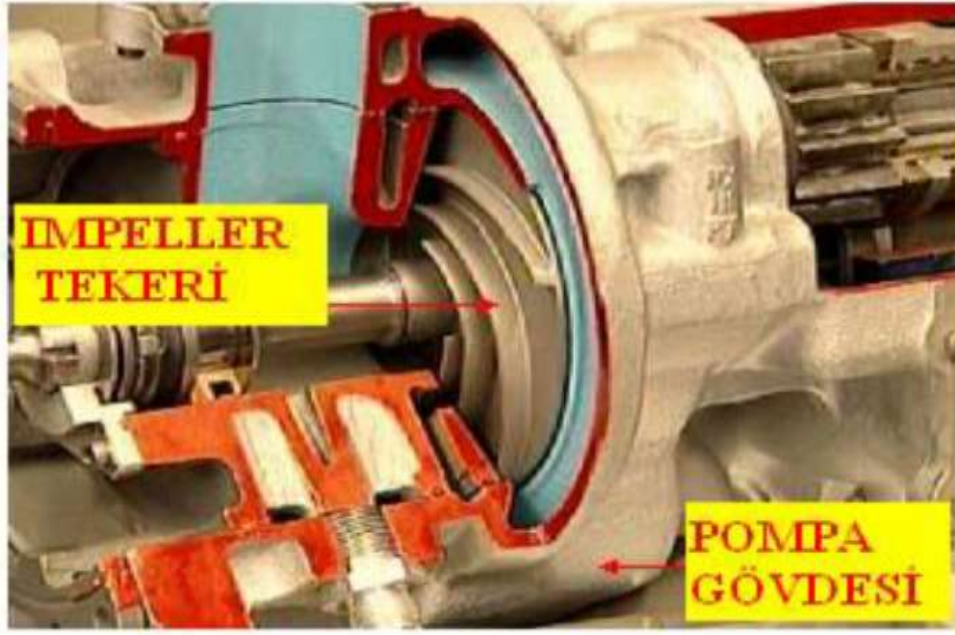
Yakıt deposundan motor dişli kutusuna kadar uzanan yakıt hattına yakıtın girişini sağlar. Genellikle elektrik kumandalı bir valftir. Pozisyonunu uçuş kabinindeki “fuel closed“ lambası gösterir. Valf açılınca lamba söner. Bazı uçaklarda valfin pozisyonu gösterge monitörleri üzerinde görünür. Modern uçaklarda yakıt kapama valfine “engine master switch“ kumanda eder. Bu switch ON yapıldığında valf açılır. Bu valfe, işlevi gereği “fire shut off valve” de denilmektedir. Buna bağlı olarak “engine fire switch” ile de kumanda edilebilir.

2.4.2. Yakıt Pompaları (Fuel Pumps)

Motor yüksek basınç yakıt sisteminde kullanılan pompalar alçak basınç kademesi (LP Fuel Pump) ve yüksek basınç kademesi (HP Fuel Pump) olarak genellikle iki kademelidir. Tek bir gövde içinde kombine olarak bulunur ve hareket ettirme şaftı vardır.

2.4.2.1. Alçak Basınç Yakıt Pompası (Low Pressure Fuel Pump)

Yakıt depolarındaki booster pompalarından gelen yakıtın basıncını artırır. Genellikle impeller (kanatçıklı) tip pompa kullanılır. Impeller çarkı, pompa gövdesi içinde bulunur. Yapı olarak radyal tip kompresöre benzer. Grafik 2.3’de pompa kesiti görülmektedir. Aksiyal bir giriş portu ve radyal bir çıkış portu vardır. Bu tip pompalarla sürekli bir akış temin edilebilir. Ancak çok yüksek basınçlar elde etmek mümkün değildir.



Grafik 2.3 Alçak basınç yakıt pompası

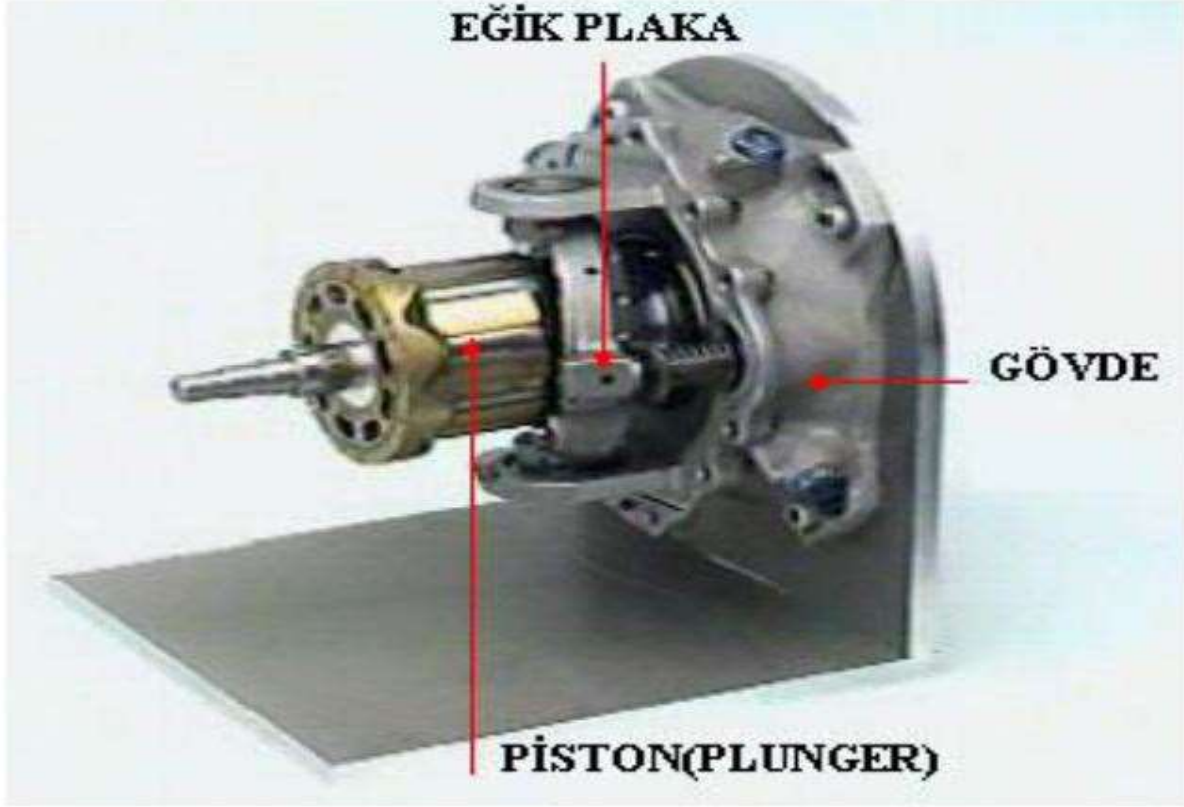
2.4.2.2. Yüksek Basınç Yakıt Pompası (High Pressure Fuel Pump)

Yakıtın yanma odasına uygun fiziksel koşullarda gelmesi için yakıt basıncının yüksek değerlere çıkmasını sağlar. Sistemdeki yeri filtreden sonradır. Yüksek basınç yakıt pompasının üzerinde daima bir basınç rahatlatma valfi (pressure relief vave) bulunur. Bu valf sayesinde sistemdeki parçaların aşırı basınca maruz kalması önlenmiş olur.

Yüksek basınç yakıt pompaları, sabit hacimli pompalardır. Bazı yüksek basınç yakıt pompaları içten dişli (gerator) tip veya paletli tip olabilir, ancak gaz türbinli motorlarda en çok kullanılan yüksek basınç yakıt pompaları, çok pistonlu tip veya dişli tip pompalardır.

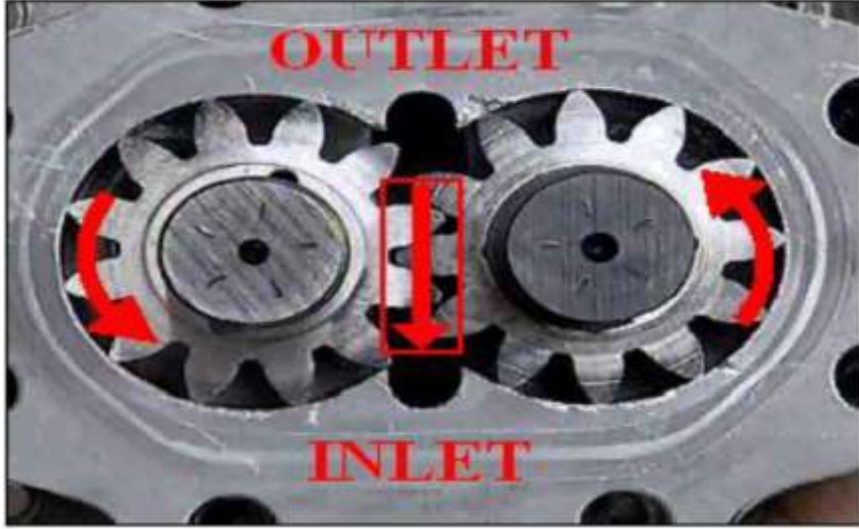
Çok pistonlu tip pompaların gövdesi içinde, çok sayıda pistonu bulunan bir rotor bulunur. Pistonların strokunu değiştiren eğik plaka (variable camplate) vardır. Çok yüksek basınç gerektiren yerlerde kullanılır. 2000 PSI'dan daha büyük basınçlar elde edilebilir. Çıkış basıncı, motor devrine ve pistonların strokuna bağlıdır.

Strokun kontrolü, yakıt kontrol ünitesinden (FCU) gelen servo sinyalini alan plakanın açılı değiştirmesi vasıtasıyla olur. grafik 2.4 ‘te çok pistonlu tip pompa görölmektedir.



Grafik 2.4 Çok pistonlu (plunger) tip yakıt pompası

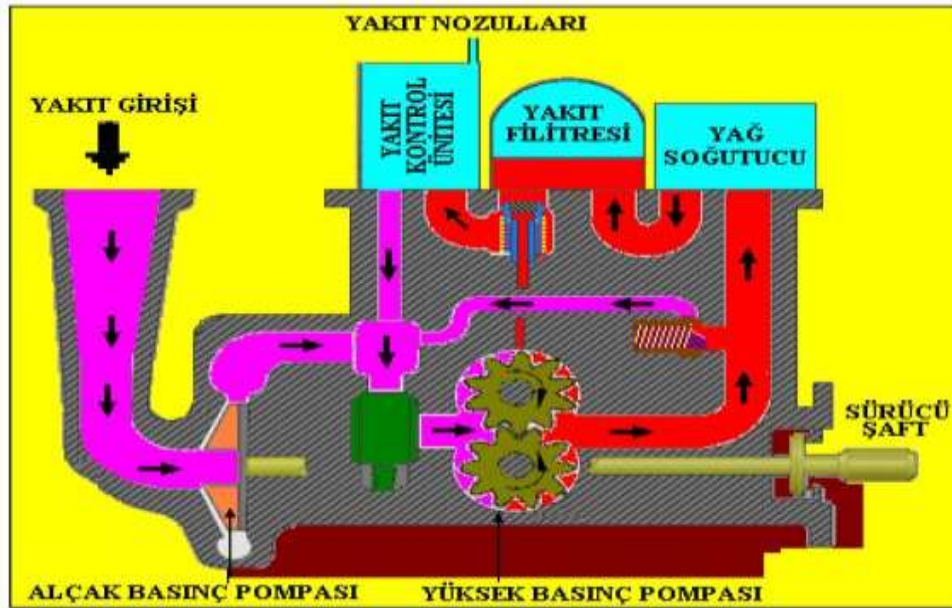
Dişli tip yakıt pompaları; turbofan motorlarda en çok kullanılan pompa tipidir. Pompa gövdesi içinde birbirinin aksi yönde dönen iki adet dişli çark vardır. Dişli çarkın dişlileri, yakıtı giriş portundan çıkış portuna doğru taşır. Grafik 2.5’te dişli tip yüksek basınç yakıt pompası görölmektedir. Alçak basınç yakıt pompasından yakıt akış ölçere kadar olan sistem parçaları genellikle motorların dişli kutusu bölgesinde yer alır. Bu bölgeden çıkan yakıt boru ve manifoldlar üzerinden yakıt nozullarına gönderilir.



Grafik 2.5 Dişli tip yakıt pompası

Bazı motorlarda yağ soğutucusu, HP (yüksek basınç) pompa çıkışına konulmuştur. Böyle bir düzende LP ve HP pompalar aynı gövde içinde yer aldıklarından dış yakıt borularından tasarruf edilmiş olur.

Grafik 2.6'de dişli kutusu içinde böyle bir yapı görülmektedir. Ancak bu sistemde yağ soğutucusu içinden geçen yakıtın basıncı çok daha yüksek olacağından yakıt kaçağı riski artar.



Grafik 2.6 Basit bir dişli kutusunun kesiti

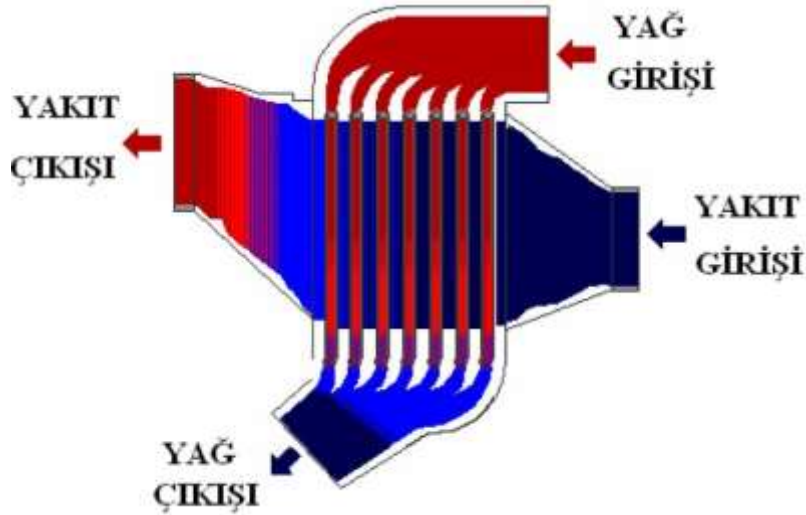
2.4.3. Isı Değiştiriciler (Heat Exchangers)

Motor yakıt sisteminde genellikle üç ayrı ısı değiştirici (heat exchanger) bulunur.

- Motor yağ soğutucusu (engine oil cooler)
- Servo yakıt ısıtıcısı (servo fuel heater)
- IDG yağ soğutucusu (IDG- integrated drive generator oil cooler)

Alçak basınç yakıt pompasından gelen yakıt, yağ soğutucusuna girer. Genellikle yakıt / yağ ısı değiştirici olarak karşımıza çıkar. Sistemde ya ayrı bir parça olarak veya yakıt pompası gövdesi içinde bulunur. Servo yakıt ısıtıcısı çoğunlukla, doğrudan motor yağ soğutucusu üzerinde bulunur. Bu yapı daha az haricî boru kullanılmasına olanak verir. IDG yağ soğutucuları, motorda daima ayrı bir parça olarak karşımıza çıkar. Grafik 2.7'te motor yağ soğutucusunun (engine oil cooler) çalışması görölmektedir. Motor yağ soğutucusunun iki görevi vardır:

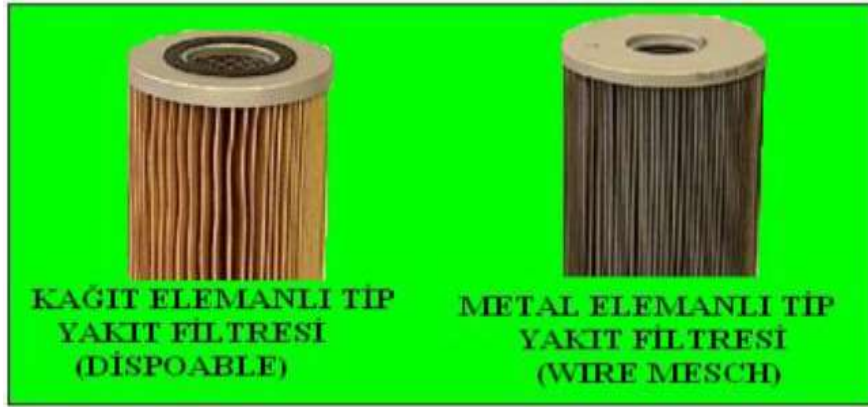
- Yakıt soğutucusundan geçerken sıcak motor yağını soğutur.
- Yağın ısınıını alan yakıt ısınır. Yakıt içindeki suyun donması sonucu filtrede oluşacak buzlanmanın, yakıt akışına olumsuz etkisi önlenmiş olur.



Grafik 2.7 Motor yağ soğutucusu

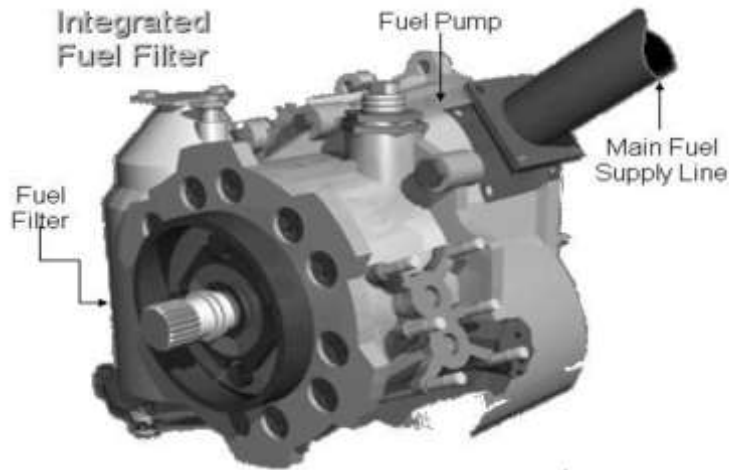
2.4.4. Yakıt Filtreleri (Fuel Filters)

Yakıtta mevcut belirli büyüklüğün üzerindeki yabancı partiküllerin (kir, pislik vb.) sisteme girmesini önler. Bu şekilde sistem içinde kendinden sonra gelen komponentleri korur. Yakıttaki kir, akış geçişlerindeki tıkanmaya ve akışın kısıtlanmasına neden olur. Yakıt filtresi yakıttaki bu kiri toplar. Filtre, motor yakıt sisteminin alçak basınç kısmında (low pressure filter) veya yüksek basınç kısmında (high pressure filter) bulunur. Bazı motorlarda, hem alçak basınç hem de yüksek basınç filtreleri bulunur. LP filtresi genellikle kullanılıp atılan kâğıt elemanlı (disposable) tip filtredir. HP filtresinde ise genellikle temizlenebilen metal elemanlı (wire mesh) tip filtre elementi vardır. Grafik 2.8’te yakıt filtre çeşitleri görülmektedir. Yakıt filtreleri, sistemde, yakıt pompası ile tek bir gövde içinde entegre bir konumda veya ayrı bir komponent olarak bulunur. Bir filtre, giriş portu, çıkış portu ve filtre kâsesi (bowl) içindeki filtre elementinden meydana gelmiştir.



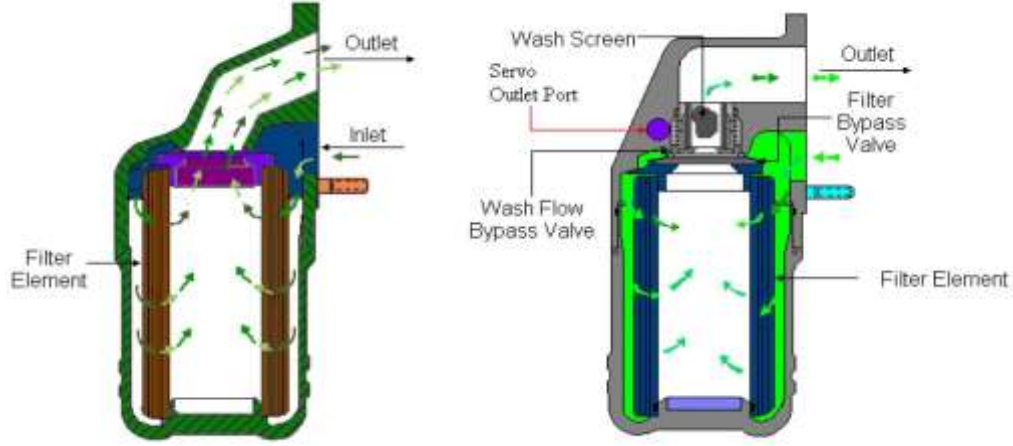
Grafik 2.8 Filtre tipleri

Yakıt filtresinin çalışma şekli, aynı yağ ve hidrolik filtreleri gibidir. Grafik 2.9’ de üzerinde filtre bulunan yakıt pompası görülmektedir.



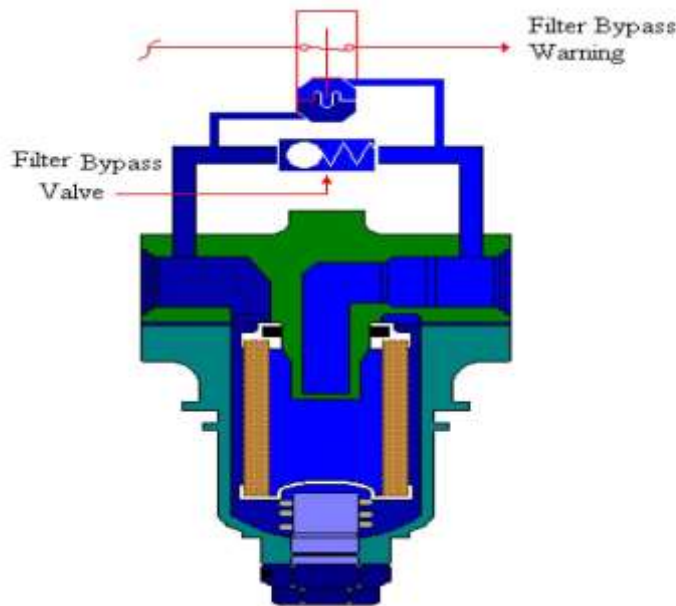
Grafik 2.9 Pompa üzerine yerleştirilmiş yakıt filtresi

Bazı yakıt filtrelerinde “ana çıkış portu” ve “servo çıkış portu” olarak iki çıkış portu vardır. Buna bağlı olarak da “normal” ve “screen” tip olmak üzere iki filtre elementi bulunur. Grafik 2.10’te görülmekte olan “screen” filtre, servo akış hattı üzerinde bulunur. Genellikle normal filtre elementinden daha incedir. Çoğu zaman adı “wash screen” olarak geçer. Servo sistemine giden yakıtın screen üzerinde bıraktığı partikülleri, normal yakıt akışı alıp götürür.



Grafik 2.10 Normal filtre (solda) ve screen filtre (sağda)

Sistemdeki tüm yakıt filtrelerinde “relief valve” mevcuttur. Filtre elemanı tıkanığında filtre giriş ve çıkışındaki basınç farkının artması valfin açılmasına neden olur. Yakıt filtreden geçmeden baypas olarak sistemde dolaşmaya başlar. Grafik 2.11’de baypas valfi görülmektedir.



Grafik 2.11 Filtre üzerinde bulunan baypas valfi

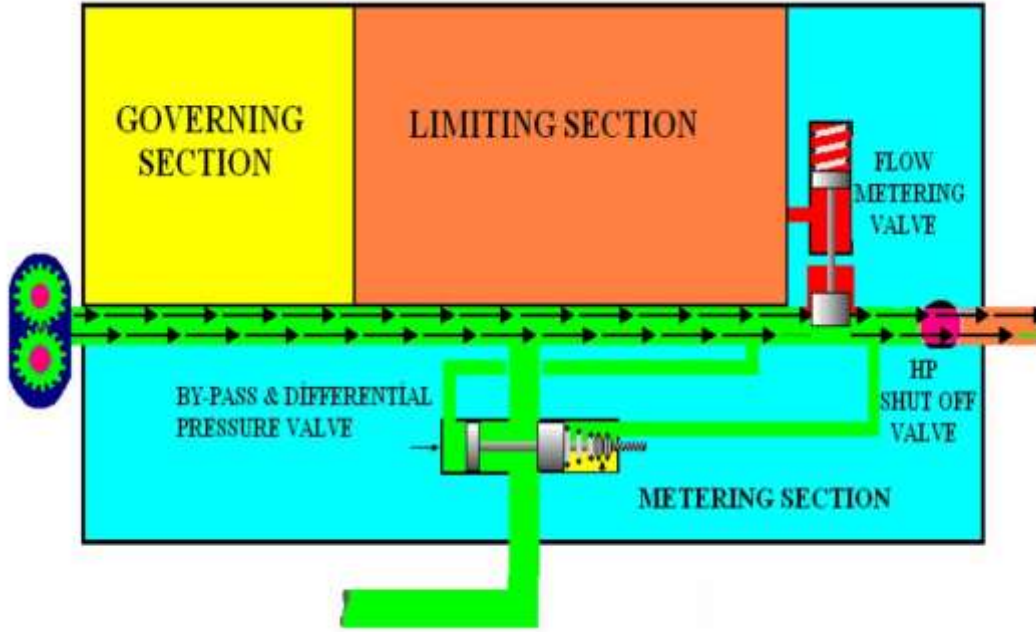
2.4.5. Yakıt Kontrol Ünitesi (Fuel Control Unit - FCU)

(FCU) yakıt kontrol ünitesinin ana görevi, motorun tüm çalışma koşulları içinde gerekli olan yakıtı ölçülendirmektir. Motorun çalışma koşulları ise ilk hareket (starting), uçuşta sabit hız (constant speed), yerde relanti hızı (idle speed), hızlanma (acceleration), yavaşlama (deceleration) ve motorun stop ettirilmesidir (shut-down). Motor çalışma koşulları iki kategoriye ayrılır:

- “Steady state” çalışma (Idle Speed-Constant Speed) motorda hız / thrust sabit korunur. FCU, seçilen hızı koruyacak şekilde gerekli yakıtı gönderir.
- “Transient” çalışma (Acceleration-Deceleration-Starting-Shut Down) motorda hız (thrust) artar veya azalır. Yakıt ölçülendirilmesi açısından önemli olan “transient çalışma”dır. Burada motorun “Start” ve “Shut-Down” edilmesi doğrudan yakıt pompasına yakıt temini kumanda edilerek mümkün olur.

Yakıt kontrol ünitesi motorda genellikle yakıt pompası üzerine monte edilir. Turbofan motorların birçoğunda FCU hidromekanik çalışan bir parçadır. Hidromekanik FCU’da tüm kontroller ve kumandalar, akışkan basınçlı ve mekanik komponentler vasıtası ile olur. FCU için “main engine control” veya “fuel flow regulator” gibi farklı isimler kullanılabilir. FCU üzerinde ona bağlı olan birçok boru ve push-pull cable vardır. Bunlarla birçok sinyal iletimini sağlar ve tüm bu sinyaller, yakıt, hava veya mekanik kaynaklıdır. FCU’nun yapısını, fonksiyonlarına göre kısımlara ayırmak uygun olacaktır.

- Yakıt ölçülendirme bölümü (fuel metering)
- Hesaplama bölümü (computing)
 - Governing- güç kontrolü (power control)
 - Limiting- motoru koruma (engin protection)



Grafik 2.12 FCU'nun bölümleri

Çalışan parçaları birbirinden bağımsız olmayan FCU bölümlerinin görevleri aşağıdaki gibidir:

- **Metering:** Yakıt nozullarına gerekli yakıtı göndererek ihtiyaç fazlası yakıtı pompaya geri gönderir.
- **Governing:** Seçilen gücü kontrol eder.
- **Limiting:** Motorun daima emniyet limitleri içinde çalışmasını sağlar. “governing”in fonksiyonlarını izler.

2.4.5.1. Yakıt Ölçülendirme Bölümü (Fuel Metering)

FCU'nun metering kısmında; fuel metering valve, by-pass valve ve HP shutoff valve olmak üzere üç ana parçası vardır.

Fuel metering valve; yanma odasına gidecek olan yakıt akışını kontrol eder. Hareket eden bir actuator vardır. Valf, açma basınç sinyalini "limitleme" bölümünden alır.

By-pass & differential pressure valve; yanma için gerekli olan hariç fazla yakıtın, yakıt pompasına geri dönmesini sağlar. Baypas valfin diğer bir görevi de “fuel metering valve”in önünde ve arkasında oluşan yakıt basınçları arasındaki farkı sürekli aynı değerde tutmaya çalışmaktır (differential pressure valve). Valfin hareketlerini de yönlendiren basınç bu basınçtır.

HP fuel shut off valve; mekanik veya elektrik kumandalıdır. Açık veya kapalı olduğunu doğrudan gösteren bir indikasyonu yoktur. Ancak “fuel flow“ ve “fuel used“ indikasyonları valfin konumu hakkında pilota bilgi verir. Mekanik kumandalı HP valf, eski uçaklarda bulunur. Daha ağır fakat daha güvenlidir. Genellikle daha fazla ayar gerektirir. Elektrikli tip valf, modern uçaklarda en çok kullanılan tiptir. Valf, yakıt kontrol ünitesi içinde, yakıt ölçümlendirme (fuel metering) valfi arkasında yer alır. Motor veya selonoid kumandalıdır. Mekanik tipe benzeyen bir yapısı vardır.

2.4.5.2. Kumanda Bölümü (Governing Section)

Fuel metering valve'nin hareketini kontrol eder. Ana komponenti “fly weight governor”dır. Governor, motor dişli kutusundan alınan mekanik tahrikle döner. Ayrıca “speed setting lever” vasıtasıyla “ power lever”dan giriş sinyali alınır. Kokpitteki gaz kolu (thrust lever) “Idle”da iken, FCU üzerindeki power lever “mid” konumunda bulunur. Power lever; fwd thrust için saat yönünün tersi yönde, reverse thrust için ise saat yönünde hareket eder.

Sistemin çalışması: Governor içinde bir “pilot valve” vardır. Bu valve, fuel metering valve’i açıp kapayan servo yakıtı kontrol eder. Motor hızı arttıkça governor devri de artar. Bu durumda üzerindeki karşı ağırlıkların (fly weights) santrifüj etkisi de artmaya başlar. Bir an gelir ki santrifüj kuvvet, pilot valve’yi hareket ettiren yay kuvveti yener ve valve’yi ters yönde hareket ettirerek “nötr “konuma getirir. Yani fuel metering valve’yi kontrol eden servo yakıt akışı kesilir ve valve nötr konumunda kalır. “Overspeed “ durumunda daha da artan santrifüj kuvvetler nedeniyle pilot valve aksi yöndeki hareketine devam edecektir.

Pilot valve “nötr “konumunda kaybettiği için fuel metering valve’yi kontrol eden servo yakıt basıncında düşme meydana geleceğinden fuel metering valve biraz kapanacaktır. Artık motor hızı düşeceğinden karşı ağırlıkların santrifüj etkisi azalacak ve pilot valve tekrar “nötr” konuma dönecektir.

2.4.5.3. Limitleme Bölümü (Limiting Section)

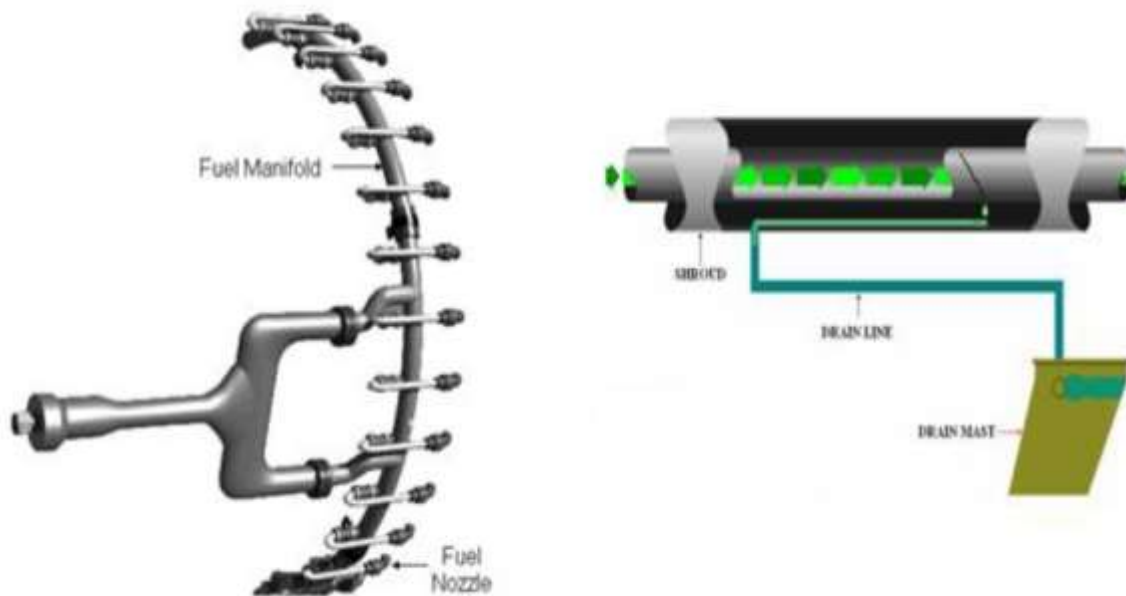
“Fly weight governor”ın önemli bir dezavantajı vardır. Gerçek hızın istenen hızdan çok farklı olması gibi durumlarla karşı karşıya kalındığından emniyetli yakıt akışı sağlamada yetersiz kalabilir. Böyle bir durumda governor’daki karşı ağırlıklar (fly weight) ve yay kuvvetleri arasındaki denge bozulur ve bunun sonucunda yakıt ölçülendirme valfi “tam açık” veya tam kapalı konuma gider.

FCU içinde, bu gibi durumlarda governor'a etki ederek ölçülendirme valfinin hareketini kısıtlayacak bir "limiting bölümü" vardır. Limiting bölümü, motorun çalışma limitlerini aşmasını sağlar (stall, overboost, flame out, overtemperature). Bu bölümün ana parçaları; limitleyici pilot valf, 3D kam, CDP kam ve mekanik kontrol çubuğudur.

2.4.6. Yakıt Manifoldları (Fuel Manifolds)

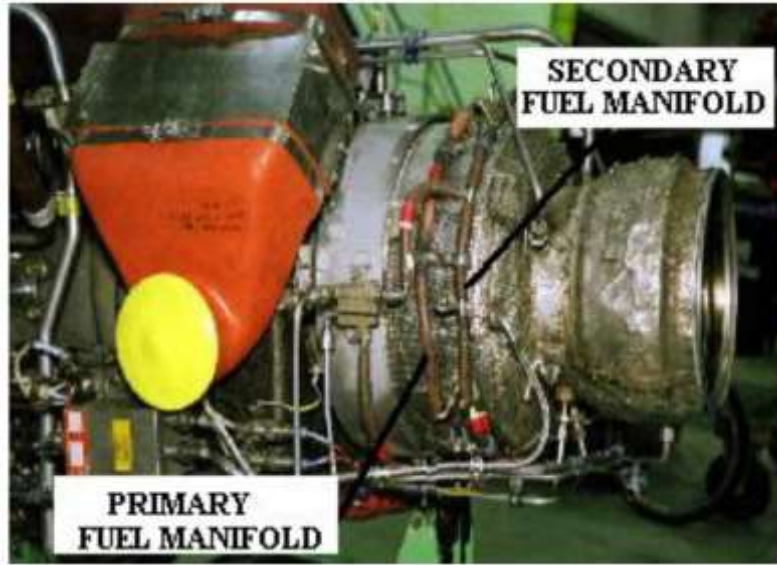
Yakıt, yakıt kontrol ünitesinden (FCU-Fuel Control Unit) yakıt manifolduna, yakıt temin hattı (fuel supply line) ile gelir. Manifold, yakıtı her bir yakıt nozuluna dağıtır. Yakıt temin hattı ve manifoldlarda taşınan yakıt çok yüksek basınçlıdır. Bu hatlar, motorda sıcak bölge üzerinde olduğundan herhangi bir yakıt kaçağı meydana geldiğinde yangın riski çok fazladır. Bunu önlemek için bu hattaki borularda "shroud" donanımı kullanılır. Özellikle kritik bağlantı noktaları olan boru-boru ve boru-yakıt nozulu bağlantıları shroud'larla çevrelenmiştir.

Bu bölgelerde meydana gelen yakıt kaçaqları, çevreye yayılmadan, dışarıya sızdırmazlığı sağlanmış shroud'lar içinde toplanır ve oradan da "drain mast"a gönderilir. Grafik 2.13'de yakıt manifoldu ve shroud donanımı görülmektedir.



Grafik 2.13 Yakıt manifoldu ve drain mastı

Eski tip motorlarda tüm yakıt hatları ve yakıt manifoldlarında shroud kullanılmıştır. Yine bazı eski tip motorlarda, 2 adet yakıt temin hattı ve 2 adet yakıt manifoldu vardır. Bunun nedeni, bu motorların yanma odalarında primer ve sekonder olarak iki farklı yakıt nozulu kullanılmış olmasıdır. Dolayısıyla sistemde primer nozullarla yakıt gönderen bir “primer manifold” ve sekonder nozullarla yakıt gönderen bir “sekonder manifold” bulunur. Grafik 2.14’da görülen ikili manifold sistemi artık sadece bazı APU’larda kullanılmaktadır.



Grafik 2.14 Eski tip motorlarda kullanılan ikili manifold

2.4.7. Yakıt Nozulları (Fuel Nozzles)

Yakıt kontrol ünitesinde (FCU) ölçülendirilmiş yakıtı yanma odasına gönderir. Ana fonksiyonu yakıtı atomize hâle getirmektedir. Bu şekilde buharlaşan yakıtın çok çabuk yanması sağlanmış olur. Yakıtın atomize olması, sıvı hâldeki yakıt akışının, milyonlarca sayıda mikroskobik büyüklükteki zerreciklere bölünmesi olayıdır. Yakıtı atomize etme yöntemlerine göre yakıt püskürtmeli nozul (fuel spray nozzle) ve hava püskürtmeli nozul (air spray nozzle) olmak üzere iki farklı nozul tipi vardır.

2.4.7.1. Yakıt Püskürtmeli Nozul (Fuel Spray Nozzle)

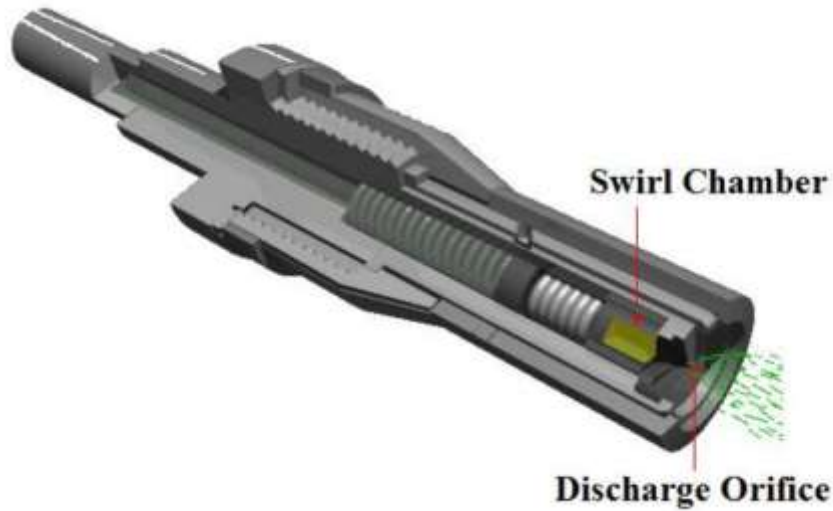
Gaz türbin motorlarında en çok kullanılan tiptir. Yüksek basınçlı yakıt, nozul içindeki küçük bir orifisten geçirilir. Çıkış hızı artan yakıt, çok küçük zerreciklere bölünür. Bu tip nozulların en basit grubu tek akışlı olanlarıdır. Tek akışlı nozul (simplex nozzle) ve çift akışlı nozul (duplex nozzle) adı verilen iki çeşiti vardır.

Tek akışlı nozulda; manifolddan gelen yakıt, nozul çıkışındaki orifise gelmeden önce “swirl” denilen ve akışa bir tür dönü hareketi kazandıran bir yapıdan geçer. Yakıt bu bölgede çevrintili bir akış hâlini alır ve atomize olabilme karakteri iyileşir. Yakıtın iyi atomize olmasında çevrinti oranı ve yakıt basıncının çok büyük önemi vardır. Ancak tek akışlı nozulun bu noktada bir dezavantajı ortaya çıkar.

Bu tip bir nozul, sadece kısa bir akış aralığında yakıtın iyi atomize olmasını sağlar. Yani, ilk hareket sırasında akışa bu özelliği sağlayacak şekilde küçük çıkış orifisli olarak imal edilmiş, bir nozul “take off” gücünde yeterli yakıt çıkışı sağlayamaz. Motorlarda geniş bir akış aralığında iyi bir atomizasyon sağlanabilmesi için tek akışlı 2 set nozula ihtiyaç vardır.

- Küçük orifisli primer yakıt nozulları: Motorun startından, yaklaşık IDLE (relanti) devrine ulaşana kadarki periyotta devrededir.
- Daha büyük orifisli sekonder yakıt nozulları: Motorun hızlanma ve maksimum güce kadar olan çalışma periyotlarında devreye girer.

Primer ve sekonder nozullarla yakıt temini, genellikle ayrı ayrı manifoldlardan olur. Grafik 2.15’da tek akışlı nozulun yapısı görülmektedir.

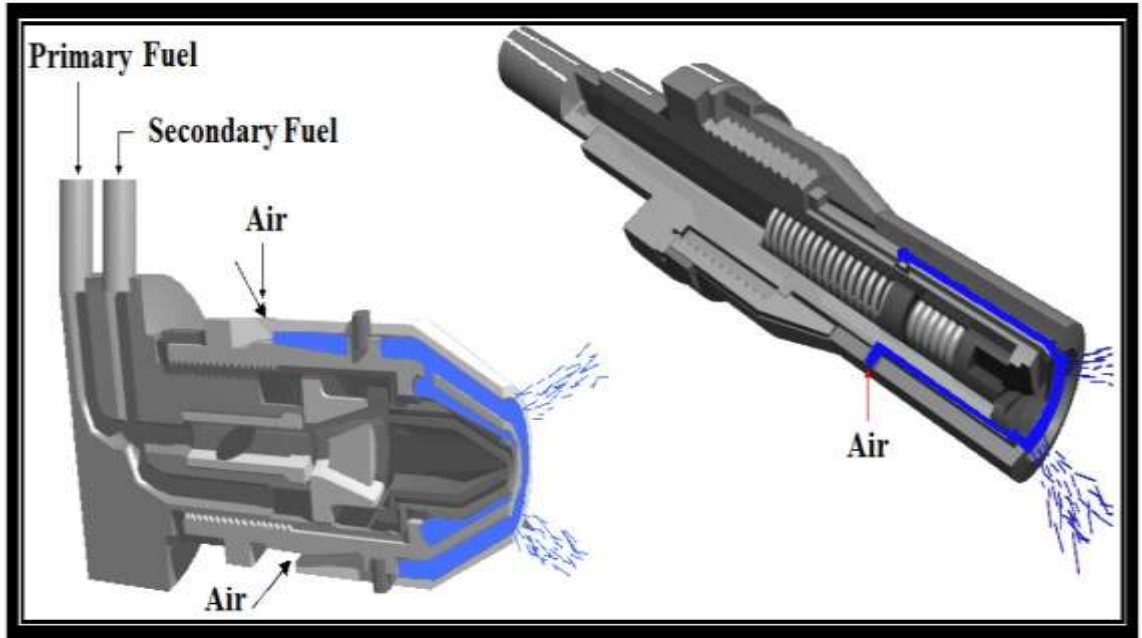


Grafik 2.15 Tek akışlı nozul

Modern motorlarda simpleks nozullar pek kullanılmaz. Bunun yerine çift akışlı “duplex” yakıt nozulları kullanılır. Duplex nozul, yukarıda açıklanan 2 farklı nozulun birleşimi olan bir yapıya sahiptir. Nozulda iki ayrı çıkış orifisi ve yakıt hattı bulunur. Küçük çaplı primer orifis nozul merkezindedir. Daha büyük olan sekonder orifis ise primer orifisi konsantrik olarak çevreler. Nozulda, düşük yakıt basınçlarında sekonder akışa yol vermeyecek şekilde akışı kontrol eden bir akış bölücü valf (flow divider valve) bulunur. Grafik 2.16’da çift akışlı nozullar görülmektedir. Motor hızının artmasıyla artan yakıt basıncı valfi açar. Motor hızı azaldığında yakıt basıncı da düşeceğinden valf kapanır. Bazı eski motorlarda ve APU’larda bu valf, sistemde primer ve sekonder manifoldlara yakıt sağlayan ayrı bir parça olarak bulunurdu.

Her iki tip yakıt nozulunda da, nozul ağzında “outer shell”in içinden geçip yanma odasına giren bir hava akışı vardır. Bu akış, motor “shut down” olduğunda nozul ağzında kalan yakıtı üfleterek uzaklaştırır. Bu şekilde orifis bölgesinde karbon oluşumu önlenir.

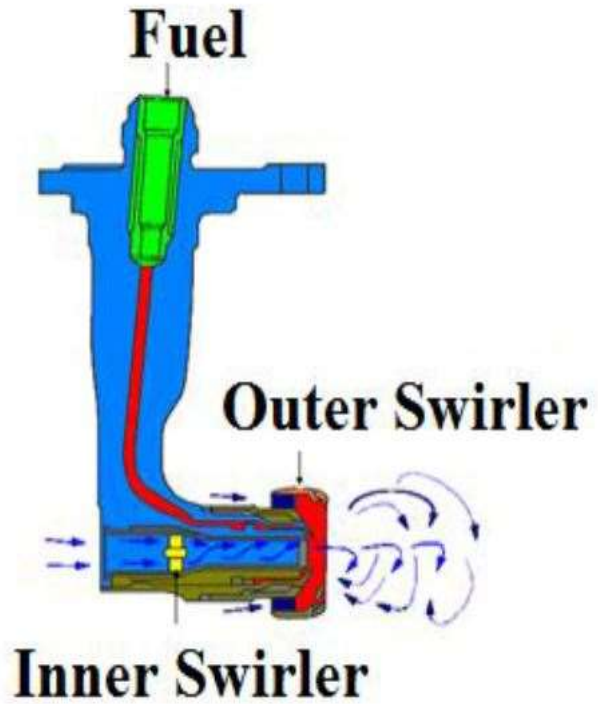
Karbon oluşumunu önlemenin diğer bir yolu da nozulda “check valve” kullanmaktır. Motorda “HP fuel shut off valve” kapatıldıktan sonra yakıt basıncı azalacağından “check valve” kapanır. Bu şekilde yakıtın kendi ağırlığı nedeniyle yanma odasına girmesi önlenmiş olur.



Grafik 2.16 Çift akışlı nozul

2.4.7.2. Hava Püskürtmeli Nozul (Air Spray Nozzle)

Nozulda yakıtın atomize hâle gelmesi hava yardımı ile olur. Yakıt püskürtmeli nozuldaki yüksek hızlı yakıtın yerini burada yüksek hızda hava almıştır. Grafik 2.17’de görülmekte olan hava püskürtmeli nozulda düşük yakıt akışlarında daha iyi atomizasyon sağlamak mümkündür. Ancak daima yüksek hava akışına ihtiyaç vardır. Hava nozula, merkezinde “iç akış” ve outer shell”den “dış akış” girer. İç akış daha fazladır ve iç swirler”den geçerken dönü hareketi kazanarak nozul ağzında yakıtı karıştırır. Bu işlem nozul çıkışında yakıtın çok düşük zerreciklere bölünmesini sağlar. Bu tip nozullarda, motorun tüm çalışma rejimlerinde istenen yakıt temini mümkün olduğundan daima tek akışlı olarak imal edilir. Nozul ağzında karbon formasyonunu önleyecek hava akışı bu nozullarda da mevcuttur.



Grafik 2.17 Hava püskürtmeli nozul

2.5. Yakıt Akış Gösterge Sistemi

Yakıt akış gösterge sistemi pilota iki farklı bilginin verilmesini sağlar. Bunlar:

- Motora gelen gerçek yakıt akışını veren akışmetre (kilogram/saat veya ton/saat)
- Motor startından itibaren kullanılmış yakıtı veren göstergeler (kilogram veya ton)

2.5.1. Gerçek Yakıt Akışı (Akışmetre-Fuel Flow)

Motorun performansı ve ne ölçüde ekonomik çalıştığı izlenir. Bir uçakta motorlar genellikle aynı takata set edildiklerinden indikatörlerin buna paralel olarak aynı değerleri göstermesi gerekir.

2.5.2. Kullanılmış Yakıt Göstergesi (Fuel Used)

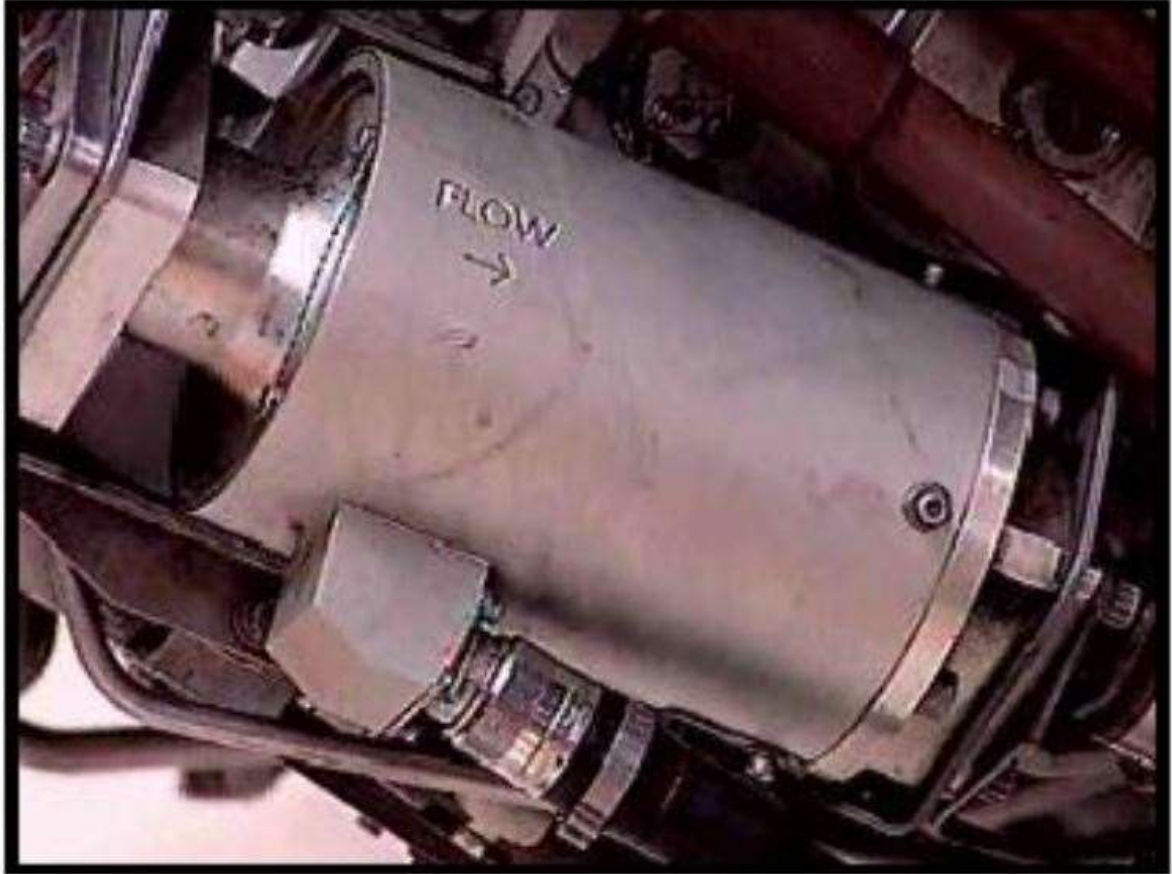
Bu gösterge, yerde yapılan en son motor startından itibaren, motorun yaktığı yakıt miktarını gösterir. Bir anlamda uçağın farklı motorlarının performanslarının kıyaslanmasını sağlar. Bu gösterge, pilotun uçakta mevcut gerçek yakıt miktarını hesaplamasını da sağlar.

Gerçek Yakıt Miktarı = Kalkıştan Önceki Yakıt Miktarı – Kullanılmış Yakıt



Grafik 2.18 Yakıt akış durum göstergeleri

Uçak yerde iken, “engine master switch” ON yapıldığında kullanılmış yakıt değeri sıfırlanır. Motorda her iki indikasyonu sağlayan bir yakıt akış vericisi (transmitter) bulunur. Yakıt kontrol ünitesi ile yakıt nozulları arasında bulunan verici yakıt akış kütlesini ölçer grafik 2.19’da verici gösterilmiştir.



Grafik 2.19 Yakıt akış vericisi

3. YAKIT DEPOLAMA METODLARI

Uçaklarda yakıt olarak renksiz ve berrak bir petrol ürünü kullanılır. Gaz yağı olarak bilinen kerozine özel katkıları eklenerek elde edilir. Sivil havacılıkta, JET-A1 (JP 1) ve sadece pistonlu uçak motorlarında kullanılan avgas olmak üzere iki çeşit uçak yakıtı bulunmaktadır. Uçak yakıtının donma sıcaklığı, karışıma bağlı olarak değişmekle birlikte donma noktasının yüksek olması gereklidir. Asıl tehlike yakıtta karışan sudur. Çünkü yakıttaki su korozyona, yakıt filtresi ve pompaların arızalanmasına, yanma odasında alev sönmelerine neden olmaktadır.

3.1. Buzlanma ve Buzlanmayı Önleme İşlemleri:

Uçakta yakıtlar kanatlar ve merkez tankta depolanmaktadır. Özellikle kanatlarda depolanan yakıtın içindeki suyun donma tehlikesi vardır. Uçak yakıtı, çok düşük sıcaklıklarda donar. Fakat yakıtın içinde biriken su çok daha çabuk donacaktır. Bu nedenle uçak yakıtının sudan çok iyi arındırılmış olması istenmektedir.

Uçakta yakıt donması olup olmadığını denemek için depolardaki yapılan en kolay işlem drain valflerin açılmasıdır. Bu valfler yakıtın doğrudan tahliyesi için kullanıldığından deponun alt kısmında ve buzlanmanın olabileceği bölgededir. Buz, ağırlığından ötürü yakıtın altında birikecektir. Drain valfler açıldığında yakıtın akması gereklidir. Yakıt akmıyorsa yakıtta buzlanma oluşmuştur. Fakat bu işlemi yaparken dikkat edilmesi gereken yakıt ile suyun karışabileceğidir yani bir miktar yakıt gelebilir. Yine de buzlanma olabilir. Bu durumu engellemek için yakıt bir kaba alınır ve içinde hiç su olmadığı gözlemlenir. Su gelmeyene kadar işlem devam eder. Su ya da yakıt akmıyorsa buzlanma meydana gelmiştir. Bu durumda drain valflerin etrafı ısıtıcı ile ısıtılır ve suyun erimesi sağlanır. Yakıtın uygun kalitede olduğunu ya da içinde su olup olmadığını aşağıdaki uygulamaları yaparak tespit edebiliriz.

3.1.1. Yakıttan Numune (Örnek) Alma İşlemi:

Yakıt kalitesi kontrolleri için yakıt şirketinden istenen yakıt örnekleri, tankerden veya hydrant dispanser'den alındıktan sonra aşağıdaki kontroller yapılmaktadır.

- **Görünüş kontrolü:**

Hava taşıtlarına alınan yakıt numunesinin görünüşü; yakıtın yeterli ışık altında parlaklık, temizlik, berraklık, çözülme madde varlığı ve su varlığı açılarından gözle kontrol edilmesiyle saptanır. Yakıt renginin berrak, kokusunun tipik uçak yakıtı kokmasına dikkat edilmelidir.

- **Su arama testi:**

Yakıtın içinde ayrılmamış hâlde bulunan su varlığının saptanması için kimyasal dedektör testi yapılır. Yakıtın içinde asılı hâlde (suspended) bulunmasına izin verilen maksimum su miktarı 30 ppm'dir.

Su miktarını tespit edebilmek için aşağıdaki testler onaylanmıştır: Shell Water Detector, Exxon Hydro Kit ve Mobil Water Indicator'dür. Bu test malzemeleri kapsül veya toz şeklinde olabilir ve su varlığında renkleri değişir.

- 1) **Shell water detector ile su arama:**

Su arama testinde kullanılacak shell water detector'ün son kullanma tarihi kontrol edilmelidir. Yeterli miktarda yakıt kuru ve temiz bir kabın içine boşaltılır. Örnek alındıktan sonra içine su karışmamasına dikkat edilmelidir. Shell detector, standart bir şırınganın ucuna takılır. Yaklaşık 5 ml civarındaki yakıt şırınga içine çekilir.

Dedektör başının ortasındaki yakıtla temas eden kâğıttaki renk değişikliğinin varlığı kontrol edilir, sarıdan yeşile dönen renk değişikliği, kontrol edilen yakıtın içinde 30 ppm' den daha fazla miktarda su bulunduğunu gösterir.

- **Spesifik gravity / rölatif density testi:**

Spesifik gravity/rölatif density değişen sıcaklığa göre değişmekte olan yoğunluk değeridir. Jet A1'in rölatif densititesi şartnamelere göre standart şartlarda 0,775–0,840 kg/litre arasında olmalıdır.

Yakıt ikmal işlemine nezaret eden sorumlu personel, yakıt şartnamesine uygun yoğunlukta (density) ve doğru cinsten yakıt aldığından emin olmak için işleme başlamadan önce yakıt aracındaki ve hydrant pillerindeki yakıt cinsini gösteren etiketleri kontrol eder.



Grafik 3.1 Park yerindeki bir uçağın kar yağışı altındaki durumu

3.2. Yakıt İkmali

Yakıt ikmal (yakıt alma) işlemleri yapılırken aşağıda belirtilen işlemler uçağa ait AMM'in ilgili bölümündeki kurallarla birlikte yerine getirilmelidir.

Uçakta yolcu varken sorumlu kaptan pilotun bilgisi ve yakıt alınması hususunda talimatı olmadan yakıt alımı yapılamaz. Ayrıca bu durumda yakıt alınmaya başlamadan önce uçağın yanında itfaiye hazır bulundurulur. Açık yolcu kapılarında acil kaçış için körük veya yolcu merdiveni yanaştırılmış olmalıdır. Kapalı yolcu ve servis kapılarının önündeki kaçış sahası araç veya diğer yer hizmet ekipmanlarından arındırılmış olmalıdır.



Grafik 3.2 Yakıt ikmali

3.2.1. Yakıt İkmalinde Alınacak Önlemler

- Uçak park frenine alınmış ve tekerlekler takozlanmış olmalıdır. Yakıt aracı, uçağa uçak motorları durdurulduktan sonra yanaşır.
- Yakıt aracı uygun şekilde park edilir ve el freni çekilir.
- Uçak ve yakıt aracı topraklanır / bağlanır.
- Bir yangın durumunda ilk müdahale için akaryakıt yangınlarını söndürebilecek nitelikte, 12 kg'lık en az iki adet yangın söndürücü hazır bulundurulmalıdır
- Sigara içilmesi ve kıvılcıma sebep olabilecek çıplak lamba kullanılması yasaktır.

- Yakıt ikmal işlemi yapan personel yakıt buharının patlayıcı olduğunu bilmeli, düştüğünde kıvılcıma sebep olabilecek çakmak, tornavida gibi aletleri taşımamalıdır.
- Yakıt ikmal personeli, tabanında metal çivi bulunan ayakkabı giymemelidir
- Uçak hava radarı çalıştırılmamalıdır
- Uçak HF radyo iletişimi yapılmamalıdır
- Uçak “strobe” ışıkları açılmamalıdır
- Yer ekipmanları (yakıt aracı, ekipmanlar vs.) yakıt ikmal işlemi esnasında uçağın herhangi bir nedenle çökmesi hâlinde kazaya sebep olmayacak şekilde uçak yanına park edilmelidir. Ekipmanlar özellikle kanatların altına yerleştirilmemelidir. Genel olarak uçağın dolu şekilde en alçak noktasıyla (flap tracks) tankerin boş hâldeki en üst noktası arasında en az 25 cm yükseklik olmalıdır.
- Uçak yakıt dump sistemi aktive edilmemelidir
- Uçak yakıt vent sistemi altında hiçbir araç ve personel bulunmamalıdır
- Meydan civarında şimşek, yıldırım gibi elektrikselsel hava olayları olması durumunda yakıt ikmal için kuleden onay alınır. İkmal esnasında azami dikkat gösterilir
- Yakıt ikmal sırasında yakıt taşması / dökülmesi olursa ikmal yapan personel yakıt alımını durdurur. İtfaiyeye haber vererek taşan / dökülen yakıtın temizlenmesini sağlar.



Grafik 3.3 Yakıt ikmal aracının yanaştığı uçağa ikmal yapılması

3.2.2. Uçağa Yakıt Alma İşlemi

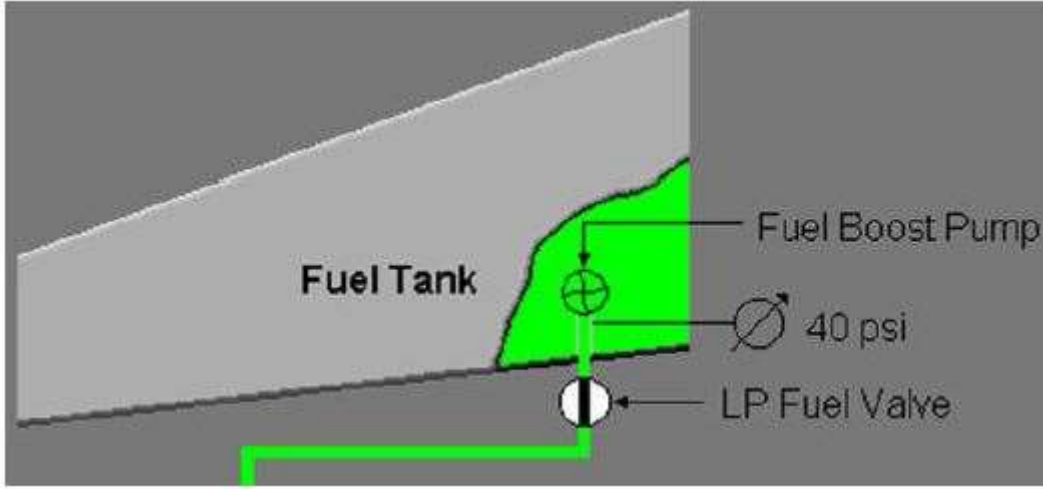
Uçağa tankerden veya hidrant sisteminden yakıt verilmesi, yakıtın rafineriden uçak yakıt deposuna geliş yolundaki yakıt kalite kontrolünün yapılabileceği son aşamadır. Uçağa yakıt ikmalinin işlem sırası ve sorumlulukları aşağıdaki gibidir:

- Yakıt aracı, uçağın ana motorları durduktan sonra uygun pozisyonda yanaştırılır ve el freni çekilir.
- Yakıt ikmal işlemi için gerekli değilse yakıt aracının motoru durdurulur. Uçak ile yakıt aracı topraklanır / bağlanır ve kontrol edilir.
- Yakıt tipinin doğru olup olmadığı kontrol edilir. Yakıt aracındaki kontrol kavanozuna bir miktar yakıt alınır ve yakıt kalite kontrolleri yapılır.
- Araç sayaçlarının sıfıra ayarlandığı kontrol edilir.
- Yakıt hortumları varsa hidrant pit'ine ve uçağa bağlanır. Gerekirse bağlama yerlerinde sıklık kontrolü yapılır (Yakıt ikmal işlemine başlamadan önce 3.2.1'de belirtilen tüm tedbirlerin alındığından emin olunur.).
- Yakıt sızıntısı ve yangın tehlikesine yol açacak hataları önlemek amacıyla hortumların durumu son kez gözlenir.
- Yakıt verme işlemi başlatılır. İstenen oranlara uyacak şekilde (maksimum 50 PSI) yakıt verme basıncı ve pompa hızı kontrol edilir.
- Yakıt verme işlemi tamamlanınca ikmal hortumu ve topraklama / bağlama kabloları uçaktan ayrılır.

3.3. Yakıt Boşaltma İşlemleri

Uçak, yakıt tanklarının boşatılmasını gerektirecek bakıma alınacak ya da uzun süre park yerinde bekleyecekse yakıt tanklarının boşatılması gerekir. Kokpit panelinde üç konumlu bir selektör nub vardır. Bu nub'un üzerinde off, refuel ve defuel seçenekleri vardır. Uçağın yakıtı boşatılacaksa defuel seçeneğine getirilir. Bu seçenek, yakıt tanklarındaki yakıtın başka bir uçağa ya da yakıt tankına aktarılması için kullanılır.

Uçakta merkez tank, sağ kanat tankı ve sol kanat tankı olmak üzere üç tank bulunur. Hangisinden yakıt boşatılacaksa kokpit kontrol panelinden seçilmelidir. Bu işlemin sonunda booster pompalar yakıtı basınçlandırarak tahliye eder. Yakıt boşaltma işlemi yapılacağıında zaman kazanmak için başka bir uçağın yakıt tankı da aynı zamanda doldurulur. Yakıt boşaltma işlemi hangarda yapılmaz.



Grafik 3.4 Yakıt tankında boost pump'ın yeri

4. UÇAK YAKITLARI

Havacılıkta kullanılan yakıtlar petrol bazlı ürünlerin enerji elde edilmesi için kullanılan özel bir çeşididir. Isıtma, karayolu taşımacılığı gibi daha az kritik uygulamalara göre kullanılan yakıt daha kaliteli olmalıdır. Donma ve patlama gibi risklerin azaltılması için katkı maddeleri içerir.

Avgas (Aviation Gasoline): Uçak benzini, pistonlu uçak motorlarında kullanılan havacılık yakıtıdır.

Jet Fuel: Pistonlu uçak motorlarının yerine daha geliştirilmiş olan jet motorlarının kullanılması, benzinin yerine, jet yakıtının kullanılmasını gerekli kılmıştır. Jet Yakıtı kurşunsuz kerosen (Jet A-1), ya da nafta-kerosen karışımı (jet B) dayalı bir saman rengi açık yakıttır. Jet yakıtı, gazyağı türü sınıfından olup ismi kerosen olarak tanımlanır. Jet motoru devamlı bir yanına ile çalıştığından alevlenme noktasının yüksek olması gerekir. Bu da jet yakıtlarında 44 °C civarındadır.

Uçaklar hava olaylarından kurtulmak, yakıt tasarrufu ve sürtünme gibi bazı etkenlerden dolayı yüksek irtifalara çıkmak zorundadır. Bu yüzden jet yakıtının donma noktasının yüksek olması gerekmektedir. Bu donma noktası - 50 °C civarındadır.

Uçak yakıtlarında binden fazla kimyevi madde bulunur, özellikle hidrokarbonlar (parafinler, olefinler, naften ve aromatik) bunların yanı sıra katkı maddeleri, örneğin oksit gidericiler ve metal deaktivate madde karışımlarını içerir. Temel bileşenler n-heptan ve izooktan içerir.

Bir uçak yakıtı; Pratik olarak uzun zaman depo edilebilir ve soğuğa dayanıklı olmalıdır. Yapışkan olmamalıdır. Korozyon etkisi yapmamalıdır. Temas ettiği yüzeyleri olmamalıdır.

Yeter derecede uçucu olmalıdır, Yanma değeri iyi olmalıdır, Vuruntuya karşı dayanıklı olmalıdır, Artık bırakmadan yanmalıdır, Her an kullanılabilme olanağı sağlamalıdır, Hava ile kolayca ideal biçimde karışabilmelidir.

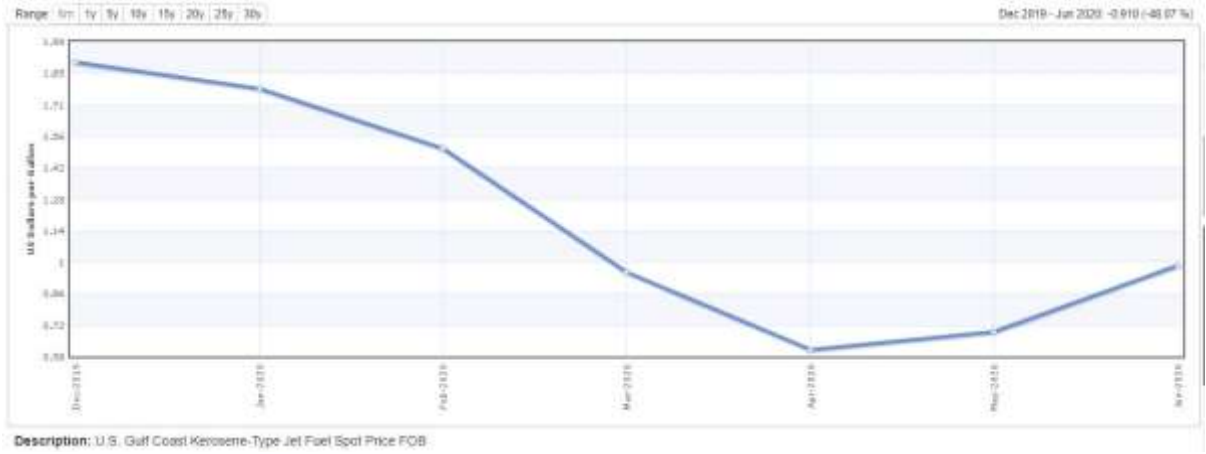
4.1.1. Ortalama Enerji Miktarları

BP Avgas 80, 44.65 Mj/kg, yoğunluk 15 °C 690 kg/m³

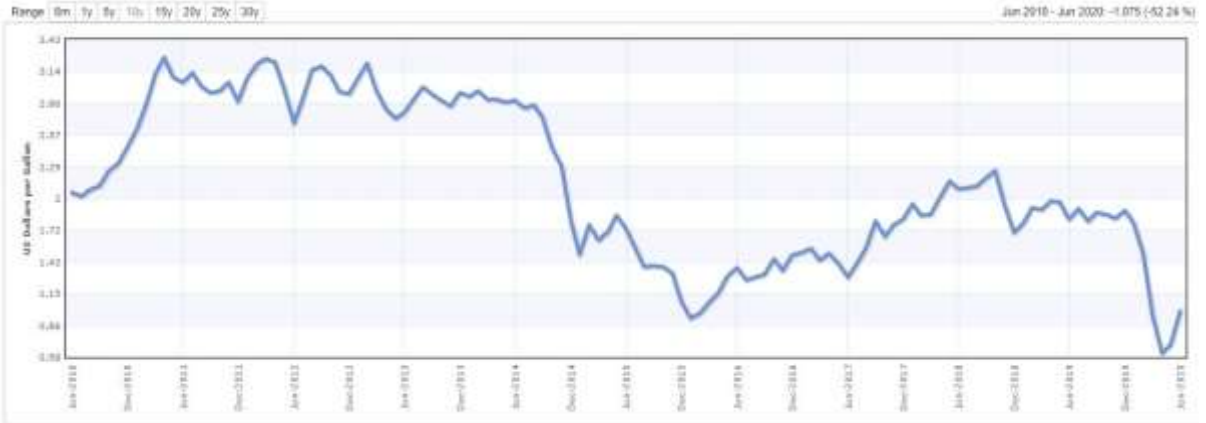
Kerosen BP Jet A-1, 43.65 Mj/kg yoğunluk 15 °C 804 kg/m³

Kerosen BP Jet TS-1 43.2 Mj/kg, yoğunluk 15 °C 787 kg/m³.

4.1.2. Uçak Yakıt Fiyatları



Grafik 4.1 Kerosen Jet Yakıtı Fiyatları Son 6 ay



Grafik 4.2 Kerosen Jet Yakıtı Fiyatları Son 10 yıl

4.2. YOLCU UÇAKLARINDA KULLANILAN MOTOR TIPLERİ

Motor: Aldığı herhangi bir enerji türünü mekanik enerjiye çeviren alete motor denir .

Uçaklarda kullanılan motorların iki ana görevi vardır, Bunlardan biri, kalkış yapan bir uçağın yer sürüklemesinin yenilerek uçağın ivmelendirilmesi, diğeri de uçağın öngörülen hızlarda uçuşu esnasında meydana gelen sürüklenme kuvvetine eşit bir çekme kuvveti (veya tepki) sağlanmasıdır.

Uçak motorlarının diğeri fonksiyonları ise

Hidrolik güç sağlamak

Elektrik gücü sağlamak

Bleed havası sağlamak (pnomatik sistem için)

Uçaklarda kullanılan motorlar hafif, güvenilir, ekonomik, az gürültülü ve sürüklenmesi minimum düzeyde olmalıdır.

Uçaklarda kullanılan motorlar, Pistonlu motorlar ve Jet Motorları olarak 2 bölüme ayrılırlar. Jet Motorları (Gaz Türbinli Motorlar) ise Turboprop Motorlar, Turboshaft Motorlar, Turbojet Motorlar, Turbofan Motorlar ve Termojet Motorlar olarak 5 grupta incelenebilir.

4.2.1. Pistonlu Motorlar:

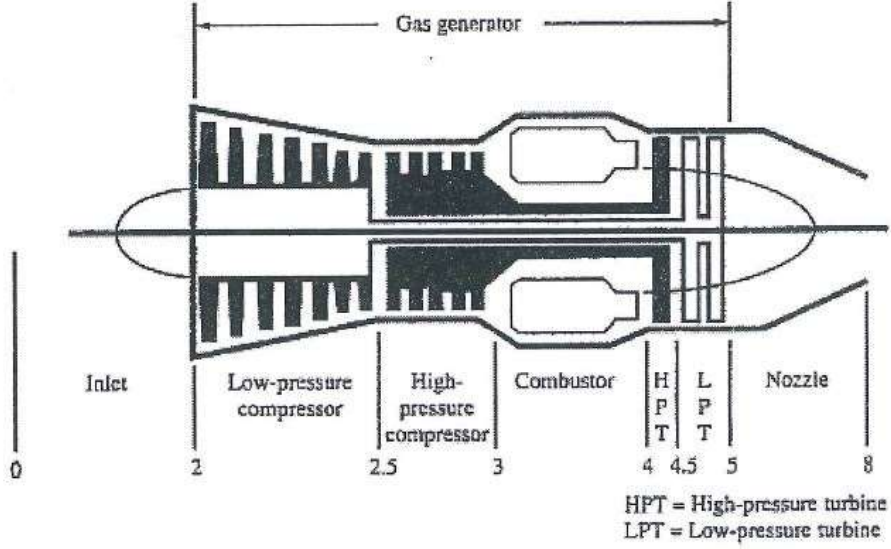
Uçaklarda ilk kullanılan motor tipidir. Motorda tahrik edilen bir propeller vardır. Gaz türbinine göre tasarımı daha basittir ve yakıt verimi daha yüksektir. Gaz türbinine göre dezavantajlar' ise, yüksek irtifalarda performansının daha düşük olması ve daha fazla güç elde etmek istendiğinde bunu karşılayacak motor boyutlarının çok büyüklük olması gereğidir. Bunun sonucu olarak çok küçük uçaklarda kullanılan motor tipi olarak karşımıza çıkar.

4.2.2. Gaz Türbinli Motor:

Yüksek irtifalarda çalışmaya uygundur thrust tork ve bleed havası sağlarlar uçakta yüksek hıza olanak sağlarlar.

4.2.3. Turbojet Motor:

Uçaklarda ilk kullanılan gaz türbinli motor tipidir yüksek uçak hızlarına ulaşmak mümkündür. Ancak bunu sağlayabilmek için çok yüksek eksoz gazı hızları gerektiğinden, çok gürültülü çalışırlar ve çok fazla yakıt gereksinim duyarlar.

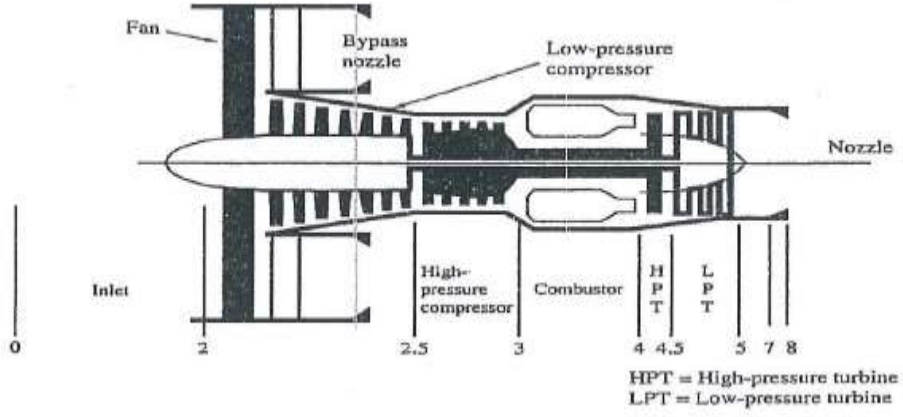


Grafik 4.3 Turbojet motorunun ve bileşenlerinin analizi

Turbojet motorlara örnek olarak F-4 Phantom II ve B-58 uçakları gösterilebilir.

4.2.4. Turbofan Motor:

Modern uçakların çoğunda kullanılır. Yüksek verimlidirler, yüksek uçak hızlarına elverişlidirler, turbojet motorunun geliştirilmiş şeklidir.

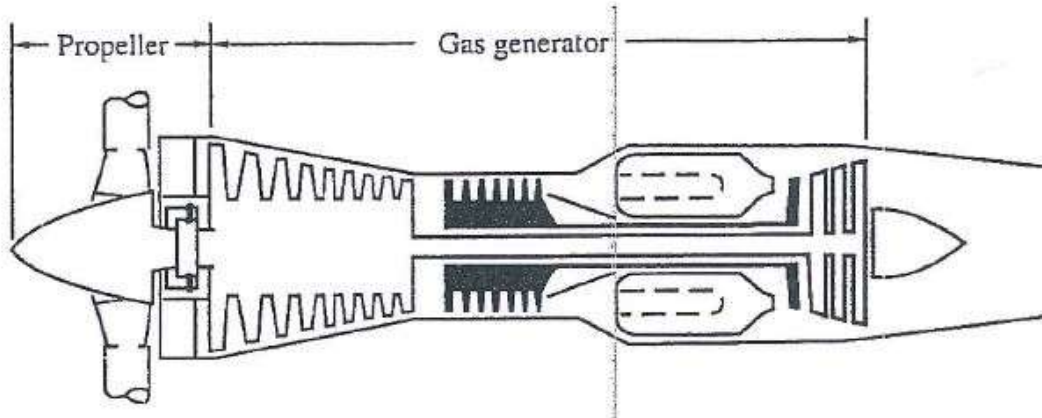


Grafik 4.4 Turbofan motorunun ve bileşenlerinin analizi

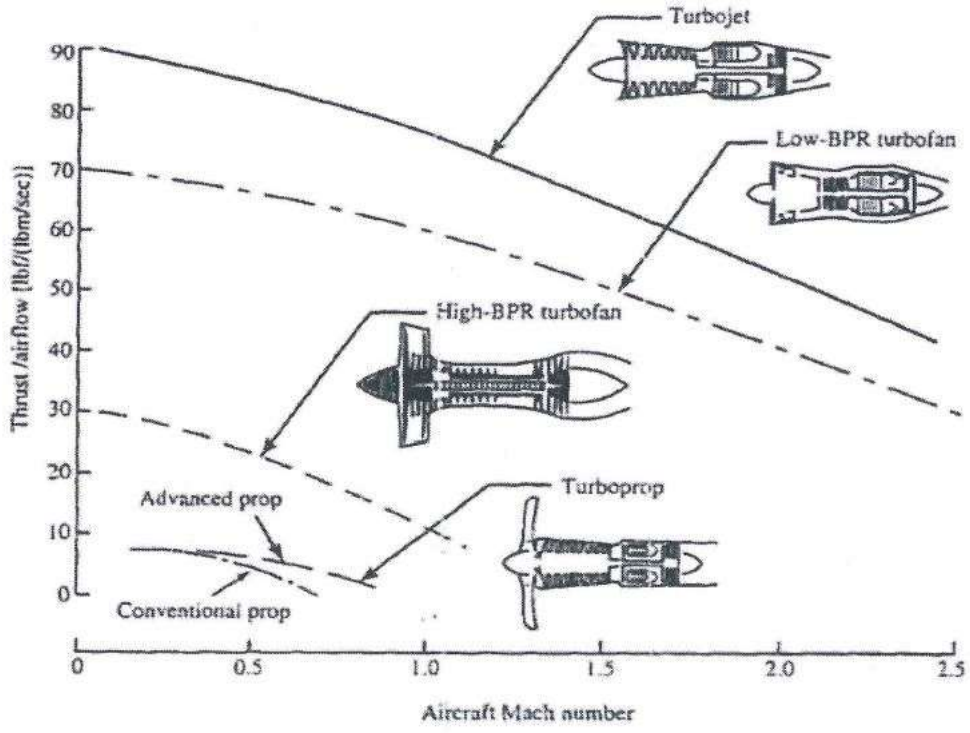
4.2.5. Turboprop ve Turboşaft Motor:

Sadece Şaft gücü üretecek şekilde tasarlanan motorlardır. Motor bir propeller ile tahrik eder. Küçük uçaklarda kullanılır., Uçak hızı ve yakıt verimi arasında iyi bir uyum sağlamıştır.

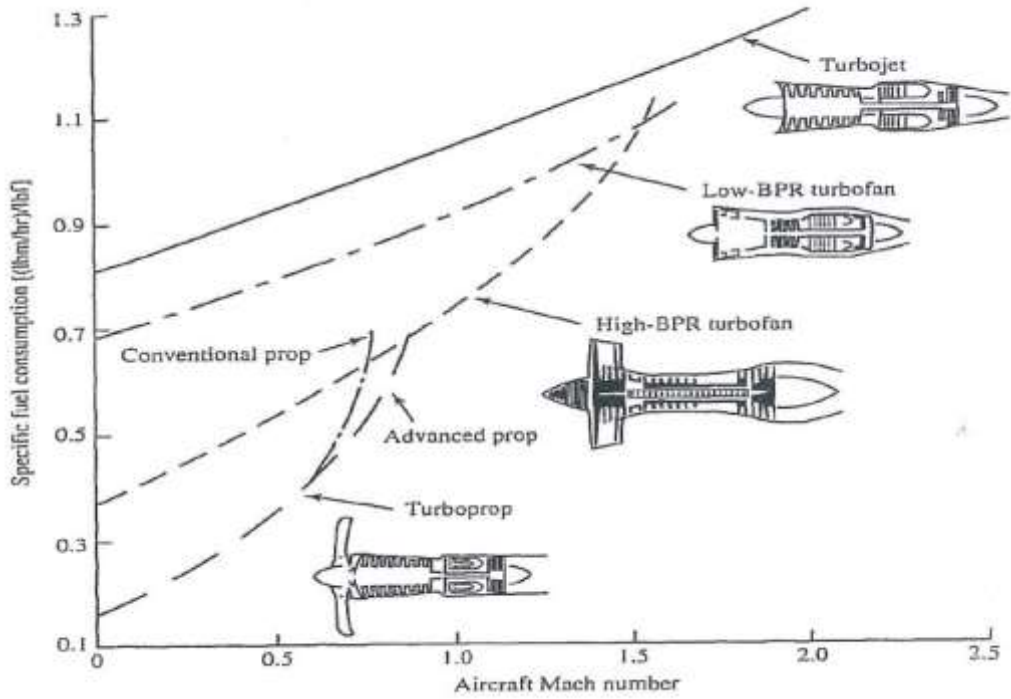
Ses kızına yaklaşan hızlarda sıkışabilirlik etkileri başlar ve pervane aerodinamik verimini yitirir. Bu durumda Turbofan daha başanlıdır.



Grafik 4.5 Turboşaft motorunun ve bileşenlerinin analizi



Grafik 4.6 İtiki- Mach ilişkisi



Grafik 4.7 Özgül Yakıt Tüketimi — Mach ilişkisi

5. UÇUŞ ÖNCESİ VE SONRASI YAKIT TASARRUFU.

5.1. UÇUŞ ÖNCESİ YAKIT TASARRUFUNU ETKİLEYEN FAKTÖRLER.

Performans, çeşitli alanlarda bir uçağın yeteneğini ve başarımını ifade eden bir terimdir. Performansın en önemli elementleri: Kalkış ve iniş mesafesi, tırmanış, tavan, yük, menzil, hız, manevra kabiliyeti, stabilite oranı ve yakıt performansdır.

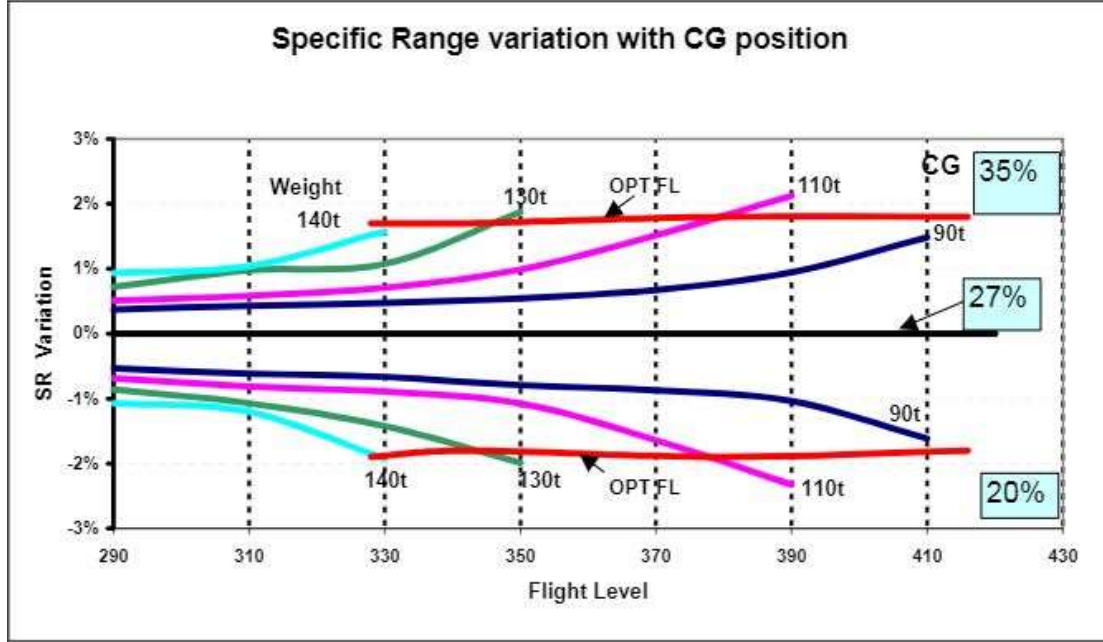
Uçuş öncesi yakıt tüketimini bazı yer faaliyetleri etkilemektedir. Bu faaliyetler uçağın hareket halindeki yakıt tüketimi ve tasarrufu ile karşılaştırıldığında çok daha az tasarruf sağlamaktadır. Fakat yer hizmetleri açısından bir önem ve titizlik alışkanlığını gerektirmektedir.

Uçuş öncesi durumda incelenecek bölümler:

- Ağırlık Merkezi
- Aşırı Kalkış ağırlığı
- Uçuş Planlama
- Taksileme
- Yardımcı Güç Ünitesi (APU)
- Yakıt Doldurma

5.1.1. Ağırlık Merkezinin Yakıt Tüketimine Etkisi

Brüt ağırlığı, kuru çalışma ağırlığı, yük ve yakıt toplamı ağırlığı uçağın ağırlık merkezi kuvvetlerini oluşturur.



Grafik 5.1 Özgül Menzil ve Ağırlık Merkezi ilişkisi

Birim ağırlık başına mesafe miktarı (specific range nm her kg yakıt için) ve ağırlık merkezinin yerine göre değişimini yukardaki grafik göstermektedir. Bunda %27 optimum veri olarak alınmış ve diğer miktarlar buna referans olarak aynı mach hızında ortaya konmuştur. Burada %35'lik grafik uçağın ağırlık merkezinin daha arkada olmasını , %20'lik grafikler ise ağırlık merkezinin daha önde olduğunu gösterir.

Tablo 5.1 Çeşitli Uçak Tiplerinin Yakıt Tüketiminin Ağırlık Merkezi ile Değişimi

Aircraft Type	Aft CG(35-37%)	Fwd CG(20%)
A300-600	+1.7%	-0.9%
A310	+1.8%	-1.8%
A330	+0.5%	-1.3%
A340	+0.6%	-0.9%

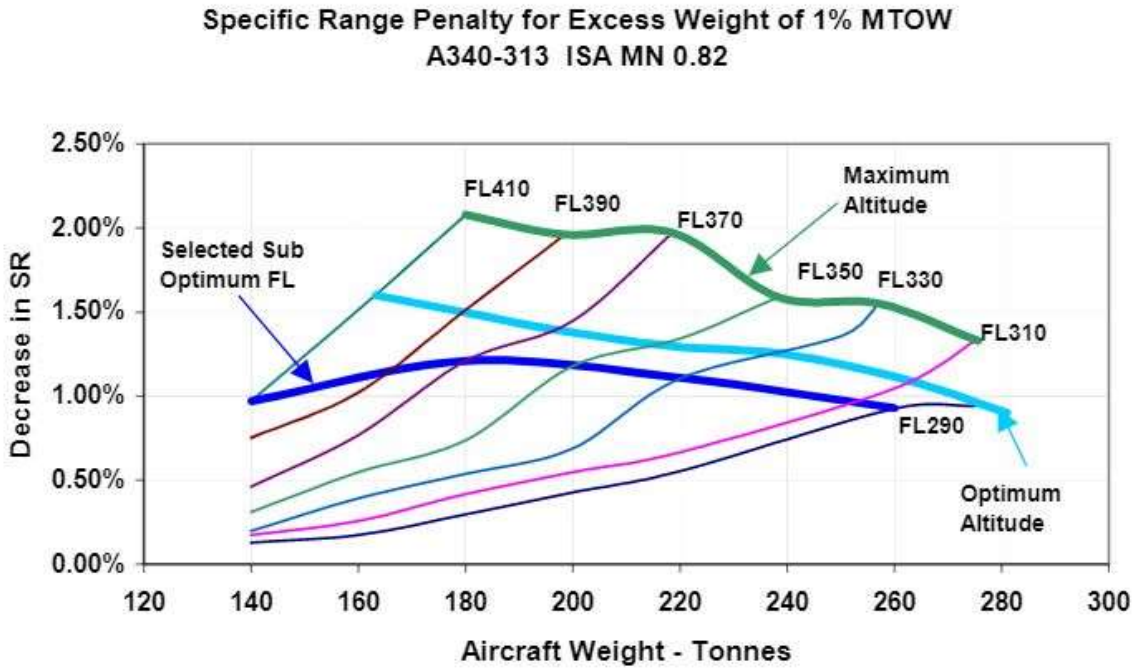
Yukarıdaki tabloda özet olarak Airbus A300-203, A300-600, A330, A340 uçaklarının referans olarak %27 alınan ağırlık merkezine göre daha arkada bulunan (Aft) %35-37 ve daha önde bulunan Fwd %20 noktaların yakıt tüketimi miktarlarını yüzde olarak ifade etmektedir.

5.1.2. Aşırı Kalkış Ağırlığının Yakıt Tüketimine Etkisi:

Yakıt tasarrufu sağlamanın başka bir yolu ise aşırı kalkış ağırlığından kaçınmaktır. Kalkış ağırlığı uçağın boş ağırlığı, yük ve yakıttan oluşmaktadır. Kalkış ağırlığının tam olarak bilinmesi güvenlik için önemlidir ve aşırı yakıt konulmasını gerektirmez.

Birim yakıt ağırlığına bağlı menzil (Specific Range), belirli irtifada uçuş, hız ağırlığa bağlıdır. Daha ağır bir uçak daha fazla yakıt tüketimi demektir.

Hafif bir uçak optimum uçuş seviyesine yakıt tasarrufu sağlayarak daha erken ulaşabilir.



Grafik 5.2 Özgül Menzil —Aşırı Yükleme ilişkisi

Yukarıda ki grafik Airbus A340-313 uçağının %1 aşırı yüklenmiş 2600 kg seyir hali. (MTOW, Maximum takeoff weight). Bu grafik ağırlık ve irtifa ile özgül menzilin değişimini göstermektedir. Maksimum ve optimum irtifa seçilmiş alt optimum irtifa ile gösteriliyor. Örneğin 220 ton da optimum irtifa 350'nin hemen altında eğer 330 seçilirse %1 ekstra maksimum kalkış ağırlığının (MTOW) altında %1.2 azalacaktır.

Tablo 5.2 Aşırı Yükleme ile Değişen Rezerv ve Kayıp Miktarları

Aircraft types	Payload	Weight Increase	Stage	Fuel Penalty 1000nm/t	Fuel penalty per sector	Extra Reserves
A300-600	31000 kg	1705 kg	2000 Nm	93 kg	320 kg	100 kg
A310-300	26560 kg	1500 kg	2000 Nm	80 kg	240 kg	90 kg
A318	14650 kg	640 kg	1000 Nm	47 kg	30 kg	30 kg
A319	13000 kg	590 kg	1000 Nm	85 kg	50 kg	40 kg
A320	17200 kg	735 kg	1000 Nm	82 kg	60 kg	45 kg
A321	19100 kg	890 kg	1000 Nm	62 kg	55 kg	50 kg
A330-200	29800 kg	2300 kg	4000 Nm	49 kg	460 kg	100 kg
A330-300	29800 kg	2300 kg	4000 Nm	47 kg	440 kg	100 kg
A340-200	29000 kg	2535 kg	6000 Nm	74 kg	1130 kg	170 kg
A340-300	29000 kg	2535 kg	6000 Nm	87 kg	1330 kg	230 kg
A340-500	35700 kg	3680 kg	6000 Nm	64 kg	1410 kg	210 kg
A340-600	42250 kg	3650 kg	6000 Nm	65 kg	1420 kg	210 kg

Yukarıdaki tablo aşırı yükleme durumunda 1 ton/1000 nm ve MTOW'nun %1 etkisi altında uçakların optimum yükseklikte, maksimum yolcu ve ağırlık kapasitesi verilerini varsayarak elde edilmiştir.

5.1.3. Yüklenmiş Yakıt:

Yakıt, aşağıdaki nedenlere uçağa yüklenir:

- Çalıştırma Yakıtı
- Taksi Yakıtı
- Uçuş Yakıtı
- Rezerv Yakıt
- Taşıma için Yakıt
- APU Yakıtı

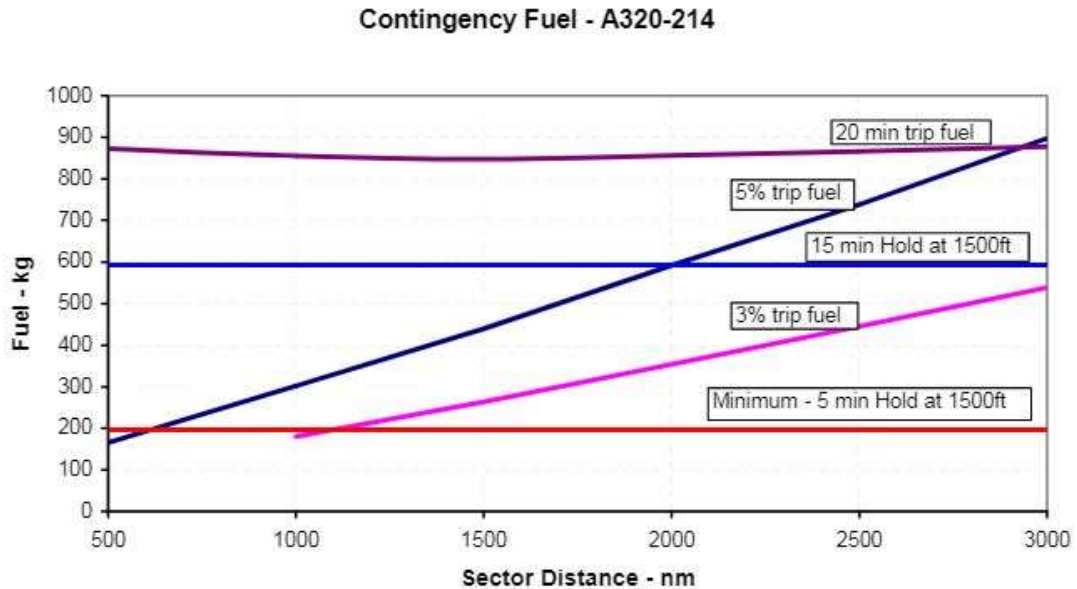
5.1.4. Uçuş Planlama

İyi bir uçuş planlama, optimum bir rota, ekonomik kriterleri sağlayan parçalar, hız ve irtifa kriterleri ile oluşur. ATC (Air Traffic Control) kısıtlamaları dikey tırmanma, iniş oranlarını belirtmektedir. Tırmanış, iniş, seyir uçuş seviyeleri operatör kriterlere göre optimize edilmelidir.

JAR (Joint Aviation Requirement) OPS, birçok olasılığa tanım getirmektedir. 2 gruba ayrılabilir bu kıstaslar:

1. Standart atmosfer şartlarında 5 dakika 1500 feet yükseklikte tutmak.
2. a) %5 trip yakıtı.
b) %3 alternatif bir havaalanına ulaşımı sağlayabilmeli.
c) Standart atmosfer şartlarında 15 dakika 1500 feet yükseklikte tutmak.
d) 20 dakika trip yakıtı, Yolculuk yakıt tüketimine göre.

Yukarıda b, e, d şıkları uçuşa elverişlilik onayı gerektiren ve c, d şıkları yakıt ile yakıt tüketimini takip gerektiren kıstaslardır. Bu şartlar en olumsuz olasılıklar dahilinde belirlenmişlerdir.



Grafik 5.3 Yakıt-Menzil ilişkisi

Yukarıdaki grafikler A320 için farklı mesafelerde farklı yakıt kontenjanlarını göstermektedir.

5.1.5. Taksilemek

Taksilemek (Taxiing) taksi yapmak, bir hava taşıtının kendi gücünü kullanarak yerde hareket etmesidir. Hareket ettiği yerlere genel olarak taksi yolları denir.

Taksi gerçek zamanlı olarak hesaplanmalı standart tahminleri gerektiği gibi değiştirilmelidir. Jet motor performansı uçuş koşulları için optimize edilmeli, havaalanı boyutu ve sıklığı göz önünde bulundurularak olabilecek yakıt ve zaman kaybı tahmininde bulunulmalıdır.

Tablo 5.3 Taksileme -Yakıt Sarfıyatı ilişkisi

Fuel savings with Engine out taxi

Aircraft types	12 minutes taxi (all engines)	12 minutes taxi (8 with engine out)	Engine Out taxi savings
A300-600	300kg	200kg	100kg
A310	240kg	160kg	80kg
A318	120kg	80kg	40kg
A319	120kg	80kg	40kg
A320	138kg	92kg	46kg
A321	162kg	108kg	54kg
A330	300kg	200kg	100kg
A340-200/300	300kg	250kg	50kg
A340-500/600	420kg	350kg	70kg

Yukarıdaki tablo çeşitli uçak tiplerinin 12 dakikalık taksi yolunun 8 dakika kullanılmaması halinde yakıt sarfıyatını ve tasarrufunu göstermektedir.

5.1.6. Taşıma İçin Yakıt

Yakıt tüketimi için ideal olan gerekli minimum yakıtın taşınmasıdır. Fakat bazı durumlarda daha fazla yakıt taşımak daha ekonomik olabilir bu yakıt fiyatları ve ulaşım noktalarına göre değişkenlik taşımaktadır.

Taşıma Katsayısı:

$$k = \frac{\Delta TOW}{\Delta LW}$$

ΔTOW = Fuel Weight

ΔLW = Transported Fuel Weight

Örneğin eğer $K=1.3$ ise 1300 kg yakıt depolanmış olsun 1000 kg ulaşım için kullanılmış ve 300 kg yakıt fazladan taşınan yakıt olmaktadır.

Fazla Yakıtın Maliyeti:

$$\Delta TOW \times P_d = \Delta LW \times K \times P_d$$

Taşınan Yakıt Maliyet Tasarrufu:

$$\Delta LW \times P_d$$

Uçuş Süresinde Olası Bir Artışın Yaratacağı Maliyet:

$$\Delta T \times C_h$$

Maliyet tasarrufu ekstra yakıt yüklü maliyet artı fazladan zaman maliyetini aşarsa ekstra yakıt taşımak yararlıdır.

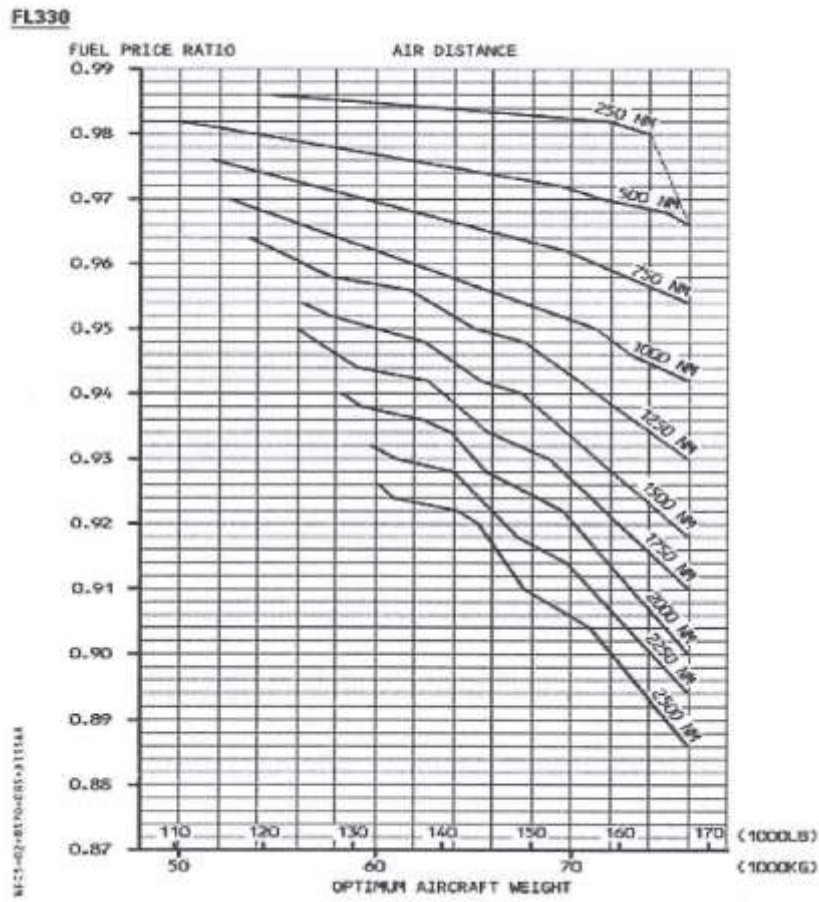
$$(\Delta LW \times P_d) > (\Delta LW \times K \times P_d) + (\Delta T \times C_h)$$

$$\Delta LW(P_d - K \times P_d) - (\Delta T \times C_h) > 0$$

Bu nedenle, $\Delta T=0$ ise ekstra yakıt taşımak uygun hale gelir, eğer kalkış yakıt fiyat oranı varış yakıt fiyat taşıma katsayısı K 'den daha yüksek ise:

$$\frac{P_a}{P_d} > K$$

Böylece ekstra yakıt taşıma iki havaalanı arasında bir akaryakıt fiyat farkı var olduğunda değerli olabilir. FCOM grafiklerinde ilk kalkış ağırlığı (ek yakıt olmadan), evre uzunluğu, yolcu uçuş seviyesi ve yakıt fiyat oranının bir fonksiyonu olarak yapılacak optimum yakıt miktarı belirlenmesinde yardımcı olur. Aşağıdaki grafik, bir A320 için bir ömektir.



Grafik 5.4 Yakıt Fiyat Oranı Uçak Ağırlığı ve Menzil İlişkisi

FCOM tablolarında, ilk kalkış ağırlığı (ek yakıt olmadan), etap uzunluğu, seyir uçuş irtifası ve yakıt fiyat oranı bir fonksiyonu olarak optimum yakıt miktarı belirlemede yardımcı olur. Bu grafik, bir A320 için bir örnektir.

5.1.7. APU (Auxiliary Power Unit) Yedek Güç Ünitesi

APU ana motorlar gibi mekanik özelliklere sahip otomatik çalışan elektrik ve güç sağlayan bağımsız gaz türbinleridir.

APU'nun görevleri genel olarak motor çalıştırma, air condition için gerekli havayı sağlama, uçak elektrik sistemi için gerekli elektriği sağlama.

APU yakıt tüketimi bütün uçağın tüketimi ile kıyaslanırsa çok küçük kalır. Bununla birlikte çeşitli operasyonel işlemler ve özel prosedürler ile APU kullanımında yakıt tasarrufu yapmak mümkündür.

Tablo 5.4 Çeşitli Uçak Tiplerinde değişik APU Modellerinde Farklı Safhalarda Yakıt Tüketimi

Aircraft Type	APU Model	RTL	RTL	Min ECS	Max ECS
			Max EL	Max EL	Max EL
A320 family	36-300	70 kg/hr	85 kg/hr	105 kg/hr	125 kg/hr
A320 Family	131-9A	75 kg/hr	95 kg/hr	115 kg/hr	125 kg/hr
A330, A340	331-350	120 kg/hr	140 kg/hr	175 kg/hr	210 kg/hr
A340-500/600	331-600	160 kg/hr	180 kg/hr	225 kg/hr	290 kg/hr

Yukarıdaki tabloda yerde çeşitli APU modellerine bağlı yakıt tüketimi, minimum tüketim RTL (ready to load) durumunda ve buna dahi olarak EL (electrical load), ECS (environmental condition sytem) ve çevresel şartların en yüksek ve en düşük hallerini göstermekle beraber bunun yakıt artışında ortaya koyduğu miktarı.

APU prosedürleri her uçuşta 180 kg/saat yakıt akışı gerçekleştirmektedir bu da yılda ortalama 3000 kg yakıt tasarrufu sağlamaktadır.

Tablo 5.5 APU Yerine Motor Kullanılması Durumunda Yakıt Sarfiyatının Değişimi

Extra fuel when using Engine instead of APU

Aircraft Type	A.P.U. type	Engine FF kg/hr/eng	APU FF kg/hr	Extra Fuel for 1 minute
A300 GE	331-250	520	150kg	6kg
A310 GE	331-250	520	150kg	6kg
A320 family CFM	36-300	300	105kg	3kg
A330 GE	331-350	520	175kg	6kg
A330 RR	331-350	720	175kg	9kg
A340 CFM	331-350	300	175kg	2kg
A340 RR	331-600	480	275kg	4kg

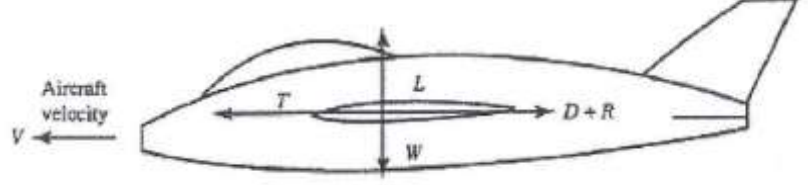
Tablo APU'nun yapacağı prosedürler yerine uçakta bulunan motorların yapması halinde ekstra yakıt kaybını ifade etmektedir. Özet olarak yukarıdaki tablo APU kullanımının yararlarını ifade etmektedir, APU kullanımı sadece yakıt tasarrufu değil aynı zamanda yer operasyonlarında zaman tasarrufu da sağlamaktadır.

5.2. UÇUŞ ESNASINDA YAKIT TÜKETİMİ VE TASARRUFU

Uçak pistten ayrılıp kalkışa geçtiği andan itibaren yakıt ekonomisinin en büyük bölümü başlamış olmaktadır. Bu bölüm 6 parçada incelenebilir:

- Kalkış ve İlk Tırmanış
- Tırmanma
- Seyir
- İniş
- Holding
- Yaklaşım

5.2.1. Yatay uçuş halinde etkileyen kuvvetler



Enerjinin korunumu:

$$[T - (D + R)]V = W \frac{dh}{dt} + \frac{W}{g} \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2} \right) \quad (2.1)$$

Enerji Yüksekliği:

$$Z_e = h + \frac{V^2}{2g} \quad (2.2)$$

Ağırlığa Özgül Güç Fazlası:

$$P_s = \frac{dZ_e}{dt} \quad (2.3)$$

Başarım Denklemi:

$$\frac{T - (D + R)}{W} = \frac{P_s}{V} = \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) \quad (2.4)$$

5.2.2. Yakıt Tüketiminin Genel Teorik Hesaplamaları”

Yakıt tüketimi hesaplanması iki farklı yolla yapılmaktadır birincisi Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC) diğeri ise Power Specific Fuel Consumption (SFC)'dir. TSFC Newton kullanır SFC ise horsepower (beygir gücü) kullanır. TSFC jet motorları için bir sabit SFC ise pistonlu ve tuboprop motorlar için.

Uçağın ağırlığı yakıt tükettikçe azalır. Yakıt tüketim hızı da, motorun bağlanmış itkisine ve bağlanmış itkiye özgü! yakıt tüketimine (Thrust Specific Fuel Consumption) bağlıdır.

$$\frac{dW}{dt} = \dot{w}_f = -\dot{m}_f \frac{g_0}{g_c} = -T(TSFC) \left(\frac{g_0}{g_c} \right) \quad (2.5)$$

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{T}{W}(TSFC)\left(\frac{g_0}{g_c}\right) dt \quad (2.6)$$

İvmeli Uçuş

İtki (T)'nin sürüklenme (D+R)'den fazla olması hali

$$\frac{T}{W} = \frac{P_s}{V[1 - (D + R)/T]} \quad (2.7)$$

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{TSFC}{V\left(1 - \frac{D+R}{T}\right)} \frac{g_0}{g_c} dZ_e = -\frac{TSFC}{V\left(1 - \frac{D+R}{T}\right)} \frac{g_0}{g_c} d\left(h + \frac{V^2}{2g}\right) \quad (2.8)$$

5.2.3. İtkiye Özgül Yakıt Tüketimi

Boyutsuz sıcaklık (irtifa bilgisi) ve uçuş mach sayısına bağlı olarak farklı çevrimlerin yaklaşık itkiye özgül yakıt tüketimleri:

a) High bypass-ratio turbofan:

$$TSFC = (0.4 + 0.45M_0)\sqrt{\theta}$$

b) Low— bypass- ratio, mixed —flow turbofan

Military and lower power settings:

$$TSFC = (1.0 + 0.35M_0)\sqrt{\theta}$$

Maximum power settings:

$$TSFC = (1.8 + 0.30M_0)\sqrt{\theta}$$

c) Turbojet:

Military and lower power settings:

$$TSFC = (1.3 + 0.35M_0)\sqrt{\theta}$$

Maximum power settings:

$$TSFC = (1.7 + 0.26M_0)\sqrt{\theta}$$

d) Turboprop:

$$TSFC = (0.2 + 0.9M_0)\sqrt{\theta}$$

5.3. KALKIŞ VE İLK TIRMANIŞ

Yakıt tüketimine kalkış esnasında direk etki eden birçok faktör bulunmaktadır: Hava koşulları, motorların yapısı ve dizilişi, uçağın ağırlığı, kalkış yapılan noktanın rakımı ve sıcaklığı.

5.3.1. Konfigürasyon

Bu etki yüksek flap/slat konfigürasyonu ile daha düşük flap/slat konfigürasyonu arasında yapılan kıyaslamada daha fazla yakıt tüketimine neden olmaktadır.

Tablo 5.6 Flap/Slat Konfigürasyonunun Yakıt Tüketimine Etkisi

Aircraft	Conf 2	Conf 3
A300/A310	1- 5kg	15kg
A320	3-5kg	8-13kg
A330	12kg	24kg
A340	30kg	50kg

Yukarıdaki tablo ful kalkış itkisine sahip Airbus uçak modelleri için örnektir. Conf 2 ve Conf 3 arasında % 5 fark vardır.

5.3.2. Speeds

Limitsiz tam gücün bitmesi sırasında, yüksek hızların kullanımı hızları optimize etmek yerine esnek olarak yalıtılmaya uygundur, gerçek sıcaklığa uygunluk ise 8 kg yakıt yakmayı azaltabilir.

5.3.3. Fleks İtki

Full itki kakışı flex itki ile karşılaştırıldığında daha az yakıt harcamaktadır. Düşük düzeyde artan zaman yakıt akışının düşük itme tarafından indüklenen hafif azalması anlamına gelir.

Tablo 5.7 Ful İtki ve Flex İtki ilişkisi

Aircraft	Conf 1+F	Conf 2	Conf 3
A300/A310	10kg	10kg	10kg
A320	1kg	5kg	5kg
A330	0	0	0
A340	5kg	20kg	25kg

5.3.4. Gürültülü Uçuş Yolu (Noise Flight Paths)

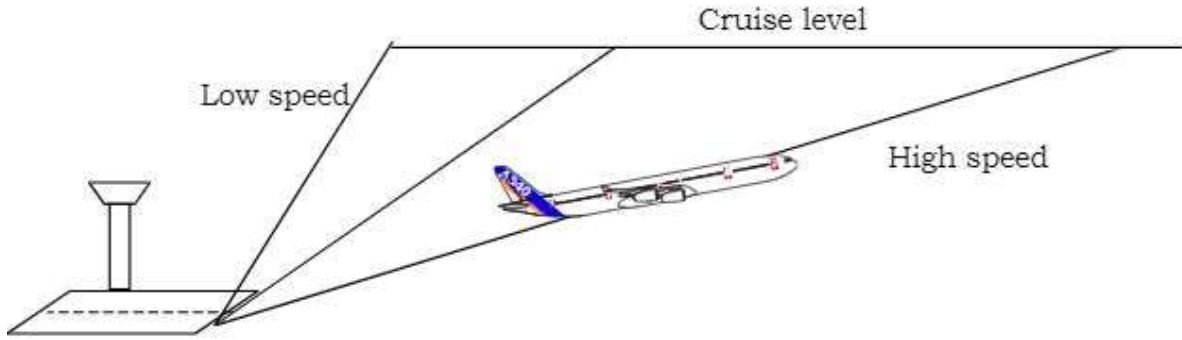
Yüksek zorlama ile 800ft seçilen ve en son 3000ft'e kadar temizlenmiş bir ICAO A tipi uçuş gürültü etkisi 1500ft'e kadar indirilmiş standart yakıt yakma gücüne karşılık bu genellikle yakıt yakıtımını yükseltir. Sabit bir yükseltiye gerçek uzaklık 5000ft olduğu söylenir, yapılandırma ile çok az değişik Temel etkisi farklı yüksek ve motorların deneyimli hız geçmiştir

Tablo 5.8 Noise Flight Paths Etkisi

Aircraft	Conf 1+F	Conf 2	Conf 3
A320	-4kg	+5kg	+2kg
A330	+100kg	+100kg	+115kg
A340	+90kg	+130kg	+125kg

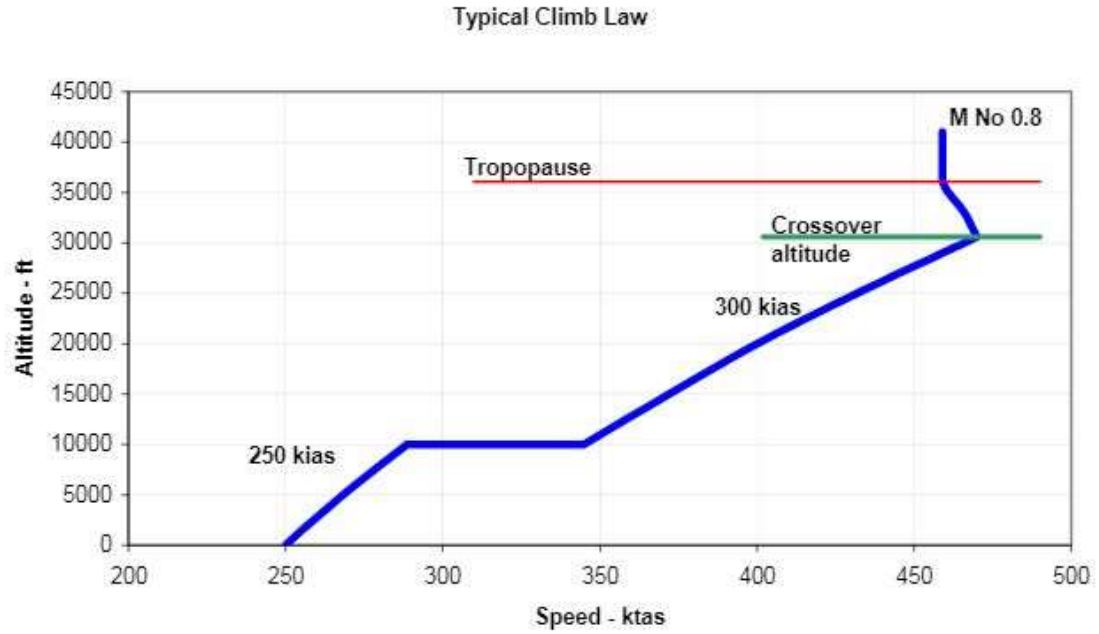
5.4. TIRMANIŞ

5.4.1. Giriş



Climb profiles

Tırmanış profili hareket yasalarına dayanmaktadır.



Grafik 5.5 Tırmanış Esnasında irtifa-Hız ilişkisi

Tırmanış esnasında IAS (Indicated air speed), gerçek uçuş hızı (TAS) ve mach sayısı artmakta ve troposfere girdiğinde TAS, mach sayısı ve IAS azalmaktadır.

Aktarma noktası (geçiş) yüksekliği sabit IAS tırmanmasından sabit mach sayısı tırmanmasına çevirdiğimiz yüksekliktir. Sadece seçilen IAS ve mach sayısına güvenilir, ISA değişiminin güvenilirmez.

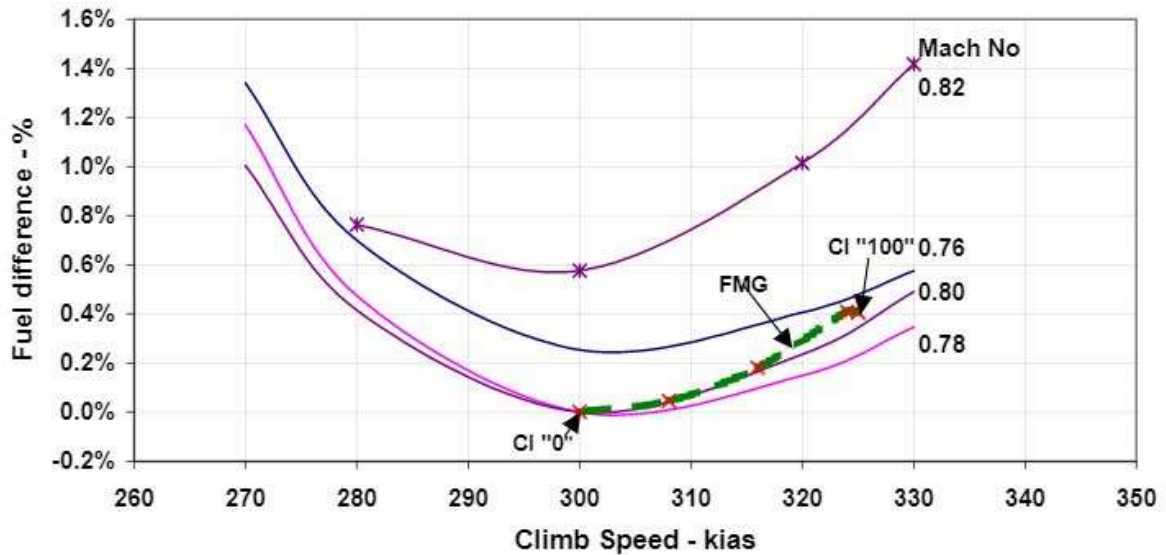
5.4.2. Tırmanış Tekniklerinin Yakıt Tüketimine Etkisi

Bu değerlendirme bütün Airbus yolcu uçağı tipleri için 35000ft'e bir tırmanma durumu için ivme ve sabit menzil baz alınarak yapıldı. Varsayılan seyir hızı A320 ailesi için 0.78 ve diğerleri için 0.8'dir.

Tablo 5.9 Referans Tırmanış Teknikleri ve Standart Tırmanış Özet Tablosu

Aircraft types	Speed law
A300-600	250kts/300kts/M0.78
A310 (GE)	250kts/300kts/M0.79
A310 (PW)	250kts/300kts/M0.80
A318/A319/A320/A321	250kts/300kts/M0.78
A330	250kts/300kts/M0.80
A340-200/300	250kts/300kts/M0.78
A340-500/600	250kts/320kts/M0.82

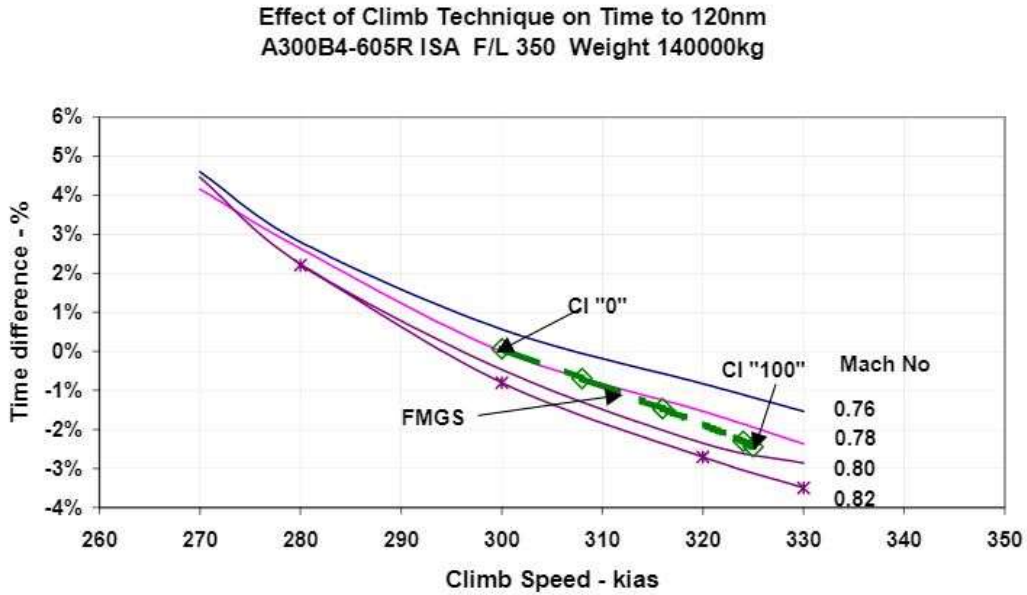
Effect of Climb Technique on Fuel to 120nm
A300B4-605R ISA F/L 350 Weight 140000kg



Grafik 5.6 Tırmanış Teknikleri Yakıt Değişiminin Yüzdesi ile Tırmanış Hızı İlişkisi

Yukarıda ki grafik belirli bir seyir ve mesafe tırmanış tekniklerine bağlı yakıt tüketimini ifade etmektedir.

Optimum tırmanış hızı ve maksimum tırmanış mach sayısı ile en düşük yakıt tüketimini göstermektedir. Standart teknik ile (300kt/0.78) 320kt/0.82 arasında %1 yakıt tüketimi farkı oluşacaktır.

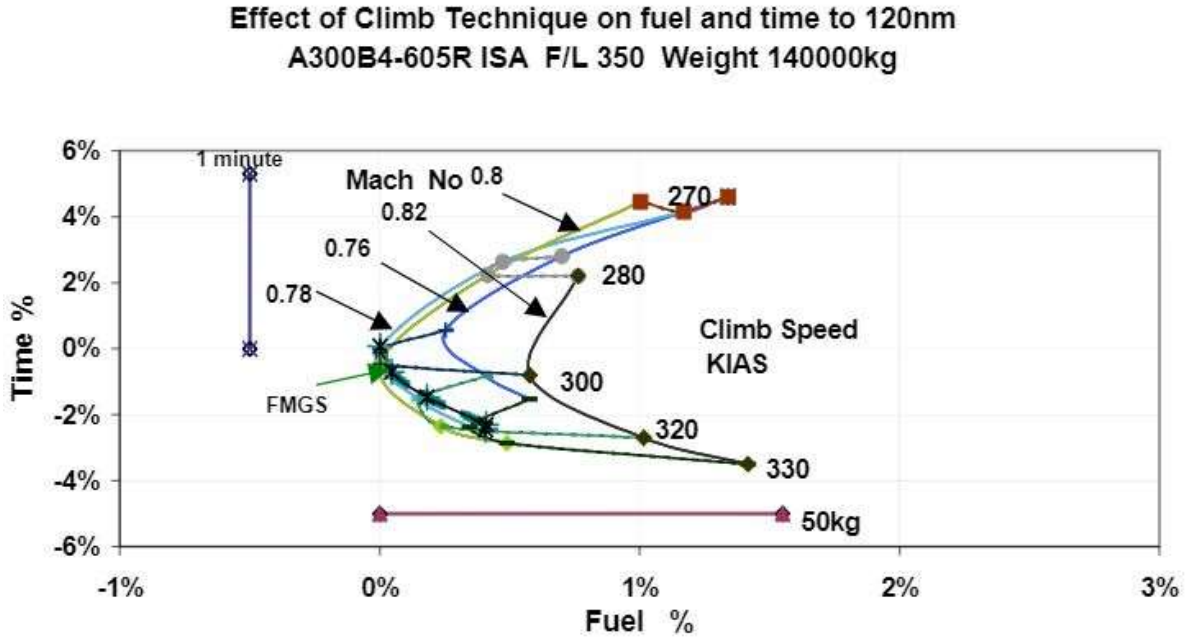


Grafik 5.7 Tırmanış Teknikleri Zaman Değişiminin Yüzdesi ile Tırmanış

Grafikteki zaman değişim karakteristiği bütün Airbus uçakları için geçerlidir. En iyi zaman en yüksek tırmanış hızını ve maksimum tırmanış mach sayısını içermektedir. Unutulmamalı ki, yavaş bir hızda tırmanmaya karşın uçak daha erken bir yükselti seyri alır ve bu daha hızlı bir seyir hızı gerektirir ve bir mesafeye verilmiş daha fazla seyir onu baştan başa yavaşlatır.

Airbus A310, A321 ve A330 aynı karakteri göstermekle beraber A300 en iyi yakıt tırmanış hızını 260 ve 280 knot arasında gerçekleştirmektedir. A340 uçağı en iyi yakıt tüketimi daha yüksek bir hızda (310-330 knot) göstermektedir. A310 ve A340 modelleri A300'e benzer olarak minimum yakıt sarfiyatını maksimum tırmanış mach sayısı olarak (0.78) göstermektedir. A340-500/600 uçakları için ise en iyi mach sayısı 0.8'dir. A320 ve A300 ailesi için ise 0.76 mach sayısı tırmanışta yakıt sarfiyatı için daha idealdir. Sonuç olarak A320 ailesi için düşük tırmanış hızı A340 ailesi için yüksek tırmanış hızı daha yararlıdır. Bu fark genel olarak 2 motorlu ve 4 motorlu olmalarından kaynaklanmaktadır. Çift motorlu uçaklar daha yüksek itkiye sahiptir.

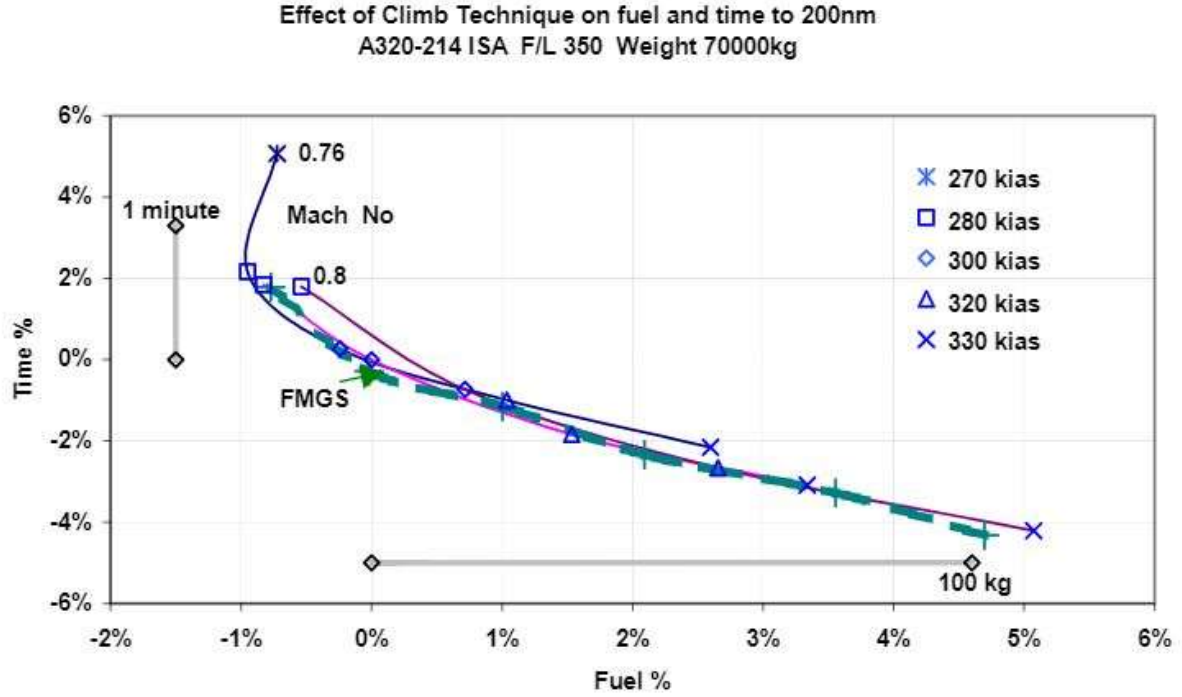
5.4.3. Yakıt Tüketimi ve Zaman Tırmanış Tekniği Arasındaki Korelasyon



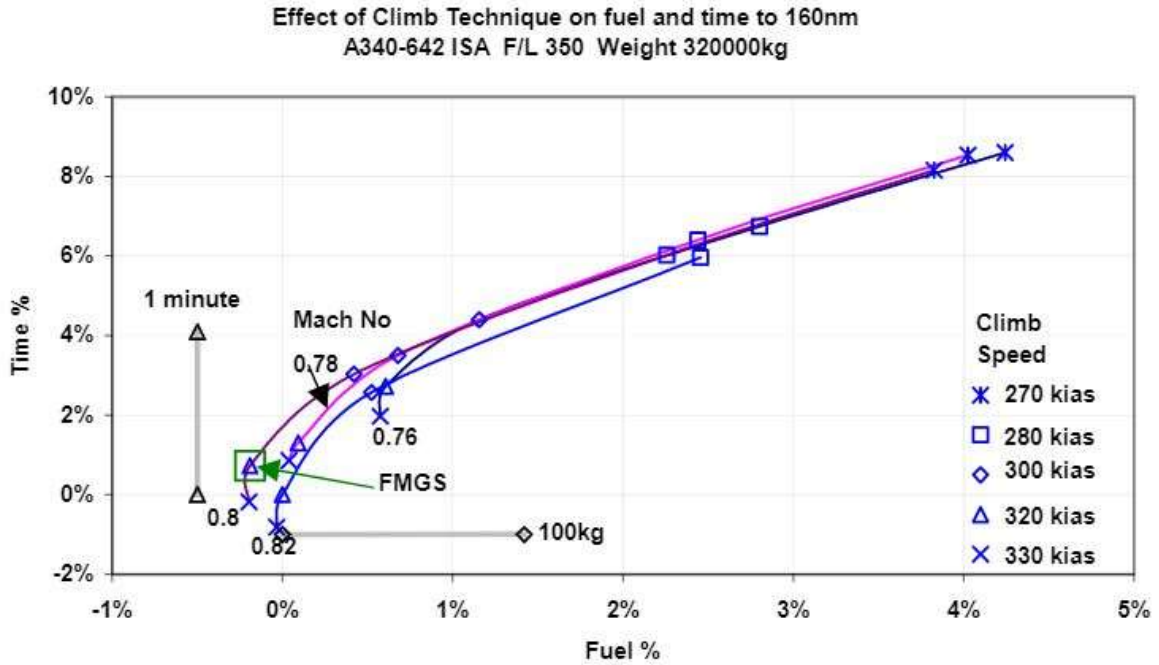
Grafik 5.8 Zaman ve Yakıtın Yüzdelerik Değişiminin Tırmanış Tekniği ile Olan Korelasyon

Yukarıdaki grafik zamanın ve yakıtın yüzdelerik değişimlerin karşılık belirli bir seyir mesafesinde tırmanış hızının ve maksimum mach sayısı ile standart tekniklerdeki bağlantısını göstermektedir.

En hızlı teknik (330/0.82) en az zamanı kullanmakta (%-3.2), en çok yakıtı harcamaktadır (% +1.5) ve en yavaş teknik (270/0.76) en çok zamanı kullanmakta (%+4.5) ve en yüksek yakıt tüketimine yakın (%+1.4) yakıt tüketmektedir. En az yakıtı 300/0.78 tekniği harcamaktadır.



Grafik 5.9 A320 Uçağının Zaman ve Yakıtın Yüzdelerik Değişiminin Tırmanış Tekniği ile Olan Korelasyonu



Grafik 5.10 A340 Uçağının Zaman ve Yakıtın Yüzdelerik Değişiminin Tırmanış Tekniği ile Olan Korelasyonu

5.4.4. Tırmanış Tekniklerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.10 Çeşitli Modellerde Tırmanış Hızının Yakıt Üzerindeki Etkisi

Effect of Climb Speed on Fuel

Aircraft	Climb Mach No.	Δ Fuel - kg				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A300	0.78	+40	+15	0	+5	+10
A310	0.79		+5	0	+5	+15
A318/A319/A320	0.78		-15	0	+30	+70
A321	0.78		-10	0	+25	+60
A330	0.80	+15	+5	0	+20	+35
A340-200	0.78	+45	+20	0	+10	+25
A340-300	0.78	+105	+50	0	-5	+20
A340-500/600	0.82		+135	0	-5	-10

Tablo 5.11 Çeşitli Modellerde Tırmanış Hızının Zaman Üzerindeki Etkisi

Effect of Climb Speed on Time

Aircraft	Climb Mach No.	Δ Time - minutes				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A300	0.78	+0.8	+0.5	0	-0.3	-0.4
A310	0.79		+0.5	0	-0.5	-0.6
A318/A319/A320	0.78		+0.5	0	-0.4	-0.8
A321	0.78		+0.8	0	-0.6	-1.0
A330	0.80	+0.9	+0.6	0	-0.4	-0.7
A340-200	0.78	+1.4	+0.8	0	-0.6	-0.8
A340-300	0.78	+1.5	+0.9	0	-0.6	-1.0
A340-500/600	0.82		+0.8	0	-0.6	-0.8

Tablo 5.12 Yakıt Tasarrufunun 2 Farkı Modele Dayalı Tırmanış Profil Göstergesi

AIRPLANE MODEL	TAKEOFF GROSS WEIGHT <i>Pounds (kilograms)</i>	PROFILE TYPE	TAKEOFF FLAP SETTING	FUEL USED <i>Pounds (kilograms)</i>	FUEL DIFFERENTIAL <i>Pounds (kilograms)</i>
717-200	113,000 (51,256)	1	13	4,025 (1,826)	-
		2		3,880 (1,760)	145 (66)
737-800 Winglets	160,000 (72,575)	1	10	5,234 (2,374)	-
		2		5,066 (2,307)	148 (67)
777-200 Extended Range	555,000 (249,476)	1	15	14,513 (6,583)	-
		2		14,078 (6,386)	435 (197)
747-400	725,000 (328,855)	1	10	21,052 (9,549)	-
		2		20,532 (9,313)	520 (236)
747-400 Freighter	790,000 (358,338)	1	10	23,081 (10,469)	-
		2		22,472 (10,193)	609 (276)

Tablo 5.13 Yakıt Tasarrufunun 2 Farkı Modele ve 2 Farklı Flap ayarına Dayalı Tırmanış Profil Göstergesi

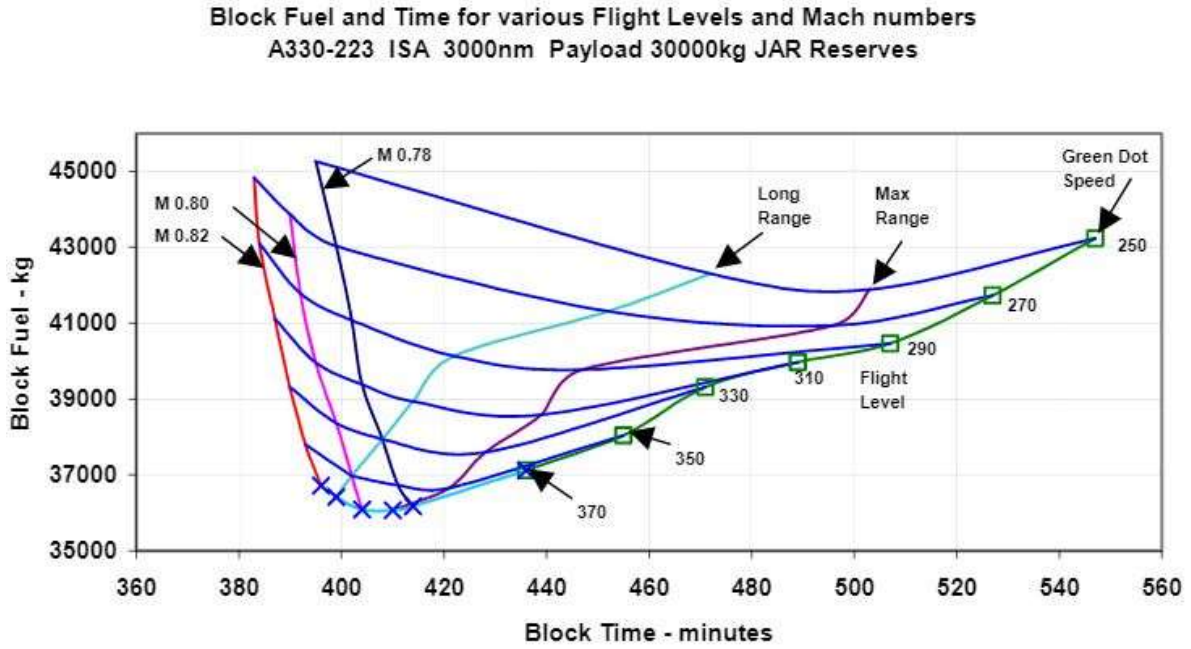
AIRPLANE MODEL	TAKEOFF GROSS WEIGHT <i>Pounds (kilograms)</i>	PROFILE TYPE	TAKEOFF FLAP SETTING	FUEL USED <i>Pounds (kilograms)</i>	FUEL DIFFERENTIAL <i>Pounds (kilograms)</i>
717-200	113,000 (51,256)	1	18	4,061 (1,842)	-
		2	5	3,859 (1,750)	202 (92)
737-800 Winglets	160,000 (72,575)	1	15	5,273 (2,392)	-
		2	5	5,069 (2,299)	204 (93)
777-200 Extended Range	555,000 (249,476)	1	20	14,710 (6,672)	-
		2	5	14,018 (6,358)	692 (314)
747-400	725,000 (328,855)	1	20	21,419 (9,715)	-
		2	10	20,532 (9,313)	887 (403)
747-400 Freighter	790,000 (358,338)	1	20	23,558 (10,686)	-
		2	10	22,472 (10,193)	1,086 (493)

5.5. YATAY UÇUŞ (SEYİR)

5.5.1. Giriş

Seyir safhası yakıt tüketimin ve tasarrufunun en önemli bölümüdür. Bir uçağın en fazla bulunduğu bölümdür ve bu bölümde en fazla yakıt tasarrufu sağlanabilir.

Seyir esnasında yakıt tüketimin etkileyen iki önemli değişken vardır seyir hızı (IAS veya mach sayısı) ve irtifa. Bu faktörleri tek bir tablo üzerinde gösterimi (standart tırmanış ve iniş prosedürleri kabul edilerek)



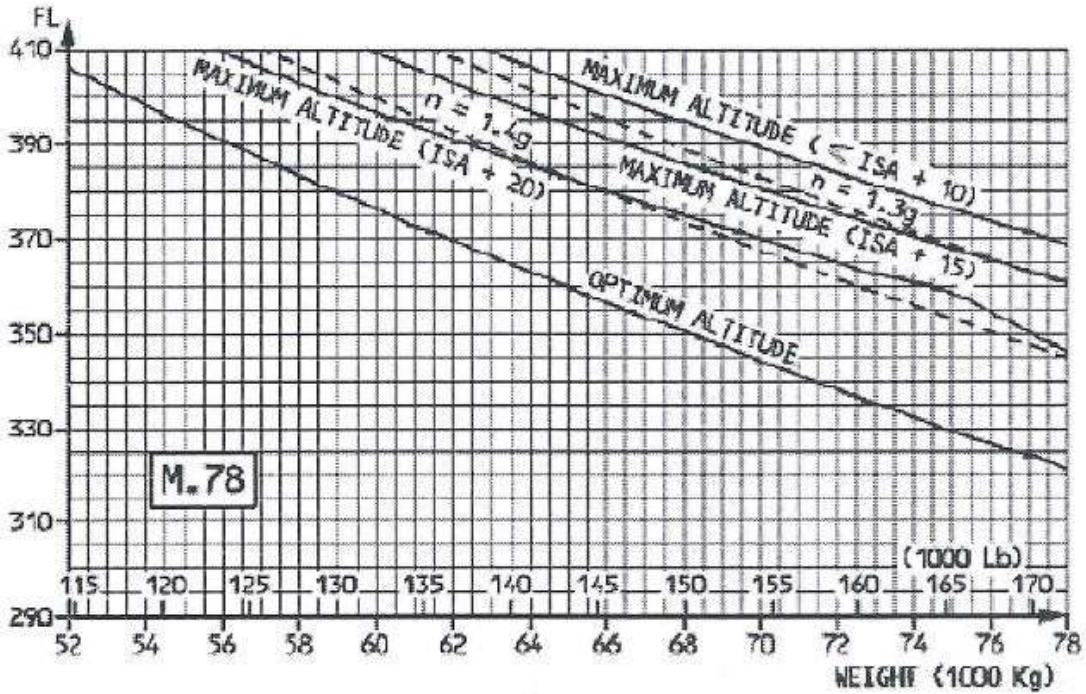
Grafik 5.11 İrtifa ve Mach Sayısına Göre Yakıt Zaman ilişkisi

Parametrelerin seyirinin doğru seçilmesi, yakıtı ya da işletme giderlerini esaslı olarak en aza indirmektir. Bu grafik, uçak daha yavaş uçtuğunda ya da daha hızlı uçtuğunda yakıt tüketiminin normal yasalarını gösterir. bu yasaların sınırları vardır yine de. Maksimum alan hızından daha aşağı uçmak optimum bir yükseklikten daha yüksek bir uçuş yapıyormuş gibi blok yakıtını yükseltecektir.

5.5.2. Optimum Seyir İrtifası

Uçuş planlama bölümlerinde FCOM optimum yükseklik 2 ya da daha fazla hız için olan seyir düzey çizelgesinde gösterilir. Bu çizelge ardı ardına sınırlanmış maksimum yükseklik performanslarını da performansları gösterir. Tipik bir FCOM çizelgesi optimum yüksekliğin değişimi ile aşağıda gösterilen bir hızın ağırlığını gösterir.

A318/319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING CRUISE LEVEL	2.05.20	P 2
		SEQ 205	REV 26



Grafik 5.12 Optimum İrtifa ve Ağırlık için Bir Hızda FCOM Çizelgesi

Optimum yükseklikte havadaki hızın etkisi normal seyir hızının sahasında çok önemli olmadığı not edilmelidir.

Yakıt tüketimini en aza indirmek için uçak optimum yükseklikte uçmalıdır. Yine de bu, her zaman mümkün değildir. Tırmanma ya da uygun seyir itişisi gibi performans sınırlamaları maksimum yüksekliğe ulaşabilir optimumun aşağısında tutabilir. Düşük ağırlıkta optimum yükseklik maksimum kanıtlanmış yüksekliğin üzerine çıkabilir. Ek olarak, hava trafik kontrol kısıtlamaları' uçuş düzeyini etkileyebilir.

Aşağıdaki tablo optimum yükseklikte uçmayan uçakların özgül menzil sapma alanını gösterir, mach sayısını 0.8 varsayarak. Her uçak gövdesi/motor birleşiminin farklı değerleri olduğu da not edilmelidir. Bunların ortalama degerler olduğu göz önünde bulundurulmalıdır ve farklı ağırlıklar/optimum yükseklik birleşimleri ile ufak değişimler gözlenebilmektedir

Tablo 5.14 Optimum Olmayan Mita İçin özgü' Menzil Sapmaları

Specific Range Penalty for not flying at Optimum Altitude

Aircraft	+2000ft	-2000ft	-4000ft	-6000ft
A300B4-605	2.0%	0.9%	3.4%	9.3%
A310-324	1.9%	1.4%	4.4%	9.3%
A318-111	0.7%	1.6%	5.0%	10.0%
A319-132	1.0%	3.0%	7.2%	12.2%
A320-211	**	1.1%	4.7%	9.5%
A320-232	1.4%	2.1%	6.2%	12.0%
A321-112	2.3%	1.4%	4.6%	15.2%
A330-203	1.8%	1.3%	4.2%	8.4%
A330-343	3.0%	1.0%	3.2%	7.2%
A340-212	1.4%	1.5%	4.0%	8.0%
A340-313E	1.5%	1.6%	5.2%	9.5%
A340-642	1.6%	0.6%	2.2%	5.1%

** Above Maximum Altitude

Eğer uçuş 2000ft optimum irtifa içindeyse bu durumda özgül menzil %2 oranında maksimum seviyesine ulaşmaktadır.

Optimum yüksekliğin, 33000ft olduğu bir ağırlıkta bir A340 313E düşünülduğünde. Eğer uçak FL 310 ile uçarsa, SR sapması düşünülen ağırlık için % 2.1'dir. Yine de 20800 kg yakılan bir yakıttan sonra, 400 nm'de seyahat ettiği sürede optimum yüksekliğin 35000ft'e yükseldiği uçağın sapması

Farklı yüksekliklerden dolayı, blok zamanında bir etki de vardır. Gerçek hava hızı artış/düşüş oranı 4kts,ya da her 2000ft için düşüş/artış oranı uygun uçuş irtifasında % 1 seviyesinde kalır.

5.5.3. İrtifa Değişimi Gecikmesi

Bir uçağın optimum irtifa çizgisine çeşitli nedenlerle mesela ATC kuralları ya da kıstasları, ulaşamaması halinde kaybettiği fazladan yakıt miktarlarıdır.

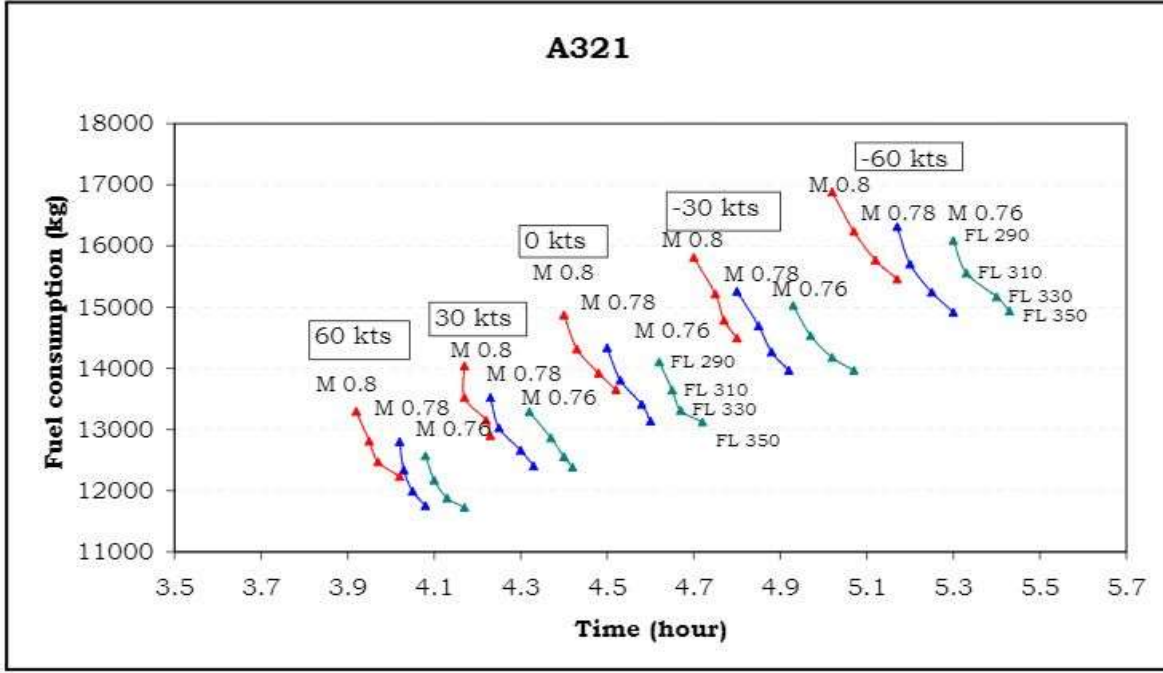
Tablo 5.15 Optimum irtifada Bulunmayan Bir Uçağın 500 nm Menzil Boyunca Yakıt Kaybı

Aircraft Type	Fuel Increase (kg)	Fuel Increase (%)
A300B4-605R	238	5.2
A310-324	221	5.3
A318-111	150	6.2
A319-132	184	7.9
A320-211	158	6.2
A320-232	187	7.9
A321-112	155	5.5
A330-203	324	5.5
A330-343	342	5.6
A340-212	393	6.2
A340-313E	378	6.0
A340-500/600	336	4.1

Yukarıdaki tablo çeşitli uçak tiplerinin FL 370 yerine FL 330'da uçmaları halinde yakıt kayıplarını göstermektedir uçuş aralığı ise 500nm'dir. Optimum seviyeye gecikmenin yakıt üzerindeki etkisi.

5.5.4. Rüzgar Etkisi

Rüzgar yakıt tüketimine en çok etki eden faktörlerden birisidir. FMS (Flight Management System) meteorolojik tahminleri ile gerçeğe çok yakın bilgiler sunar ve uçuş planlaması buna göre hazırlanır ve yakıt tasarrufu çok iyi sağlanabilir.

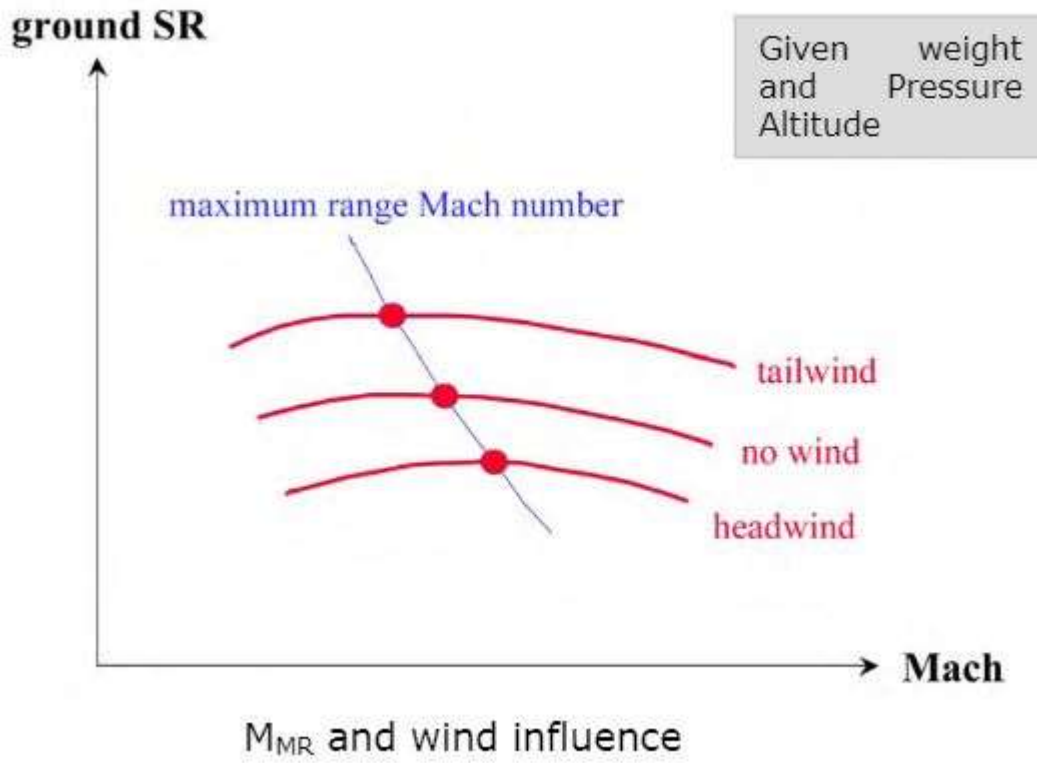


Grafik 5.13 Rüzgar Etkisinin Zamana Bağlı Yakıt Tüketim indeksi

Yukandaki grafik Yolculuk süresince ve yakıt tüketimine rüzgarın etkisini göstermektedir zaman ve 2000 nm sektöre göre sabit mach sayısı, uçuş irtifası, rüzgar kalkış ağırlığı.

Bu grafik rüzgara bağlı yakıt ve zaman kayıplarının ciddi değişimlerin' göstermektedir.

Yine de rüzgarlar etkili sakin hava mesafesini değiştirmek gibi performans optimizasyonunu etkiler. M_{MR} (ya da M_{LRC}) değeri SR (özgül menzil) değişimlerinden dolayı headwind veya tailwind'i değiştirir. Bir kuyruk rüzgarının etkisi yer hızını arttırmak içindir ve bu yüzden SR havadaki hızın yer hızına oranıdır. Verilmiş rüzgar hızı bu yüzden optimum hızda değişen daha aşağı havadaki hızlarda daha büyük bir etkiye sahiptir.



Grafik 5.14 Maksimum Menzil Mach Sayısı Rüzgar Versiyonları ilişkisi

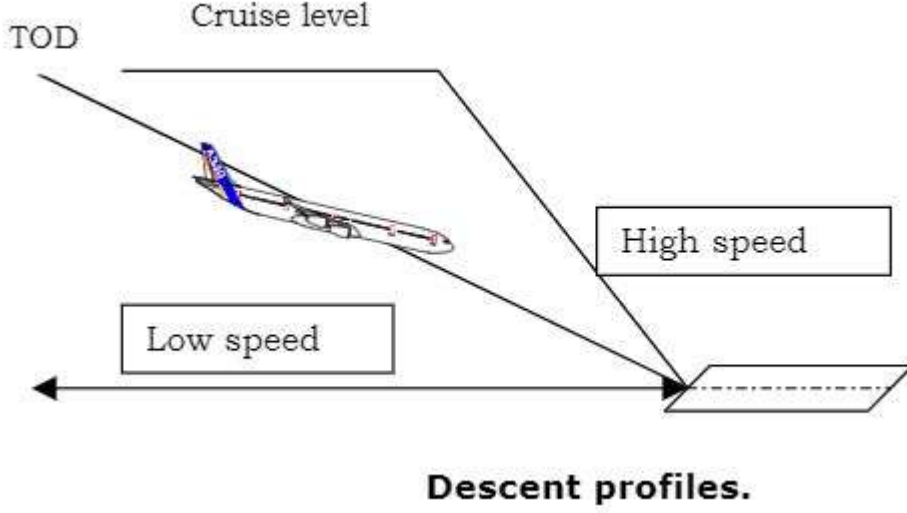
Tailwinds özgül menzili yükseltmekte hızı düşürmektedir. Headwinds özgül menzili düşürmekte hızı yükseltmektedir.

Rüzgar hızı farklı yüksekliklerde farklı olabilir. Verilmiş bir ağırlık için seyir yüksekliği optimum yükseklikten daha aşağı olduğunda spesifik aralık düşer. Bununla beraber uygun bir rüzgarla daha aşağı bir yükseklikte yüzey spesifik aralığın gelişmesi mümkün olur. Optimum yüksekliğin arasında uygun rüzgar farkının olduğu zaman ve daha aşağı kesin bir değere ulaştığında daha alçak yükseklikte yüzey spesifik aralığı optimum yükseklikte yüzey spesifik aralığından daha yükselir. Sonuç olarak bu gibi durumlarda daha alçak yükseklikte seyir etmek daha ekonomiktir.

5.6. İNİŞ

5.6.1. Giriş

İniş yasalarına göre, daha yüksek hız yasası, daha dik, uçuş yoludur.



İniş durumlarında üç aşama mevcuttur:

Mach sayısı geçiş irtifasına kadar korunur.

1000ft' e kadar hız sabit tutulur.

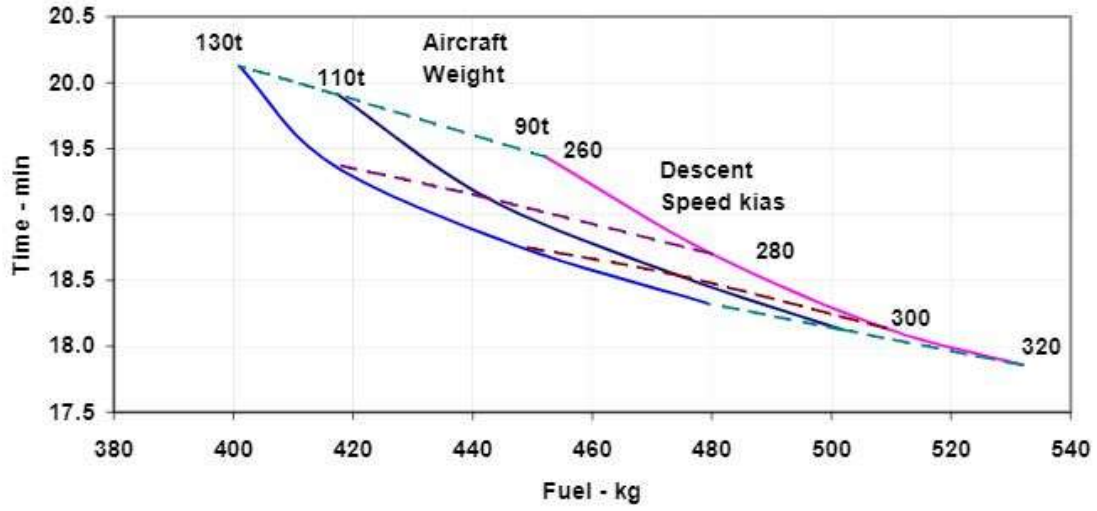
İniş gerçekleşinceye kadar 250 KT hava hızı (1AS) ile 100 FL (uçuş seviyesinin) altında hareket etmesi sağlanır..

Motor itkisi, uçuşa normal olarak koyulan iniş için rölantidedir ve hız hava aracı pozisyonu ile kontrol edilir. Bu koşullarda daha yüksek ağırlıklar, iniş mesafesini artırır iniş eğiminin azalmasından dolayı. (Dengelenen uçuşta [İtilen-sürüklemeye]/ağırlığa eşit olan) iniş yakıtını artırır.

5.6.2. İniş Tekniklerinin Yakıt Tüketimine Etkisi

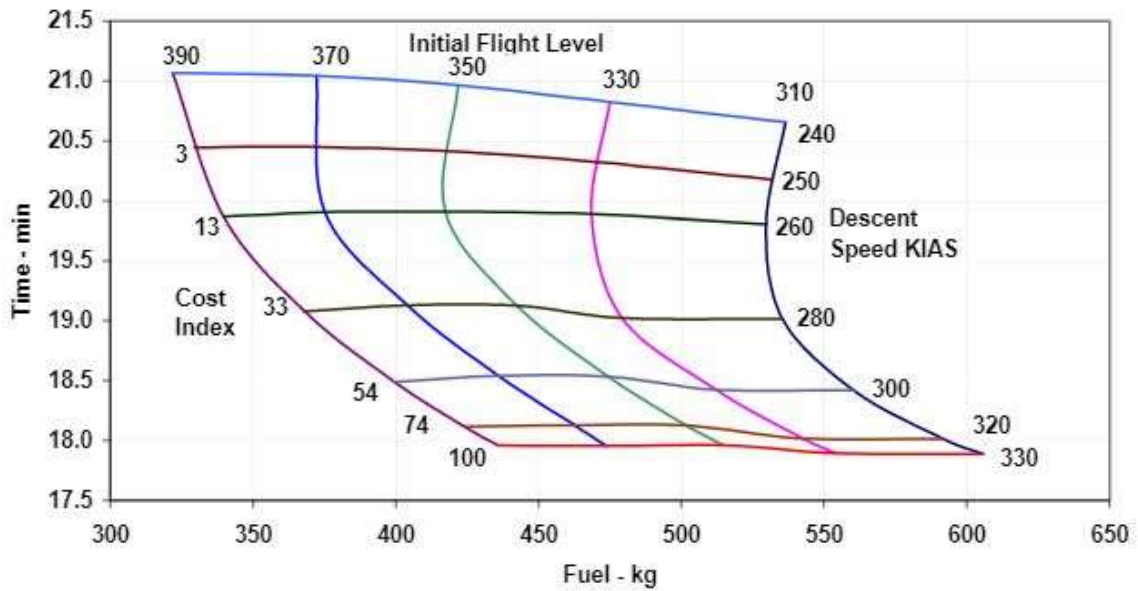
Ağırlık miktarının fazla olması daha az yakıt harcamasına neden olmaktadır. İniş için daha az yakıt gereksinimi olmasına rağmen daha düşük hızlar sadece daha az toplam yakıt gerektirir daha uzun iniş mesafesinden dolayı.

Effect of Descent technique on Fuel and Time for 115nm
A310-324 ISA F/L 350



Grafik 4.15 İniş alçalma Metotlarının Zaman Yakıt İlişkisi

Effect of Descent Technique on Fuel and Climb for 115nm
A310-324 ISA 110000Kg



Grafik 4.16 İniş alçalma Tekniklerinin Yakıt Zaman ve Tırmanış Etkisi

Sabit ağırlık altında 240kias ve 280kias alçalma hızlarında minimum yakıt miktarı ile uçuş seviyesi ilişkisini göstermektedir. Bununla birlikte önemli miktarda zaman kaybına neden olmaktadır.

İniş mach sayısı büyük oranda seyir uçuş seviyesine bağlıdır iniş hızı ise daha az miktarda etkilemektedir. Bu grafikler tipik olarak diğer uçaklar içinde geçerlidir, genellikle minimum yakıt hızı 260 280 kts ve 310 FL mertebesinde dir.

Type	ΔFuel – kg					
	240KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT *
A300	-55	-60	-30	0	25	35
A310	-55	-60	-30	0	25	40
A318, 319, 320	-50	-40	-20	0	20	25
A321	-35	-40	-20	0	20	35
A330	-110	-105	-60	0	50	70
A340-200/300	-70	-90	-50	0	50	75
A340-500/600	-125	-130	-70	0	70	100

Type	ΔTime – minutes					
	240 KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT *
A300	2.7	1.5	0.6	0	-0.4	-0.6
A310	2.4	1.4	0.6	0	-0.4	-0.6
A320 family	2.6	1.4	0.6	0	-0.4	-0.6
A330	3.5	2.0	0.8	0	-0.6	-0.8
A340-200/300	3.2	1.8	0.8	0	-0.6	-0.8
A340-500/600	3.3	1.9	0.8	0	-0.6	-0.8

* A300/A310/A320 330kias

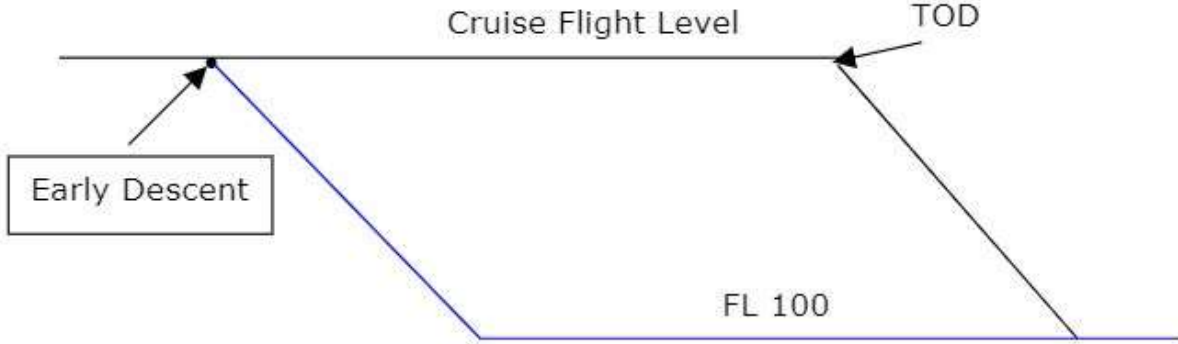
A330/A340 340kias

Yukarıdaki iki tablo 350 FL ve 300Kias hız referansında hazırlanmıştır (istisnalar tablo altında ki * tiplerdir). Bu iniş tabloları tırmanış tabloları ile karşılaştırıldığında iniş etkisinin tırmanışa göre çok daha yüksek olduğu fark edilir.

İniş performansı maliyet endeksinin bir fonksiyonudur daha yüksek maliyet endeksi daha yüksek iniş hızı demektir.

5.6.3. Erken iniş

Eğer bir uçak çok erken inişe başlarsa bulunduğu optimum uçuş irtifasından yakıt tüketiminin en iyi olduğu aynı noktaya gelebilecek daha düşük bir irtifaya geçmesi gerekir.



FMS (flight management system) TOD (top of descent) noktasını maliyet endeksine göre hesaplamaktadır.

Tablo 5.17 İki Farklı Erken iniş Durumu Yakıt Zaman İlişkisi

Aircraft	250KIAS at FL100		LRC at FL100	
	Δ Fuel – kg	Δ Time – min	Δ Fuel – kg	Δ Time – min
A300-600	70	1.1	95	0.4
A310	70	1.1	90	0.3
A320 family	50	1.1	65	0.2
A330	80	1.2	100	0.5
A340-200/300	95	1.2	105	0.5
A340-500/600	135	1.2	125	0.5

Tabloda iki farklı iniş durumu 15nm (veya 2 dakika) erken 100 FL'den başlamaktadır. 10000ft seyir irtifası LRC (long range cruise) ve maksimum hız arasında seçilmiştir.

6. SONUÇ

Bu çalışma ile günümüzde kullanılan farklı tip yolcu uçaklarının yakıt sistemleri, motorları ve kullanılan yakıt türleri, uçuş öncesi planlaması ve uçuş sırasındaki yakıt tüketim maliyetleri açısından hem birbirleri arasında hem de değişik durumlarda gösterdikleri farklılıklar incelenmiş, yorumlanmış ve kıyaslamalar yapılmıştır. Çalışma boyunca hem havacılık otoritelerinin koyduğu sınırlamalar hem de uçakların yapısal limitleri belirtilmiştir. Grafik ve tablo okumaları ve yorumlamaları ile yakıt tüketiminin düşürülmesi için yapılabilecek çalışmalar hakkında fikir verilemeye çalışılmıştır. Ayrıca bu metotlar ile en yüksek yakıt tüketim performansı elde etme durumları hakkında bilgi sahibi olunmaya çalışılmıştır.

Uçuş öncesi için en düşük yakıt sarfiyatı için mümkün olduğunca APU kullanımının yüksek tutulması, kalkış ağırlığında aşırı yüklemekten kaçınılması, hava trafik kontrol sınırlamaları, uçak limitleri ve yolcu konforu düşünülerek uçuş planlaması yapılması ve uçak ağırlık merkezinin %27 referans noktasının altında tutulması en önemli faktörler olarak görülebilir. Kalkış ve tırmanış safhasında uygun flap/slat konfigürasyonu ile, optimum tırmanma açısına göre hareket ile uçuşun gerçekleştirilmesi gerekmekte, eğer bu olanaklı değilse optimum noktaya en yakın kademeli tırmanış çizgisi izlenmelidir. Bununla beraber hesaplanan optimum süratın altında ve üstünde yapılan uçuşlarda yakıt tüketimi artmaktadır. Dört motorlu uçak tiplerinin genel olarak yüksek süratli uçuşu düşük süratli uçuşlarına göre avantajlıdır. Seyir safhası; uçağın en fazla yolculuk ettiği dolayısıyla yakıt tasarrufu için en önemli bölümünü oluşturmaktadır. Bu safhada izin verilen sınırlar dahilinde optimum irtifa ve optimum sürat yakıt tüketimi açısından kritik önem taşımaktadır. Optimum irtifa dışında gerçekleştirilen uçuşlar uçak tiplerine göre kısa menzilde %4 - %8 arasında daha fazla yakıt tüketimine neden olmaktadır. Seyir esnasında yüksek mach sayısı genel olarak düşük mach sayısından daha avantajlıdır. Kademeli tırmanış yöntemleri, optimum seyir irtifasında uçuş mümkün değilse bu çizgiye yaklaşım için en ideal yöntemlerdir. İniş esnasında düşük süratlerle hareket etmek yakıt tüketimi açısından bütün yolcu uçakları için genelde daha avantajlıdır fakat zaman kaybına neden olabilmektedir.

Yakıt tasarrufu, uçağın yapısal tasarımı üzerindeki değişiklikler ile iyileştirilebilmektedir. Ayrıca seyir sürat ve irtifa optimizasyonu yapılması, uçakta kullanılan malzemelerin daha hafif hale getirilmesi veya uçakta meydana gelen çeşitli aerodinamik bozulmaların giderilmesi sayesinde daha düşük yakıt tüketimi elde edilebilmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Airbus, A350 Fuel System
- [2] Airbus, Getting To Grips With Fuel Economy
- [3] Airbus, Getting To Grips With Aircraft Performance
- [4] Airbus, 321 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter–28 ve Chapter–73, AIRBUS EADS, Hamburg, 2007.
- [5] Airbus, 320 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter–28 ve Chapter–73, AIRBUS EADS, Hamburg, 2006.
- [6] Aviation Fuels Technical Review, Chevron Corporation
- [7] ACAR H, Flight Mechanics Ders Notları, İstanbul
- [8] Boeing, Fuel Conservation Strategies: Take off and Climb
- [9] Boeing, Fuel Conservation Strategies: Cost Index Explained
- [10] Boeing, Fuel Conservation Strategies: Cruise Flight
- [11] Boeing, 737 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter–28 ve Chapter–73, BOEING, USA, 2003.
- [12] Hale, Introduction to Aircraft Performance, Selection and Design. John Wiley&Sons, Inc., USA
- [13] KAYMAZ Ercan, Uçak İkmal ve Servis, THY Eğitim Merkezi, İstanbul,
- [14] KIRMACI Tevfik, Uçak Teknik Temel Eğitim Motor Ders Notları, THY Yayınları, İstanbul.
- [15] Langton Clark Hewitt & Richards Aircraft Fuel Systems.Wilshire: Wiley Publication
- [16] Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, 3rd. Edition, Washington
- [17] Tillman d., Harding N.S.Fuels of Opportunity: Characteristics and Uses In Combustion Systems, Elsevier Science & Technology Books
- [18] THY Academy,Teknik Uçak Temel Eğitim Fuel System.
- [19] TUNCA Mehmet, Uçak Teknik Temel Eğitim Yakıt Sistemi Ders Notları, THY Yayınları, İstanbul.
- [20] Yüceil K.B,Tepki Tahrik Ders Notlan,İstanbul