

T.C.
BEYKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

**HAVACILIKTA BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ
UYGULAMALARI ve BİR HİPOKSİ ALARM SİSTEMİ
TASARIMI ÖNERİSİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tezi Hazırlayan:

Can İLMEN

İSTANBUL, 2017

T.C.
BEYKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

**HAVACILIKTA BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ
UYGULAMALARI ve BİR HİPOKSİ ALARM SİSTEMİ
TASARIMI ÖNERİSİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tezi Hazırlayan:

Can İLMEN

Öğrenci No:

130820015

DANIŞMAN:

Yrd.Doç.Dr. Ediz ŞAYKOL

İSTANBUL, 2017

YEMİN METNİ

Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “**Havacılıkta Bilgisayar Mühendisliği Uygulamaları ve Bir Hipoksi Alarm Sistemi Tasarımı Önerisi**” başlıklı bu çalışmanın, bilimsel ahlak ve geleneklere uygun şekilde tarafımdan yazıldığını, yararlandığım eserlerin tamamının kaynaklarda gösterildiğini ve çalışmamın içinde kullanıldıkları her yerde bunlara atıf yapıldığını belirtir ve bunu onurumla doğrularım.

11/05/2017

Can İLMEN

T.C.
BEYKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZ SAVUNMA SINAVI SONUÇ TUTANAĞI

Beykent Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürlüğü'ne,

Aşağıda tez adı belirtilen yüksek lisans öğrencisi no'lu
.....CAN İLMEZ.....'in 11/05/2017 tarihinde yapılan tez savunma sınavı¹ sonucunda
45 dakika süreyle sunduğu ve savunduğu tezi hakkında² oybirliğiyle KABUL kararı verilmiştir.

Bilgilerinize saygılarımızla arz ederiz.

Anabilim Dalı : BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ

Programı : BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ

Tez Başlığı³ : NAVACILIKTA BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ UYGULANALARI VE BİR
HİPOKSI ALARM SİSTEMİ TASARIMI ÖNERİSİ

Tez Sınav Jürisi

Öğretim Üyesi

Danışman

: Yrd. Doç. Dr. Ediz SAYKOL

Üye

: Doç. Dr. Gökhan SİLİHTAROĞLU

Üye

: Yrd. Doç. Dr. Atay YILMAZ

İmza

¹ Jüri üyeleri söz konusu tezin kendilerine teslim edildiği tarihten itibaren en geç bir ay içinde toplanarak öğrenciyi tez savunma sınavına alır. Belirlenen günde yapılamayan jüri toplantısı, katılanların hazırladığı bir tutanakla enstitü yönetimine bildirilir. Bu durumda jüri en geç onbeş gün içinde toplanarak adayı tez savunma sınavına alır. Tez savunma sınav süresi en az 45 dakikadır. Yüksek lisans tez savunma sınavı, tez çalışmasının sunulması ve bunu izleyen soru-yanıt bölümlerinden oluşur ve dinleyiciye açıktır. (Beykent Lisansüstü eğitim ve Öğretim Yönetmeliği-Madde30-3)

² Tez sınavının tamamlanmasından sonra jüri, tez hakkında "kabul", "düzeltme" veya "red" kararı verir. Jüri başkanı, jüri üyelerince imzalanmış sınav tutanağını, tez sınavını izleyen üç gün içinde ilgili enstitü yönetimine teslim eder. Tezi başarısız bulunan öğrencinin Enstitü ile ilişkisi kesilir. Tezi hakkında düzeltme kararı verilen öğrenci en geç üç ay içinde gerekli düzeltmeleri yaparak ve yönetmelikte belirtilen usullere uygun olarak tezini aynı jüri önünde yeniden savunur. Bu savunma sınavında da tezi kabul edilmeyen öğrencinin enstitü ile ilişkisi kesilir. (Beykent Lisansüstü eğitim ve Öğretim Yönetmeliği-Madde30-4)

³ İleride doğabilecek aksaklıkların engellenmesi için tezin başlığının yazılması gerekmektedir.

Adı ve Soyadı : Can İLMEN

Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Ediz ŞAYKOL

Türü ve Tarihi : Yüksek Lisans, 2017

Alanı : Bilgisayar Mühendisliği

Anahtar Kelimeler : Havacılıkta Bilgisayar Mühendisliği Uygulamaları ve Bir Hipoksi Alarm Sistemi Tasarımı Önerisi

ÖZ

Türkiye 2000'li yılların başından itibaren havacılık sektöründe bir atılım yapmış 2000'li yılların başında dışa bağımlı olarak sürdürdüğü gelişmelerin neticesinde kendi uçağını yapmayı hedef olarak belirlemiştir. 2006 yılında "Türk Başlangıç ve Temel Eğitim Uçağı Projesi" ile başlayan havacılık ve uzay teknolojilerindeki atağın 2020'li yıllarda özgün tasarımlarla meyvelerini vermesi planlanmaktadır. Bu tez ile havacılıkta halen çözülemeyen, can ve uçak kayıplarına sebep olan hipoksinin sonuçlarını ortadan kaldırabilmek maksadıyla bir tasarım ortaya konmaya çalışılmıştır. Tezin ilk beş bölümünde sırasıyla konuya alt yapı oluşturacak temel aerodinamik kavramlar, uçaktaki bilgisayar teknolojileri, uçuş kontrol bilgisayarları ve sistemleri, uçuş uyarı sistemleri ile hipoksi ve atmosfer başlıkları incelenmiştir. Altıncı bölümde hipoksi ve uçakların yere çarpmasına karşı geliştirilen sistemler incelendikten sonra tez konusu tasarım sunulmuştur.

Name and Surname : Can İLMEN

Thesis Advisor : Asst. Prof. Dr. Ediz ŞAYKOL

Thesis Type and Date : Master, 2017

Study Field : Computer Engineering

Key Words : Computer Engineering in Aviation, and a Hypoxia Alert System Design Proposal

ABSTRACT

After the beginning of 2000's Turkey made a move in aviation industry and after that time aimed to construct national airplane thus reduce foreign dependency on aviation. The TAI Hürkuş Development Program started with an agreement signed between Turkish Under secretariat for Defense Industries and TAI in March 2006. Under the agreement the company will design, manufacture and complete the civil certification the aircraft to European Aviation Safety Agency CS 23 standards. Starting with Hürkuş Turkey plans to be a original design manufacturer country by 2020. With this master thesis I tried to set out a design for solving hypoxia related crashes which is still a big problem for aviation both military and commercial planes. With the first five chapters in this master thesis it is aimed to develop a knowledge for the reader who do not have aviation background. First chapter covers basic aerodynamic concepts, second chapter covers computer technologies in aviation, third chapter covers flight control computers and systems. In the fourth chapter you can find flight warning systems. Chapter five covers concepts about hypoxia and atmosphere. In the last chapter after analyzing ground collision avoidance systems and hypoxia alert systems; hypoxia alert and collision avoidance system algorithm design which is the title of this master thesis is presented to the readers.

İÇİNDEKİLER

İÇİNDEKİLER	i
ŞEKİLLER LİSTESİ	x
Kısaltmalar:	xv
1. GİRİŞ	1
1.1. Kanunlar ve Tanımlar :	3
1.1.1. Kaldırma(lift):	4
1.1.2. İtme(Thrust):	4
1.1.3. Sürüklenme(Drag):.....	5
1.1.4. Dinamik Basınç (N/m^2 , Sembolü; q veya Q) :	6
1.1.5. Kanat Profillerinin Aerodinamiği:	7
1.1.6. Düz ve Sabit Tırmanma :	9
2. HAVACILIK VE BİLGİSAYAR.....	12
2.1.1. Analog bilgisayarlar:.....	12
2.1.2. Sayısal Bilgisayarlar:	13
2.1.3. Gerçek Zamanlı Sayısal Bilgisayarlar:	13
2.1.4. Bilgisayarların Elemanları:	14
2.1.5. Multi-processing:	17
2.1.6. Multi-tasking:.....	17
2.1.7. Yazılım:.....	18
2.1.8. Bilgisayarların Yerleştirilmesi:	19
2.1.9. Girdi -Çıktı Cihazları:	20

2.1.10.	Dijital Veri Yolları:	21
2.1.11.	Ağ Topolojisi:	22
2.1.12.	Entegre Modüler Bilgisayarlar:.....	23
2.1.13.	Standartlar:	25
2.1.14.	Bilgisayar Sistemleri Güvenlik Gereklilikleri:	26
3.	BİLGİSAYAR TARAFINDAN KONTROL EDİLEN UÇAK SİSTEMLERİ:	28
3.1.	Ataletsel Seyrüsefer Sistemi(ISS).-Inertial Navigation System(INS) ..	31
3.1.1.	INS Çalışma Prensipleri:.....	31
3.1.2.	INS Uçak İçerisinde Kullanımı ve Menüleri:	36
3.1.3.	Sabit Referans Ünitesi:.....	38
3.1.4.	Lazer Cayro:.....	39
3.2.	Radyo Altimetre	40
3.2.1.	Radyoaltimetre Gösterimi:	41
3.2.2.	Teçhizat Gecikmesi:.....	42
3.3.	FMS (Uçuş Yönetim Sistemi).....	43
3.3.1.	Giriş:.....	43
3.3.2.	FMS Ayarları:	44
3.3.3.	FMS Kontrol ve İşletimi:	45
3.3.4.	Veri Tabanı:	46
3.3.5.	İşletim Prosedürleri:	47
3.3.5.1.	Tanımlama Sayfası:	47
3.3.5.2.	Pozisyon ve İklendirme Sayfası(POS INIT Page):.....	48
3.3.5.3.	Rota Girişi(RTE) Sayfası:.....	49

3.3.5.4. Performans İklendirme (PERF INIT) Sayfası:	51
3.3.6. Çalışma Prensipleri	52
3.3.6.1. Düz ve Ufki Uçuş:.....	52
3.3.6.2. Alçalma:	53
3.3.6.3. Doğruluk	54
3.3.6.4. Uçuş esnasında Gerçekleşen FMS Hesaplamaları:	54
3.4. Elektronik Uçuş Bilgi Sistemi (EFIS):.....	55
3.4.1. Sembol üreticiler(Symbol Generators(SG):.....	56
3.4.2. EFIS Kontrol Paneli:.....	57
3.4.3. EADI Göstergesi:.....	57
3.4.4. Uçuş Modu Göstergesi:.....	58
3.4.5. Uçuş Modları:	58
3.4.5.1. Tam VOR Modu:	59
3.4.5.2. Tam ILS Modu:.....	60
3.4.5.3. Harita Modu:	61
3.4.5.4. Tam Seyrüsefer Modu:.....	62
3.4.5.5. Genişletilmiş Rüzgar Gülü Gösterimi:.....	63
3.4.5.6. Plan Modu:	64
3.4.6. Hata İkazı:	64
3.4.7. Seyrüsefer Bilgi Gösterimleri:	65
3.4.8. Uçuş Yön Göstergesi (Flight Director Annunciator):.....	65
3.4.9. Glide Slope Localizer Sapma Gösterimi:.....	66
3.4.10. Radyo Altimetre Göstergesi:.....	67
3.4.11. Yunuslama Sınırı Göstergesi:	68

3.5. Göz Hizası Göstergesi(Head Up Display):	68
3.6. Otomatik Uçuş Konsepti:	72
3.6.1. Uçuş Yönetim Bilgisayarı (Flight Director Computer “FDC”).....	74
3.6.2. Uçuş Yönetim Modları:	75
3.6.3. Seyrüsefer Modları:.....	76
3.6.3.1. Uçuş Başı Modu:.....	76
3.6.3.2. VOR/LOC Modu:	76
3.6.3.3. Seviye Değişim Modu:.....	77
3.6.3.4. İrtifa Tutma Modu:.....	78
3.6.3.5. FD Manevra Koruması:	79
3.6.3.6. FD Komutları:	79
3.7. Otomatik Pilot:	81
3.7.1. Arıza Emniyetli(Fail Safe) Oto pilot:.....	81
3.7.2. Uçak Inner Loop Kontrol Sistemi:.....	82
3.7.3. Outer Loop Sistemleri:.....	83
3.7.4. Otomatik Pilot Sistemi Çeşitleri:	84
3.7.4.1. Tekli Eksen Sistemi:	84
3.7.4.2. İkili Eksen Sistemi:	84
3.7.4.3. Üçlü Eksen Sistemi:	85
3.7.5. Oto Pilotun Devreye Alınması:	85
3.7.6. Uçuş Paterni Modları:	87
3.7.6.1. MCP Mod Selektör Switch’leri:	87
3.7.6.2. Roll İçin Outer Loop Girdi Örnekleri:	87
3.7.6.3. Pitch İçin Outer Loop Girdi Örnekleri:	88

3.8. Otomatik Gaz Kolu(Auto Throttle):.....	88
3.8.1. Sistemin Bileşenleri:	89
3.8.2. Sistemin Girdiler:.....	90
3.8.3. Sistemin Çıktılar:	90
3.8.4. Sistemin Geri Beslemesi:.....	91
3.8.5. A/T –PMC Operasyonu Otomatik Gaz Kolunu (A/T) Devreye Girmesi ve Devreden Çıkması:	91
3.8.6. Take off Modu:	92
3.8.7. N1 Modu	92
3.8.8. Hız Modu:	93
3.8.9. Otomatik Gaz Kolu Devreden Çıkarma Switchleri:	93
3.8.10. İtki(Thrust) Ölçümü:	94
3.8.11. Thrust Hesaplama:	94
4. UÇUŞ UYARI SİSTEMLERİ:.....	96
4.1. Uyarının Seviyeleri:	96
4.2. İhtarlar:.....	99
4.3. Uçuş Uyarı Sistemi (Flight Warning Sytem-FWS)	99
4.3.1. Dıştan Gelen Uyarılar:	99
4.3.2. FWS Bileşenleri:	99
4.3.2.1. Girdiler:.....	99
4.3.2.2. Çıktılar:	100
4.3.2.3. İrtifa Uyarı Sistemi:	100
4.3.2.4. Aşırı Hız Uyarısı:	103
4.3.2.5. Stall Uyarı Sistemi:	103

4.4. Trafik Alarm ve Kaçınma Sistemi(TCAS):	105
4.4.1. TCAS I:	106
4.4.2. TCAS II:.....	106
4.4.3. Çalışma Prensibi:	107
4.4.4. Sistem Bağlantıları:	108
4.4.5. Trafik Uyarıları (TA) ve Ayırma Uyarıları(RA):	109
4.4.6. Yaklaşma Trafiği / Ve Diğer Trafik:.....	109
4.5. Yere Yakınlık İkaz Sistemi (Ground Proximity Warning System)GPWS:	
111	
4.6. Bir Uyarı Almada Yapılması Gereken Hareket:	114
4.6.1. Terrain Clearance Floor(Arazi Temizleme Tabanı):	114
4.6.2. Güvenilirlik Testi:	117
4.6.3. MOD 1 – Aşırı Barometrik Alçalma Oranı:	117
4.6.4. MOD 2 – Yüksek Araziye Aşırı Yaklaşma Oranı:	118
4.6.5. MOD 3- TAKE OFF’dan veya GO-AROUND’dan Sonra İrtifa	
Kaybı: 119	
4.6.6. MOD 4A - İniş Takımı Açılmamış Güvenli Olmayan Arazi	
Kleransı: 120	
4.6.7. MOD 4B- Flap’lar Açık İken İniş Pozisyonu İle Güvenli Olmayan	
Araziye Yaklaşma:	121
4.6.8. MOD 5 – Glide Slope Altında Sapma İkazı:	121
4.6.9. MOD 6A –Minimum Mutlak İrtifa Altında Alçalış:	122
4.6.10. MODE 7 Windshear İkazı.....	123
4.7. Motor İçin Elektronik Cihazlar ve Uçak Gövde Sistemleri Kontrolü: 124	
4.8. .EICAS (Motor Gösterge Ve Mürettebat Alarm Sistemi):.....	125

4.8.1. Gösterge Üniteleri:.....	126
4.8.2. Gösterge Modları:	127
4.8.3. Görev Modu:	128
4.8.4. Durum Modu:.....	128
4.8.5. Bakım Modu:	129
4.8.6. Alarm Mesajları:	130
5. ATMOSFER ve SOLUNUM MEKANİĞİ:	134
5.1. Atmosferin Tanımı :.....	134
5.2. Atmosferin Bileşimi:.....	135
5.3. Gazların Oranı:.....	135
5.4. Atmosferik Basınç:.....	136
5.5. Atmosferik Gazların Sıkıştırılabilirliği :	137
5.6. Atmosferin Fiziksel Ayrımı ve Bölümleri :	138
5.7. Atmosferin Fizyolojik Bölümleri :.....	138
5.7.1. Fizyolojik Bölge : 0 - 10.000 feet:	138
5.7.2. Fizyolojik Olarak Zorluk Çekilen Bölge : 10.000 - 50.000 feet: ...	139
5.7.3. Uzaya Eşdeğer Bölge :	139
5.8. Gaz Kanunları:	139
5.8.1. BOYLE Kanunu:.....	139
5.8.2. DALTON Kanunu:	140
5.8.3. HENRY Kanunu:	141
5.8.4. Gazların Difüzyon Kanunu:	141
5.8.5. CHARLES Kanunu:.....	141
5.9. Basınç İrtifası :	142

5.10.	Solunum Sistemi:.....	142
6.	HİPOKSİ ve HİPOKSİ ALARM SİSTEMİ TASARIMI.....	146
6.1.	Hipoksi Çeşitleri:	146
6.1.1.	Hipemik (Anemik) Hipoksi:	146
6.1.2.	Stagnant (İskemik) Hipoksi:	146
6.1.3.	Histotoksik Hipoksi:	146
6.1.4.	Hipoksik Hipoksi:	147
6.2.	Alveoler Oksijen Basıncı:	147
6.2.1.	İrtifalara Göre Mukayeseli PaO ₂ ve Hb-O ₂ Satürasyonu Yüzde Değerleri: 148	
6.2.2.	Hipoksinin Vücut Organ Ve Sistemleri Üzerine Olan Etkileri:.....	148
6.2.2.1.	Sinir Sistemi:.....	148
6.2.2.2.	Kardiovasküler Sistem (Kalp -Dolaşım Sistemi):.....	148
6.2.2.3.	Solunum Sistemi:	149
6.3.	Faydalanılabilir Bilinç Süresi (Time of Useful Consciousness- TUC): 149	
6.4.	Hipoksik Hipoksinin Önlenmesi:.....	150
6.5.	Hipoksi Testleri:.....	150
6.6.	Hipoksi ile İlgili Örnek Bir Olay Hellios Flight 522:	151
6.7.	Uçaktaki Mevcut Hipoksi Alarm Sistemleri:.....	153
6.7.1.	Uçaklarda Hipoksiye Karşı Tasarımı Devam Eden Bir Sistemin İncelenmesi: 156	
6.7.2.	NASA Tarafından Geliştirilen Hipoksi Tespit ve Uyarı Sistemi... 158	
6.8.	Otomatik Yere Çarpma Önleme Sistemi-GCAS :	159
6.9.	Hipoksi Alarm ve Çarpmayı Önleme Sistemi Tasarımı:	161

SONUÇ	164
KAYNAKÇA.....	168



ŞEKİLLER LİSTESİ

ŞEKİL 1-1 UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLER	6
ŞEKİL 1-2 KANAT PROFİLİ.....	8
ŞEKİL 1-3 NİSPİ HAVA AKIMI VE UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLERİN DENGESİ	8
ŞEKİL 1-4 KONTROL KUVVETLERİ.....	9
ŞEKİL 1-5 MOTOR KONUMU VE MOMENTE ETKİSİ	9
ŞEKİL 1-6 TIRMANIŞTA UÇAĞA ETKİ EDEN KUVVETLER	10
ŞEKİL 2-1 LRU DEĞİŞTİRİLEBİLEN ÜNİTE	20
ŞEKİL 2-2 BOEİNG 777 ELEKTRONİK KOMPARTİMAN VE LRU YERLEŞİMİ.....	21
ŞEKİL 2-3 ARINC 429 SAYISAL SİSTEM BAĞLANTILARI.....	22
ŞEKİL 2-4 ETHERNET TEMELLİ ARINC 664 TOPOLOJİSİ	23
ŞEKİL 2-5 MODÜLER YAPI VE KABİNETE GİREN MODÜLLER	24
ŞEKİL 2-6 BOEİNG 777 ENTEGRE MODÜLER SİSTEM KABİNETLERİ.....	24
ŞEKİL 2-7 EMNİYET AÇISINDAN KRİTİK BEŞ SEVİYENİN SINIFLANDIRILMASI.....	25
ŞEKİL 3-1 TAM SAYISALLAŞMIŞ/ YENİ NESİL KOKPİT MİMARİSİ	28
ŞEKİL 3-2 YOLCU UÇAKLARINDA GENELLİKLE KULLANILAN KOKPİT TASARIMI.....	29
ŞEKİL 3-3 YENİ NESİL KOKPİT RESMİ	29
ŞEKİL 3-4 YOLCU UÇAKLARINDA KULLANILAN UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNİN ÖZET ŞEMATİK GÖSTERİMİ ARINC 702A-1	30
3-5 YENİ NESİL BOEİNG 737 KOKPİT ŞEMATİK GÖSTERİMİ	31
ŞEKİL 3-6 AKSELEROMETRE ÇALIŞMA MANTIĞI	32
ŞEKİL 3-7 AKSELEROMETRE	33
ŞEKİL 3-8 AKSELEROMETRE ÇALIŞMA MANTIĞI-2.....	33
ŞEKİL 3-9 AKSELEROMETRE ÇALIŞMA MANTIĞI-3.....	34
ŞEKİL 3-10 ESKİ VE YENİ NESİL INS KONTROLLERİ	35
ŞEKİL 3-11 KUZEYE SABİTLENMİŞ CAYRO PLATFORMU	36
ŞEKİL 3-12 ÖRNEK BİR GİRDİ AKIŞ DİYAGRAMI.....	37
ŞEKİL 3-13 INS MOD SEÇME PANELİ	37
ŞEKİL 3-14 LAZER CAYRO.....	39
ŞEKİL 3-15 YARI İLETKENLİ AKSELOMETRE	39
ŞEKİL 3-16 GÖNDERMEÇ ALMAÇ FREKANS BAĞLANTISI	40
ŞEKİL 3-17 BOEİNG EFIS EADI RADYOALTİMETRE GÖSTERİMİ.....	41
ŞEKİL 3-18 RADYO ALTİMETRE KALİBRASYONU	42
ŞEKİL 3-19 İNİŞİNİ TAMAMLAMIŞ UÇAK RADYO ALTİMETRESİ NEGATİF DEĞER OKUMASI	43
ŞEKİL 3-20 AIRBUS RADYO ALTİMETRE GÖSTERİMİ	43
3-21 TİPİK ETKİLEŞİM BLOK DİYAGRAMI.....	44

ŞEKİL 3-22 FMS TRANSFER ANAHTARI	45
ŞEKİL 3-23 FMS CDU.....	46
ŞEKİL 3-24 INIT/REF İNDEKS EKRANI.....	46
ŞEKİL 3-25 TANITIM SAYFASI BİR SONRAKİ SAYFAYA L6 İLE GEÇİŞ YAPILIR	48
ŞEKİL 3-26 3 IRS'Lİ BİR SİSTEM İÇİN KONUM İLKLENDİRME SAYFASI.....	48
ŞEKİL 3-27 BOŞ ROTA SAYFASI.....	49
ŞEKİL 3-28 TAMAMLANMIŞ BİR ROTA SAYFASI.....	50
ŞEKİL 3-29 KALKIŞ SAYFASI	50
ŞEKİL 3-30 VARIŞ SAYFASI	51
ŞEKİL 3-31 PERFORMANS İLKLENDİRME SAYFASI.....	51
ŞEKİL 3-32 KALKIŞ REFERANS SAYFASI.....	52
ŞEKİL 3-33 EHSİ ÜZERİNDE HARİTA GÖSTERİMİ.....	53
ŞEKİL 3-34 UÇUŞ İLERLEME TAKİP SAYFASI.....	54
ŞEKİL 3-35 EFIS SİSTEMİNİN PARÇALARI	56
ŞEKİL 3-36 EFIS KONTROL PANELİ.....	57
ŞEKİL 3-37 UÇUŞ MODUNUN GÖSTERİMİ.....	58
ŞEKİL 3-38 TAM VOR/ILS RÜZGAR GÜLÜ GÖSTERİMİ.....	60
ŞEKİL 3-39 TAM VOR/ILS GÖSTERİMİ	60
ŞEKİL 3-40 HARİTA MODU	61
ŞEKİL 3-41 HARİTA MERKEZ MODU.....	61
ŞEKİL 3-42 EFIS KONTROL PANELİ.....	62
ŞEKİL 3-43 TAM SEYRÜSEFER MODU	63
ŞEKİL 3-44 HAVA RADARI GÖRÜNTÜSÜNÜN EKLENMESİ.....	63
ŞEKİL 3-45 PLAN MODU	64
ŞEKİL 3-46 PDF HATA GÖSTERİMİ.....	64
ŞEKİL 3-47 EFIS ND EKRANINDA GÖSTERİLEN BAZI SEMBOLLER VE ANLAMLARI.....	65
ŞEKİL 3-48 FLİGHT DIRECTOR GÖSTERGESİ	66
ŞEKİL 3-49 GLİDE SLOPE LOKALİZER SAPMA GÖSTERİMİ.....	67
ŞEKİL 3-50 RADYO ALTİMETRE GÖSTERGESİ	67
ŞEKİL 3-51 YUNUSLAMA SINIRI GÖSTERGESİ.....	68
ŞEKİL 3-52 BAŞ ÜSTÜ GÖSTERGESİ.....	69
ŞEKİL 3-53 HUD SİSTEMİ.....	69
ŞEKİL 3-54 UFUK HATTI UÇAĞIN GERÇEK UFUK HATTIYLA AYNI YERİ GÖSTERMEKTEDİR	71
ŞEKİL 3-55 HUD TCAS EKRANI.....	71
ŞEKİL 3-56 UÇUŞ İDARE SİSTEMİ BİLEŞENLERİ	73
ŞEKİL 3-57 ŞEKİL 3.6.2.1 FCC TARAFINDAN ÜRETİLEN ARTI KIL KOMUT BARLARI	74

ŞEKİL 3-58 FCC TARAFINDAN ÜRETİLEN V KOMUT BARLARI.....	74
ŞEKİL 3-59 AFDS MOD KONTROL PANELİ.....	75
ŞEKİL 3-60 FD İLE YAKLAŞMA.....	75
ŞEKİL 3-61 AFDS DİKEY MODLARI	76
ŞEKİL 3-62 AKTİF HALDEKİ DİKEY HIZ MODU	76
ŞEKİL 3-63 MCP UÇUŞ BAŞI SEÇİMİ	76
ŞEKİL 3-64 YATAY SEYRÜSEFER SEÇİMİ.....	77
ŞEKİL 3-65 ILS'İN YAKALANDIĞINI BİLDİREN FMA İLE PDF EKRANI	77
ŞEKİL 3-66 HIZ DEĞİŞİMİ	78
ŞEKİL 3-67 İRTİFA TUTMA MODU.....	78
ŞEKİL 3-68 OTO THROTTLE DEVREYE ALINMIŞ BİR UÇAĞIN AYARLANMIŞ İRTİFA İSTENEN HIZDA TIRMANMASI	79
ŞEKİL 3-69 FD DEVREYE ALINMASI.....	79
3-70 FD KOMUTLARI.....	80
ŞEKİL 3-71 UÇAĞIN ÜÇ EKSENİ.....	82
3-72 KAPALI DÖNGÜ SİSTEM.....	83
ŞEKİL 3-73 AÇIK DÖNGÜ KONTROLÜ	84
ŞEKİL 3-74 AFDS OTO-PILOT SEÇİMİ	85
ŞEKİL 3-75 OTO-PILOT UYARI IŞIKLARI.....	86
ŞEKİL 3-76 OTO-PILOT EMNİYET TERTİBATI.....	86
ŞEKİL 3-77 UÇUŞ BAŞI SEÇİMİ	87
ŞEKİL 3-78 YATAY SEYRÜSEFER SEÇİMİ	87
ŞEKİL 3-79 VOR LOC MODU SEÇİLMESİ VE ÖNCESİNDE YAKLAŞMA AÇISININ SEÇİLMESİ	87
ŞEKİL 3-80 İRTİFA TUTULMASININ DEVEREYE ALINMASI	88
ŞEKİL 3-81 KAPTANIN NORMALDE CMD A BİLGİSAYARINI KULLANMASI.....	88
ŞEKİL 3-82 MCP DİKEY HIZ MODU	88
ŞEKİL 3-83 SEÇİLİ HIZDA SEVİYE DEĞİŞİM	88
ŞEKİL 3-84 GAZ KOLLARI VE KONTROLÜ.....	89
ŞEKİL 3-85 OTOMATİK GAZ KONTROLÜ BLOK DİYAGRAMI ÇİZİMİ	90
ŞEKİL 3-86 A/T DEVEREYE ALMA ANAHTARI.....	91
ŞEKİL 3-87 A/T MODLARININ FMA'DA GÖSTERİMİ	93
ŞEKİL 3-88 DÜŞÜK HIZ LİMİTİ SEMBOLÜ	93
ŞEKİL 3-89 N1 SAYACI MAKSİMUM MÜSAADE EDİLEN LİMİTLERİ DE GÖSTERİR	94
ŞEKİL 3-90 UÇUŞ EVRELERİNDE A/T KULLANIMI	95
ŞEKİL 4-1 EICAS UYARI VE İKAZ IŞIKLARI.....	96
ŞEKİL 4-2 ANA İKAZ UYARI IŞIKLARI.....	97

ŞEKİL 4-3 UYARI VE İKAZ SİSTEMİNİN BLOCK DİYAGRAMI.....	100
ŞEKİL 4-4 MCP'DEN UYARI İRTİFA DEĞERİNİN SEÇİLMESİ	101
ŞEKİL 4-5 İRTİFA ALARMI 900 FT KALA DURUMU.....	101
ŞEKİL 4-6 BOEİNG İRTİFA ALARM SİSTEMİ.....	102
ŞEKİL 4-7 ALARM VE UYARI BANTLARI ARALIKLARI	102
ŞEKİL 4-8 PFD HIZ BANDINDA HIZ LİMITLERİ GÖSTERİMİ	103
ŞEKİL 4-9 TREND VEKTÖR İLE BERABER DÜŞMEKTE OLAN HIZ VE DÜŞÜK HIZ GÖSTERGESİ (B737).....	104
ŞEKİL 4-10 STOL UYARI SİSTEMİNİN BİLEŞENLERİ, BLOK DİYAGRAMI.....	105
ŞEKİL 4-11 ÇARPIŞMAYI ÖNLEYİCİ MANEVRALARIN GÖSTERİMİ.....	106
ŞEKİL 4-12 TCAS UYARI VE İKAZ ALANLARI GÖSTERİMİ	107
ŞEKİL 4-13 KÜÇÜK YOLCU UÇAĞI TCAS DONANIMINI	108
ŞEKİL 4-14 TRAFİK AYIRMA GÖSTERİMİ	109
ŞEKİL 4-15 ND EKRANINDA TRAFİK GÖSTERİMİ.....	110
ŞEKİL 4-16 TCAS YUNUSLAMA AÇISI KOMUT BARLARININ EKRANDA GÖSTERİMİ	111
ŞEKİL 4-17 GPWS PANELİ	113
ŞEKİL 4-18 GPWS SİSTEMİ ELEMANLARI	113
ŞEKİL 4-19 GPWS SİSTEMİ GİRİŞİ VE ÇIKTILARI ŞEMATİK GÖSTERİMİ.....	113
ŞEKİL 4-20 GPWS GÖRSEL İKAZLARI	114
ŞEKİL 4-21 PİST ETRAFINDA ARAZİYE OLAN TEMİZLEME MESAFESİ ŞEMATİK GÖSTERİMİ.....	115
4-22 UÇAĞA GÖRE ARAZİNİN NİSPİ YÜKSEKLİĞİNİN RENK GÖSTERİMİ	115
ŞEKİL 4-23 2500 FT'TEKİ BİR UÇAK İÇİN ÖRNEK ARAZİ GÖSTERİMİ.....	116
ŞEKİL 4-24 40-60 SANİYE İÇİN AYNI ARAZİDEKİ UÇAKLARIN FARKLI HIZLARDAKİ EGPWS GÖSTERİMLERİ	116
ŞEKİL 4-25 GPWS MODLARI KISA GÖSTERİMİ	117
ŞEKİL 4-26 GPWS MOD 1 ŞEMATİK GÖSTERİMİ	118
ŞEKİL 4-27 GPWS MOD 2A ŞEMATİK GÖSTERİMİ	119
ŞEKİL 4-28 GPWS MOD 2B ŞEMATİK GÖSTERİMİ	119
ŞEKİL 4-29 GPWS MOD 3 ŞEMATİK GÖSTERİMİ	120
ŞEKİL 4-30 GPWS MOD 4A ŞEMATİK GÖSTERİMİ	120
ŞEKİL 4-31 GPWS MOD 4B ŞEMATİK GÖSTERİMİ	121
ŞEKİL 4-32 GPWS MOD 5 ŞEMATİK GÖSTERİMİ	122
ŞEKİL 4-33 GPWS MOD 6 ŞEMATİK GÖSTERİMİ	123
ŞEKİL 4-34 GPWS MOD 7 ŞEMATİK GÖSTERİMİ	124
ŞEKİL 4-35 EICAS SİSTEMİ ŞEMATİK GÖSTERİMİ-1	125
ŞEKİL 4-36 EICAS SİSTEMİ ŞEMATİK GÖSTERİMİ-2	127
ŞEKİL 4-37 EICAS TEMEL MOTOR GÖSTERGELERİ.....	127

ŞEKİL 4-38 EICAS OPERASYON MODU	128
ŞEKİL 4-39 EICAS DURUM MODU	129
ŞEKİL 4-40 EICAS KONTROL PANELİ	129
ŞEKİL 4-41 BOEİNG 777 EICAS ALARM MESAJLARININ TEMEL EKRANDA GÖSTERİMİ.....	131
ŞEKİL 4-42 EICAS İKİNCİL EKRANI	132
ŞEKİL 4-43 STANDBY MOTOR GÖSTERGESİ.....	132
ŞEKİL 4-44 BOEİNG 777 EICAS TEMEL MOTOR EKRANI	133
ŞEKİL 4-45 UÇUŞ YÖNETİM SİSTEMİ VE SİSTEMLERİN BİRBİRLERİ İLE VERİ ALIŞVERİŞİ	133
ŞEKİL 5-1 İRTİFA İLE BERABER TOPLAM BASINÇ VE KISMİ BASINÇ DEĞİŞİMİ	138
ŞEKİL 5-2 SOLUNUM SİSTEMİ GÖRÜNÜMÜ	143
ŞEKİL 5-3 HAVA KESECİKLERİ(ALVEOL) YAPISI.....	144
ŞEKİL 5-4 KANDAKİ OKSİJEN DOYMA SEVİYELERİ	144
ŞEKİL 6-1 İRTİFA İLE BERABER AKCİĞERLERDEKİ KISMİ BASINÇ DEĞİŞİMİ.....	148
ŞEKİL 6-2 ÇEŞİTLİ İRTİFALARDA FAYDALANILABİLİR BİLİNÇ SÜRESİ(TUC)	150
ŞEKİL 6-3 HIPOKSİ TESTİNDE BİR PİLOT	151
ŞEKİL 6-4 HELLİOS 522 NUMARALI UÇUŞ ENKAZINDA BULUNAN BASINÇ KONTROL PANELİ AÇIKÇA MANUEL KONUMDA OLDUĞUNU GÖSTERMEKTEDİR.....	152
ŞEKİL 6-5 BOEİNG 737-800 ÇIKIŞ VALFİ KABİN BASINCINI DÜZENLER	154
ŞEKİL 6-6 PFD HIPOKSİ ALARM EKRANI.....	155
6-7 HIPOKSİ ALARM SİSTEMİ ŞEMATİK GÖSTERİMİ.....	156
ŞEKİL 6-8 HAMS HIPOKSİ TAHMİNİ İÇİN HAZIRLANAN BLOK DİYAGRAMI	157
ŞEKİL 6-9 HAMS PULSE OKSİMETRE TASARIMI	158
ŞEKİL 6-10 NASA TARAFINDAN GELİŞTİRİLEN HIPOKSİ TESPİT VE UYARI SİSTEMİ.....	158
ŞEKİL 6-11 AUTO GCAS HUD GÖRÜNTÜSÜ.....	160
ŞEKİL 6-12 AIRBUS A400M T-GCAS MİMARİSİ.....	161
ŞEKİL 6-13 HIPOKSİ ALARM VE ÇARPMA ÖNLEME SİSTEMİ TASARIMI	162

Kısaltmalar:

ACARS:(Aircraft Communication Addressing and Reporting System) Uçak Muhabere ve Adresleme Sistemi

ACAS:(Aircraft Collision Avoidance System) Uçak Çarpışma Önleme Sistemi

ACO:(Aircraft Certification Office) Uçak Serfikasyon Ofisi

ADC:(Air Data Computer) Hava Verisi Bilgisayarı

ADAHRS:(Air Data & Attitude and Heading Reference System) Hava verisi ve Durum referans Sistemi

ADIRU: (Air Data/Inertial Reference Units) Hava Veri/Ataletsel Referans Üniteleri

ADI:(Attitude Director Indicator) Durum Yönetim Göstergesi

ADM:(Air Data Module) Hava Verisi Modülü

AFCS:(Automatic Flight Control System) Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi

AFDS:(Auto Flight Director System) Otomatik Uçuş Yönetim Sistemi

AFDX:Airbus Full Duplex Ethernet

AFS:Automatic Flight System

AHRS:(Attitude and Heading Reference System) Durum ve Uçuş Baş Referans sistemi

AIMS: (Airplane Information Management System)Boeing Uçakıçi Entegre Moduler Sistemi

AMM:(Aircraft Maintenance Manual) Uçak Bakım El Kitabı

ASCB:(Avionics Standard Communications Bus) Aviyonik Standart İletişim Bus'ı

ASIC:(Application Specific Integrated Circuits) Uygulama Özel Entegre Devre

A/P :(Auto Pilot) Otomatik Pilot

A/T:(Auto Throttle) Otomatik Gaz Kolu

BITE:(Built in Equipment Test)İç Teçhizatının Testi-Built in Test Equipment

CAS:(Computed Air Speed) Hesaplanmış Hava Hızı(Hava Hızı Çeşitlerinden Biri)

CCD:(Cursor Control Device) İmleç Kontrol Aleti

CDI:(Course Deviation Indicators) Rotadan Sapma Göstergesi

CDTI:(Cockpit Display of Traffic Information) Trafik Malumatının Kokpit Gösterimi
CDU:(Control Display Unit) Kontrol ve Görüntüleme Ünitesi
CFDS:(Centralized Fault Display System) Merkezi Hata Gösterim Ekranı
CFIT:(Controlled Flight Into Terrain) Araziye Uçağın Pilot Kontrolünde Çarpması
CMU:(Configuration Management Unit) Konfigrasyon Yönetim Ünitesi
CPM:Core Processor Modules
CPIOM:Çekirdek İşlemci Giriş Çıkış Modülü
DEOS:(Digital Engine Operating System) Sayısal Motor İşletim Sistemi
DME:(Distance Measuring Equipment) Mesafe Ölçme Teçhizatı
EADI:(Electronic Attitude Directin Indicator) Elektronik Durum ve Yön Göstergesi
EFIS:(Electronic Flight Instrument/Information System) Elektronik Uçuş Malumat Sistemi
EGT:(Exhaust Gas Temperature) Egzost Gaz Sıcaklığı
EHSI:(Electronic Horizontal Situation Indicator) Elektronik Ufuk Durumu Göstergesi
EICAS:(Engine Indication and Crew Alerting System) Motor Göstergesi ve Mürettebat Alarm Sistemi
EPR:(Engine Pressure Ratio) Giriş Çıkış Motor Basınç Oranı
FADEC:(Full-Authority Digital Engine Control) Tam Yetkili Sayısal Motor Kontrolü
FANS:(Future Air Navigation System) Gelecek Nesil Seyrüsefer Sistemleri
FCC:(Flight Control Computer) Uçuş Kontrol Bilgisayarı
FD:Flight Director
FDX:Full Duplex Ethernet
FGS: (Flight Guidance System) Uçuş Yol Gösterim Sistemi
FMC:(Flight Management Computer) Uçuş Yönetim Bilgisayarı
FMS:(Flight Management System) Uçuş Yönetimi Sistemi
GPS:(Global Positioning System) Küresel Konumlama Sistemi
GPWS:(Ground Proximity Warning System) Yer Yakınlık Uyarı Sistemi
HOL:(High Order Language) Yüksek Seviyeli Dil
I/O:Input/Output
IAC:(Integrated Avionics Computer) Entegre Aviyonik Bilgisayar
INS:(Inertial Navigation System) Ataletsel Seyrüsefer Sistemi
ILS:(Instrument Landing System) Alet İniş Sistemi

IMA:(Integrated Modular Avionics)Entegre Moduler Aviyonik
IRS:(Inertial Reference System)Atalet Referans Sistemi
IRU:(Inertial Reference Unit) Ataletsel Referans Ünitesi
ISA:(International Standard Atmosphere) Uluslararası Standart Atmosfer
LNAV:(Lateral Navigation) Yatay Seyrüsefer
LRU:(Line Replaceable Units) Değiştirilebilir Moduler Ünite
MAU:Modular Avionics Unit
MCP:(Mode Control Panel) Mod Kontrol Paneli
MEL:(Minimum Equipment List) Uçakta Bulunması Gereken Minimum Teçhizat Listesi
MIL STD:(Military Standard) Askeri Standart
MMO:Maximum Mach Number
PFD:(Primary Flight Display) Ana Uçuş Ekranı
PLD:(Programmable Logic Devices) Programlanabilir Mantıksal Cihazlar
RA:(Resolution Advisory) Trafik Ayırma Tavsiyesi
RAIM:(Receiver Autonomous Integrity Monitoring) Alıcı Otonom Bütünlük Takibi
RNAV:(Area Navigation) Bir Alanda Yapılan Seyrüsefer
RNP:(Required Navigation Performance) Arzu edilen Seyrüsefer Performansı
RTOS:(Real Time Operating System) Gerçek Zamanlı İşletim Sistemi
RVR:(Runway Visual Range) Pist Üzerinde Görsel Tanıma Mesafesi
SID:(Standard Instrument Departure) Standart Alet Kalkışı
SQA:(Software Quality Assurance) Yazılım Kalite Güvencesi
SSA:(System Safety Assessment) Sistem Güvenlik Değerlendirmesi
STAR:(Standard Terminal Arrival Route) Standart Alet Yaklaşma Rotası
T/C:(Top of Climb) Tırmanışın Sonu
T/D:(Top of Descent) Alaçalmanın Sonu
TA:(Traffic Alerts) Trafik Alarmı
TAWS:(Terrain Awareness and Warning System) Arazi Farkındalık ve İkaz Sistemi
TCAS: (Traffic Collision Avoidance System) Çarpışma Engelleme Trafik İkaz Sistemi
TCC:Thrust Control Computer
VG/DG:(Vertical Gyro and Directional Gyro) Dikey ve Yatay Cayro

VMC:(Visual Meteorological Conditions) Meteorolojik Şartların Görerek Uçuş İçin Uygun Olması

VMO:Maximum Operating Speed

VNAV:(Vertical Navigation) Dikey Seyrüsefer

VOR:(VHF Omni-directional Range) VHF Çok Yönlü Seyrüsefer Yardımcı Aleti



1. GİRİŞ

Bilgisayarların uçaklarda kullanımı ve hipoksi alarm sistemi tasarımı ile ilgilidir bu tezin ana amacı bilgisayar mühendisliği altyapısına sahip kişilerin uçaklardaki bilgisayar tabanlı(bilgisayara bağımlı) uygulamalar ile ilgili daha fazla bilgi sahibi olmasını sağlamak ve uçak aviyonik sistem yazılımları ve donanımları ile ilgili çalışmak isteyen kişilerin elinde Türkçe bir kaynak oluşturmaktır. Bu tez aynı zamanda diğer mühendislik disiplinlerindeki konuyla ilgili hiç bilgi sahibi olmayan kişilerin de bilgisayarların uçaklarda nasıl kullanıldığı ve sistemlerin temel mantığı alanlarında bir giriş yapabilmesi ve konuyla ilgili terimler ve düşünceleri anlaması açısından faydalı olacaktır. Bu tezin aviyonik ile ilgili bir Türkçe kaynak olarak danışılacak bir kitap olarak da değerlendirilmesi de mümkün gözükmektedir. Tez metninde aviyonik olarak bahsedilen terim havacılıktaki elektronik ve bilgisayarlar sayesinde sayısallaştırılan teknoloji uygulamalarını içermektedir.

Dijital/Sayısal aviyonik kavramı günümüzde çok önemli bir kavramdır çünkü modern uçaklar bir çok uygulama ile çok geniş anlamda sayısal aviyonik sistemleri kullanmaktadır. Örnek vermek gerekirse modern oto pilotlar çok karmaşık cihazlardır ve pilotların iş yükünü hafifletmek açısından son derece önemli bir görevleri vardır. Günümüzde çok istisnai bir kaç örnek dışında hemen hemen tüm oto pilot sistemleri bilgisayar temelli çalışmaktadır. Teknolojik iyileşme ve gelişmeler neticesinde bilgisayar çağının sağladığı üstün teknoloji ürünü bilgisayarlar eski nesil elektro mekanik cihazların yerini almıştır. Eskiden mekanik, grafik ve elektro mekanik göstergeleri içeren kokpit içindeki sistemlerin tümü hızlı bir şekilde tıpkı bir kişisel bilgisayar gibi kullanımı kolay glass kokpit dediğimiz gösterge ekranları ve monitörlerle değiştirilmiştir. Bilgisayar teknolojisinin uçaklardaki kullanımı aviyonik ekranlardaki kullanımın çok ötesine geçmiştir. Bilgisayarlar günümüzde uçakların yapısal olarak kontrolünde de kullanılmaktadır. Eski uçaklarda uçağın motorlarının ve kontrol yüzeylerinin kontrolü mekanik ve hidrolik irtibatlar ile sağlanırdı. Ancak günümüzde üretim maliyetleri, bakım maliyetleri ve mekanik parçaların yarattığı operasyonel ağırlıklar sebebiyle mekanik kontroller dijital teknolojiler ile değiştirilmiştir ve bu fly-

by-wire denilen teknolojinin havacılığa girmesini sağlamıştır. Fly-by-wire terimi kontrol sinyallerinin dijital data buslar üzerinde haberleşmesi ve bu kontrol sinyallerinin kontrol yüzeyleri ve motor ayarlarını düzenleyecek bilgisayarlar tarafından kullanılmasının bir kombinasyonudur.

Günümüzde uçaklar gün geçtikçe uçan bilgisayarlar olmaya başlamıştır. Uçakta kullanılacak aviyonik sistemlerin üretiminde başta bilgisayar ve yazılım mühendisleri olmak üzere çok farklı disiplinlerden bir çok mühendisin yer almasını gerektirir. Bu yüzden 2023 yılında kendi milli uçağını üretmeyi planlayan ülkemizde bilgisayar mühendislerinin aviyonik sistemleri ilgili daha çok çalışması ve mevcut sistemleri anlayarak fark yaratacak yeni sistemleri geliştirmesi çok büyük önem arz etmektedir.

Uçağın tasarımında bir çok mühendislik dalından yer alan mühendislerin uçağın bir çok karmaşık sisteminin her birinin amaçları, çalışma prensipleri gibi her ayrıntısına hakim olması beklenemez ancak yine de genel olarak aviyonik sistemlerin nasıl çalıştığı hakkında bilgi sahibi olmalarının kendilerine yardımcı olacağı yadsınamaz bir gerçektir. Bu tezi yazarken bu husus sürekli olarak dikkate alınmış ve kaynaklardaki uzun ve karmaşık bilgiler anlam bütünlüğü bozulmadan kısaltılarak birleştirilmeye çalışılmıştır.

Bu düşüncelerden hareketle bu tezin ilk bölümünde uçağın çalışma prensibi ve temel aerodinamik prensiplere kısaca değinilecek, ikinci bölümde bilgisayar ve havacılık ile ilgili temel standartlar ve terimler üzerinde durulacaktır. Üçüncü bölümde modern uçaklarda kullanılan ve uçuş kontrol bilgisayarına veri sağlayan bazı temel sistemler ve bu sistemlerin çalışma prensipleri üzerinde durulacaktır. Dördüncü bölümde modern uçakların sahip olduğu uyarı ve ikaz sistemleri ve çalışma prensipleri incelenecektir. Beşinci bölümünde atmosferin ve insan solunum sisteminin özellikleri üzerinde durulduktan sonra hipoksi kavramı detaylı olarak açıklanacaktır. Tezin altıncı bölümünde hipoksi, hipoksi kaynaklı yaşanan kazalar örneklerle açıklandıktan sonra hipoksiden havada korunmak için tasarlanan sistem ve bileşenleri açıklanacaktır.

Tezin ikinci, üçüncü ve dördüncü bölümlerinin bilgisayar ve yazılım mühendisleri açısından bir referans kaynak olması hususuna dikkat edildiğinden bu bölümlerde

sistemlerin menüleri ve ekranlar üzerinde resimler ile beraber detaylı olarak durulacaktır.

Aviyonik sistemler vasıtası ile bilgisayarlar uçakların bir çok açıdan çalışmasını kontrol etmektedir ama bilgisayarların uçak içindeki asıl kullanım amacı uçağın temel manevralarını yapmasını sağlamak ve uçağın bütünlüğünü korumasını sağlamaktır. Uçağı kontrol etmek maksadıyla oluşturulan algoritmalar hangi tür olursa olsun bütün tiplerdeki uçaklar için çok karmaşıktır. Bu algoritmalar pilot olmayıp sadece araba kullanan bir insan için çok karmaşık gelebilir. Bu kontrol algoritmaları alışık olmadığımız bir çok farklı konsept ve tanım içerdiğinden tezde değinilecek aviyonik sistemlere giriş yapmadan önce uçuşun temel fiziki özellikleri ve temel kavramlar ile ilgili kısa bir giriş yapacağız.

1.1. Kanunlar ve Tanımlar :

Bir uçağın uçabilmesi için öncelikli gereksinim duyulan elemanlar:

- Taşıyıcı güç üretecek bir kanat,
- Yüğü içinde bulunduracak bir gövde,
- Denge kazandıracak kuyruk yüzeyleri,
- Uçuş yönünü değiştirecek kontrol yüzeyleri,
- İleri hareketini sağlayacak motorlardır. (1)

Teknoloji geliştikçe uçak tasarımcıları, aerodinamikçiler ve mühendisler özel amaçlara hizmet edecek uçaklar üretmek için uçakların şekil ve konfigürasyonlarında, havanın fiziksel özelliklerini daha iyi anlamaya yönelik temel ve küçük değişiklikler yapmışlardır. Her bir özel görev için tasarlanan uçaklar değişik şekil ve büyüklükte ortaya çıkmıştır. Her özelliğın bir amacı vardır ve sadece bir tasarımın nedeni olarak ortaya çıkmamıştır. (2) Her uçak, yeryüzündeki tüm cisimler gibi bir ağırlığa sahiptir.

Bununla orantılı olarak uçak yerde hareketsiz iken üzerindeki yerçekimi kuvvetine bağlı olarak bir kuvvete sahiptir. Bu uçağın ağırlığı olarak kabul edilir ve yerçekimiyle aynı yöndedir. Yerçekimi kuvveti veya ağırlık; uçak tasarımcıları tarafından, üretim aşamasında uçağı etkileyen dört kuvvetten en çok dikkate alınanı olarak belirtilmektedir. Yerçekiminden kaynaklanan uçağın ağırlığı (1 G) olarak tanımlanır. Uçağın ufki olarak düz uçuşu kabul edildiğinde üzerindeki “1 G” olan yerçekimi kuvveti, uçağın yukarı doğru yaptığı hareketlerde hücum açısıyla orantılı olarak artar. Bu nedenle, uçak tasarlarken mühendisler yük ve kullanma limitleri göz önünde tutularak gerekli hesaplamaları yaparlar. Kanat ile gövdenin uçuştaki dayanıklılığı da böylece sağlanmış olur. (3)

1.1.1. Kaldırma(lift):

Uçak yerden kesilmeden önce yukarı yönde hareket eden bir kuvvet tarafından dengelenmesi gerekmektedir. Bu kuvvete Kaldırma kuvveti denir. Kaldırma kuvveti uçağın ağırlık kuvvetiyle minimum aynı olana kadar artırılmalıdır. Kaldırma kuvveti, uçağın havalanmasını ve havada uçuşmasını sağlar. Kaldırma kuvvetinin oluşması, kanatların yapısı ile doğrudan bağlantılıdır.

Kanadın üst bölümü; ön taraftan arkaya doğru azalan oranda kavisli, alt kısmı ise düz bir yapıya sahiptir. Bu nedenle, üst taraftaki hava akışı, alt tarafa oranla daha fazladır. Kanadın üst tarafından, alt tarafına göre daha fazla olan hava akışı, oluşturduğu basınç farkı nedeniyle kaldırma kuvvetini meydana getirir. (3)

1.1.2. İtme(Thrust):

Kaldırma kuvveti üretmek için uçağın motorlarından sağlanan güçle, uçağın havanın içinde ileriye doğru hareket etmesi için gereken kuvvete itme kuvveti denir. İtme kuvveti, düzenli ve verimli çalışan motorla sağlanır. İtme kuvveti, tüm sürüklemeye etki eden kuvvetlerden fazla olmalıdır. Düz uçuşta ve sabit hızda itme kuvveti, sürüklenme kuvvetlerinin toplamına eşittir. Eğer itme kuvveti(thrust), sürüklenme kuvvetinden fazla olursa; uçağın hızı, itme kuvveti ile sürüklenme kuvveti eşitleninceye

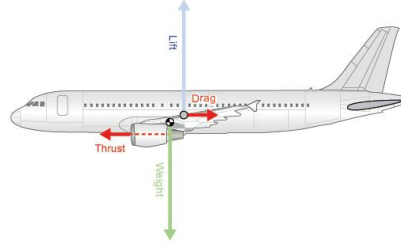
kadar artmaya devam eder. Pervaneli uçaklarda, sabit palli ve küçük açılı olarak hareket edebilen palli olanlar, düşük hızlarda, yüksek devirle istenen itme kuvveti meydana getirir. Palleri ayarlanan pervanelerde, yakıtın harcanmasında tasarruf sağlamak amacıyla, seyahat hızında büyük açı ve düşük devir kullanılarak gerekli olan itme kuvveti elde edilir. (3)

1.1.3. Sürüklenme(Drag):

Uçağın ileri hareketine başlamasından sonra, hava ileri harekete bir güçle karşı koyar, buna sürüklenme kuvveti denir. Uçak havalandığında, iki ayrı sürüklenme kuvvetinin birleşiminden oluşmuş, toplam geri sürüklenme kuvveti etkisi altına girer.

Birinci sürüklenme kuvveti: Hücüm açısı arttırıldığında, kanadın üst ve alt kısmından farklı oranlarda geçen hava, kanadın sonunda bir sürüklenme kuvveti meydana getirir. Buna ek olarak, kuyruk ve gövdede de benzer şekilde sürüklenme kuvveti meydana gelir. Bu şekilde meydana gelen sürüklenme kuvveti, hava sürati ve hücüm açısının değerlerine bağlı olarak değişir. Kanatlarda kaldırma kuvveti oluşmaya başladığında, sürüklenme kuvveti de oluşmaya başlar.

İkinci sürüklenme kuvveti : Gövdenin üzerinde bulunan iniş takımları, çeşitli seyrüsefer ve benzeri parçaların hava içinde meydana getirdiği direnç nedeni ile oluşur. Uçağın bu tür parçalarına aerodinamik şekil verilerek, sürüklenme kuvvetini mümkün olan en alt seviyede oluşması hedeflenir. Kanatlarda meydana gelen sürüklenme kuvveti, hız arttığında azalmasına karşın, gövdenin dışında yer alan parçaların meydana getirdiği sürüklenme kuvveti artar. İki farklı şekilde meydana gelen sürüklenme kuvveti birlikte toplam geri sürükleyici kuvveti meydana getirir. (3)



Şekil 1-1 Uçağa Etki Eden Kuvvetler

Standart Atmosfer (ISA) : Havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değerleri, verilen bir hava kütleğinde sabit değildir devamlı değişir. Hava araçlarının performanslarını karşılaştırabilmek, basınç aletlerini kalibre etmek ve diğer amaçlar için bir “standart atmosfer” ihtiyacı vardır. Bu amaçla ICAO(Uluslararası Havacılık Organizasyonu) Standart Atmosfer değerleri kullanılır.

ICAO Standart Atmosfer Değerleri :

Sıcaklık: 15° C

Basınç: 101325 N/m², (1013.25 hPa veya milibar)

Yoğunluk: 1.225 kg/m³ Not: Yoğunluk, 40.000 feette deniz seviye değerinin ¼ kadardır. (4)

1.1.4. Dinamik Basınç (N/m², Sembolü; q veya Q) :

Hareket halindeki hava, enerjiye sahiptir. Bu kinetik enerjidir. Havanın hızı ne kadar artarsa sahip olduğu kinetik enerji de o kadar artar. İşte bu kinetik enerjiye sahip olan bir hava kütleşi karşısına çıkacak cisimlerin birim alanına belli bir kuvvet uygulayacaktır. İşte bu basınca DİNAMİK BASINÇ adı verilir. Eğer hareket halindeki hava bir cisimle karşılaşır, o cismin etrafından dolaşarak geçmek için her yönde dağılır. Dağılma bölgesinin tam ortasındaki noktada (Durgun Nokta–Stagnation Point) cisme çarpar ve hareketsiz hale gelir. Yani havanın hızı bu noktada sıfırdır. Bu anda

havanın sahip olduğu kinetik enerji, basınç enerjisine dönüşür. Dinamik basıncın değeri havanın yoğunluğuna ve hızına bağlıdır.

Dinamik basıncı (q) ile ifade edersek,

$$\text{(Kinetik Enerji)} = q = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{Joules}$$

ρ : Mevcut kg/m^3 olarak hava yoğunluğu, V ise m/s olarak hız.

Bu, bütün aerodinamik çalışmalarını etkileyen önemli bir eşitliktir. Şayet bu hareketli hava, iki tarafı açık tüp içerisinden geçirilirken, sıkıştırılır ve tekrar serbest bırakılırsa, aynı mutlak değeri dönecektir. Ancak oluşan kinetik enerji, basınç enerjisine dönüşür ve pratik olarak ilk halindeki enerjisine eşit olarak kabul edilir.

$$\text{Dinamik basınç} = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ N/m}^2 \text{ (4)}$$

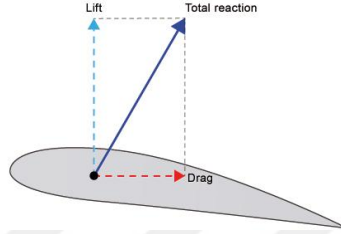
1.1.5. Kanat Profillerinin Aerodinamiği:

Uçaklardaki kanat ve kuyruk gibi taşıyıcı yüzeyler, pervanelerde çekme kuvvetini, helikopterlerde taşıma kuvvetini sağlayan paller, kompresör ve türbinlerdeki paller göz önüne alınırsa bütün bu elemanlar etrafında akım alanının genel olarak üç boyutlu olduğu görülür. Ancak gerek uçak kanadı ve kuyruğunda ve gerekse pallerde elemanın gövdeye bağlandığı kök kısmı ve elemanın uç kısmı dışındaki orta kısımlarda akımın üçüncü boyutta ki (açıklık doğrultusunda) etkinliği çoğu zaman hayli azdır. Özellikle kanat açıklılığının büyük olduğu halde kanadın, kök ve uç kısımları hariç kalan kısımlarda akımı iki boyutlu kabul etmek mümkündür. Böylece iki boyutlu incelemelerden elde edilen teorik ve deneysel bazı sonuçları üç boyutlu halde, uygun bir geçişle kullanmak mümkün olur. (5)

Bir uçağın 52 m/s (100 kt) hızla, yoğunluğu 1.225 kg/m^3 olan irtifadaki dinamik basıncı (DB); $DB=q = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 52 \times 52 = 1656 \text{ N/m}^2$ (16.56 hPa) Şayet uçağın hızını iki katına çıkarırsak; $DB = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 104 \times 104 = 6625 \text{ N/m}^2$ (66.25 hPa) $\frac{1}{2} \rho V^2$

formülü bütün aerodinamik kuvvetler için genel bir terim olup, q veya Q ile ifade edilir. Statik basıncın daima mevcut olması sebebiyle, dinamik basınç yalnız olarak ölçülemez.

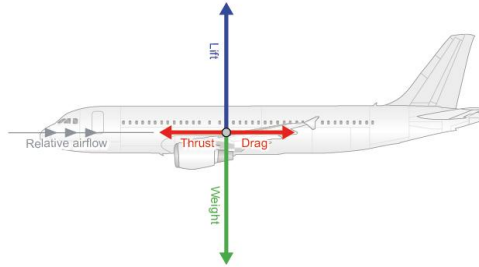
Toplam basınç; (Dinamik + Statik) Durgun (Stagnation) veya Pito Basıncı olarak bilinir. (6)



Şekil 1-2 Kanat Profili

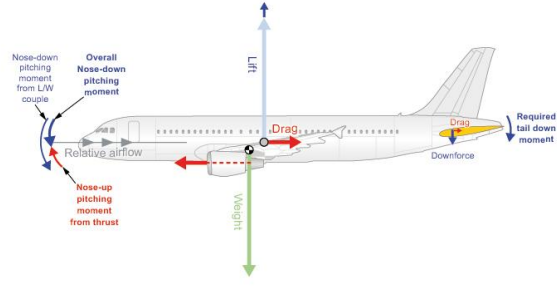
Düz uçuşta uçağa etki eden kuvvetler dengededir yani:

- Kaldırma kuvveti ağırlıkla dengede olmalıdır $L=W$,
- İtme kuvveti sürtünme ile dengede olmalıdır $T=D$.



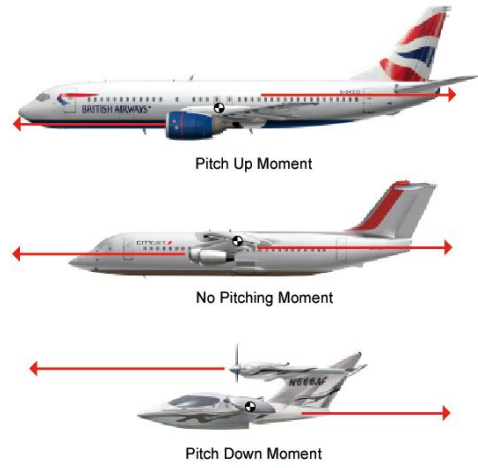
Şekil 1-3 Nispi Hava Akımı ve Uçağa Etki Eden Kuvvetlerin Dengesi

Bir uçağın düz uçabilmesi için bütün kuvvetlerin dengede ve birbirine zıt ayrıca uçağın ağırlık merkezine etki eden momentlerinin de toplamının sıfır olması gerekir. Üç kuvvetin gerçekte etki ettiği noktalar sabit olmadığı için kuyruk tarafından oluşturulan kuvvet ile bu momentler dengelenmektedir. (6)



Şekil 1-4 Kontrol Kuvvetleri

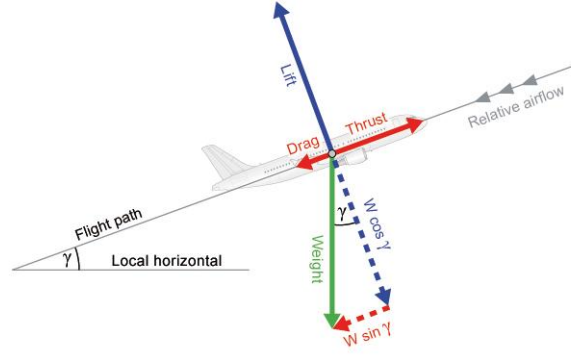
Motorların sürtünme hattına göre nereye yerleştirildikleri yunuslama(pitch) momentinin ne şekilde olacağını belirler. Şekilde üç farklı motor yerleşiminin yarattığı momentler görülmektedir.



Şekil 1-5 Motor Konumu ve Momente Etkisi

1.1.6. Düz ve Sabit Tırmanma :

Bir uçağın ufukla yaptığı açı (γ) olacak şekilde, düz bir uçuş istikameti boyunca devamlı bir tırmanışta iken γ (gamma), tırmanış açısı olarak isimlendirilir. Uçak üzerindeki kuvvetler, uçuş istikametine dik kaldırma kuvveti, itki ve ona paralel geri sürüklenme kuvveti ve yerçekimi ivmesine paralel ağırlık kuvvetinden oluşur. (1)Bu kuvvetler sistemi Şekil’de gösterilmektedir.



Şekil 1-6 Tırmanışta Uçağa Etki Eden Kuvvetler

Ağırlığın İki Bileşenine Ayrılması: Biri kaldırma kuvvetine zıt yönlü ($W \cos \gamma$), diğeri ise geri sürüklenme ile aynı istikamette, uçuş istikametine ters yönde etki eden ($W \sin \gamma$)'dır. Denge Şartları: İtki, aerodinamik geri sürüklenmenin ve ağırlığın geriye doğru olan bileşkesinin toplamına; kaldırma kuvveti ise, ağırlığın kendisinin aksi istikametindeki bileşenine eşit olmalıdır. Tırmanma açısı büyüdükçe, kanadın kaldırma kuvveti azalacak ve aynı anda ağırlığın geriye doğru olan bileşkesi büyüyecektir.

$$L = W \cos \gamma$$

$$T = D + W \sin \gamma$$

$L = W \cos \gamma$ eşitliğinden de görülebileceği gibi, gerekli kaldırma kuvveti ağırlıktan daha azdır. Bunun nedeni, kaldırma kuvvetinin ağırlığın sadece tırmanma açısıyla da azalan belli bir oranını dengelemesi gerektiğidir. (Dikey bir tırmanışta kaldırma kuvvetine gerek yoktur). Ağırlığın geri kalan kısmı, itki tarafından dengelenir. Devamlı tırmanış için gereken itki aerodinamik geri sürüklemeden,

$$T = D + W \sin \gamma$$

denkleminde de anlaşılacağı üzere, daha büyüktür. Bu ağırlığın uçuş istikametine ters yönlü olan bileşenini de dengelemek içindir. Yukarıdaki denklem tekrar düzenlenirse bir uçağın tırmanış kabiliyeti, aerodinamik geri sürüklemeden ne kadar fazla olduğuna bağlıdır. Verilen bir itki için meydana getirilen geri sürüklenme ne kadar

az ise, tırmanış kabiliyeti de o kadar çöktür. Flaplar yukarıda olduğunda geri sürüklenme daha az olacağından tırmanma açısı daha büyük olacaktır.

Tırmanma Açısı : $\sin \gamma = (T-D) / W$ denkleminde de görüleceği gibi tırmanma açısı “itki fazlalığına” (T-D) ve ağırlığa bağlıdır. İtki ve sürüklenme, hız ile değiştiğinden, itki fazlalığı, belirli bir süratte en fazla olacaktır. Bu sürat, maksimum tırmanma açısı sürati, V_x 'dir.

Sabit bir tırmanma esnasında özetle: Tırmanırken ağırlık kaldırma kuvvetinden daha büyüktür($W>L$), İtki sürtünmeden daha fazladır($T>D$) ve yük faktörü(kaldırma/ağırlık) 1'den daha küçüktür. (1)

2. HAVACILIK VE BİLGİSAYAR

Modern bir yolcu uçağında bilgisayarlar hemen hemen bütün sistemlerde bulunurlar. Bilgisayarlar uçuş kumandalarından motor kontrollerine, yakıt sisteminden elektrik sistemine, iniş takımlarının kontrolünden tuvalet atıklarının kontrolüne kadar her şeyin kontrolünün içindedirler. Her yeni nesil bilgisayar ile beraber bilgisayarların ve kontrol yazılımlarının uçaklardaki miktarı artmaktadır. (2)

Genel anlamda bilgisayar şu şekilde tanımlanabilir: Verileri depolayabilen ve veriler üzerinde işlem yapabilen bir cihaz ya da cihazlar bütünüdür. Bir genel maksat bilgisayarı, mantıksal ve aritmetiksel şekillerde problemleri çözebilecek şekilde programlanabilir. Elektromekanik ve ikili rakam sistemi kullanan ilk tam çalışan genel maksat bilgisayarı 1941 yılında Konrad Zuse tarafından Almanya’da yapılan Z3 idi.

Temel olarak iki tip bilgisayar vardır. (7) (8)

2.1.1. Analog bilgisayarlar:

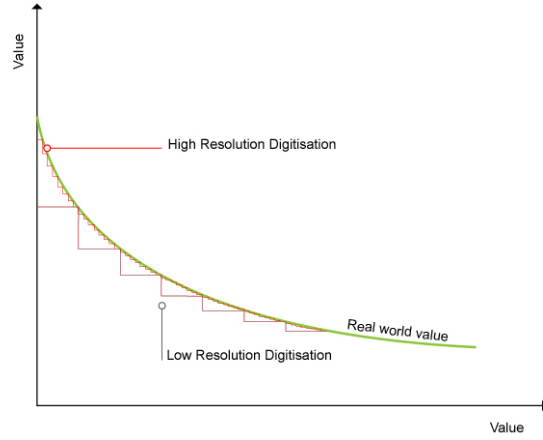
Bir analog bilgisayarda nümerik veri elektrik akımı(voltaj), mekanik hareket veya sıvı basıncı gibi sürekli değişen şekillerde sunulur. Sürekli olarak değişen miktarlardaki değişkenler sayesinde cihazlar gerçek zamanlı ve seri bir şekilde analiz yaparak bir çok değişkeni analiz edebilir. Merkezi işlemcilerde analog sistemler kullanılmazlar ancak yine de verilerin algılanmasında(sensörler) analog bilgisayarlardan faydalanılır. Analog bir bilgisayar üstlendiği hesaplamaları yapabilmek yada gösterebilmek için voltaj ya da basınç gibi süreklilik gösteren fiziksel değişkenleri kullanır. Analog bilgisayarlar deney yapmanın pahalı, zaman kaybı yaratacak ve tehlikeli olduğu durumlarda mekanik ya da diğer sistemleri örneklemek için veya elektronik model olarak kullanılırlar. Örneğin; bir köprü, uçak kanadı yada hareketin olduğu herhangi bir yapı dizayn ederken mühendis, yapının rüzgar hızı ve sıcaklık gibi fiziksel değişkenlere karşı nasıl tepki göstereceğini önceden bilmelidir. Son yıllarda analog bilgisayarlar, dijital bilgisayarların hareketli sistemleri simule edecek şekilde programlanabilmelerinden dolayı daha az popüler hale gelmişlerdir. Bu bölümün geri kalanında sayısal bilgisayarlar ve onların uçaklardaki kullanımları anlatılacaktır. (9)

2.1.2. Sayısal Bilgisayarlar:

Sayısal bilgisayarlar işlemlerinde dijital veriler (ikili veriler) kullanırlar. Bu tip veriler sürekli değişkenlerin olduğu analog sistemlerin tersine sadece iki seviyede voltaja sahiptirler. Bu iki seviye anahtarlardaki AÇIK ve KAPALI durumlara denk gelirler. Dijital devreler iki aşamalı devrelerdir. Normalde, kağıt üzerinde çalışılırken sıfırdan dokuzaya kadar olan ondalık sayı sistemi kullanılır. Dijital bilgisayar ise çalışırken AÇIK – KAPALI, iki aşamalı yada İKİLİ sayı sistemini kullanmak zorundadır.

2.1.3. Gerçek Zamanlı Sayısal Bilgisayarlar:

Şekilde analog gerçek zamanlı verilerin sayısal veriler haline dönüştürülmesi gösterilmiştir. Dikkat edileceği üzere analog verilerin sayısal ortama aktarılmasında çözünürlük önem kazanmaktadır. Verilerin gerçek zamanlıya yakın aktarılması için çözünürlüğün yükseltilmesi gerekmektedir. Analog bilgisayar gerçek zamanlı ya da gerçek zamanlıya yakın veri aktarabilirken sayısal verilerin gerçeğe yakın hale dönüşmesi için çözünürlüğün artırılması gerekmektedir. Gerçek zamanlı hesaplama uçuş kontrollerinin operasyonu esnasında çok kritik bir hal almaktadır. Yeni bir değeri hesaplamak için oluşacak çok ufak bir gecikme kontrol yüzeyinde hareketinin gecikmesine sebep olacaktır. Eğer bir gecikme çok uzun sürecekse, pilotun girdilerinin kontrol yüzeyine ulaşması uygun zamanda kontrol yüzeylerine iletilemeyecekse pilot tarafından kontrol yüzeylerinde bir salınımına sebep olacak ve sonuç olarak kontrol yüzeyinde hasara sebep olabilecektir.

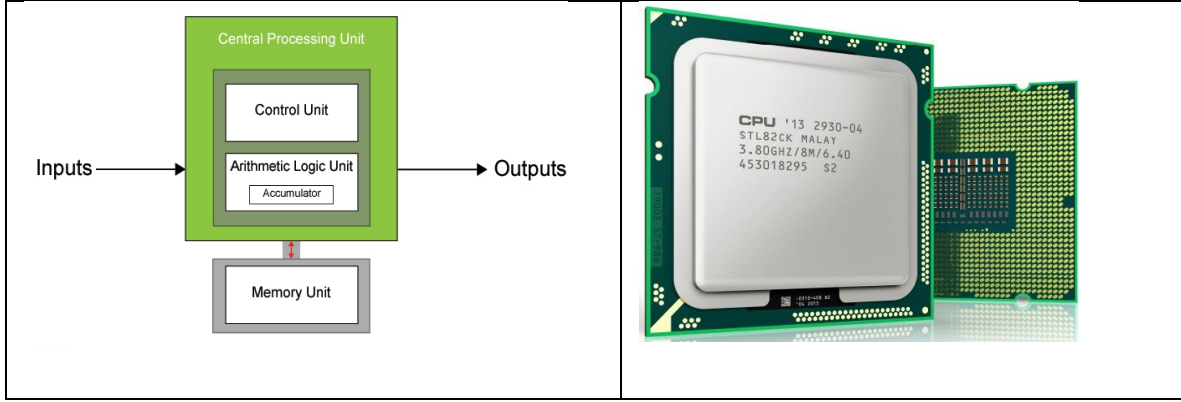


Şekil 2-1 Analog ve Sayısal Verinin Çözünürlüğü

İstenmeyen gecikmelerin önlenmesi için havacılıkta en önemli yapı elemanlarından bir tanesi analog verilerin sayısal verilere dönüştürülmesinde kullanılan Analogtan dijitale çeviriciler ve onlarla eş zamanlı çalışan sayısalanaloğa çeviricilerdir. Bu dönüştürücülerin en tipik uygulaması kontrol yüzeylerindeki tahrik elemanlarının uygulamasıdır. Kontrol yüzeyinin mevcut pozisyonu analog sinyaller ile ölçülmekte, daha sonra dijital verilere çevrilerek dijital uçuş kontrol bilgisayarlarına gönderilmektedir. Kontrol bilgisayarları tarafından hesaplanan yeni çıktılar sayısal olarak uçuş uyarıcılarına gönderilmekte, uyarıcılar dijitalden analoğa çeviriciler vasıtası ile komutları çevirip gerekli miktarda düzeltme yapmaktadır. (10)

2.1.4. Bilgisayarların Elemanları:

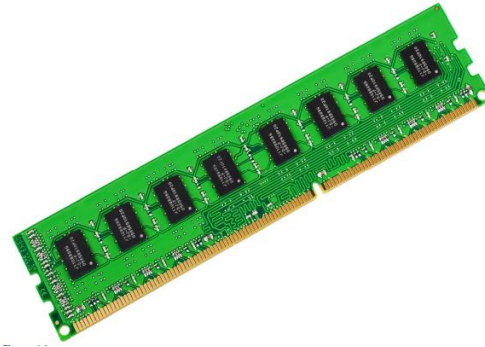
Donanım; bilgisayarı oluşturan elektronik ve mekanik parçaların en genel ismidir. Bilgisayarı oluşturan bu parçalar aşağıdaki ana başlıklar altında incelenebilir. CPU bilgisayarın gerçekleştirdiği, organize ettiği ve kontrol ettiği tüm işlemleri yürütür. Tam anlamıyla bilgisayarın beynidir. CPU'nun yapabildikleri talimatlar seti tarafından kontrol edilmektedir. Yüksek performanslı işlemciler için mevcut standart Intel'in Pentium tasarımıdır. İki bir kaç inç kareden daha az yer kaplayan birleştirilen iki mikro işlemci çipinde, küçük elektronik anahtarlar olarak çalışan milyonlarca transistör bulunmaktadır. (11)



Şekil 2-2 CPU Blok Diyagramı ve CPU

CPU'nun kendisini oluşturan alt sistem bileşenleri: Aritmetik mantık ünitesi (ALU): Mantıksal işlemleri ve aritmetik hesaplamaları ikili sayı sisteminde gerçekleştirir; Geçiş kayıtcısı: Geçici depolardır. Bunlardan bir tanesi gerçekten işlenen akümülatör dür; Kontrol Ünitesi: Kontrol ünitesi bilgisayarın saatine sahiptir. Bu, kristal kontrollü bir salıngaçtır ve MHz/GHz aralığında sabit frekanslı zamanlama uyarıcıları yaratır. Bu bilgisayarın işlemlerini senkronize eder.

GİRİŞ ÇIKIŞ CİHAZLARI CPU, kişisel bilgisayarlar söz konusu olduğunda klavye, fare yada modem gibi giriş cihazlarından gelen dijital sinyalleri giriş portları üzerinden kabul eder. Uçaklarda bunlar basınç irtifası, gerçek hava hızı, yakıt akışı gibi çeşitli algılayıcılar olabilir. İşlemler yapıldıktan sonra bu bilgiler çıkış portundan yazıcı yada Görsel gösterge ünitelerine verilir. Uçaklarda bu çıkış EFIS sembol jeneratörü yada FMS kontrol gösterge ünitesine verilir. (6)



Şekil 2-3 Bellek

Bellek Çalışan Hafıza: Bilgisayarlar, programlarını çalıştırabilmek için bir çalışan hafızaya ihtiyaç duyarlar. Bilgisayar kontrollü bir donanıma bir program monte edildiğinde, hafızanın sadece okunması gereklidir. Bunu yapabilmek için Salt Okunur Hafıza (ROM) kullanılır. Bu ROM imalatçı tarafından programlanır. Kullanıcının programı kendisi yapmak veya düzenlemek istediğinde ve hafızada kalıcı olarak saklamak istediğinde, Programlanabilir Salt Okunur Hafıza (PROM), Silinebilir ve Programlanabilir Salt Okunur Hafıza (EPROM) yada Elektronik Silinebilir Programlanabilir Salt Okunur Hafıza (EEPROM). Güç kaynağının kapandığı durumda dahi bilgiyi koruyan hafızaya Uçucu Olmayan Hafıza denir. Güç kaynağı arızası veya bağlantı kesilmesi durumunda kaybolan hafızaya ise Uçucu Hafıza denir. Programın çalışma sırasında değiştirilmesi gerektiğinde, hafızanın okunmasının yanında yazılması da gereklidir. Bunun yapılması için Önbellek (RAM) kullanılır. RAM, talimatların yazılmasına, okunmasına ve istendiğinde değiştirilmesine izin verir. RAM aynı zamanda sürekli olarak değişen, işlenecek verilerin depolanmasını sağlar. RAM normalde Uçucu Hafızadır.

Kalıcı Hafıza: Yukarıda da belirtildiği gibi RAM uçucu bir hafızadır ve güç kesildiğinde çalışma kaybolur. Bilgisayar programları ve ürettikleri çalışma genellikle manyetik diskler halindedir. Disket sürücüler ve sabit diskler kalıcı hafızalardır. Depolama kapasiteleri megabayt yada gigabayt olarak ölçülür. Sabit diskler genellikle donanımda kendisinden bulunur. Disket sürücüler ise takılıp çıkartılabilir, taşınabilir ve korunabilir.

Elektronik Değiştirilebilir Salt Okunur Hafıza (EAROM): Bu, elektronik olarak değiştirilebilir özel bir çeşit ROM'dur. Uçuş İşletme Sistemi Bilgisayarında veri tabanı olarak kullanılabilir. Bu tüm dünyadaki hava alanlarının, seyrüsefer yardımlarının ve uçuş yollarının bilgilerini içerir. Tabii ki, periyodik olarak frekanslar ve uçuş yolları değişmekte ve buna bağlı olarak da veri tabanının güncellenmesi gereklidir. Bu, Jeppesen tarafından havayollarına 28 günde bir yayınlanan güncellemeler ile sağlanır. Disk FMS Kontrol gösterge ünitesine takılır, güç verilir ve yeni veriler eskileri yok edilerek işlenmiş olur. (12)

2.1.5. Multi-processing:

Bir bilgisayarda aynı anda birden fazla işlemin(process) çalışmasına verilen isimdir. İşletim sistemlerinin gelişimi süreci incelendiğinde ilkel işletim sistemlerinde bu özellik bulunmuyordu, tek işlem (uniprocess) çalıştıran işletim sistemlerinde hafıza yönetimi bir işlemin kontrolünde yapıldığı için işletim sisteminin işlem üzerinde bir kontrolü bulunmuyor ve bir hafıza yönetimi yapılması gerekmiyordu. Benzer şekilde işlem yönetimi (process management) konusunda da oldukça rahatlık sağlayan tek işlemliler işletim sistemlerinin en meşhur örneklerinden birisi de DOS (Disk Operating System)'dir. Bu işletim sisteminde aynı anda tek işlem çalışmaktaydı.

Zamanla gelişen birden fazla programın (dolayısıyla işlemin) aynı anda çalışması ihtiyacı ile hafıza yönetiminde ve MİB (merkezi işlem birimi (CPU Central processing unit)) planlaması üzerinde değişiklikler yapıldı. Yeni işletim sistemlerinde her işlem kendi adres alanında diğer işlemlerden habersiz bir şekilde çalışmaktadır. Çalışan her işlemin kendi adres bilgisine sahip olabilmesi için mantıksal (logical) adres ataması yapılmaktadır. Bu sayede çalışan programlar her seferinde hafızanın farklı alanlarına yüklenseler bile aynı mantıksal alana erişebilmektedirler. (13)

2.1.6. Multi-tasking:

Kullanıcılar sistemde aynı anda birden fazla işlem(process) çalıştırabilirler. Bu, siz bir işlemi başlattıktan sonra, o başlattığınız işlem çalışmaya devam ederken başka bir işlem de başlatabilirsiniz demektir. Çoklu görev, bir işletim sisteminde bir kullanıcının, birden fazla sayıda işlemi aynı anda işleme alınabilmesi özelliğidir. Yani çoklu görev, bellekteki birkaç veriyi aynı anda işlemesi ve işlemci ile I/O ünitelerinin de bunlar arasında aynı anda kullanılması ortamının yaratılmasıdır. Ancak bir bilgisayar sisteminde, işletim sisteminin kendisine ait birden fazla işlemin aynı anda çalıştırılması, bu sistemde “çoklu görev (multi-tasking)” özelliği olduğunu göstermez. Bu nedenle bir işletim sisteminde çoklu görev özelliği, ancak bir kullanıcının birden fazla sayıdaki işlemi aynı anda işletebiliyorsa vardır. Çoklu görev birçok uygulamanın (programın) aynı anda çalıştırılmasıdır. Bunun sağlanması için, görevler (uygulamalar) kısa zaman

dilimleri içinde işlemcide çalıştırılır. Bu zaman dilimlerinin oldukça küçük zaman dilimleri olması nedeniyle yapay da olsa bir eş zamanlılık söz konusu olur (İşlemci aynı anda iki işi yapamaz.). (13)

2.1.7. Yazılım:

Yazılım, değişik ve çeşitli görevler yapma amaçlı tasarlanmış elektronik aygıtların birbirleriyle haberleşebilmesini ve uyumunu sağlayarak görevlerini ya da kullanılabilirliklerini geliştirmeye yarayan makine komutlarıdır. (14)

Yazılım, elektronik aygıtların belirli bir işi yapmasını sağlayan programların tümüne verilen isimdir. Bir başka deyişle, var olan bir problemi çözmek amacıyla bilgisayar dili kullanılarak oluşturulmuş anlamlı anlatımlar bütünüdür. Yazılım için çeşitli diller mevcuttur. Bunlardan bazıları Pascal, C++ ve Java'dır. Bilgisayar yazılım türleri Bilgisayar yazılımları genel olarak 3 ana grupta incelenebilir. Bunlar:

Sistem Yazılımları (System Software): Bilgisayarın kendisinin işletilmesini sağlayan, işletim sistemi, derleyiciler (compilers) (Yazılım programında, yazılan programı makine diline çeviren program), çeşitli donatılar gibi yazılımlardır.

Uygulama Yazılımları (Application Software): Bu kullanıcıların işlerine çözüm sağlayan örneğin çek, senet, stok kontrol, bordro, kütüphane kayıtlarını tutan programlar, bankalardaki müşterilerin para hesaplarını tutan programlar vs. gibi yazılımlardır. Bütün sistem programları içinde en temel yazılım işletim sistemidir ki, bilgisayarın bütün donanım ve yazılım kaynaklarını kontrol ettiği gibi, kullanıcılara ait uygulama yazılımlarının da çalıştırılmalarını ve denetlenmelerini sağlar.

Çevirici Yazılımlar: Herhangi bir dilde yazılan programı makine diline çeviren yazılımlardır. (15)

Sistem yazılımları bilgisayar kullanımı için gerekli ana fonksiyonları sağlar ve bilgisayar donanımına ve sistemin yürütülmesine yardımcı olur. Şu kombinasyonları içerir: Aygıt sürücülerini, İşletim sistemleri, Sunucular, Hizmet programları, Pencere

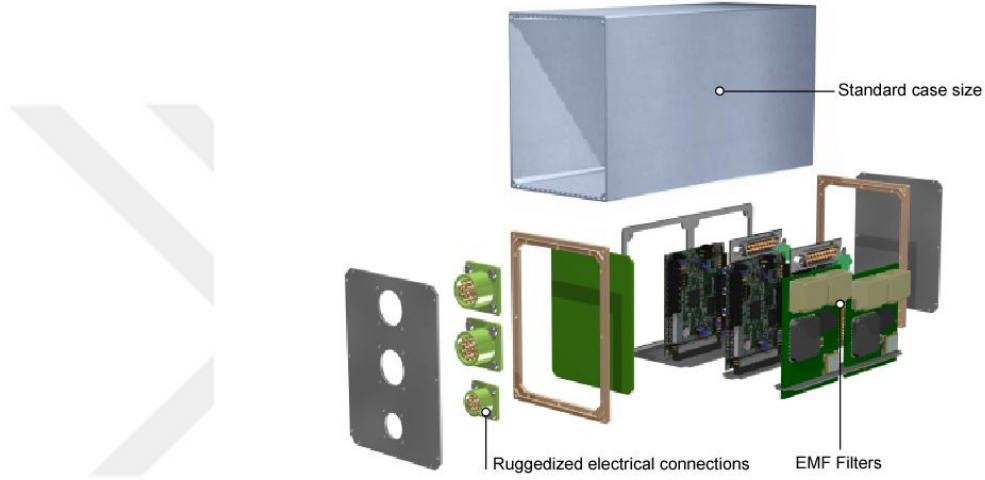
sistemleri, Sistem yazılımı çeşitli bağımsız donanım bileşenlerinin uyum içinde çalışmalarından sorumludur. Sistem yazılımı bilgisayar donanımının işletilmesi ve uygulama yazılımının çalıştırılması için bir platform sağlamak için tasarlanmış bir bilgisayar yazılımıdır. Bilgisayar BIOS'u ve aygıt yazılımı: Bilgisayara bağlı veya bilgisayar içindeki donanımı çalıştırmak ve kontrol etmek için gereken temel işlevselliği sağlar. İşletim sistemi (önde gelen örnekler; Microsoft Windows, Mac OS X ve Linux olmak üzere): Bilgisayar parçalarının; hafıza ile diskler arasında veri alışverişi veya monitöre görüntü sağlamak gibi görevleri uygulayarak birlikte çalışmasına olanak sağlar. Ayrıca üst düzey sistem yazılımı ve uygulama yazılımlarının çalıştırılması için bir platform oluşturur. Yardımcı yazılım: Bilgisayarın analiz edilmesine, yapılandırılmasına, yönetilmesine ve optimize edilmesine yardımcı olur. Ayrıca sistem yazılımı terimi, bazı yayınlarda yazılım geliştirme araçlarını tanımlamak için de kullanılır. Bilgisayar alıcıları nadiren sahip olduğu işletim sistemini öncelikli olarak dikkate alarak bir bilgisayar alırlar. Fakat cep telefonu gibi aygıtları satın alan kişiler için bu durumun tersi geçerli olabilir. Çünkü iPhone örneğinde olduğu gibi bu tür aygıtların sistem yazılımlarının, son kullanıcı tarafından değiştirilmesi oldukça zordur. Ayrıca sistem yazılımı genellikle dahili ya da önceden yüklenmiş şekilde, yararlı ve hatta gerekli bir alt yapı kodu olarak görev yapar. Sistem yazılımının dışında, kullanıcıların dokümanlar oluşturmalarına, oyun oynamasına, müzik dinlemesine ya da İnternet'te gezinmesine olanak sağlayan yazılımlara uygulama yazılımı denir.

Günümüzde bilgisayar yazılımları aviyoniğin kalbini oluşturmaktadır ve çok karmaşık olabilmektedir. Örnek vermek gerekirse Airbus A320 800bin satır koda sahiptir. Boeing 777 ise yazılım olarak toplamda 4 Milyon satırın üzerinde koda sahiptir. (16)

2.1.8. Bilgisayarların Yerleştirilmesi:

Havacılık ısı, titreşim, basınç değişimleri, yoğun elektro manyetik değişimler gibi genel olarak bilgisayar dostu bir çevre sağlamadığından havacılıkta kullanılan bilgisayarlar özel mukavim darbeye dayanıklı kaplara konarak dayanıklı elektrik ve veri

bağlantıları ile güçlendirilmektedir. Bu gibi dayanıklı bilgisayarlar(GPWS, VOR, GPS vb.) standart bir kutuya sığacak şekilde dizayn edilmekte ve aviyonik bölümdeki standart raflara sığacak boyutlarda üretilmektedir. Bu sayede arızalanan bilgisayarlar kolayca sökülüp değiştirilebilmektedir. Şekilde standart kutusunda bir bilgisayar tasarımı görülmektedir. (17)



Şekil 2-1 LRU Değiştirilebilen Ünite

2.1.9. Girdi -Çıktı Cihazları:

CPU, kişisel bilgisayarlar söz konusu olduğunda klavye, fare ya da modem gibi giriş cihazlarından gelen dijital sinyalleri giriş portları üzerinden kabul eder. Uçaklarda bunlar basınç irtifası, gerçek hava hızı, yakıt akışı gibi çeşitli algılayıcılar olabilir. İşlemler yapıldıktan sonra bu bilgiler çıkış portundan yazıcı ya da Görsel gösterge ünitelerine verilir. Uçaklarda bu çıkış EFIS sembol jeneratörü ya da FMS kontrol gösterge ünitesine verilir. Bu giriş çıkış cihazları BIOS (Temel Giriş Çıkış Sistemi) olarak adlandırılırlar. Giriş sinyallerini bilgisayarın çalışabileceği biçime çevirir ve bilgisayar çıkışlarını da operatör ya da diğer uçak sistemlerinin algılayabileceği biçime sokar. Bir yolcu uçağında aviyonik bir ya da birkaç bölme olabileceği gibi Boeing 777 olduğu gibi bir çalışma masasıyla beraber hareket alanına sahip olacak şekilde geniş de olabilir. (16)



Şekil 2-2 Boeing 777 Elektronik Kompartıman ve LRU Yerleşimi

2.1.10. Dijital Veri Yolları:

İkinci nesil sayısal aviyonik bilgisayarlar ile beraber ilk olarak dijital veri yolları kullanılmaya başlanmıştır. Veri yolu(data bus) bilgisayarlar arasında verilerin transferine yardımcı olan bağlantılardır. Kullanılan malzeme genellikle manyetik enterferansı engelleyecek şekilde burkulmuş kablolardan yapılan bakır kablolardır.

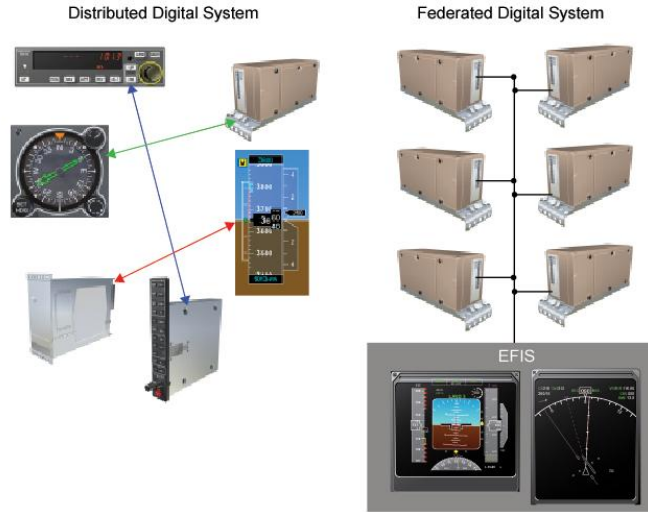
Veri yollarının sağladığı en önemli avantaj birkaç adet LRU aynı bus'ı kullanarak büyük miktarda kablolama tasarrufu sağlamasıdır. LRU'ların veri transferini kolaylaştırmak maksadıyla adresleme her pakette yapılmaktadır. Veri paketlerinin uygun zamanda ulaşmasını sağlamak maksadıyla uygun bir zaman boşluğu bırakmak için multiplexing yapılmaktadır.Standart veri yolu uygulaması sayesinde aynı sistemi kullanan LRU'ların benzer LRU içeren cihazlarla çalışması uygun hale gelmiştir. (18)

Veri yolu ağı uygulamasının çeşitli versiyonları kullanılmaktadır. **ARINC429:** 100kbps.1980'lerin ortalarında ortaya çıkmıştır, Airbus A320 ve Boeing B737NG tarafından kullanılmaktadır. **ARINC 664:** 100Mbps. 2000'li yılların başlarında ortaya çıkmıştır. Airbus A380 ve Boeing B787 uçaklarında kullanılmaktadır. Bu basit bir BUS sisteminden ziyade günümüzde kullandığımız gerçek bir network çalışma mantığına oldukça yakın çalışmaktadır. **AFDX:** (Avionics Full Duplex Ethernet) :Airbus'a tescilli ARINC 664'e yakın mantıkta çalışan Ethernet ağıdır. (19)

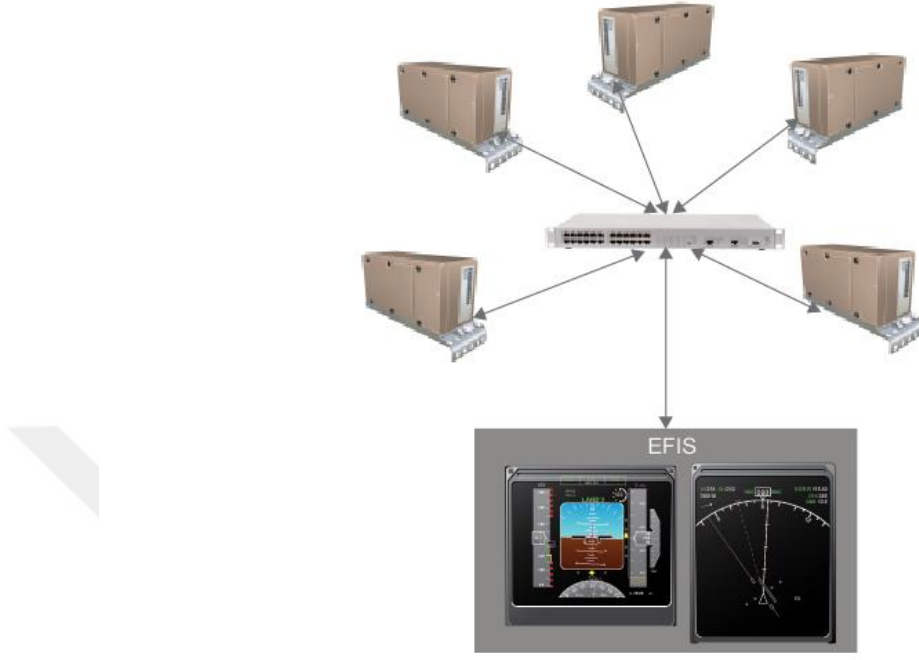
Uzak Veri Konektörleri: Veri bus'larına yapılacak bağlantıları basitleştirmek ve haberleşirmeyi daha iyi yönetebilmek maksatlarıyla uzak veri konektörleri kullanılır. Uzak veri konektörleri ile sayısal ve analog olarak birbirine yakın sensörlerden çıktı olarak alınan verileri toplayarak ilgili veri bus'ına iletir. Bu sayede sensörler direk bus'a bağlanmaz bunun yerine uzak veri konektörüne (RDC)bağlanır. (19)

2.1.11. Ağ Topolojisi:

Şekilde uçaklarda aviyonik bilgisayarlar arasında kullanılan örnek bir ağ topolojisi görülmektedir. ARINC 429 gibi ilk nesil bağlantılarda kullanılan ağ yapısı verinin tek yönlü gönderilebilmesi sebebiyle bugünkü anladığımız şekliyle bir bilgisayar ağı değildi. Ethernet mantığı ile çalışan ARINC 664 ile sağlanan gelişmeler sayesinde yerçek bilgisayar ağı topolojisi günümüz modern uçaklarının tasarımında kullanılmaya başlanmıştır. (19)



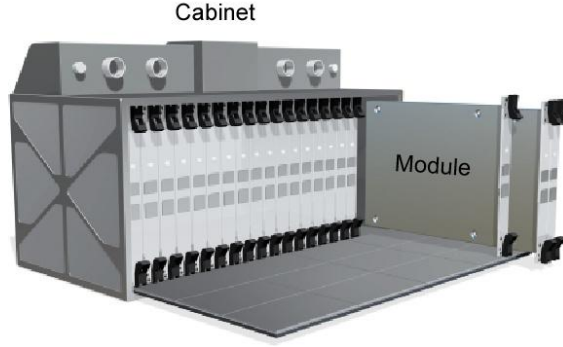
Şekil 2-3 ARINC 429 Sayısal Sistem Bağlantıları



Şekil 2-4 Ethernet Temelli ARINC 664 Topolojisi

2.1.12. Entegre Modüler Bilgisayarlar:

Şu ana kadar açıklanan tüm düzenlemelerde her görev için ayrı bir bilgisayarın atandığı düzenlemelerden bahsedilmiştir. Ancak günümüzde yazılım sistemleri hızla gelişmekte ve hemen hemen uçağın bütün görevleri yazılım vasıtası ile gerçekleştirilmektedir. Bu şekilde her görev için ayrı bilgisayara yer verilmesi uçağın ağırlık ve güç gereksinimlerinin yönetilemez bir hal almasına sebep olabilir. Bu karmaşık durumu çözmek, ağırlık ve güç tasarrufu sağlamak amacıyla merkezi bir bilgisayar kaynağı ile her uçak sisteminin programlarını çalıştırmak için ihtiyacı olan kaynaklar sağlanabilmektedir. Entegre modüler aviyonik(IMA) yaklaşımı ilk olarak Boeing 777 ile kullanılmaya başlanmıştır. Boeing Uçak içi Entegre Modüler Sistemi(AIMS) içerisinde kendi bilgisayar modüllerinin olduğu birkaç kabinetten oluşmaktadır. Airbus benzer şekilde CPIOM(Çekirdek İşlemci Giriş Çıkış Modülü) ismini verdiği sistemini A350 ve A380 model uçaklarında kullanmaktadır



Şekil 2-5 Modüler Yapı ve Kabinete Giren Modüller

Bu tür sistemlerin tasarımında büyük özen gösterilmesi gerekmektedir. Merkezi bilgisayarlarda koşturulacak farklı yazılımların bu merkezi bilgisayarlarda her hangi bir bozulma ya da hatanın oluşmaması gerekmektedir. Farklı uçak sistemleri farklı domainlerdeki kontrol eden yazılımlar ile kontrol edilmektedir. Örnek vermek gerekirse Airbus A380 uçağının yazılımsal domainleri aşağıdaki gibidir:

Standart cihazlar :Yakıt sistemi, iniş takımları frenleme sistemlerini içerir

Enerji: Elektriki güç dağılımını kapsar,

Kabin: uçağın basınçlandırma havalandırma yangın ve duman tespit sistemlerini kontrol eder



Şekil 2-6 Boeing 777 Entegre Modüler Sistem Kabinetleri

2.1.13. Standartlar:

Yolcu uçaklarının bilgisayarlarında kullanılan yazılımlar "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification(RTCA/DO-178B)" adı verilen doküman tarafından ortaya konulan standartlar vasıtası ile sıkı bir şekilde düzenlenmektedir. Yazılım tasarım ve uygulamalarında uyulması gereken standartlar 5 seviyeli yazılım standartları ile belirlenmiştir. En sıkı şekilde standartlarla düzenlenen seviye birinci seviye yazılımlardır. Bu beş seviyeli yazılım standartları EUROCASE ED 12B'de belirtilen ve yazılımın muhtemel hatalarının sebep olacağı sonuçları içeren 5 seviyeli güvenlik listesi ile örtüşmektedir. Bu beş güvelik önem seviyesi :

A- Catastropi (Ölümcül)

B- Tehlikeli(Hazardous)

C- Major

D-Minor

E- Etkisiz şeklindedir.

CATEGORY	CRITICALITY	PROBABILITY OF OCCURING (PER FLIGHT HOUR)
A	Catastrophic	$<1 \times 10^{-9}$
B	Hazardous	$<1 \times 10^{-7}$
C	Major	$<1 \times 10^{-5}$
D	Minor	$<1 \times 10^{-3}$
E	No Effect	

Şekil 2-7 Emniyet Açısından Kritik Beş Seviyenin Sınıflandırılması

En ciddi (A Seviyesi-Catastrophic) seviyede meydana gelecek bir eksiklik güvenli uçuş ve iniş imkanını ortadan kaldıracak arızalardır. En az etkisi olan arızalar ise operasyonel imkan kabiliyete etkisi olmayan ve mürettebatın iş yükünde bir artışa sebep

olmayan arızalar olarak tanımlanabilir. EUROCAE ED 12B dokümanı 5 seviyeli kritik güvenlik seviyelerini olması muhtemel arızalar ile ilişkilendirir. Uçaklarda kullanılacak sistemler en az ilgili dokümanda belirtilen güvenlik seviyesini karşılamalı ya da daha üst seviyede güvenlik içermelidir.

2.1.14. Bilgisayar Sistemleri Güvenlik Gereklilikleri:

Yukarıda da belirttiğimiz gibi EUROCAE ED 12B hataların oluşma ihtimaline karşı 5 farklı güvenlik seviyesi içermektedir. Tasarlanan sistemler bu ihtiyaçları en az karşılayacak ya da daha fazlasına cevap verecek şekilde dizayn edilmelidir.

Örnek vermek gerekirse aviyonik LRU sisteminde bir hatanın meydana gelme olasılığı 1×10^{-4} seviyesindedir. Daha önce belirttiğimiz sistemlerin ihtiyaçlarını göz önünde bulundurursak LRU'ların Catastrophic, Harzardous ve Major seviyesindeki güvenlik ihtiyaçlarını karşılamadığını görebiliriz. Bu şekilde eğer bir uçuş kontrol sisteminde tek bir LRU kullanırsak hata güvenlik seviyesi olarak kurallara uygun olmayan bir dizayn yapmış oluruz. Daha da ötesinde her ne kadar katı kurallarla yazılımın testini yapıyor olursak olalım yazılımsal olarak da bu yüksek güvenlik gereksinimlerini karşılayacak yazılımın yazılması mümkün görünmemektedir. Tüm bu sebeplerden bilgisayar sistemlerinde aşağıda özet olarak belirtilen güvenlik teknikleri kullanılmaktadır.

Güvenirlilik(Reliability): Bilgisayar sistemleri en yüksek seviyedeki kanıtlanmış ve onaylanmış malzemeler ve imalat teknikleri ile üretilmektedir. Bu kalite programları ve sürekli yaşam döngüsü içerisinde tutarlılık testleri ile desteklenmektedir.

Mevcudiyet(Availability): Bilgisayar sistemleri sadece güvenlik seviyesi olarak minor ya da hiç etki etmeyecekse tek başlarına kullanılmaktadır. Minor etkiden daha yüksek seviyede güvenlik etkisi yapacak bilgisayar sistemleri kullanıldıkları yerlerde ikili üçlü ve hatta dördü destek sistemleri ile beraber tasarlanmaktadır.

Doğruluk(Integrity): Havacılıkta bazı durumlarda ilgisiz veriye sahip olmak hiç veriye sahip olmaktan daha büyük bir tehlike arz etmektedir. Örnek vermek gerekirse güvenilir hava hızı veren bir bilgisayar sistemi mürettebat için hava hızını hiç vermemesinden daha tehlikelidir. Sonuç olarak çıktının doğru olması hava sistemlerinde kullanılan bilgisayarlar için çok önemlidir. Bu da aynı ölçümlerin birden fazla kanal kullanılarak yapılması ve çıktının birden fazla kanal kullanılarak kontrol edilmesi ve karşılaştırıcılar kullanarak en tutarlı sonucun seçilmesi ile sağlanabilir.

Ayrı yapıllık(Dissimilarity): Uçuş kontrol yüzeylelerinin kontrolü gibi gerçekten çok önemli olan sistemlerde sistemlerin üçlü dördü yedekli olması yeterli olmamakta bu yedek sistemlerin aynı zamanda farklı donanımsal ve yazılımsal tasarımlarının olması gerekmektedir.

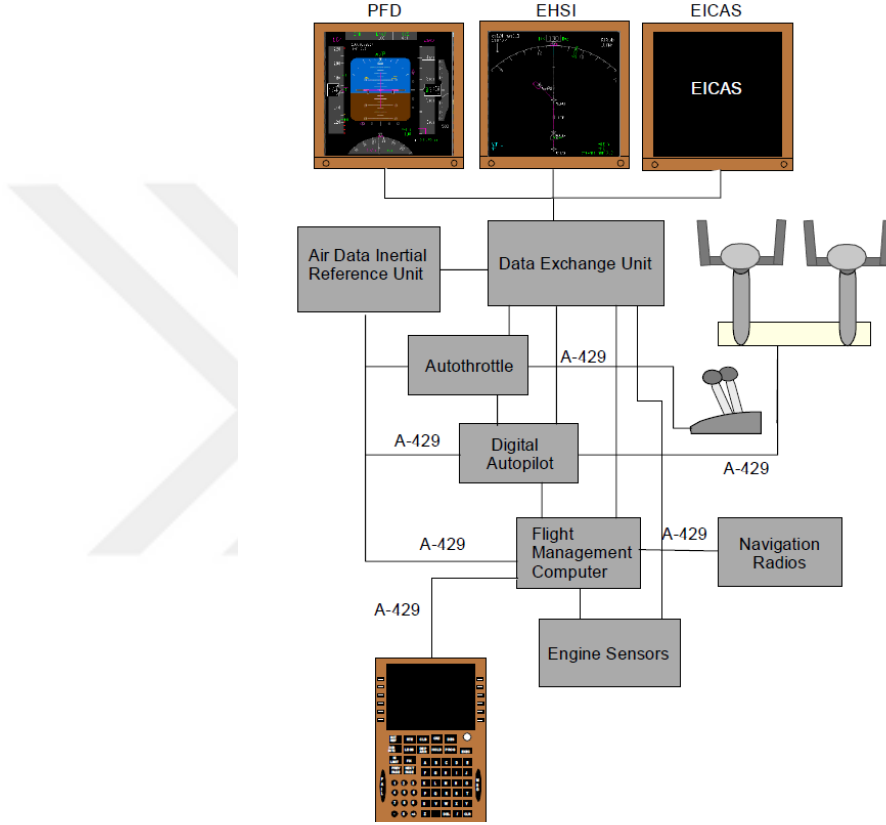
Makuliyet Kontrolü(Reasonable Checking): Bazı bilgisayar sistemleri çıktılarının makul olup olmadığını kontrol edebilmektedir. Bu genellikle önceden belirlenen ve beklenen aralık içerisinde çıktının üretilip üretilmediğinin kontrolü ile olur. Eğer çıktı belirlenen aralığın dışında oluşmakta ise çıktı güvenilir olarak kabul edilmekte ve reddedilmektedir.

Ayrım ve Bölümleme(Seperation and Partition): Fiziksel olarak donanımın ayrılması(seperation) ve mantıksal olarak yazılımın ayrılması(partitioning) bir noktada meydana gelen hatanın birden fazla sistemi etkilemesini engellemektedir.

Sürekli BITE Kontrolü(Continious BITE Check): Her LRU sürekli olarak kendi BITE(İç Teçhizatının Testi-Built in Test Equipment) kontrolünü yapmaktadır. Eğer bir hata tespit edilirse hata kodu merkezi bakım bilgisayarına gönderilmekte ve bu hata detayları ile beraber daha sonra tekrar incelenmek üzere veri tabanında saklanmaktadır. (18)

3. BİLGİSAYAR TARAFINDAN KONTROL EDİLEN UÇAK SİSTEMLERİ:

Bilgisayar tarafından kontrol edilen uçak sistemlerinden bazıları Uçuş İşletme Sistemi (FMS), Dijital Uçuş Yönlendirme Sistemi (DFGS), Yer Yakınlık Uyarı Sistemi (GPWS), Çarpışma Engelleme Trafik İkaz Sistemi (TCAS)'dir.



Şekil 3-1 Tam Sayısallaşmış/ Yeni Nesil Kokpit Mimarisi

Bilgisayar mühendisliğinin ve bilgisayarların havacılığın içinde her geçen gün daha fazla girmesine sebep olan konsept flyby wire konseptidir. Fly-by-wire, manuel uçuş kumandalarını elektronik bir arayüz ile değiştiren gelişmiş uçuş kumanda sistemidir. Bu sistemde uçak pilottan bağımsız bilgisayar kontrollü basit bir yapay zekaya sahiptir. Bu görev bilgisayarı, hız, irtifa, hava durumu, uçağın donelerini, ağırlığı ve pek çok önemli veriyi sayısal ortamda harmanlayarak uçağa en güvenli uçuşu sağlar. Bu teknoloji, yeni nesil uçaklar olarak adlandırılan ve uçuş kumanda yüzeylerinin hareketinin side-stick denilen lövyeye ile sağlandığı uçaklarda bulunur. Tabii ki fly by wire tüm uçuşun kokpit personeli tarafından gerektiğinde girilen verilerin bilgisayar

tarafından işlenerek kontrol edildiği, bilgisayar kontrolünün daha fazla işin içine girdiği bir durumdur. Günümüzdeki tasarımlar, her bir sistem için ayrı bilgisayarların kullanılmasını destekleyecek şekildedir. Ancak ileride, bilgisayar güçlerinin birleştirildiği Birleşik Tehlike Uyarı Sistemi (IHWS) nin kullanılması muhtemeldir. Burada yeterli yedeklemesi olan güçlü bir merkezi işlemci, stol uyarı sistemi, rüzgar takadı algılaması, GPWS, TCAS ve hatta Hava Radarı gibi sistemlerden alınan verileri işleyerek pilota gerekli uyarıları sıralayacaktır.



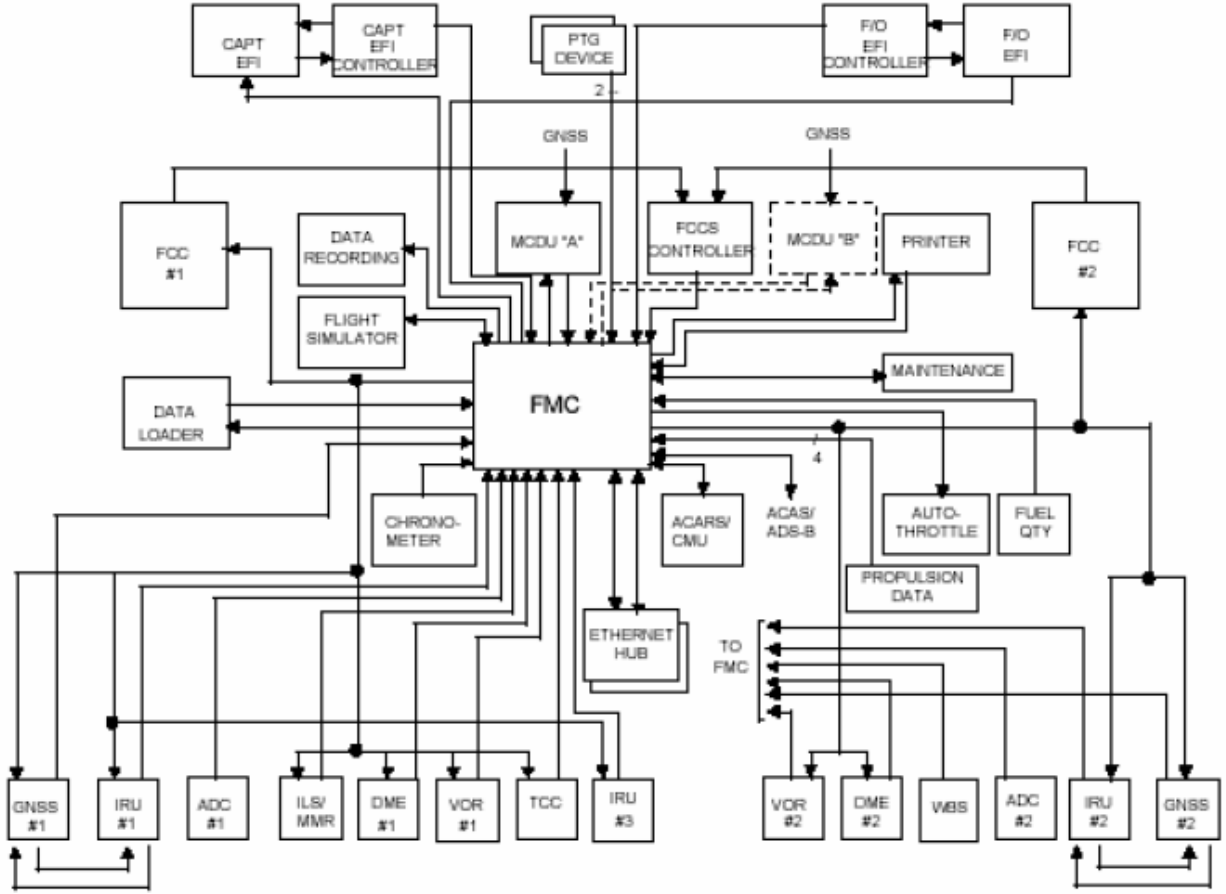
Şekil 3-2 Yolcu Uçaklarında Genellikle Kullanılan Kokpit Tasarımı



Şekil 3-3 Yeni Nesil Kokpit Resmi

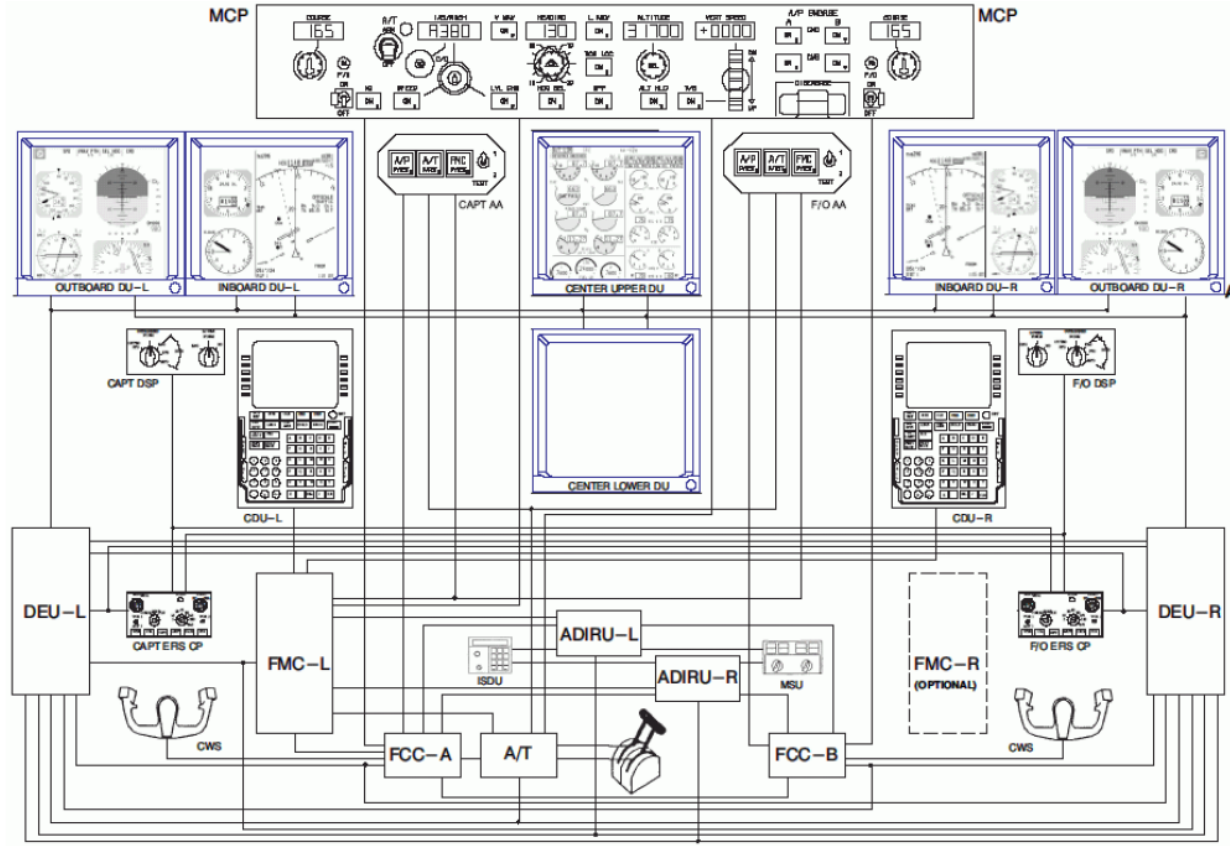
Flyby wire konsepti ile ilgili bir diğer önemli husus da verilerin sayısal hale getirilmesidir. Analogdan Dijitale Dönüşüm (A dan D ye): uçaktaki birçok sensör, değişen voltaj, basınç yada sıcaklık biçiminde analog bilgi üretir. Tabii ki uçaktaki

dijital bilgisayarlar dijital veri kullanırlar ve dolayısıyla sensörler ile bilgisayar girişleri arasında Analogdan dijitale dönüştürücü adlı bir cihaz gereklidir. Dijitalden Analoga Dönüşüm (D den A ya): Dijital bir bilgisayarın analog bir cihaza bilgi aktarması gerektiğinde yukarıdaki işlem tersine döner. (18)



Şekil 3-4 Yolcu Uçaklarında Kullanılan Uçuş Kontrol Sisteminin Özet Şematik Gösterimi ARINC 702A-1

Bu bölümde bilgisayarların uçak içerisinde etkin olarak kullanıldığı ve son bölümdeki hipoksi alarm sistemi tasarımında kullanılacak bazı sistemlerden bahsedilecektir. Bilgisayar mühendislerine yazılım konusunda bir fikir sağlaması açısından arayüzler ve ekranlar mümkün oldukça detaylandırılmaya çalışılacaktır.



3-5 Yeni Nesil Boeing 737 Kokpit Şematik Gösterimi Ataletsel Seyrüsefer Sistemi (ISS).-Inertial Navigation System (INS)

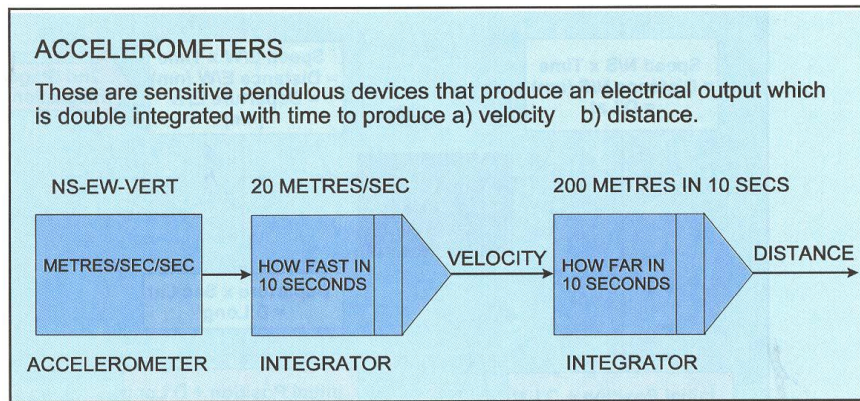
3.1.1. INS Çalışma Prensibi:

Bu karışık sistemin ana elemanı Ataletsel Sensör Sistemidir (ISS). Bu sistemi oluşturmak için yüksek kalitede, akselerometreler ve bir bilgisayara sahip olan sabit bir platform gerekir. Bilgisayarın amacı akselerometre çıktılarını hızı verecek zamanla birleştirmek ve daha sonra hızı, kat edilen mesafeyi verecek zamanla birleştirmektir. Buradan; yunuslama ve yalpalama durumları, hakiki baş, hakiki yol, sürüklenme yatay ve dikeydeki mevcut pozisyon, yer hızı ve rüzgar elde edilebilecektir. ISS'den alınan tüm bu bilgileri, ataletsel seyrüsefer sistemine dönüştürmek için kontrol noktalarının seçilmesi ve kaydedilmesi, düzme düzeltmeleri ve bunlara ulaşılabilecek zaman ve mesafeyi ölçmek için bir diğer bilgisayar daha mevcuttur. Bu veriler, oto pilot tarafından uçuş direktörü veya normal uçağın pilotu tarafından kullanılabilir. Modern INS ve şu anda

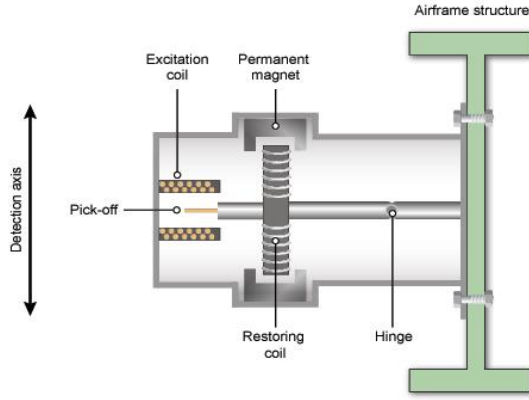
bir benzeri olan IRS (Laser Cayro Sistem), tüm seyrüsefer sistemlerinin kendi kendine yeterli yani dışarıdan bir konum yardımcı bilgisi almadan çalışabilen yegane sistemdir. (20)

Bir kütle, dışarıdan bir kuvvet etki etmediği sürece durmaya veya bir doğru üzerinde tek yönlü hareketine devam eder. Akselerasyon (ivmelenme), kütleye etki eden kuvvet miktarına ve kütle miktarlarıyla orantılıdır. Her etkiye, bir tepki reaksiyonu vardır. Aletsel sistemin merkezine iki akselerometre yerleştirilmiştir. Bu ivme ölçüm cihazları hava aracının süratindeki hızlanmayı ve yavaşlamayı çok hassas bir şekilde ölçerler. Akselerometreler den bir tanesi hava aracının kuzey-güney uzamında diğeri ise doğu-batı uzamındaki ivmelenmesini ölçer. Akselerometre temel olarak bir sarkaçtan oluşur. Uçak ivmelendiğinde eylemsizlikten dolayı salınım sabit pozisyondan hareketlenir. Bir sinyal cihazı salınımın sabit pozisyondan ne kadar uzakta olduğunu belirler. Bu sinyal cihazından gelen uyarı bir yükseltece gönderilir ve yükselteçten gelen akım akselerometre içinde bulunan bir tork motora gönderilir. Salınımı sabit pozisyonda tutacak bir kuvvet meydana getirilir. Tork motora giden akım miktarı devrenin maruz kaldığı ivmenin bir sonucudur.

Bunlar ikili entegre olmuş elektriki çıkış üreten duyarlı aletler olup; Hız ve Mesafeyi integral işlemi ile hesaplayarak üretirler. Yükselticiden gelen hızlandırma sinyali aynı zamanda çarpma aleti olan birleştiriciye de gönderilir. (21)

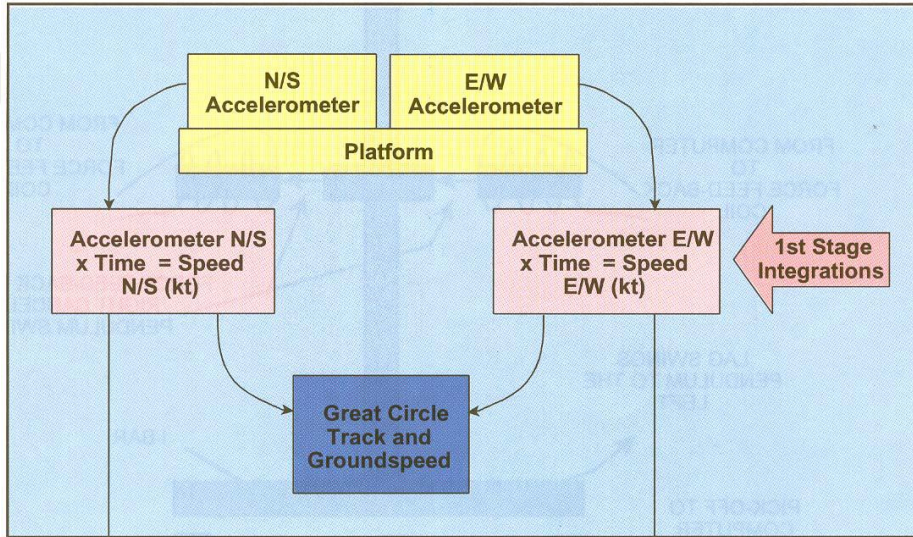


Şekil 3-6 Akselerometre Çalışma Mantığı



Şekil 3-7 Akselerometre

Daha sonra bu sinyal ikinci bir birleştiriciye gönderilir ve tekrar. Saniyede alınan her feet (zamanla çarpılarak) irtifada mesafe olarak yada deniz mili olarak ortaya çıkar.

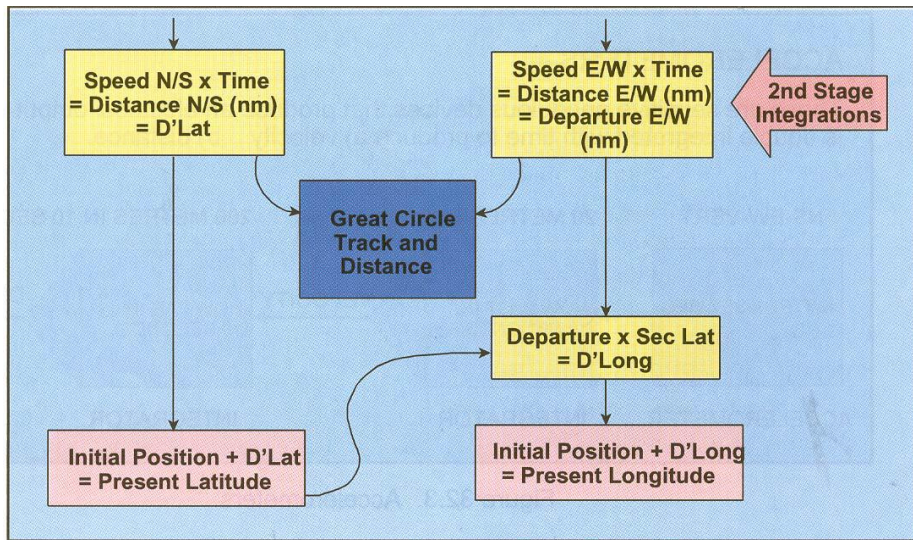


Şekil 3-8 Akselerometre Çalışma Mantığı-2

Sürat ölçerler biri kuzey-güney, diğeri doğu-batı istikametinde olacak şekilde iki tanesi bir platforma yerleştirilir. Sıklıkla üçüncü bir hız ölçer dikey hızlanmayı ölçmek üzere konular. Bilgisayar bağlantılı iç sistemler, kalkış noktasının hareket yönlerini ve süratlerini bilir ve hava aracının yeni pozisyonunu hesaplayabilir ve bizim okuyabileceğimiz dijital çıktılar verebilir.

Kaydedilen hızlanmayı ve cari pozisyonu kullanarak sistem, kullanıcının istediği şekilde ek seyrüsefer bilgisi hesaplayabilir ve gösterebilir. Bilgi kontrol biriminin sol altındaki döner anahtar vasıtasıyla seçilir.

Hassas sensörleri olan basit bir bilgisayar olarak tanımlayabileceğimiz INS havacılıkta devrim sayılabilecek gelişmelere sebep olmuştur. INS kullanılmaya başlanmadan önce uçaklar radyo seyrüsefer yardımcı cihazlarına bağlı seyrüsefer yapabilmekteydi. Geleneksel olarak uçağın pozisyonu seyrüsefer aletlerinden ölçülen açıların bir harita üzerinde çizilerek tespit edilebilmekteydi. Bu sebeplerden daha önceki seyrüsefer teknikleri büyük daire rotalarının⁴ izlenmesine mani olmaktaydı. Bu problemler kısmi olarak INS seyrüsefer sistemlerinin 1960'larda kullanılmaya başlanması ile beraber çözümlendi. INS vasıtası ile yukarıda da belirtildiği gibi hız ve konum bilgisi elde edilebilmekteydi. Bu ayrıca mürettebatın enlem ve boylam değerlerini girerek istedikleri yol kontrol noktalarını girme imkanı sağlamaktaydı. Seri şekilde yol kontrol noktalarının girilerek büyük daire seyrüseferinin yapılmasına olanak sağlamıştır.



Şekil 3-9 Akselerometre Çalışma Mantığı-3

⁴ Küre üzerindeki iki nokta arasındaki en kısa mesafe herhangi bir büyük daire üzerindeki çember yayı olduğu için, büyük daire seyri özellikle deniz ve hava seyrüseferinde yaygın olarak kullanılır.

INS tarafından sağlanan devrimsel Seyrüsefer değişikliklerinden daha etkin ve güvenli faydalanmak ve karşılıklı kontrol sağlamak amacıyla büyük yolcu uçaklarında bir kaç INS sistemi kullanılmaya başlanmıştır.

Bir sonraki değişim olan uçuş yönetimi sistemleri(FMS) kullanılması ile beraber bir veri tabanında saklanan yol kontrol noktalarının kullanılması ile büyük daire seyrüseferi daha da pratik olarak uygulanmaya başlanmış oldu.

Sınırlı INS kabiliyetleri FMS'in programlama kabiliyetlerinin eklenmesi ile beraber büyük değişimler gösterdi. Böylece INS FMS'e girilen çok sayıdaki konum verisinden birisi oldu. INS aviyonik kontroller arasında sistemin iklimlenmesi ve uçağın mevcut pozisyonunun girilmesini sağlayan ayrı bir kontrol paneline sahiptir. Aşağıdaki şekilde kontrol panelinin orta bölümünde yer alan INS kontrol paneli görülmektedir.



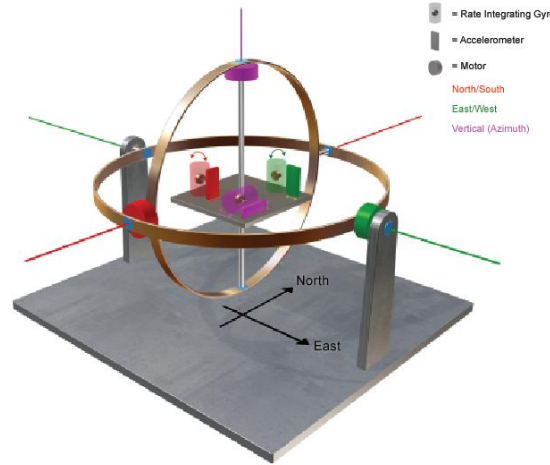
Şekil 3-10 Eski ve Yeni Nesil INS Kontrolleri

FMS'in kullanılmaya başlanması ile beraber ilk ayarlamalar FMS Kontrol ve Gösterge Ünitesi(CDU) vasıtası ile yapılmaktadır. FMS CDU menüsündeki bir sayfa vasıtası ile ilk pozisyon bilgisi mürettebat tarafından INS'e gönderilebilmektedir. FMS CDU mevcut uçaklarda ayrıca INS kontrollerine genellikle ihtiyaç duyulmamasına

rağmen yedekleme görevi yapacak olduğundan INS kontrol ünitesi kokpit içerisinde başüstü panelde yer almaya devam etmektedir.

INS içerisinde çok sayıda cayraskop bulunması sebebiyle uçağın baş ve yatış dönüş sistemine veri sağlayabilmesi gerekmektedir. Bu gereklilik dolayısıyla 1980'li yıllarda Atalet Referans Seyrüsefer Sistemi(IRS) kullanılmaya başlamıştır. Bu sistem ile sadece seyrüsefer için veri sağlanmamakta aynı zamanda uçağın baş ve yatış dönüş sistemine veri sağlayabilmesi gerekmektedir. 1990'lı yıllarda ise IRS sistemi daha da geliştirilerek Hava Veri Referans Sistemi(ADIRS) kullanılmaya başlanmıştır. (21)

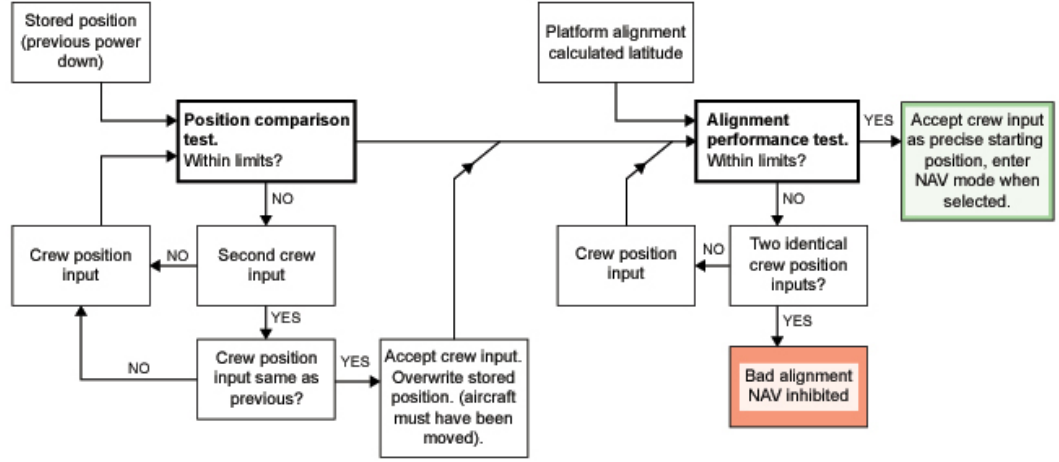
1970'li yılların teknolojisinde INS genellikle elektromekaniktir. Bu teknoloji yüksek mühendislik bilgisi ile birleştirilmiş gyro platformların ve akselometrelerin sağladığı çok iyi hassasiyete sahip olmasına rağmen karmaşık masraflı ve güvenilir sistemlerdir. IRS sistemlerinin yeni solid state sensörlerden oluşan tasarımları kullanmaya başlamıştır. (21)



Şekil 3-11 Kuzeye Sabitlenmiş Cayro Platformu

3.1.2. INS Uçak İçerisinde Kullanımı ve Menüleri:

INS'deki sabit aletler istenen yönlerdeki ivmelenmeyi tam olarak ölçebilmeleri için yatay ve dikey yönde konumun sisteme girilerek ayarlanma(ilklandırma) zorunluluğu vardır.



Şekil 3-12 Örnek Bir Girdi Akış Diyagramı

Isınma periyodu – tüm düzenlemelerde ilk safha normal işlem ısısına sıvı dolu parçaların ısıtılmasıdır. Bu safha normalde 3-4 dakika sürer. Akselerometreler mutlaka ayarlanmalıdır (hız sıfıra eşit olduğu par pozisyonunda iken) Platform gerçek kuzeye ayarlanmalıdır. Basit bir mod seçim paneli, şekilde gösterilmiştir.



Şekil 3-13 INS Mod Seçme Paneli

Mod seçim panellerinin fonksiyonları aşağıdadır; Standby modunda güç, sistemin tüm parçalarını destekler. Teçhizat bu konumda iken çalıştırma pozisyonuna sokmak normaldir. Alignment (hizalama, düzenleme) mod konumunda, platform seviyelendirilir, sıraya konur ve bu işlemler tamamlanınca READY NAV ışığı yanar. Teçhizat şimdi NAV moduna alınabilir ve hava aracı hareket etmeye serbest olur. Hava aracının INS'e sağladığı elektrik, herhangi bir nedenden dolayı otomatik olarak kendi bataryasına basıldığında kesilmelidir. Yeterli bir zaman aralığında güç seviyesi INS

bataryasından sağlanacak INS Batarya IşığI Kontrol ve gösterge biriminde yanacaktır. Bataryada ki güç azalmaya başlayınca, MOD seçim ünitesindeki batarya uyarı ışığı yanacak, bu INS'in gücünün azaldığını belirtecektir. Bu sırada eğer Pasifik Okyanus yolunu yarılamiş durumda ise, bu sistemin tüm gücünü bozacak, tabii ki INS yeniden seviyelendirilemeyecek ve sıraya yeniden uçuş sırasında konamayacaktır (daha önce belirtildiği üzere ilklendirme için hava aracı sabit olmalı ve kesin yeri bilinmeli).

3.1.3. Sabit Referans Ünitesi:

Sabit referans ünitesi (IRU), sabit referans sisteminin (IRS) kalbidir. Hava aracını aviyonik sistemleri için gerekli olan sabit referans çıktılarını sağlar. Bu çıktılar:

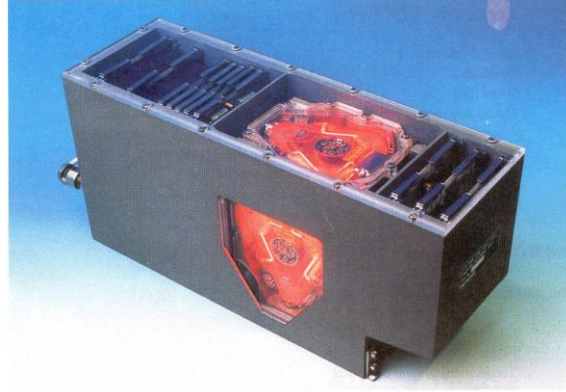
- İlk Duruş Yunuslama ve dönme
- Baş Gerçek ve manyetik
- Hızlanma Yanal, boylamsal, normal
- AçI oranları Yunuslama, dönme, yaw
- Sabit Hız N/S, E/W, GS,TA, Dikey oran
- Pozisyon Enlem, boylamsal, sabit yükseklik
- Rüzgar durumu Rüzgar hızı, rüzgar açısı, sürüklenme açısı
- Hesaplanmış Durum Uçuş yolu açısı ve hızlanma
- Boylamasına ve yanlamasına yol hızlanması
- Sabit yunuslama ve dönüş oranı
- Dikey hızlanma
- Potansiyel dikey hız

IRU tarafından sağlanan veri uçuş yönetim bilgisayarı, uçuş kontrol bilgisayarı, kararlılığı arttırıcı sistem, hava radarı, anti kayış oto fren sistemi, istikamet göstergesi, ufuksal durum göstergesi, dikey hız göstergesi, radyo istikamet manyetik göstergesi, uçuş bilgi kayıt cihazı ve itki yönetim bilgisayarı tarafından kullanılır.

IRU' nun öncelikli bilgi kaynakları yine onun üç lazer cayrosu ve üç sabit ivme ölçerleridir. Gerekli olan girdiler ise; başlangıç pozisyonu, barometrik yükseklik ve hakiki hava hızı (TAS) dır.

3.1.4. Lazer Cayro:

Lazer cayro, ışık karakteristiğinde çalışarak hareketleri ölçer. Alet, SAGNAC tesiri ile çalışır yani ışık demeti bir yöne doğru hareket ederken, diğer bir ışık demeti ters yönde hareket eder. Işık demetleri, ışık dalga kalınlığı ile numaralandırılır ve tüm kullanışlarda bu numaralarla tanınırlar. Lazer cayro, aynı kanalda zıt hareket eden iki ışık demetinin ölçümüne göre bilgi verir.



Şekil 3-14 Lazer Cayro

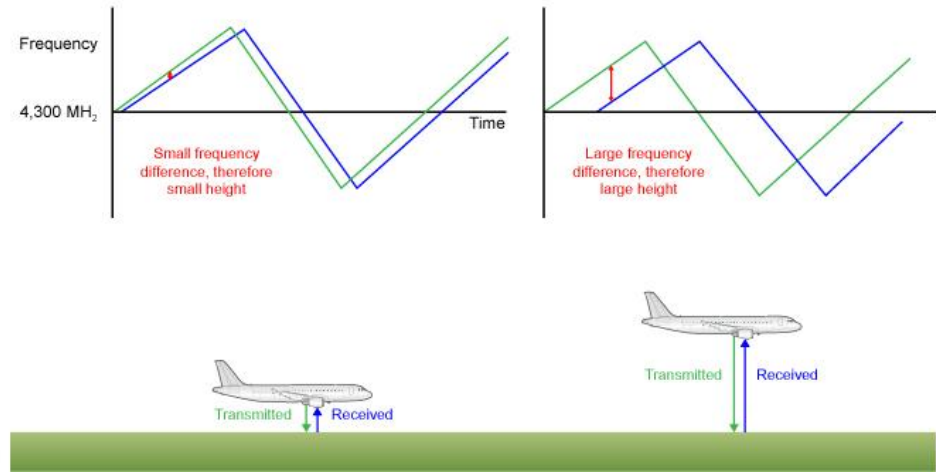


Şekil 3-15 Yarı İletkenli Akselometre

Aletin üçgen şeklindeki yapısı döndürülemez fakat, ışığın 2 ışınının aksi istikametlerde ve tabii ki eşit hızlarda dolaşması sağlanır. Eğer alette bir hareketlilik yoksa, ışınlar birbirini iptal eder fakat, hareket sağlanırsa ışınlardan biri platformu tamamlamak için daha uzun yol alırken, aksi taraftaki ışın ölçülebilir oranda kısa zamanda yolculuğunu tamamlayacaktır. (22)

3.2. Radyo Altimetre

Yükseklik gösterici (Radyo altimetre) uçağın yer üzerindeki yüksekliğini kesinlik içinde hesaplama yeteneğine sahiptir. Uçağın yer seviyesi üzerindeki yüksekliğinin(AGL-Above ground level) bir gösteriminin sağlanmasının yanında yükseklik gösterici önemli diğer iki işleve daha sahiptir. Otomatik iniş için ILS/MLS beraber kullanıldığında yardımcı olacak veri sağlar. Alet temel radar prensipleri doğrultusunda Sürekli Ayarlanan Frekans Dalga(FMCW- Frequency Modulated Continuous Wave) göndererek eliptik model içinde uçağın alt kısmında çalışır. Yükseklik gösterici, uçuş esnasında radyo dalgasının gönderilmesini ve geri gelmesi için geçen zamanı ölçer ve gerekli hesaplamalara müteakip uçaktan direkt olarak uçağın altındaki yere olan gerçek mesafesini ölçer.



Şekil 3-16 Göndermeç Almaç Frekans Bağlantısı

Teçhizat gönderilen frekansları ve alınan sinyalleri karşılaştırır, Frekans değişimin oranının öğrenilmesi ile radyo dalgası için yüzeyden alınan zamanın frekans farkı ölçümünü sağlar. Bu elde edilen veri ile uçağın yüksekliği hesaplanabilir. Radyo Altimetre geçmişte iki frekans bandı kullanılırken şimdi yalnızca SHF bandı kullanılmaktadır kullanılan frekanslar:

4200 MHz'den 4400 MHz- SHF bandı

1600 MHz'den 1660 MHz-UHF bandı. (23)

3.2.1. Radyoaltimetre Gösterimi:

Aşağıdaki bir Boeing radyo altimetre gösterimi sunulmuştur. Radyo altimetre EADI ekranının sağ üst köşesinde görünür. 1000 ft. üzerinde irtifa dijital sayılar şeklinde okunur. 1000ft altına alçaldıktan sonra dijital okuma ile beraber analog bir taksimatlı ibre ekrana gelir ve saat yönü tersinde azalarak irtifa alçalma ile beraber değişir. Karar irtifasının altında bu kez sadece karar irtifası işareti ekranda kalır ve taksimatın rengi sarı renge dönerek yanıp sönmeye başlar.

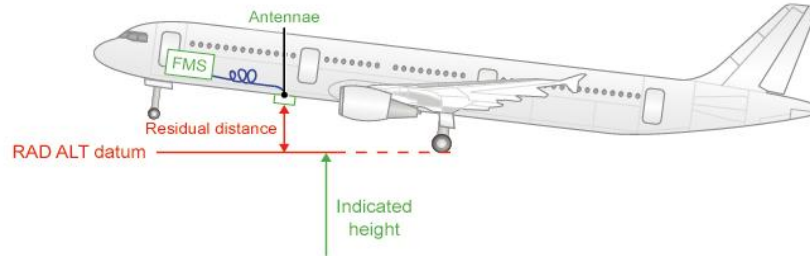


Şekil 3-17 Boeing EFIS EADI Radyoaltimetre Gösterimi

İrtifa 2500 feet'i aştığı zaman, gönderilen sinyalde herhangi hata olduğu zaman Altimetre kapalı olduğunda Arıza Uyarı Bayrağı ekrana gelir. Ayrıca Radyo frekansında gürültü çok fazla olduğunda geri dönen sinyali bozar ve ayrıca lokal yansımalar uçağın gövdesinden kendi başına alınır ya da teçhizat için güç kaybının sonucunda Arıza Uyarı Bayrağı belirir.

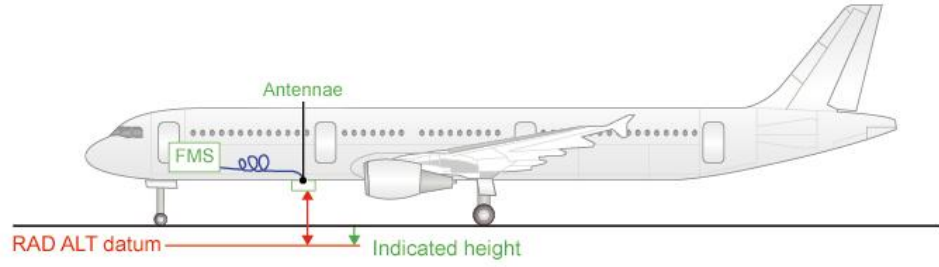
3.2.2. Teçhizat Gecikmesi:

Yükseklik göstercisi, ana iniş takımları piste değdiği anda 0 yükseklik (AGL) göstermek ister, bu yüzden irtifa ölçme işlemi son derece hassas olmalı ve pratikte +/- bir feet hassasiyetinde hatasız çalışmak için tasarımılandırılmış olmalıdır. Bununla birlik de pratikte, bir imalatçının ürünü belki çeşitli uçak tiplerinde, çok büyük Boeing 747 den daha küçük olan hafif jetlere kadar bulunabilir. Büyük uçakların gövdelerinin ağırlığı ve oleo sıkıştırması sonucu yerden yükseklikleri uçak tiplerine ve ihtiyaçlara göre değişir. Gövde üzerindeki anten ve ana iniş takımları arasındaki yükseklik farkı yaklaşımda yere temas için yükseklik olarak bilinir. Buna ek olarak uçağın fiziksel ölçülerindeki farkla ilgili olarak Avionics Bay ve antenin uçağın gövdesinin altındaki pozisyonu arasında kablo uzunluğunda fark yaratır. Büyük uçaklarda araştırma yapıldığında bu uzunluk 100 ft veya küçük jette 6 ft kadar olabilir. Eğer kablo uzunluğunun hesaba katılmazsa büyük uçakta çok büyük radyo yükseklik hatalı okumaları üretilebilir.



Şekil 3-18 Radyo Altimetre Kalibrasyonu

Son olarak not edilmesi gereken, yükseklik göstergesi yerde olduğu zaman küçük bir negatif değer gösterebilir. Bunun sebebi, ana iniş takımı pist yüzeyine ilk değdiği anda sıfır işaretlemesi için teçhizat ayarlanmıştır bu nedenle uçak yer seviyesinde olduğu zaman anten ayarlandığı pozisyondan daha düşük bir seviyeyi uçağın iniş davranışına bağlı olarak gösterir. Bu negatif okuma etkisi özellikle çoklu teker yapısına sahip B747’de fark edilebilir ki iniş sırasında anten pozisyonu ve tekerlerin yere değdiği andaki durumu arasından oldukça büyük fark meydana gelir.



Şekil 3-19 İnişini Tamamlamış Uçak Radyo Altimetresi Negatif Değer Okuması

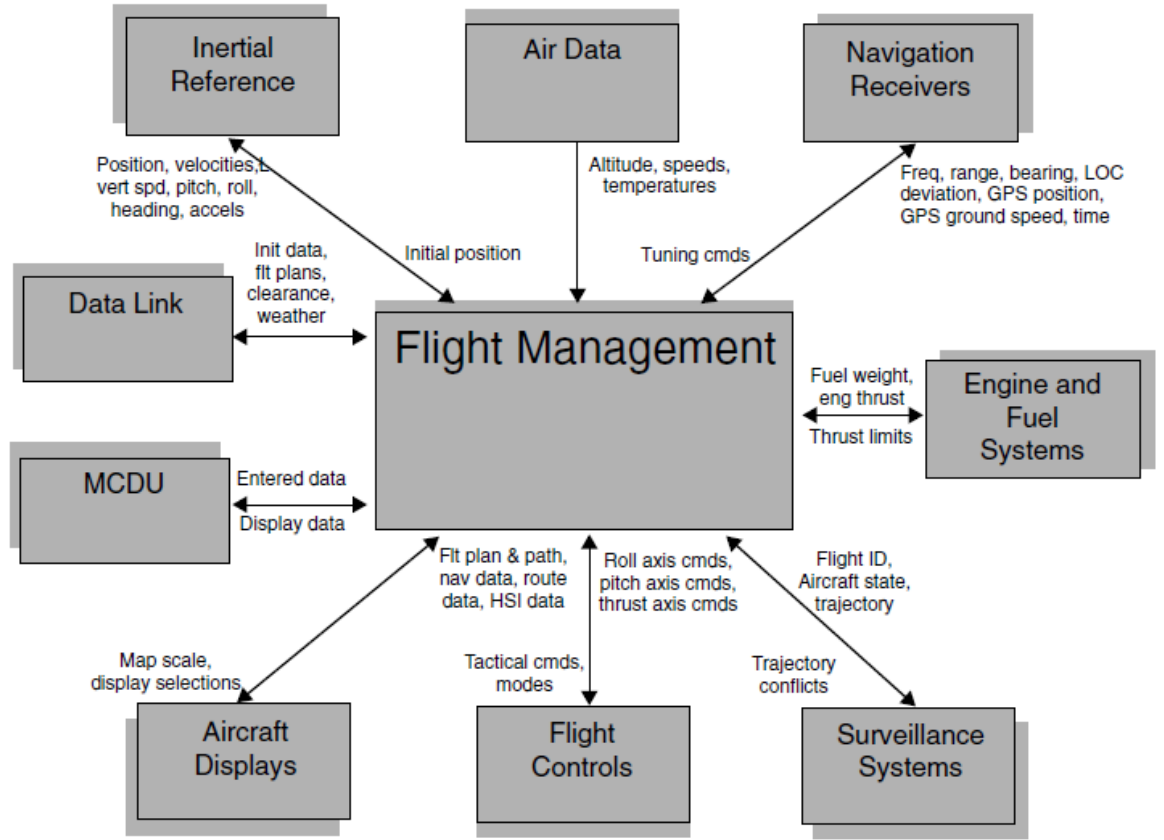


Şekil 3-20 Airbus Radyo Altimetre Gösterimi

3.3. FMS (Uçuş Yönetim Sistemi)

3.3.1. Giriş:

Uçuş yönetim sistemleri seyrüseferi geliştirmek, yakıt etkinliğine yardımcı olmak ve mürettebat iş yükünü azaltmak için tasarlanmışlardır. Bilgisayarlar hava aracını karmaşık rotalar boyunca Yanal Seyrüsefer yol gösterimi (LNAV) kullanarak uçurmak için kullanılırlar. Dikey Seyrüsefer Yol Gösterimi (VNAV) sistemin optimum seyir irtifalarını ve tırmanış ve süzülüş boyunca en iyi otomatik güç kontrolü ve hız kombinasyonunu hesaplamamızı sağlar. Mürettebat hava aracını gerçekte kendileri kontrol etmedikleri tüm zamanlarda, hava aracını uçurmak için FMS kontrollerini kullanırlar. (24)



3-21 Tipik Etkileşim Blok Diyagramı

(25) Şekilde tipik bir uçuş kontrol sisteminin şematik olarak yapısını göstermektedir.

3.3.2. FMS Ayarları:

Eski nesil uçaklarda bir FMC(Uçuş Yönetim Bilgisayarı) ve iki CDU(Kontrol ve Gösterge Ünitesi)'dan oluşan tek bir FMS bulunur ve her iki CDU ile FMS'e girdi yapılabilir. Daha gelişmiş uçaklarda dual mode'da çalışabilen her iki CDU kullanılarak girdi yapılabilen, karşılıklı eşleştirilmiş iki adet uçuş kontrol bilgisayarı bulunmaktadır. Bu iki uçuş yönetim bilgisayarı birbirinden ayrı bir şekilde verileri işlemekte ve hesaplamalar yapmakta, müteakiben çıkan sonuçları karşılaştırmakta çıkan sonuçların iki sistem açısından da tutarlılığını kontrol etmek için karşılaştırmaktadır. Eğer bir FMC arıza verirse ikinci sistem single mod olarak görevine devam edebilmektedir. Arızalı olan FMC, FMC transfer anahtarı yardımıyla devre dışı bırakılabilmektedir. Dual Mod'da çalışırken (sıradan uçuş profilleri için geçerli mod),

her iki FMC de bağımsız olarak pilota her iki CDU' ya girişler yapmasını ve sonuçları karşılaştırarak her iki sistemde de kritik bilgilerin geçerli olduğundan emin olmayı sağlar. FMC'nin herhangi bir başarısızlığında, uçağın mevcut ikinci sistemi ile uçuş başarılı şekilde yönlendirilebilir. (24) (26)

Single mode sayesinde bütün EFIS gösterimlerinin ve CDU'e girilen bilgilerin tek bir FMC üzerinde koşturulmasına imkân sağlar. Destek modu da kısmi olarak arızalı bir FMC'nin FMS'e girdi yapmasına imkân sağlamaya devam etmektedir. Kalkış sonrasında da mürettebat AFDS Mod Kontrol Paneli(MCP) yardımıyla yatay(LNAV)ve dikey (VNAV)navigasyon modlarını kullanarak tüm uçuş seyrüsefer ve performans kontrolünü FMS'e devredebilir. Bu devir sonrasında pilotların görevi uçuşu gözlemek yani FMS tarafından sağlanan rehberliği yönetmektir. (26)

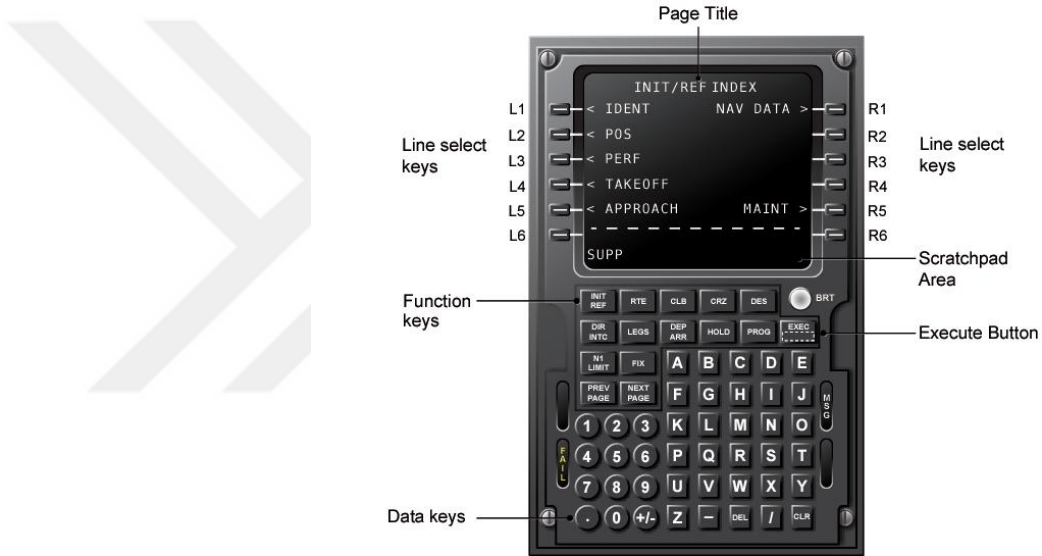


Şekil 3-22 FMS Transfer Anahtarı

3.3.3. FMS Kontrol ve İşletimi:

CDU'nun öncelikli fonksiyonu, uçak ile mürettebat arasında bilgi alışverişidir. CDU merkez konsolun genellikle her iki kenarına monte edilirler. Aşağıdaki şekilde tipik bir CDU sunulmuştur. Uçağın uçuşa hazırlanması esnasında uçuş planı(uçulacak rotaları, standart ayrılış ve varış güzergahları, uçuş seviyelerini vb. içerir) yükleme bilgileri CDU vasıtası ile Uçuş kontrol bilgisayarına girilir. Bilgisayara aşağıdaki bilgiler girilebilir:

Uçağın ilk konumu(koordinat olarak), Standart Alet Kalkış(SID), Standart Alet Yaklaşma(STAR) ve uçuş rotası, Uçağın kalkış verileri(Boş ağırlık, kalkış ağırlığı toplam yakıt vb.) Performans verileri(dış ortam sıcaklığı,pistin kuru ya da ıslak olması, azaltılmış itki ile kalkış vb.) Tırmanış, düz uçuş ve iniş rüzgarları,(gerçek yakıt ve tahmini varış zamanı hesaplamaları için). Uygun programlama sayfasına giriş yapabilmek için CDU tuşlu bir menü sistemine sahiptir. İlgili sayfaya tuşlarla seçim yapılarak geçiş yapılabilir. (27)



Şekil 3-23 FMS CDU



Şekil 3-24 INIT/REF İndeks Ekranı

3.3.4. Veri Tabanı:

FMC' de depolanmış bilgiler, o FMC'nin adı ile çağrılır. Veri tabanı 2 ana bölüme ayrılır. Bir tanesi bilgiye dayalı performansları içerirken, diğeri seyrüsefer esnasında elde edilen bilgileri kapsar. Performans veri tabanının amacı, mürettebatın Seyrüsefer Kontrol Talimatına bağlı olarak gerekli ihtiyaçlarını azaltmak ve savruluş ve itki komutlarının hesaplanması için gerekli bilgileri FMC'ye sağlamaktır. Tüm referans verileri (normalde gerekli olanlar) FMS-CDU' da gösterilebilir. Veri tabanında depolanmış veriler, uçağın sürtünme ve motor karakteristikleriyle, maksimum ve minimum süratlerini içerir. FMC seyrüsefer veri tabanı, normalde seyrüsefer kartlarına bağlı olarak hesaplanacak pek çok veriyi içerir. Bu bilgiler FMS-CDU' de gösterilebilir ve FMC kullanımında olduğu zamanlarda uçağın kokpitinde uçağın performans kart okumalarını ortadan kaldırır. Veri tabanındaki coğrafi alan, uçağın normal olarak uçtuğu tüm alanları kapsar. Depolanmış bilgiler seyrüsefer yardımcılarının, havaalanlarının, pistlerin ve diğere seçili SID, STAR, yaklaşma ve şirket yolları gibi hava yollarının yerlerini içerir. FMC, her biri 28 gün geçerli olan 2 bölüm seyrüsefer verilerinden oluşur. Her bir bölüm seyrüsefer kartları için revizyon döngüsünü haber verir. Uçuş öncesinde uçuş mürettebatı hangi bölüm aktifse onu seçebilir. FMC seyrüsefer hesaplamalarında aktif bölümü kullanır. Seyrüsefer veri tabanının içeriği, her 28 günde bir bakım personeli tarafından güncellenir. Bu yükleme işleminden sonra seyrüsefer kartı revizyon tarihi geçtiğinde, yeni veriler zaten FMC' de mevcut ve seçilmeye hazır olacaktır. (27)

3.3.5. İşletim Prosedürleri:

3.3.5.1. Tanıtım Sayfası:

Uçağa uygulanan gücün kullanılmasında FMC hemen self-test prosedürünü yerine getirir ve başarıyla tamamlandığında yine sistemin TANITIM sayfasında gösterir. FMC' nin TANITIM sayfası mürettebata, motor çalıştırma esnasında uçağın detaylarını onaylamaya müsaade eder ki, bu da uçuş için programlanması gereken yol boyu prosedürlerinin yerine getirilmesinde mürettebata yapılması gereken işler serisine başlamasına fırsat tanır. Bu sayfada önemli olan yürürlükte olan Seyrüsefer Veri

Tabanının ve diğer programa geçiş yapılacak tarih hakkında kontrolün yapılıp geçiriliğın pilot tarafından onaylanmasıdır.

Açılışla beraber ilk ekran tanıtmı ekranıdır. Tanıtım(IDENT); Uçak Modeli / Konfigürasyon, Operasyonel Program Ayırıcısı, Sürüklenme / Yakıt Akış Faktörleri, Temel Seyrüsefer Bilgi Ayırıcısı verilerini içerir.



Şekil 3-25 Tanıtım Sayfası Bir Sonraki Sayfaya L6 ile Geçiş Yapılır

3.3.5.2. Pozisyon ve İklendirme Sayfası(POS INIT Page):

IDENT sayfasını kontrol ettiğimizde, sistemler arası senkronizasyonu sağlamak için FMS saatini, hava aracının saatine ayarlanması gereken POS INIT' e yönlendirecektir. POS INIT Sayfası: IRS Pozisyon Referansı, IRS Uçuş Başı Referansı, GMT / UTC / Zaman Bilgi Göstergesi verilerini içerir.



Şekil 3-26 3 IRS'li Bir Sistem İçin Konum İklendirme Sayfası

3.3.5.3. Rota Giriş(RTE) Sayfası:

POS INIT' teki görevleri yaptıktan sonra çalıştırma ve kalkış meydanının ICAO kodlarını gireceğimiz RTE sayfasına yönlendirileceğiz. Bizden, daha sonra uçuş numarası detayları ve ayrılış meydanı standart rotası istenebilir; eğer standart rota yoksa diğer bilgiler sisteme girilmelidir. Genellikle şirketlerin standart olarak uçtukları güzergahların rotalarını FMC navigasyon veri tabanında saklamaktadırlar. Bu güzergahların standart şirket tarafından kullanılan isimleri bulunmaktadır ve tüm rotanın noktalarının elle sisteme girilmesi yerine rotanın adı yazılarak sisteme tüm noktaların otomatik olarak yüklenmesi sağlanmaktadır. Eğer uçulan güzergahın bir şirket rotası mevcut değilse veri tabanında yüklü bulunan ICAO meydan isimleri ve uçulacak kontrol noktalarının CDU kullanılarak teker teker girilmesi gerekecektir.



Şekil 3-27 Boş Rota Sayfası

Rotanın girilmesine müteakip iniş ve kalkış meydan bilgileri ile iniş kalkış standart alet usulleri CDU üzerindeki DPR/ARR tuşuna basılarak girilebilmektedir.



Şekil 3-28 Tamamlanmış Bir Rota Sayfası



Şekil 3-29 Kalkış Sayfası

Kalkış ile ilgili detaylar girildikten sonra kalkıştan teker koyana kadar ki tüm rota bilgisi FMC veri tabanında saklanmaktadır. Her iki pilot tarafından girilen verilerin karşılıklı olarak kontrolü sağlandıktan ve girdilerin tamamen aynı olduğundan emin olduktan sonra kalkışı müteakip AFDS mod kontrol panelinden LNAV(Yatay Seyrüsefer) seçimi yapılarak yatay düzlemde otomatik uçuşa geçilebilir. Kalkıştan önce tamamlanması gereken bir sonraki adım da performans verilerinin sisteme girilmesidir.Bu sayede dikey profil için gerekli veriler sisteme sağlanmış ve VNAV(Dikey Navigasyon) hassasiyetle uçulması sağlanacaktır.



Şekil 3-30 Variş Sayfası

3.3.5.4. Performans İklendirme (PERF INIT) Sayfası:

Şimdi PERF INIT sayfasına gidip uçulacak rota boyunca hava aracının performans ve ağırlık konfigürasyonlarının güncelleyebiliriz. Bu sayfada yakıt ağırlığının detaylarını, gerekli yedek yakıtı, seyir irtifasını B747 de eğer 5 motor taşıyorsak kanattaki süspansiyon noktasını bile girmeliyiz. Bu bölümde ayrıca Fiyat İndeksi(Cost Index) gereklerini de girmeliyiz.



Şekil 3-31 Performans İklendirme Sayfası

Burada gösterilen Boeing serilerinde görülebilecek ana sayfaların bir özeti. Tabii bu bilgiler şirketten şirkete, sistemlerin modifikasyonuna göre değişiklik gösterir. Son olarak kalkış referans sayfasında kalkış ile ilgili büyük önem arz eden güç, devir, hız referans değerlerindeki girdikten sonra sistem kalkış için hazır konuma gelecektir.



Şekil 3-32 Kalkış Referans Sayfası

3.3.6. Çalışma Prensipleri

3.3.6.1. Düz ve Ufki Uçuş:

Kalkıştan sonar FMC' nin LNAV ve VNAV rehberliği ile beraber oto throttle ve oto pilot da devreye alınırsa, aktif rotayı meydana getiren kontrol noktaları arasında mürettebatın girdisi olmasa dahi normal olarak mükemmel bir yol oluşturur. Bununla beraber aktif rotaya, FMC bilgi kütüğündeki bir prosedür kaydedildiğinde, FMC prosedürle uyumlu olarak sabit baş, yol veya bir DME arkını uçmak için kumandaları destekleyebilir. Standart alet kalkış ve inişinde mevcut olan hız ve irtifa değerlerini bile otomatik olarak tutabilir. EFIS Kontrol panelinden harita modu seçilirse harita üzerinde uçulan rota görsel olarak kolaylıkla algılanacak şekilde görülebilir.

FMC, cari pozisyona IRS/INS, DME, VOR ve yerleştirilen diğer seyrüsefer sistemlerinden gelen girdileri kullanarak karar verir. Hesaplanan cari pozisyonu, aktif bacak boyunca aktif kontrol noktasına gitmek için yönlendirme kumandaları vermek üzere kullanır. Çalışması için, FMC en az bir INS/IRS' den pozisyon bilgisine ihtiyaç duyar. FMC pozisyonu normal olarak tüm IRS/INS pozisyonların bir birleşimidir ve bu sistemler zamanın bir fonksiyonu olarak pozisyon hataları ürettiğinden FMC' nin kullandığı pozisyon bilgisi de yavaşça hata oluşturur. Bu pozisyon hataları CDU üzerinde IRS/INS' lerin her birinin değişik pozisyonlarının tek tek gözlenmesiyle tespit

edilebilir. Eğer aşırı bir yer izi gecikmesi meydana gelir ve önemli bir harita hatası görülürse, IRS/INS' lerin tekrar ayarlanması ve pozisyonun tekrar girilmesi gerekir. (25)



Şekil 3-33 EHSI Üzerinde Harita Gösterimi

3.3.6.2. Alçalma:

Programlanmış bir varış girildiğinde, FMC prosedürün hava hızı ve irtifa sabitlerine ve alçalmanın bitişi dayanan bir alçalma yolu hesaplar. Alçalmanın bitişi bir son yaklaşma fiksi veya pist eşiğiyle uyumlu, bir irtifa ve hava hızı sabiti olan bir kontrol noktasıdır. VFR ve hassas olmayan yaklaşımlar için, FMC' nin hesapladığı patern, pist sonu yaklaşmasının 50 feet üzerinde bir noktaya inşa edilir. Tam bir görsel temas elde edene kadar, DH' in altına inmemek uçuş ekibinin sorumluluğudur. Pas geçme boyunca, LNAV rehberliği pas geçme noktası ve irtifası mevcuttur. Bilgisayar ve yazılım mühendisliği açısından FMS üzerinde incelenmesi gereken bir değişiklik sonrasında uçağın sistemlerinde gerçekleşen değişikliklerin takip edilmesidir. Bunların tümü PROGRESS(PROG) sayfasından kontrol altına alınabilmektedir. Örnek vermek gerekirse bir rota değişikliği sonrasında planlanandan daha fazla yakıt sarfiyatı gerçekleşirse USING RSV FUEL(Rezerv Ayrılan Yakıtın Kullanılıyor) şeklinde bir uyarı bir uyarı ekranda belirecektir.



Şekil 3-34 Uçuş İlerleme Takip Sayfası

3.3.6.3. Doğruluk

0,05 nm/saat' ten daha az radyal hata oranı çok yaygın değildir. GPS' in bir seyrüsefer girdisi olarak tanıtımı tüm performansı geliştirecektir. Belirtilmelidir ki, bununla beraber kullanıcının yeteneği, sabit ve dikkatli bir gösterim ihtiyacı daima bir karar faktörü olacaktır.

3.3.6.4. Uçuş esnasında Gerçekleşen FMS Hesaplamaları:

FMS tarafından seyrüsefer esnasında girdi olarak veri üç ayrı ana kaynaktan alınır. Bunlar Atalet Durum Sistemi verileri(Inertial Systems) Uçak üzerindeki sensörler verileri ve uçak üzerindeki veri tabanlarında bulunan verilerdir. (25)

Atalet ve Sensör Verileri: Sensörlerden sağlanan veriler IRS, hava bilgisi, GPS verisi VOR ILS gibi seyrüsefer cihazlarından sağlanan verilerden biri veya her biri olabilir. Karma olarak konum bilgisi tüm bu kaynaklardan sağlanan verilen en muhtemel uçağın konumunu tespit edecek şekilde hesaplanması ile bulunabilir. Uçuş esnasında FMS ilgili yer istasyonlarının frekanslarını otomatik olarak ayarlar ve uçuş boyunca sürekli yeni istasyona yaklaştıkça yeni frekansa geçişi sağlar. Tabi bunun için yer istasyonunun çeşitli kriterleri sağlaması gerekmektedir. Aşağıda Boeing Tarafından Kullanılan otomatik frekans ayarlama algoritması kısaca özetlenmiştir.

En yakın Seyrüsefer yardımcısı genel olarak mevcut konuma en yakın 10 yer istasyonu olarak tanımlanmaktadır. Bu istasyonların en iyi seyrüsefer yardımcısı olarak atanabilmesi için belirtilen sınıfta kapsama alanı içerisinde olması gerekmektedir. Oluşturulan en iyi istasyon listesi içerisinde FMS uçuş hattını dik bir açıyla keseceği ya da en dik açıyla keseceği iki istasyonu seçmektedir. Bu seçim ikişer dakikalık aralıklarla yenilenmekte ve yeni en iyi konum hesaplaması yapabileceği istasyonları seçmektedir. Eğer elle seçim yapmak üzere ayarlama yapılırsa yine FMS tarafından el ile ayarlanan frekanstaki istasyon kullanılmaktadır. (25)

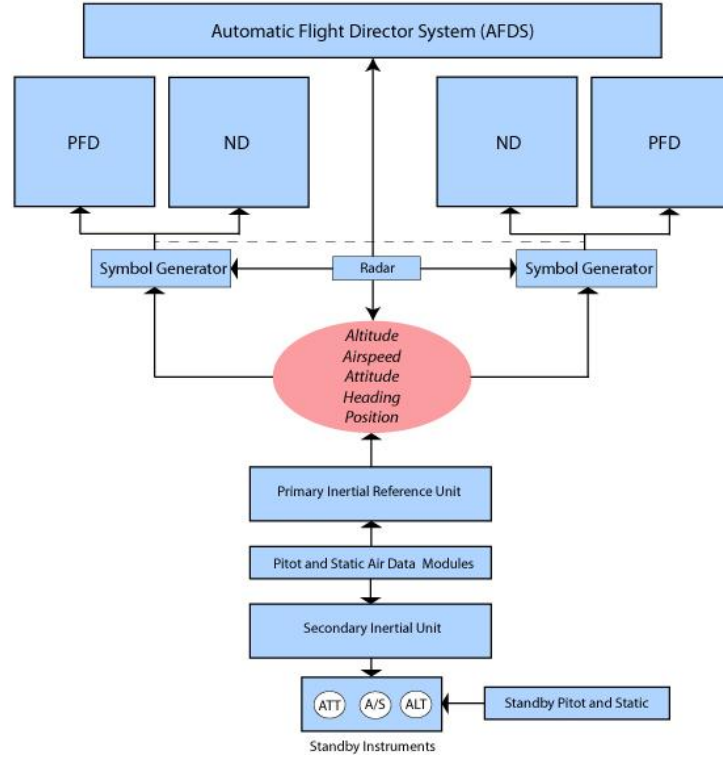
Uçak Üzerindeki Veri Tabanlarında bulunan veriler: Uçaktaki her veriye üzerindeki sensörler ile ulaşmak mümkün olmamaktadır. Bunun en güzel örneği uçağın bulunduğu konumdaki manyetik sapmanın bilgisidir. Büyük Yolcu uçaklarında manyetik sapma seyrüsefer veri tabanında saklanmaktadır. Bir yer istasyonundan konum bilgisi alındıktan sonra bu konumdaki manyetik sapma hesaplamalarda kullanılmak üzere bu veritabanından alınmaktadır.

3.4. Elektronik Uçuş Bilgi Sistemi (EFIS):

Elektronik Uçuş Bilgi Sistemi, durum ve seyrüsefer bilgisini pilota iki elektronik gösterge üzerinde sunarak, eski modellerine göre okunması kolay ve yanlış yorumlanma yönünden pilotların hata yapmasını engelleyecek şekilde daha geliştirilmiştir. Temel basit fonksiyonlar ve gösterge ünitelerinin sayısı, sistem ile ilgili (genellikle EFIS) dijital bilgisayar, temel seyrüsefer sistemleriyle bütünleştirilmiştir.

Temel Uçuş göstergesi(Primary Flight Display-PFD) ya da Elektronik Durum Yön Göstergesi (Electronic Attitude Director Indicator-EADI) ve Navigasyon Ekranı(Navigation Display-ND) ya da Elektronik Yatay Durum Göstergesi (Electronic Horizontal Situation Indicator-EHSI) EFIS sisteminin temel olarak kullandığı iki ekrandır. Bu ekranlar katot ışın renk tüpü (CRT) veya liquid crystal display (LCD) çeşitlerinden birinde olabilir. EFIS uçağın durum ve seyrüsefer verileri ve uçuş bilgilerinin verilmesi için geliştirilmiştir. Tipik bir uçuş sisteminde, ikili mürettebat için

(pilot ve yardımcısı) EFIS, kabinin sol tarafına kaptan pilot ve sağ tarafına da yardımcı pilot için aşağıdaki şekildeki gibi kokpite yerleştirilmiştir. Her iki sistemde Elektronik Durum Komuta Göstergesi (EADI) veya Primary Flight Display (PFD), Elektronik Yatay Durum Göstergesi (EHSI) veya Navigation Display (ND, Kontrol Paneli, Sembol Üretici (SG), Uzaktan Işıklı Algılayıcı Üniteden. oluşur:



Şekil 3-35 EFIS Sisteminin Parçaları

3.4.1. Sembol üreticiler(Symbol Generators(SG):

EFIS göstergeleri için Sembol Üreticiler hayati bir önem taşımaktadırlar. Bir yolcu uçağında uçağın tipine göre değişmekle beraber iki ya da üç adet SG bulunur. Bu durumda üçüncü SG arızalanan sağ veya sol SG'lerden birinin görevini devralacak şekilde yedeklilik sağlamak amacıyla tasarlanmıştır. İki SG'ye sahip uçaklarda da her iki SG'de diğerinin görevini devralabilecek şekilde tasarlanmıştır. SG'lar yukarıdaki şekilde belirtildiği gibi bir çok uçak sisteminden aldıkları verileri değerlendirdikten sonra PFD ve ND'da ekrana gelecek sembolleri üretir.

3.4.2. EFIS Kontrol Paneli:

Her bir pilot için iki adet EFIS control paneli bulunmaktadır. Ekranı gelecek seçimlerin yapılmasına yardımcı olurlar. ‘EADI’ KONTROL PANEL KISMI Aydınlık Kontrol (BRT-Brightness Control) EADI göstergesinin, istenilen seviyedeki aydınlık ayarlamasını yapmada kullanılır. Karar İrtifa⁵ Seçici (DH SEL -Decision Height Selector) DH uyarısı için karar verilen uygun irtifa seçiminde kullanılır.

ModSeçici : Gerekli olan mod için gösterim seçilir: VOR, ILS, MAP, PLAN.
VOR ve ILS genişletilmiş veya kapsamlı pusula göstergeleri ile gösterilebilir.



Şekil 3-36 EFIS Kontrol Paneli

3.4.3. EADI Göstergesi:

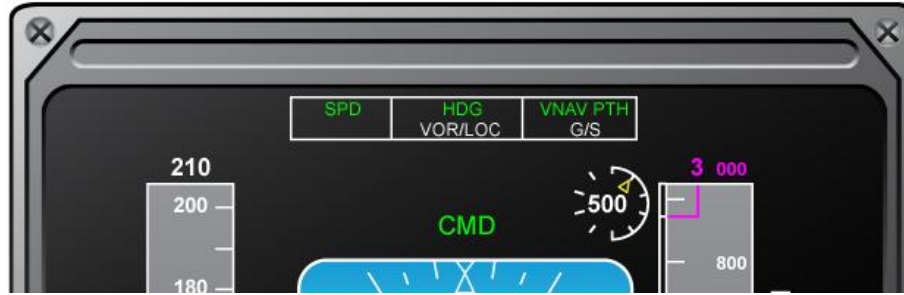
- “EADI” göstergesi normal pitch ve roll durumuna ilaveten,
- Inertial Reference Sistemden durum verisi (IRS),
 - Uçuş Kumanda Komutaları,
 - Localizer ve glide slope sapmaları,
 - Yer Hızı,
 - Mutlak İrtifa (Radio altitude),
 - Karar İrtifası,

⁵ **KARAR İRTIFASI (DH)** Karar irtifası, pist irtifasından, teker yüksekliğidir. Bu noktada yeterli görsel referansın muhafazası, uçak pozisyonu ve yaklaşma yolunun tatmin edici şekilde yaklaşmaya devam etmesini, emniyetli inişin sağlanması için karar irtifasıdır. Bunlar sağlanmadığı takdirde pas geçilir.

- Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi (AFCS) ve Auto-throttle modları,
- Hız Hata Ölçeği (Komuta edilen ve gerçek arasındaki).
- Karar irtifası (DH), bilgilerini gösterir.

3.4.4. Uçuş Modu Göstergesi:

PFD göstergesinin en üst kısmındaki Uçuş Modu Göstergesinde(FMA) otopilot uçuş direktörü sisteminin(AFDS) ve otomatik gaz modu seçimlerinin göstergesi bulunur. Sol tarafta oto pilot ve oto throttle 'ın devreye alınıp alınmadığı gösterilmektedir. Orta kısımda yatay seyrüsefer bilgileri(LNAV) sağ kısımda da dikey seyrüsefer bilgileri (VNAV) yer almaktadır. Tüm bu modlar AFDS mod kontrol panelinde yapılan seçimleri ekrana getirmektedir. Yeşil renk seçimin devrede olduğunu gösterir. Kullanıma hazır şekilde kurulu modlar gerekli parametrik değerlere ulaşıldığında aktif hale gelmektedir.Örneğin baş verisi gösterilirken VOR/LOC mod kurulu vaziyette beklemede kalır ve ilgili VOR/LOC istasyonundan ilgili lokalayzır bilgisi elde edildiğinde aktif hale gelebilir.



Şekil 3-37 Uçuş Modunun Gösterimi

3.4.5. Uçuş Modları:

Seyrüsefer göstergesi ekranı (ND) modunun seçim yapılarak renkli bir şekilde ufki olarak uçağın durumu gösterilir. Seçim yapılabilecek modlar Harita modu, VOR(tam veya yarım rüzgar gülü gösterimi), ILS veya yaklaşma modu(tam veya açılmış rüzgar gülü gösterimi) ve plan modudur. Seçilecek mod EFIS Kontrol paneli kullanılarak aktif hale getirilebilmektedir. IRS tarafından sağlanan uçuş başı bilgisi 73 Kuzey ile 60 Güney paralelleri arasında kullanılmaktadır ve referans olarak bu paraleller arasında manyetik baş değeri kullanılmaktadır. Bu paralellerin daha Kuzey ve

Güneyinde gerçek kuzey referans olarak kullanılmaktadır. Daha modern olan uçaklarda GPS verileri de kullanılmaktadır ve en son model uçaklarda ise bu seçimin el ile seçilmesi mümkün olmaktadır. Tam rüzgar gülü gösterge modu tıpkı bir pusula gibi 360 derecelik çepeçevre gösterim sağlamaktadır. Tam rüzgar gülü modunun iki farklı gösterimi bulunmaktadır.

3.4.5.1. Tam VOR Modu:

Eğer tam VOR/ILS rüzgar gülü gösterge modu seçilir ve uygun bir frekans aktif hale getirilirse aktif hale getirilen istasyon ICAO kısaltılmış ismi sağ üst köşede yazacak ve VOR göstergesi ekranda belirecektir. Aynı yerde izlenen yol açısı ve DME olarak istasyona olan mesafeyi de takip etmek mümkün olacaktır. Burada sapma taksimatındaki artımlı istasyona göre takip edilmek istenen rotadan sapma açısını gösterecektir. İstasyona göre izlenen yolun konumunu gösteren TO/FROM göstericisi de aynı şekilde ekranda gösterilebilmektedir. Rüzgarın yönü ve şiddeti ile vektörel olarak konumunu gösteren bir ok da ND ekranında gösterilmektedir. Ayrıca Mor bir uçuş başı göstergesi de seçilmiş olan uçuş başını göstermektedir. Rüzgar gülünün üzerindeki kutu içerisinde gösterilen uçuş başı da o anki uçuş başını göstermektedir.

Seçilen bir VOR frekansında, EHSI ekranının sol altında VOR gülü ve sağ altında da frekansı görülür. Rota seçimi, magenta rota ibresi ile seçilen rotayı gösterir. Rotadan sapma, dikey ibrenin iki nokta sola ve iki nokta sağa hareketi ile gösterilir. TO/FROM işareti, TO/FROM'un gözükmesiyle oluşur. DME mesafesi, sol yukarı köşede gösterilir. Uçulan istikamet, cam üzerinde ve pusula hattı ile pusula gülünün en üstünde gösterilir, son andaki seçim, manyetik istikamettir ve camın her iki yan tarafında gösterilir. Beyaz üçgen olarak pusula gülünün iç taraf kenar çizgisi üzerinde uçağın son andaki arz üzerinde takip ettiği yol (track) gösterilir. Seçilen istikamet, Magenta istikamet "bug" pusula gülünün dıştaki ölçeği üzerindedir. Rüzgar hızı ve yönü, sol alt köşede görülür (istikamet veya track, manyetik veya true).



Şekil 3-38 Tam VOR/ILS Rüzgar Gülü Gösterimi

3.4.5.2. Tam ILS Modu:

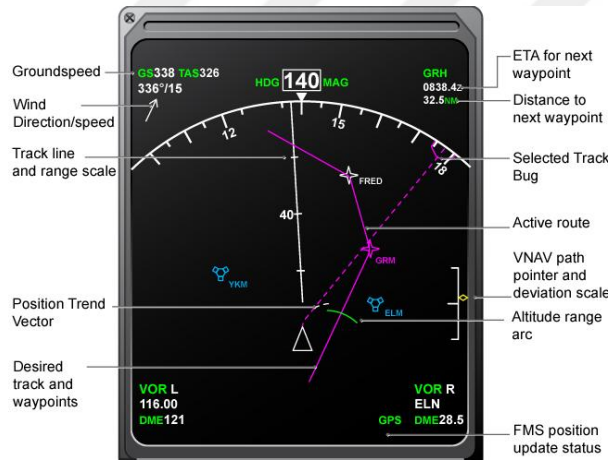
Seçilen ILS frekansı ile, EHSI göstergesinde, sol alt tarafta ILS ve frekansı da sağ altta tam pusula gülünü gösterir. Rota, (localizer) magenta rota ibresi ile seçilen rota gösterilir. Localizer sapması, dikey sapma ibresi ile karşılıklı iki nokta sola ve iki nokta sağa hareketi ile gösterilir. Süzülüş yolu sapması magenta renklendirilmiş üçgen tarafından yukarı ve aşağı sağ el üzerinde geleneksel ölçekte hareket eder. DME mesafesi üst sol köşedeki gösterilmiştir. Uçulan istikamet, camda (ekran) ve pusula gülünün en üstünde pusula ibre hattı tarafından gösterilir.



Şekil 3-39 Tam VOR/ILS Gösterimi

3.4.5.3. Harita Modu:

Harita modu bütün uçuş safhaları esnasında en çok kullanılan ND modudur. Bu mod ile uçağın uçulmakta olunan FMS'de programlanmış rotaya göre nispi pozisyonu hareketli harita üzerinde uçuş başı ile beraber gösterilmektedir. Aşağıda uçak sembolü bir beyaz üçgen olarak alt ortada görülmektedir. Uçağın rotası mor renkli çizgi olarak gösterilmektedir. Uçuş kontrol noktaları yıldız sembolü ile gösterilmektedir. Aktif uçuş kontrol noktaları mor renkte, aktif olmayan uçuş kontrol noktaları beyaz renkte gösterilmektedir.



Şekil 3-40 Harita Modu



Şekil 3-41 Harita Merkez Modu

Bazı Boeing 737 uçaklarında yukarıdaki şekildeki gibi kullanılan merkezi harita modu bulunmaktadır. Harita modu ile aynı verilerin gösterimi sağlanmaktadır ancak

farklı olarak burada uçak göstergenin merkezinde bulunmakta ve katedilen rotalar da uçak sembolünün arkasında görülebilmektedir.

Harita Modu kullanıldığında Uçak ND ekranında gösterilen standart bilgiler Uçağın Mevcut Uçuş Başını, haritanın ölçeğini, yer hızını ve gerçek hava hızını, rüzgar yönünü ve hızını, irtifa ve menzil göstergesi, rotadaki belirlenen süredeki trend göstergesi(90 sn'ye kadar) bir sonraki uçuş kontrol noktası ve tahmini varış zamanı gösterilmektedir. Daha başka veri izlenmek istenirse EFIS kontrol panelinden ilgili mod seçilerek farklı uçuş bilgilerine ulaşmak da mümkün olabilmektedir.



Şekil 3-42 EFIS Kontrol Paneli

3.4.5.4. Tam Seyrüsefer Modu:

Tam seyrüsefer modu seçildiğinde klasik gösterimi ile izlenen rotadan sapmanın ve mevcut rotanın açısının gösterildiği bir HSI ekranda belirir. Bir sonraki uçuş kontrol noktasına olan mesafe kontrol noktasının kodu, kontrol noktasına varış zamanı, istikameti ve hız ile beraber gösterilmektedir. ADF kerteriz göstergesi de aynı şekilde ilgili bir NDB istasyonu seçildi ise gösterilmektedir. Hava durumu bu gösterim modunda ekrana iletilmemektedir.



Şekil 3-43 Tam Seyrüsefer Modu

3.4.5.5. Genişletilmiş Rüzgar Gülü Gösterimi:

VOR/ILS ve NAV gösterimleri EFIS Mod Kontrol Paneli üzerinden seçim yapılması halinde genişletilmiş olarak gösterilebilmektedir. Tam gösterimde olduğu gibi genişletilmiş gösterimlerde sapma açısı gösterilmektedir ancak farklı olarak 90 derecelik bir çeyrek daire içerisinde gösterim sağlanmaktadır. Bu ekranda hava durumu radarından alınan bilgi de ekranda bindirilmiş olarak gösterilmektedir. Aynı şekilde menzil ölçeği de görünmekte ve bu ölçek değeri EFIS kontrol paneli vasıtası ile ayarlanabilmektedir.



Şekil 3-44 Hava Radarı Görüntüsünün Eklenmesi

3.4.5.6. Plan Modu:

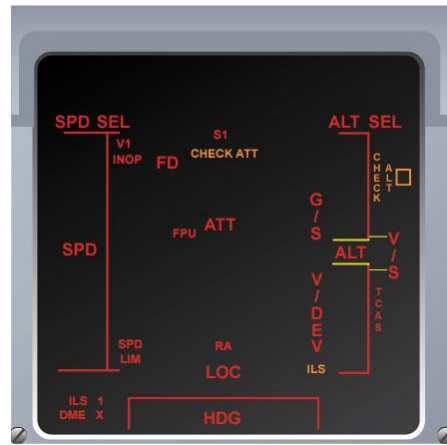
Statik harita plan modunda, harita gerçek kuzeye göre ve aktif rota ile arka planda kullanılır. Rotadaki herhangi bir değişme, uçuş yönetim bilgisayarının klavyesinden seçilir ve bu sonuç EHSI ekranında gösterilir, böylece bilgiler FMC ‘ye girmeden önce kontrol edilir. EHSI’nin üst kısmı harita modundaki gibi aynen kalır. Bu moda, pilotun planladığı rota “FMC/CDU LEGS” görülür.



Şekil 3-45 Plan Modu

3.4.6. Hata İkazı:

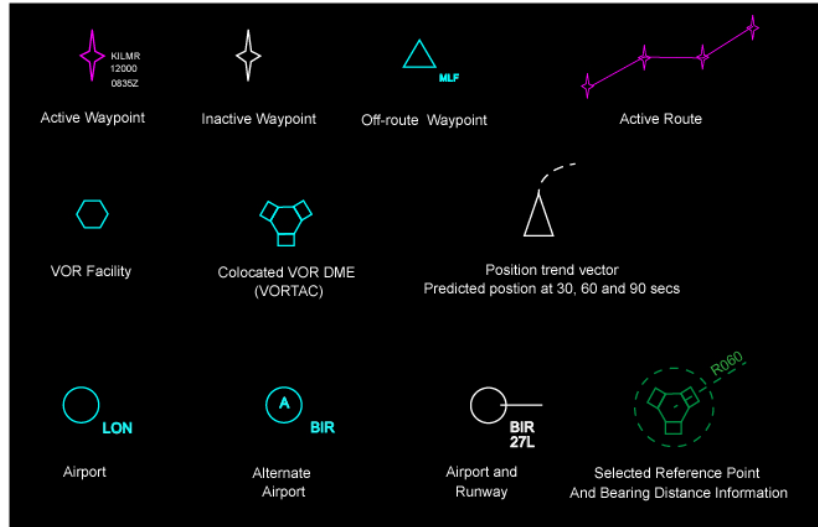
Veri sinyallerinin hataları, ILS ve radyo altimetre gibi sistemlerden, her bir EADI ve EHSI üzerinde sarı bayrak formunda ‘boyanmış’ olarak özel matrix konumlarında kendi CRT ekranlarında gözükür.



Şekil 3-46 PDF Hata Gösterimi

3.4.7. Seyrüsefer Bilgi Gösterimleri:

Aşağıdaki şekildeki semboller, EFIS kontrol panel devre anahtarı seçimine bağlı olarak her bir HSI üzerinde gösterilebilir. Genel olarak kullanılan renkler aşağıdakiler gibidir: Yeşil devreye girmiş oto pilot modlarını ve aktif/seçilmiş modları gösterir. Beyaz kurulmuş oto pilot uçuş modlarını, mesafe taksimatlarını ve mevcut durum ve verileri gösterir. Mor işaret ibrelerini, sembollerini, rotaları ve uçulması gereken rota bilgilerini temsil eder. Açık mavi aktif olmayan ve zemini temsil eder. Sarı dikkat ve hata verilerini gösterir. Kırmızı ikaz/tehlike bilgisi gösterir. Siyah boş arka plan ya da kapalı modu temsil eder. Kahverengi dünya yüzeyini temsil eder.



Şekil 3-47 EFIS ND Ekranında Gösterilen Bazı Semboller ve Anlamları

3.4.8. Uçuş Yön Göstergesi (Flight Director Annunciator):

Flight Director Göstergesi (FDA), pilota uçuş sırasında yardımcı olma amacıyla geliştirilmiştir. Bu sistem, pilotun aletlere daha az dikkatini vermesini sağlar. Pilota, davranış ve bilgi yönünden talimat vererek, pilotun aşırı çalışma yükünü hafifletir. Otomatik pilotun geliştirilmesi ile, sinyaller FDS ile üretilerek otomatik pilot ile birleştirilmiş ve karışık iş yükünde bile pilotlar tarafından performans sağlanmıştır. FDS ile, uçağın durumu, uçuş yolu ve başı hakkındaki seyrüsefer bilgileri pilota, otomatik pilota ve/veya her ikisine görsel şekilde üretilir. Pilotun önündeki göstergeye yansıtılan görüntü klasik komut göstergesi olacağı gibi V Bar adlı V şeklindeki gösterge de

olabilmektedir. FD kapatıldığında bu gösterge yardımcıları ortadan kalkmaktadır. Eğer FD'da bir arıza ortaya çıkarsa FD çubukları ekrandan kaybolacak ve EADI'de FD üzerinde sarı ikaz uyarısı alınacaktır.



Şekil 3-48 Flight Director Göstergesi

3.4.9. Glide Slope Localizer Sapma Gösterimi:

Eğer uygun bir seyrüsefer istasyonunun frekansı VHF Seyrüsefer almacına bağlanırsa aşağıdaki resimde görüldüğü gibi sapma taksimatı PDF üzerinde görünecektir. Fekansta ilgili yer istasyonundan sinyal alınmaya başladıktan sonra mod yeşil renge dönerek aktif olacak, Lokalizer sapma göstergesi mor renkli baklava şeklinde durum gösterge ekranı altında glide slope sapması sağ tarafında görünecektir. İstasyona yaklaştıkça hassasiyet artacaktır. Yere yakın olunan 1500 ft altındaki radyo irtifalarında oto pilot devrede olduğunda eğer yarım taksimattan fazla bir sapma oluşursa pilotu uyararak maksadıyla taksimatların rengi beyazdan sarıya dönecektir. Aynı şekilde 1500 ft altındaki irtifalarda GS göstergesi taksimatları da beyaz renkten sarı renge dönüşmektedir. Eğer bir birimden daha fazla GS taksimatında sapma oluşursa gösterge yanıp sönmeye başlayacaktır. Yer istasyonundan sinyal alınamazsa ya da uçak takip edilmesi gereken doğrultudan 90 dereceden fazla bir açıyla yaklaşmakta ise GS göstergesi görülmeyecektir.

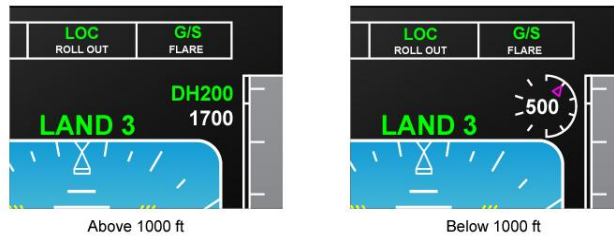
Bu uyarılar ve göstergeler uçağın inişine kadar sürekli olarak gerekli düzeltmeleri vererek yere yaklaşmamızı sağlayacaktır. Yeşil renkli pist işareti de aynı şekilde mekansal olarak pozisyonun artırılmasına imkan vermektedir.



Şekil 3-49 Glide Slope Lokalizer Sapma Gösterimi

3.4.10. Radyo Altimetre Göstergesi:

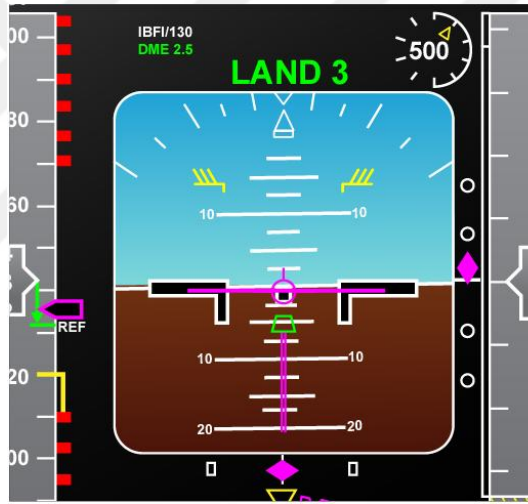
Uçak cinsine göre PDF üzerindeki yeri farklılık göstermekle beraber genellikle sağ üst köşede 2500 ft altındaki irtifalarda radyo altimetre irtifası gösterilmektedir. Karar irtifası (DH) da aynı şekilde PDF ekranı üzerinde görülüp ayarlanabilmektedir. Genellikle Radyo Altimetre 1000 ft altında dijital görünümünden dairesel taksimatlı görünüme geçmekte ve karar irtifası mor renkte işaretlenmektedir. Karar irtifasının da altına inildiğinde sesli olarak "minimums" ikazı ile beraber irtifa taksimatı sarı renge dönmektedir.



Şekil 3-50 Radyo Altimetre Göstergesi

3.4.11. Yunuslama Sınırı Göstergesi:

Yunuslama sınırı göstergeleri(eyebrow (kaş))stall hesap bilgisayarı tarafından hesaplanan ve stall sınırına yaklaşıldığında devreye giren levye titreşimi sınırını göstermektedir. Yunuslama sınırı göstergeleri PDF ekranında bu sınıra yaklaşıldığında gösterilmeye başlar. Ayrıca flaplar toplanmamışken ya da flaplar toplandığı halde levye titreşim hızına yaklaşıldığında bu limitler PDF ekranında görülür. Bu sınır çizgileri özellikle yere kontrolsüz yaklaşmadan kaçınma ve "windshear"dan kaçınmada çok büyük önem kazanır çünkü kaçınma manevralarında mümkün olan en yüksek irtifayı alabilmek maksadıyla olabilen en büyük yunuslama açısıyla tırmanmak gerekecektir.



Şekil 3-51 Yunuslama Sınırı Göstergesi

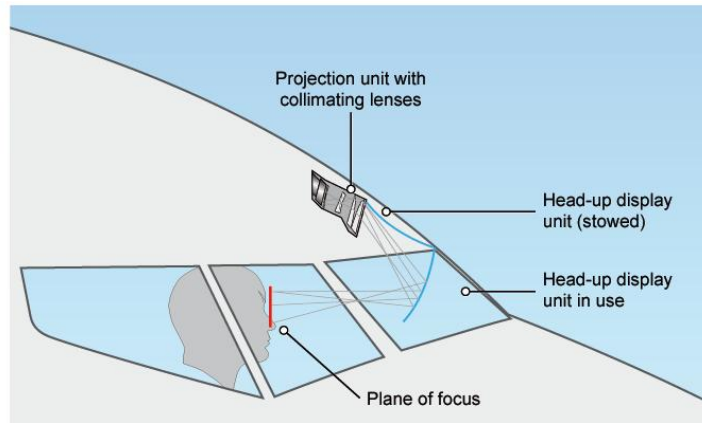
3.5. Göz Hızası Göstergesi(Head Up Display):

Hava yollarında genel olarak kullanımında farklılıklar bulunmakla beraber Göz Hızası Göstergesi elektronik olarak oluşturulan verilerin pilota görsel olarak aktarılmasının farklı bir yoludur. Veriler normal olarak pilota PFD ve ND ekranları vasıtası ile sunulmaktadır aynı verilerin göz hizasında sunulması sebebiyle Göz Hızası/Baş Üstü Göstergesi adı verilmiştir. Göz Hızası Göstergeleri alet uçuşu uçan pilotların iniş karar irtifası ile beraber görsel uçuşa geçmesi esnasında kullanılmaktadır. Kritik veriler sürekli olarak pilotun bakış hattı üzerinde görülebilmekte ve böylece sentetik ve gerçek görsel referansların yardımıyla uçuş gerçekleştirilmektedir. (28)



Şekil 3-52 Baş Üstü Göstergesi

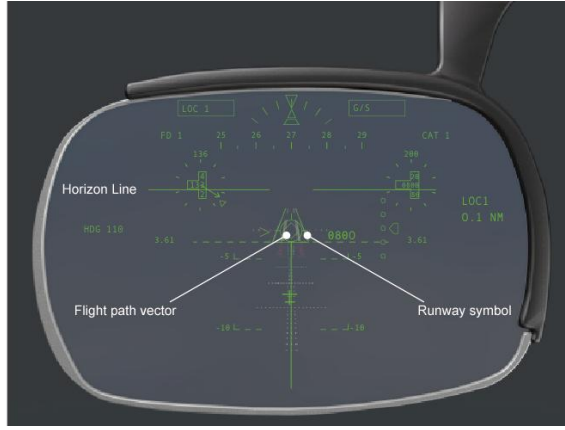
HUD görüntüsünün yansıtılmasına yardımcı bir bilgisayar, ekran kontrol ünitesi ve Göz Hizası projektöründen oluşmaktadır. Sistemin kokpit içerisindeki yerleşiminin şematik gösterimi aşağıdadır. Burada sistemin en kritik elemanı HUD yardımcı bilgisayardır. Bu bilgisayar HUD tarafından uçuş esnasında pilota yardımcı olmak amacıyla üretilecek sembolleri üretmektedir. Aynı zamanda bu bilgisayar pilotun ihtiyaç duyacağı alet yardımcı bilgileri ile pilotun seçtiği diğer verilerin de üretilmesini sağlar. Genellikle bu bilgisayar ihtiyaç duyduğu verileri uçağın sensörlerinden ve sistemlerinden doğrudan girdi olarak almakta ve HUD ekranına yansıtılacak görüntüleri başka bir kaynaktan almak yerine kendisi hesaplayarak oluşturmaktadır. Bazı uçaklar yedeklilik sağlayabilmek ve en kritik uçuş safhalarından biri olan inişin emniyetini arttırabilmek amacıyla ikinci bilgisayarı kullanmaktadır. (29)



Şekil 3-53 HUD Sistemi

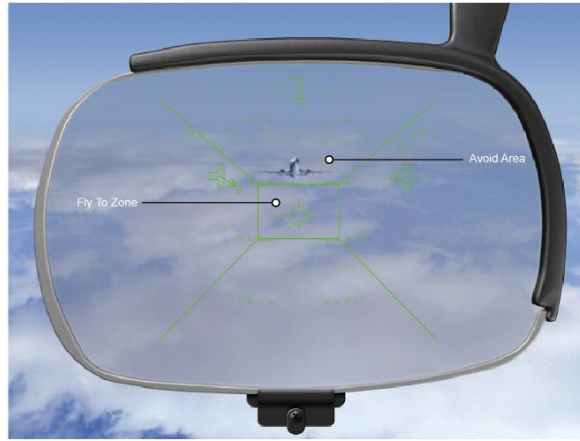
HUD ekranı kumandası pilot ile HUD sistemi arasında bir arayüz işlevi görmektedir. Sistemin çalıştırılması çeşitli modların aktif hale getirilmesine imkan sağlamaktadır. Hemen hemen PDF ekranında ulaşılan bütün ekranlar HUD ekranında görüntülenebilmektedir. Ayrıca bakım için teknik personelin sisteme ulaşmasına kumanda imkan sağlamaktadır. Bilgisayar tarafından üretilen görüntüler elektrooptik bir projektör vasıtası ile göz hizasına iletilmektedir. Birleştirici cam ekranın sentetik hologram kaplaması sayesinde sadece yeşil renkli ışık ekranda yansıtılmakta diğer tüm dalga boylarındaki ışınlar camdan geçmesine imkan vermektedir. Böylece ekranda bilgisayar tarafından üretilen semboller yeşil renkte görülmekte ve arkadaki normal görüş de sağlanabilmektedir. Projektör tarafından yansıtılan görüntünün parlaklığı pilot tarafından ayarlanabilmektedir. Aynı şekilde bir sensör vasıtası ile ortamdaki ışık seviyesi algılanmakta ve parlaklık nispi olarak ortamdaki ışık seviyesine göre ayarlanabilmektedir.

HUD bileşenleri uçağın uçuş eksenlerine göre çok hassas bir şekilde monte edilmeli pilotun gördüğü sentetik görüntünün gerçek dünya ile uyumlu olması sağlanmalıdır. Bu hizalama işlemine nişan hattı kontrolü(Boresighting) adı verilmektedir. Boresighting işlemi uçak imal edilirken fabrikada yapılmaktadır. HUD ekranındaki görüntü uyumludur(conformal) yani ekranda görünen ufuk hattı uçağın gerçek ufuk hattıyla aynı yeri göstermekte aynı şekilde ekranda görünen pist sembolü gerçek pistin tam olarak yerini göstermektedir. Ekranda yansıtılan temel veriler : Hava hızı, İrtifa, Uçuş başı, dönüş yatış açısı ve kayış açısı, ufuk hattı, nişan hattı, uçuş istikameti vektörü gösterilmektedir. Ayrıca HUD ekranında pist sembolü şekildeki gibi iniş için alçalma esnasında pist 325ft altında gerçekte olması gereken yerde pilotun görüşünü arttıracak ve hızla pisti görüp iniş kararını verebilmesine yardımcı olacak şekilde görüntülenmektedir.



Şekil 3-54 Ufuk Hattı Uçağın Gerçek Ufuk Hattıyla Aynı Yeri Göstermektedir

Ayrıca HUD ekranına görüntü çeşitli uçuş safhalarında görsel olarak pilota yardımcı olacak şekilde getirilebilmektedir. Örneğin ikazlar HUD ekranında pilota yardımcı olacak şekilde görüntülenebilmektedir. Trafik İkaz ve Çarpışmadan Kaçınma sisteminin ürettiği uçakların ayrışmasını sağlayan komutlar yine HUD ekranında çarpışmayı önleyecek şekilde görüntülenebilmektedir. Aynı şekilde Windshear ikazları de ekranda görüntülenebilmektedir. Geliştirilmekte olan ve yakın gelecekte kullanılacak HUD sistemleri Sentetik görüş sistemlerinin(SVS) devreye girmesi ile beraber bütün arazi yapısının bir veri tabanına yüklenmesi ile beraber dışarıdaki arazi yapısının hassas bir şekilde pilotların önünde görsel olarak canlandırılmasına imkan tanıyacaktır. Gelecekteki HUD sistemleri yine aynı şekilde uçağın mevcut uçuş yolunu değerlendirip tehlikeli şekilde araziye yaklaşılmasını kırmızı renkli olarak pilota ikaz edecektir.



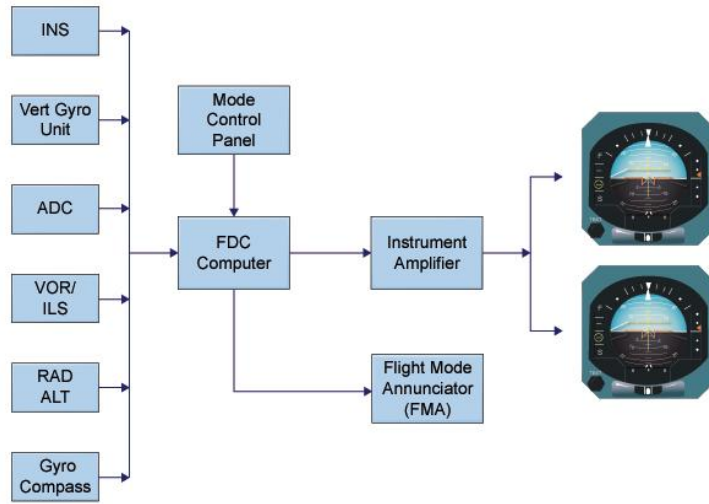
Şekil 3-55 HUD TCAS Ekranı

3.6. Otomatik Uçuş Konsepti:

Modern bir uçaktaki otomatik uçuş kontrol sistemi sadece pilotun rutin uçuş görevlerini hafifletmez aynı zamanda uçağın daha iyi bir şekilde kontrol edilmesine yardımcı olur. Otomatik uçuş konsepti yıllar içerisinde sadece uçuş başını ve irtifayı tutabilen basit bir otopilottan pilotun seyrüsefer ve kontrol olarak işini kolaylaştıran uçağın her işlevini yerine getirebilen bir hale evrilmiştir. Modern bir otomatik uçuş kontrol sistemi kalkışı müteakip devreye alınması ile beraber programlanan tüm rotayı uygun şekilde uçabilecek imkâna sahiptir. Bu şekilde yapılan seyrüsefere yatay seyrüsefer(Lateral Navigation(LNAV)) denilmektedir. Sistem yine aynı şekilde programlanan bütün kontrol noktaları arasında dikey seyrüsefer(Vertical Navigaion(VNAV) yapma imkân kabiliyetine de sahiptir. Sistem oto gaz(auto Throttle) devreye alındığında uygun şekilde gazı ayarlayıp istenen hızda ve planlanan alçalma ve tırmanma profillerini yerine getirme imkanına sahiptir. Bu şekilde pilotun iş yükü gerçekten azalmakta ve zihni olarak rahatlayarak pilotun uçağın daha emniyetli uçuşunu sağlayacak şekilde diğer konular ile ilgilenmesine imkan tanımaktadır. Modern bir otomatik uçuş kontrol sistemi **otopilot, uçuş komuta sistemi(AFDS)** ve **oto gaz(A/T)** sistemlerinden oluşur. AFDS sistemi de en az iki adet Uçuş Kontrol Bilgisayarı(FCC)ve Mod Kontrol Paneli(MCP) den oluşur. Uçuş İdare Sistemi (FD) devreye girdiğinde FCC sistemin ihtiyacı olan verileri üretir ve gerekli tımanış ve yatış açısı FCC tarafından üretilen girdiler nispetinde uygulanır. Pilotun önündeki ekranda da ilgili yatış ve tırmanış açıları barlar şeklinde gösterilmektedir. Eğer oto pilot devreye alınmaz ise bu barlar vasıtası ile gösterilen açıların pilot tarafından el ile uçulması ve uygun girdilerin komut olarak uçağa iletilmesi gerekmektedir.

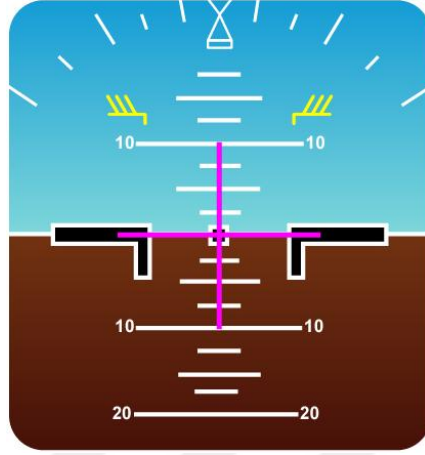
Uçuş idare sistemi (Flight Director Sistemi (FDS)), pilota iniş sırasında yardımcı olma amacıyla geliştirilmiştir. Bu sistem, pilotun aletlere daha az dikkatini vererek uçağı uçurmasını sağlar. Pilota, davranış ve bilgi yönünden talimat vererek, pilotun aşırı çalışma yükünü hafifletir. Otomatik pilotun geliştirilmesi ile, sinyaller FDS ile üretilerek otomatik pilot ile birleştirilmiş ve karışık iş yükünde performans sağlanmıştır. FDS ile, uçağın durumu, uçuş yolu ve başı hakkındaki seyrüsefer bilgileri pilota, otomatik pilota

ve/veya her ikisine talimat için görsel veri olarak üretilir. FDS tasarımında FCC ya da FDC adı verilen sayısal bilgisayar ana eleman olarak görev yapar. FDS sisteminde iki adet “**Channel**” bulunur. Birincisi ‘**Roll Channel**’ ve ikincisi ise ‘**Pitch Channel**’ olarak isimlendirilir. Modern bir yolcu uçağında FD FCC adı verilen bilgisayar tarafından kontrol edilir. FCC FDC ile aynı özelliklere sahip olmasına rağmen FCC oto pilotu komuta etmeye de yaradığı için farklılık arz etmektedir. FDS için bilgi Pitot-Statik sistem veya Air Data Computur (ADC), VFH Nav alıcı, verinin alınmasını VOR yol gösterici veya ILS, Flight Management Sistem , Inertial Navigation veya Reference Sistemi. kaynaklarından sağlanabilir. (30)

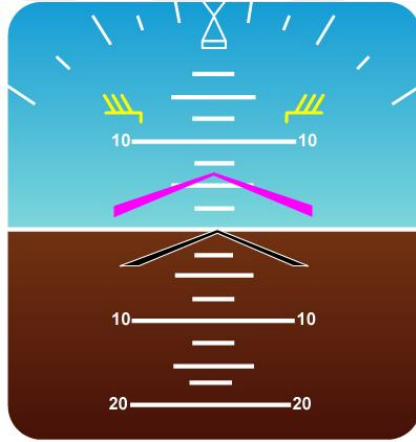


Şekil 3-56 Uçuş İdare Sistemi Bileşenleri

FDS, uçuş durumu ve yönsel bilgiyi de gerektirir. Daha önceki elektro-mekanik sistemlerde bu Gyro Manyetik pusulalardan ve Şakülü Gyro Sistemden sağlanırdı. Gelişmiş uçaklarda ise Inertial Navigation /Reference Sistem (INS/IRS), Şakülü Gyro Sisteminin yerini almıştır. Aşağıda ADI üzerinde görülebilecek FCC tarafından üretilen farklı gösterimlerdeki pitch ve roll komutları görülmektedir.



Şekil 3-57 Şekil 3.6.2.1 FCC Tarafından Üretilen Artı kıl Komut Barları



Şekil 3-58 FCC Tarafından Üretilen V Komut Barları

3.6.1. Uçuş Yönetim Bilgisayarı (Flight Director Computer “FDC”)

Bütün bilgilerin toplandığı ve denetlendiği yerdir. Önceki uçaklarda bilgiler, ADC ve VG'den sağlanan analog çıktılarının formu içindeydi. Günümüzde kullanılan sistemlerde ise tamamen dijitaldir. Önceki uçaklarda analog girdiler dijital çeviriciye uyarlanarak, modern göstergeler ve otomatik pilot sistemlerinin kullanımı sağlanmıştır. Buradan sağlanan çıktılar da sembol üreticilerine EADI/EHSI ve/veya otomatik pilota kullanım amacına göre yollar. FDS, bağlı oldukları diğer bileşenleri ihtiyaca uygun olarak kullanır:

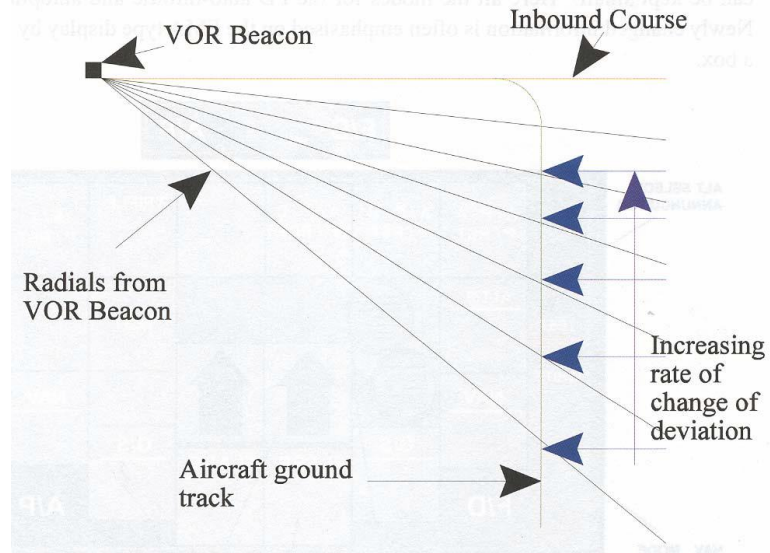
Mod Kontrol Ediciler veya Mod Kontrol Paneli (MCP) Mod kontroller pilota FDS'nin modunu değiştirmesini mümkün kılar.



Şekil 3-59 AFDS Mod Kontrol Paneli

3.6.2. Uçuş Yönetim Modları:

Modlar her sistem için değişi olmasına rağmen tanımlanan modların çoğu, uçağın tipine bağlı olarak ortaktır. Burada bilinmesi gereken pilota veri gösterim yollarının farklılığıdır.



Şekil 3-60 FD ile Yaklaşma

FDS arıza yaparsa bilgi hesaplandığı halde (computed information) güvenilir veya kullanılabilir olamaz, fakat bilgi akışı devam edebilir ve kullanılabilir. Bir çok FD modları otomatik pilot modları ile ortaktır. FD modları detaylı olarak takip eden bölümlerde anlatılmıştır.



Şekil 3-61 AFDS Dikey Modları



Şekil 3-62 Aktif Haldeki Dikey Hız Modu

3.6.3. Seyrüsefer Modları:

3.6.3.1. Uçuş Başı Modu:

Uçuş Başı Modu yatay uçuş modlarının en basitidir. Uçak bu modda baş(Heading) penceresine girilen uçuş başını muhafaza ederek uçar. Eğer pilot tarafından yeni bir baş girdisi yapılırsa bu veri EADI üzerindeki FCC ve FD komut barlarına gönderilir. Ve müteakiben sistem takip edilecek başa ulaşmak için gerekli yatış ve dönüş miktarını göstermektedir. Eğer oto pilot devreye alınmışsa bu dönüş otomatik olarak oto pilot tarafından gerçekleştirilecektir.



Şekil 3-63 MCP Uçuş Başı Seçimi

3.6.3.2. VOR/LOC Modu:

Bu mod içinde, VOR yol gösterici ve değişken dahili seyrüsefer sistemler ya FDS kullanarak her bir gösterme bilgisine yada otomatik pilota (veya her ikisine) bağlanmıştır. Bu seçim VOR'ı ,Lokalayzır veya INS/IRS/FMS(GPS) seyrüsefer bilgisini FDS üzerinde besleme ve gösterme için sağlar. VOR durumu içinde , dönüşten sonra ve istasyonu doğru olarak tanımak için kullanılır , seçilen VOR/ LOC ile mod seçici üzerinde ve rota seçimi ekranı üzerinde uçağın arzu edilen arz üzerinde takip ettiği yolda radyo verici ayarlamasını (her bir HSI, MCP veya CDU üzerinde kullanarak) FDS uygun olan yönetme komutasını durdurmak için ve arz üzerindeki yolunun devamı için verir.



Şekil 3-64 Yatay Seyrüsefer Seçimi

Aynı şekilde ILS frekansı VHF seyrüsefer radyo içinde ayarlanır, tanımlanır ve yaklaşma için course rota penceresi içinde düzenlenir.



Şekil 3-65 ILS'in Yakalandığını Bildiren FMA ile PDF Ekranı

3.6.3.3. Seviye Değişim Modu:

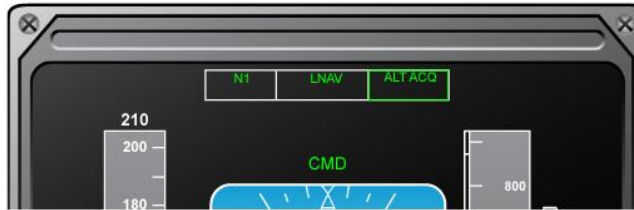
MCP üzerinde seviye değişim tuşuna(LVL CHG) basıldığında FD üzerinde gerekli yunuslama açısı seçilen hıza uygun olarak gösterilmektedir. Hız MCP üzerindeki döner tuş yardımı ile ayarlanabilmektedir. Eğer seviye değişimi aktif hale getirildi ve hız seçimi de bu esnada yapıldıysa FD ilgili hızı muhafaza ederek tırmanmak için gerekli olan tırmanış açısını gösterecektir.



Şekil 3-66 Hız Değişimi

3.6.3.4. İrtifa Tutma Modu:

İrtifa tutma Altitude Hold düğmesine basıldığı zaman FD komut çizgileri duşta basıldığı andaki irtifada derhal düz uçuşu sağlayacak bir tırmanış açısını otomatik olarak gösterecektir. Bu ani olarak Hava Kontrolörleri tarafından verilecek irtifa koruma komutunu icra ederken önem kazanmaktadır.



Şekil 3-67 İrtifa Tutma Modu



Şekil 3-68 Oto Throttle Devreye Alınmış Bir Uçağın Ayarlanmış İrtifaya İstenen Hızda Tırmanması

3.6.3.5. FD Manevra Koruması:

Modern FDC, her özel uçak tipi için şekillendirilmiştir ve uçak performans parametrelerini kendi hafızası içinde saklar. Sistem gerekli verilere sahiptir ve diğer sistemlerin uçağın üzerinde aşırı stres yaratacak manevra komutlarını asla komuta etmeyerek emniyetli uçuşu garantiye alır. Bu günümüzde Airbus tarafından sıklıkla kullanılan flyby wire kontroller tarafından uçurulması ile uçakta koruma için kullanılan sistemlerin başlangıcıdır.

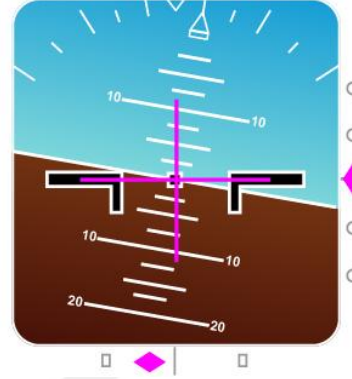
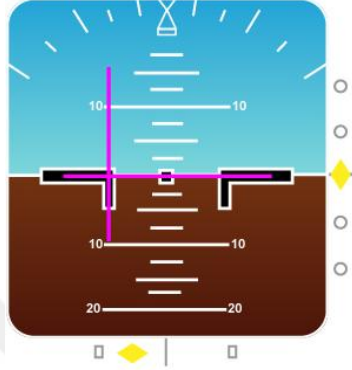
3.6.3.6. FD Komutları:

Yukarıda da belirtildiği gibi FDS gerekli olan yatış ve yunuslama açılarını hesaplayarak gerekli görsel sembolleri üretmek ADI üzerinde magenta renkli barlar olarak pilota sunmaktadır. FD sistemi MCP üzerindeki FD anahtarı ON konumuna alınarak devreye alınır ve FMA üzerinde FD kullanımında olduğu uyarısı görünecektir.



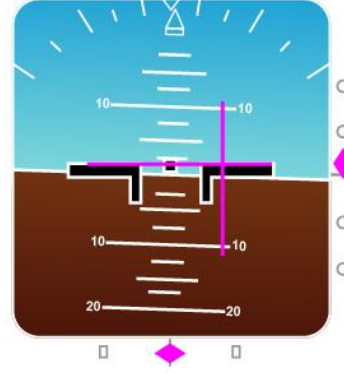
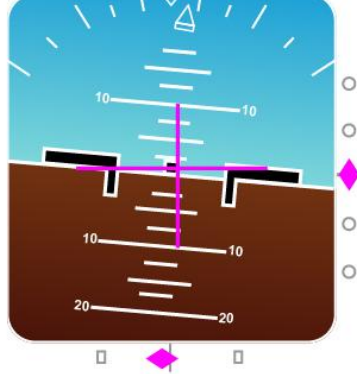
Şekil 3-69 FD Devreye Alınması

Aşağıdaki EADI gösterimlerinde basit bir şekilde bazı FD komutlarını ILS yaklaşması yapan bir uçağa verilmesi gereken kumandaların nasıl olması gerektiğinin görseli sunulmuştur.



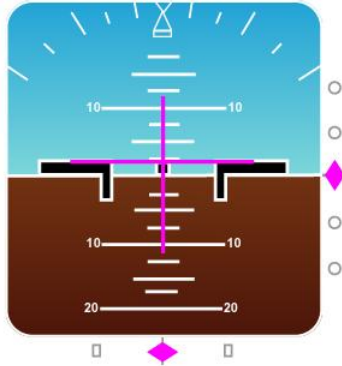
Uçağın Hattın Sağında Kalması

Komuta Barları Ortalanmış



Küçük Yatış Açları ile Düzeltme

Büyük Açılar İle Düzeltme



Hattın Tam Üzerinde

3-70 FD Komutları

3.7. Otomatik Pilot:

Otomatik pilotun temel amacı pilot üzerindeki fiziksel ve zihinsel yorgunluğu uçuşta, özellikle uzun süreli uçuşlarda azaltmaktır. Bu durum, daha az yorulacağından pilotun kritik olan inişte uçağın güvenliği için daha dikkatli olmasını sağlar. Bunun yanında otomatik pilot uçağın istenilen rotada gitmesini mümkün kılarak herhangi bir karışıklık olduğu zaman da insanlardan daha hızlı reaksiyon gösterir. Günümüzde birçok farklı otomatik pilot sistemi, operasyon için farklı birçok mod sunar. Modern uçaklarında, genellikle auto-throttle sistem yardımı ile hemen hemen tüm rota boyunca uçağı otomatik olarak uçuş yeteneğine sahiptir. Bu tür sistemlerde otomatik pilot uçağı uçurarak, uçuş vaziyet algılayıcılar, seyrüsefer ve pitot–statik sistemlerden gelen komutları karşılar ve yanıt verir. Güç, motor gaz kollarının aracılığı ile gaz kolu servoları tarafından hareket ederek kontrol edilir ve itki yönetimi bilgisayarından (thrust management computer) gelen komutlara karşılık verir. Burada önemli olan husus, pilot tarafından yapılan kıkış işlemini otomatik pilot tarafından yapılamamasıdır. Otomatik pilot, kalkıştan kısa bir süre sonra yaklaşık 400 feet veya bundan daha düşük yükseklikte devreye sokulur. Pilotların uçağı uçurmasına yardımcı olması amacı ile iki ana konuda uçuş emniyetine büyük katkı sağlar. Birincisi otomatik pilotun devreye girmesi ile pilotun dinlenmesini sağlamanın yanında aynı zamanda pilotun seyrüsefer gibi diğer görevlerinin üzerinde yoğunlaşmasını da mümkün kılar. İkinci olarak da otomatik pilot insandan çok daha hızlıdır ve bunun sonucu olarak uçağı daha doğru ve hatasız uçurur. Bir pilot uçağın uçuş vaziyetindeki değişikliği yaklaşık saniyenin 1/5'inde (200 milisaniye) görebilir ve bundan sonraki gecikmeler de pilotun bu değişikliği düzeltmek için yapması gerekeni düşünmesi sırasında meydana gelir. Otomatik pilot yaklaşık 50 milisaniyede karışıklığı gidererek gerekli kontrolü yapar ve karşılığını verir. (30)

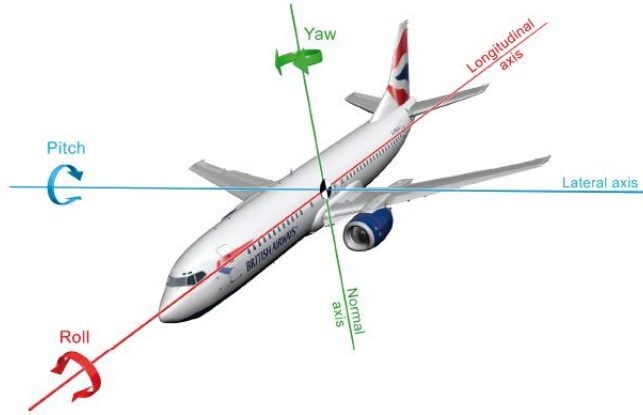
3.7.1. Arıza Emniyetli(Fail Safe) Oto pilot:

Özellikle pervane, motor ve benzerleri gibi sistemlerde kontrolsüz ve kumanda dışı çalışmalarda, herhangi bir otomatik pilot sistemi ile arıza ve karışıklıklara karşı korunma sağlanır. Bu tahrik edici elemanın sınırlandırılması veya tahrik edicinin

çalıştırılma ile sağlanır. Pilot, daima karışıklıkların yarattığı etki ile başa çıkabilmeli ve otomatik pilot arızası sonucunda uçağın kontrolünü sağlayabilmelidir. Bu tür sistem “failsafe” olarak adlandırılır ve sistem tek oto pilota uygulanır.

Temel bir otomatik pilot, basit bir sistemden oluşur. Temel otomatik pilotun anlaşılması için otomatik pilotun uçuşta ne tür bir işlevinin olduğunun açıklanması gerekir. Uçak Dengesi bir otomatik pilot için anahtar, fonksiyondur. VOR yolu ve irtifayı muhafaza gibi tüm modlar ekstra özelliklerdir. İlk oto pilotlu uçak tasarımlarında pilotu mutlu eden uçağın aynı uçuş seviyesinde tutmaktı. Daha sonra irtifanın muhafazasına ilave olarak istikametın sağlanması ile pilot, seyrüsefere konsantre olabildi. Bu tür bir sistemin dizaynı ile de uçağın uçuş vaziyeti sabit tutulabilmekteydi.

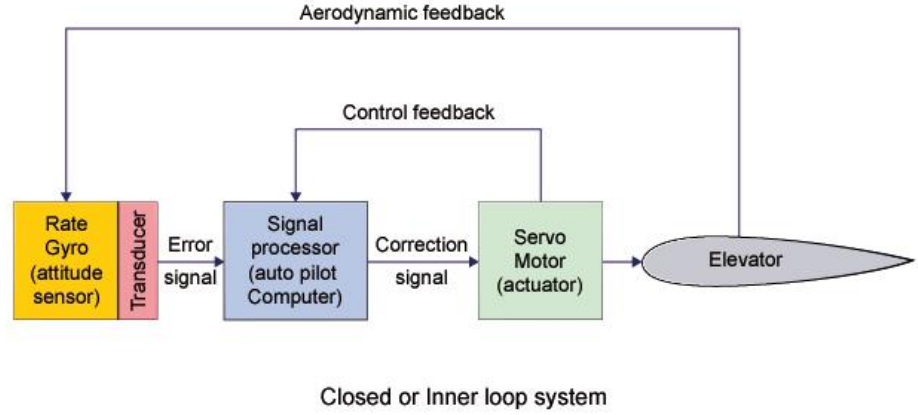
Uçağın normal olarak her durumda dengede olması gerektiği ana prensiptir ve bu prensiple otomatik pilot dizayn edilir. Uçaklar, doğal olarak dengededir, fakat dengenin farklı şekilleri vardır ve bu denge dış şartlara bağlı olarak değişebilir. Burada üzerinde durulması gereken, basit bir otomatik pilot yalnızca “auto-stabilization (otomatik dengeleme)” sağlar.



Şekil 3-71 Uçağın Üç Ekseni

3.7.2. Uçak Inner Loop Kontrol Sistemi:

Uçaktaki Inner (closed) loop kontrol sisteminin bileşenleri:

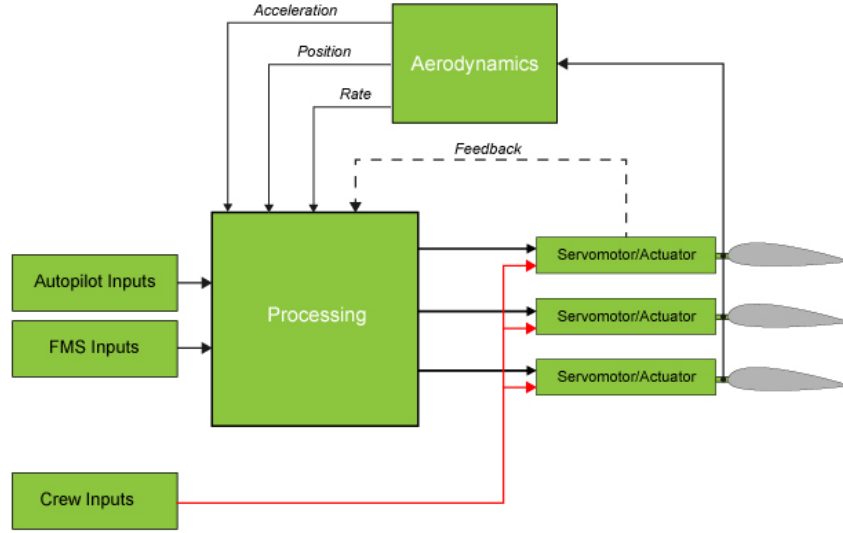


3-72 Kapalı Döngü Sistem

Durum algılayıcı; uçağın sadece bir ekseninde cayronun algıladığı karışıklık oranıdır. **Transducer** (güç çevirici); cayronun mekanik hareketini elektriki sinyale dönüştürür. **Signal Processor;** Hata detektörü. Güç çeviricilerden gelen sinyalleri besleme sinyalleri ile karşılaştırarak gerekli doğrulama hareketi için hesaplar ve servo motoruna sinyal gönderir. Servo motordan geri besleme sinyallerinin hareketinin oranını alır ve pozisyonlarını karşılaştırır. **Servo motor;** işlem yapıcı sinyaller uçağın uçuş kontrollerinin hareketi içinde sinyalin yönü ve oranıyla orantılıdır. Hidrolik, elektrik veya havalı (pneumatik) güç kullanır. Aerodinamik geri besleme; uçuş durumu için uçağın oran cayrosu tarafından hissedilir ve bu da çıktının ne oranda olacağını verir.

3.7.3. Outer Loop Sistemleri:

FMS veya uçuş başı ve irtifa değişiklikleri gibi Inner loop girdilerinin komutları pilot tarafından yani outer loop kontrolü tarafından yapılmaktadır. Outer loop inner loop ile beraber çalışmakta ve inner loopa girdi sağlanmaktadır.



Şekil 3-73 Açık Döngü Kontrolü

3.7.4. Otomatik Pilot Sistemi Çeşitleri:

Uçağın kendi üç kontrol ekseninde dengesi bozulabilir, bunlar boylamsal (roll), yanal (pitch) ve dikey veya normal'dir (yaw). Dengeleme bu yüzden aynı üç eksen üzerinde kontrol edilmelidir. Otomatik pilot sistemleri temelde üç kontrol kanalına ayrılmıştır bunlar boylamsal(roll) aileronların kontrolü için yanal(pitch) elevatorlerin kontrolü için istikametten sapma(yaw) rudder kontrolü içindir. Bu nedenle otomatik pilot tekli, ikili veya üçlü eksenle sınıflandırılabilir. Burada otomatik kontrolün her bir eksen için ayrı inner loop bulunur. Eğer uçak birden fazla otomatik pilot ile teçhiz edilmişse, her bir otomatik pilotun eksen kontrolünün için “**inner loop**” vardır. (31)

3.7.4.1. Tekli Eksen Sistemi:

Tekli eksen uçuş davranışı kontrol sistemi, normalde yalnızca roll eksenini ile limitlidir (tekli otomatik pilot kanalı aileronları kontrol eder). Bunun temelindeki tek eksen, ana eksen olarak bilinir.

3.7.4.2. İkili Eksen Sistemi:

İkili eksen kontrol sistemi uçağın uçuş davranışını roll ve pitch ekseninde kontrol eder. Pitch eksen, ikincil eksen olarak bilinir. İki adet otomatik pilot kanalı, aileron ve elevatörleri kontrol eder. Sistem içindeki karışıklık küçük uçaklarda kolayca bulunabilir ve basit bir ayarlama ile giderilebilir, sistem içinde operasyonun birkaç temel moduna veya birleşik sistemlerde operasyonun tüm uçuş profil modlarına sahip olarak, otomatik iniş modu da buna dahildir.

3.7.4.3. Üçlü Eksen Sistemi:

Üçlü Eksen Sistemi, her üç eksen (roll, pitch ve yaw) üzerinde uçuş durumu hakkında bilgi verir. Yaw eksen, üçüncü yada üçüncü sırada yer alan eksenidir. Roll ve pitch kanalları, ilk kontrol kanalları olarak kullanılır. Bu iki kanal, outer loop sinyallerini değişken modların kontrolü için besler. Rudder kanalı temelde dengeleyici kanaldır. Roll ve rudder kanalları arasında koordineli dönüşleri desteklemek ve daha hızlı denge sağlamak için etkileşim vardır. Uçakta gerekli olan yaw damper, standby rudder kanal olarak yerleştirilir ve otomatik pilottan bağımsız olarak çalışır.

Yolcu uçakları AFDS MCP ve FMS tarafından sağlanan ilave ile beraber üç eksenli oto pilot kullanmaktadırlar. Bu sayede yolcu uçakları irtifa, uçuş başı, dikey hız, hız, Mach hızı, VOR veya ILS rotalarını yakalayıp sinyale göre yaklaşmayı, tam bir oto iniş uçmayı, FMC üzerinde planlanan yatay ve dikey rotaları uçmayı başarabilmektedir. Üç eksenli sistemde üç adet inner ve iki adet outer loop bulunmaktadır.

3.7.5. Oto Pilotun Devreye Alınması:

Kalkışı müteakip oto pilot A/P devreye alma düğmesine basılarak devreye alınır. Boeing uçaklarında bu düğme AFDS MCP üzerinde yer alır ve CMD diye etiketlenmiştir.

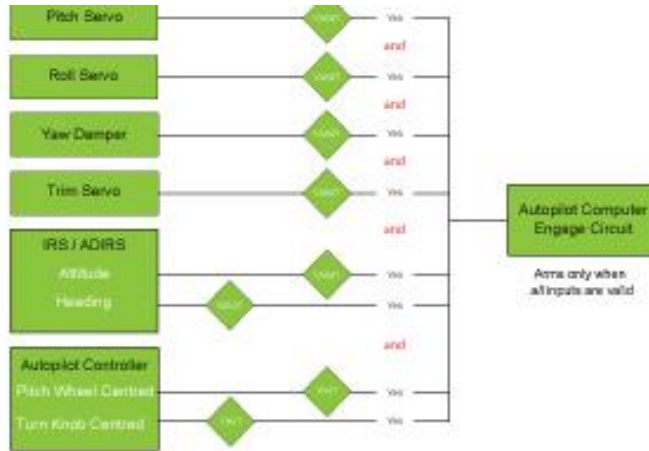


Şekil 3-74 AFDS Oto-Pilot Seçimi



Şekil 3-75 Oto-Pilot Uyarı Işıkları

A/P uçağın kontrolünü almak üzere devreye alınmadan önce sağlıklı çalışıp çalışmadığı kontrol edilmelidir. Bunu yapabilmek amacıyla bir takım emniyet tertibatı kullanılmaktadır. Solid state anahtarlar ancak ilgili sistemler faal ve bazı test sinyallerini üretebiliyorlarsa devreye girerler. CMD tuşuna basılması ile beraber A/P closed loop parçaları iç testlerine başlarlar. Eğer test devresinden gelen test sinyali uygunsa ilgili emniyet tertibatı kapanır ve A/P devreye girer.



Şekil 3-76 Oto-Pilot Emniyet Tertibatı

Eğer izlenen devrelerden birisi hata verirse ilgili emniyet tertibatı kapanmayacak ve A/P devreye girmeyecektir. Eğer bu emniyet tertibatı A/P devreye alındıktan sonra hata verirse yine aynı şekilde emniyet tertibatı açılacak ve A/P devre dışı kalacaktır.

3.7.6. Uçuş Paterni Modları:

Uçuş paterni modları outer loop kontrolü oluştururlar. Bu modların tümü AFDS MCP üzerinden seçilmektedir.

3.7.6.1. MCP Mod Selektör Switch'leri:

Mod seçmek için arzu edilen komuta modlarına, AFDS ve A/T üzerinden basılır. Mod seçimini göstermek için düğmeler ışıklandırılmıştır ve düğme üzerine tekrar basarak mod devre dışı olur. Bir mod devreye girdiği zaman AFS operasyonu ile uyumsuzluk yaratabilir ve mod seçme switch üzerine basıldığında bir etki oluşmaz. Tüm AFDS modları, diğer bir komuta modu seçerek veya A/P 'yi devreden çıkararak ve FD'yi kapalı durumuna getirerek devreden çıkarılabilir.

3.7.6.2. Roll için Outer Loop Girdi Örnekleri:



Şekil 3-77 Uçuş Başı Seçimi



Şekil 3-78 Yatay Seyrüsefer Seçimi



Şekil 3-79 VOR LOC Modu Seçilmesi ve Öncesinde Yaklaşma Açısının Seçilmesi

3.7.6.3. Pitch İçin Outer Loop Girdi Örnekleri:



Şekil 3-80 İrtifa Tutulmasının Devereye Alınması



Şekil 3-81 Kaptanın Normalde CMD A Bilgisayarını Kullanması



Şekil 3-82 MCP Dikey Hız Modu

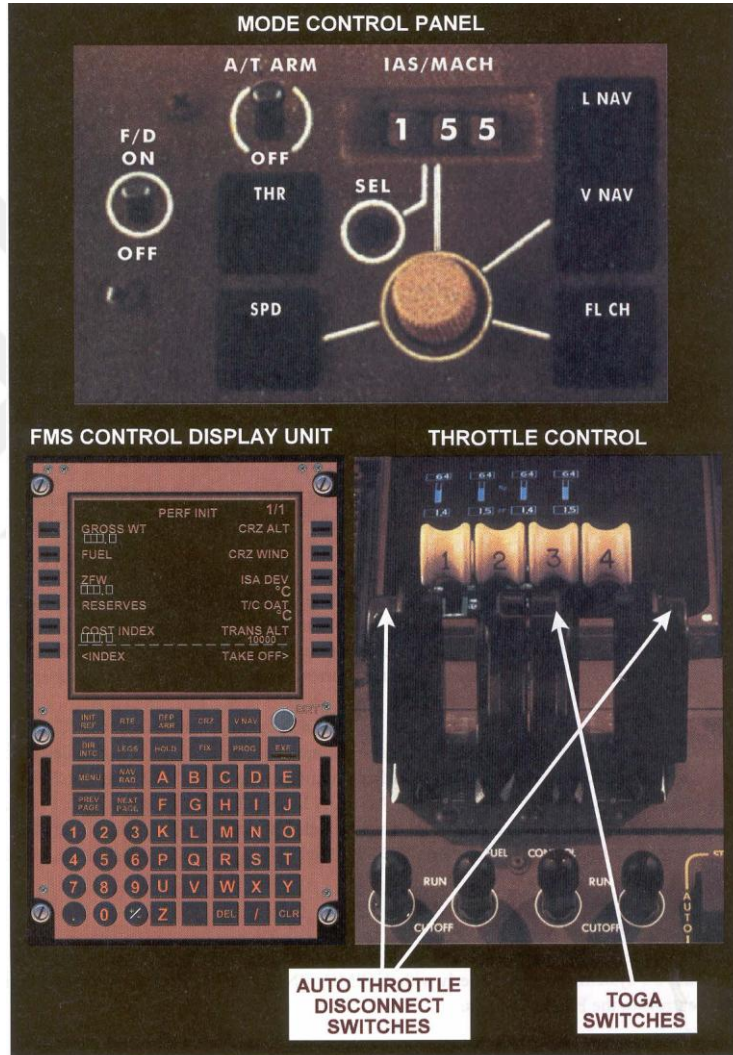


Şekil 3-83 Seçili Hızda Seviye Değişim

3.8. Otomatik Gaz Kolu(Auto Throttle):

Bir otomatik gaz kolu sistemi, tasarımı yapılan parametreler dâhilinde uçağın motorlarının thrust(itki)'ını kontrol eden bilgisayar kontrollü bir elektro-mekanik sistemdir. Her bir motorun gaz kolu pozisyonu belirli bir değerin devamını sağlamak için kontrol edilir ve bu çekiş kuvvetinin koşulları Fan Hızı (N1), Motor Basınç oranına (EPR-Engine Pressure Ratio) veya Target Airspeede (SPD tarafından mode kontrol

paneli üzerinde ayarlanır) bağlıdır. Thrust, motorlar tarafından üretilen bir kuvvettir. Gaz kolları, thrust'ı kontrol eder ve gaz kollarının bazı uçaklarda ismi "thrust lever"dir. N1 ve EPR yerine motor thrust ölçümünü göstermede kullanılır. Yukarıdaki modları kullanarak otomatik gaz kolu, uçağın hava hızını, kalkış için hızlanma(take off roll) başlangıcından otomatik bir inişin sonunda bağlantısı kesilene kadar kontrol eder. (32)

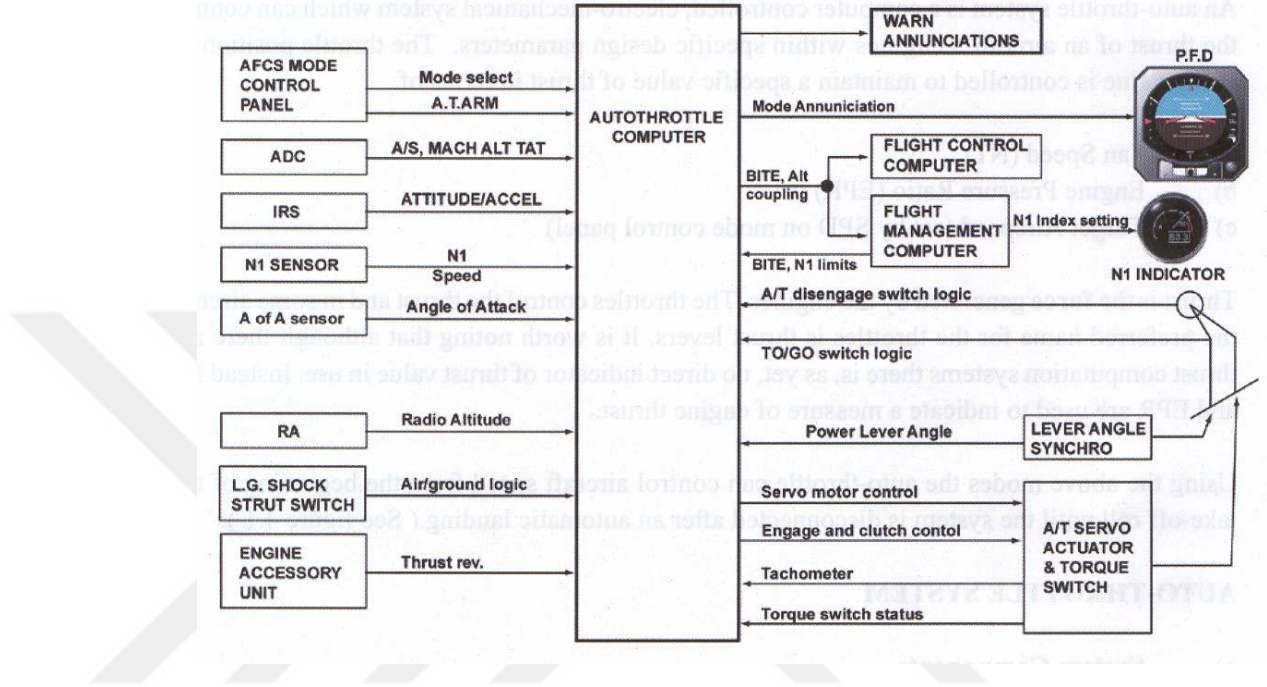


Şekil 3-84 Gaz Kolları ve Kontrolü

3.8.1. Sistemin Bileşenleri:

Otomatik gaz kolu, Thrust Management Sistemi (TMS) olarak da adlandırılabilir ve birleşim içinde otomatik pilot ve FMS ile çalışır. Temel bir gaz kolu sistemi, şematik

çizimi aşağıdaki şekil de gösterilmiştir ve bu sistemin farklı uçak modelleri ve algılayıcılar içindeki sinyali benzerdir.



Şekil 3-85 Otomatik Gaz Kontrolü Blok Diyagramı Çizimi

3.8.2. Sistemin Girdiler:

Sistemin girdileri: Mod seçme ve MCP üzerinde A/T hazırlama anahtarı, TAS, Mach No ve ADC'den TAT, IRS 'den durum ve hızlanma, Motor sensörlerden EPR ve/veya N1 hızı, AoA sensordan hücum açısı, Radyo altimetreden radyo irtifası, İniş takımı switchinden air/ground logic, Motor accessory unite plus'dan ters yönde thrust şartları, FMS'den çekiş kuvvet komutu veya çekiş kuvveti mod seçme panelinden thrust mod seçimi, Gaz kollarında A/T bağlantı kesme switchi, Güç çeviricilerden (transducer) PLA (power lever angle) pozisyonu, Flap pozisyonu'dur.

3.8.3. Sistemin Çıktılar:

Sisteminin temel çıktılarını aşağıdaki birimlere gönderir. Gaz kolu hareketi için A/T servo-actuatorlara, A/T bağlantı kesme elektrik devresine, FCC ve FMC içinde BITE (built in test equipment) devrelerine, EFIS sembol üreticisi için mod anonsuna,

Thrust limitlerine ve EICAS/ ECAM göstergesi için, Arıza uyarı anonslarına (lamba ve /veya işitsel, elektronik gösterge).

3.8.4. Sistemin Geri Beslemesi:

Otomatik gaz kolu sistemi gerçek değerleri referans değerleri ile karşılaştırır ve kontrol sinyalleri servo motorlara geçer. Gaz kollarının hareket ettiği yerde hızı kontrol etmek yerine, TMC(Thrust Management Computer)'ye servo motorlardan uygun olan bir geri besleme gönderir. Otomatik gaz kolu sistemi kalkıştan sonra tırmanış, düz uçuş, alçalmada, pas geçmede ve inişte otomatik olarak thrust kontrolünü sağlar. Normal çalışmada FMC, otomatik gaz kolu sistemini N1 limit değerlerinde tutar. Otomatik gaz kolu gaz kollarını ayrı bir servo motor ile her bir gaz kolu üzerinde hareket ettirir. Manuel olarak yapılan kolun konum ayarlamalarında gaz kolları 10 derecelik gaz kolu ayırması (separation) aşılmadıkça FLARE hazır anonsundan sonra ikili bir kanal yaklaşması boyunca otomatik gaz kolunun devreden çıkmasına izin vermez.

3.8.5. A/T –PMC Operasyonu Otomatik Gaz Kolunu (A/T) Devreye Girmesi ve Devreden Çıkması:

Otomatik gaz kolu Arm switchi hazır duruma getirerek, otomatik gaz kolunu devreye sokmak için N1, MCP SPD veya FMC SPD modu içinde hazırlar. Otomatik gaz kolu Arm switchi manyetik olarak hazır durumda tutulur ve OFF durumuna otomatik gaz kolu devreden çıktığı zaman serbest bırakılır. Aşağıda takip eden durumlar veya davranışlar otomatik gaz kolunu devreden çıkarır:



Şekil 3-86 A/T Devreye Alma Anahtarı

- A/T Arm switchi off durumuna getirerek,
- Herbir A/T devreden çıkarma switchine basarak,

- Bir A/T sistemi arızası ile,
- Yerle temastan 2 saniye sonra.

Flare anonsu yapıldıktan sonra dual channel yaklaşımda thrust levers 10° den sonra daha fazla ayrılırlar. Otomatik Gaz kolu (A/T) devreden çıkma ışıkları aşağıdakilerden biri ile söndürülebilir.

- A/T Arm Switch'i hazır durumuna getirerek,
- Her bir A/T devreden çıkarma ışığına basarak,
- Her bir A/T devreden çıkarma switchine basarak.

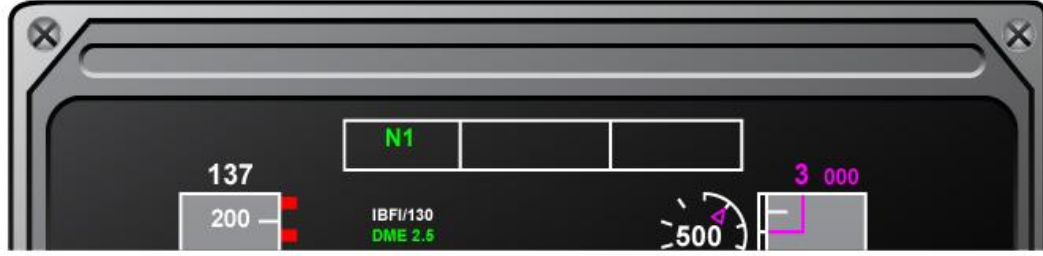
Otomatik olarak inişten sonra otomatik gaz kolunun devreden çıkma ışıkları söner.

3.8.6. Take off Modu:

Yerdeki uçakta her bir TOGA switchi üzerine basılarak kalkış modu devreye girer, otomatik gaz kolu böylece hazır duruma gelir ve arzu edilen kalkış N1 thrust limiti bir FMC CDU'dan seçilir. Otomatik gaz kolu anonsu hazır durumdan N1'e değişir ve thrust lever take off thrust doğrultusunda ileri hareket ettirilir. Otomatik gaz kolu takeoff thrust'ını ayarlar. THR HLD 84 kts'de, otomatik gaz kolu thrust seviye pozisyonunu değiştiremeyeceğini anons eder, fakat thrust kolları tekrar manuel olarak pozisyonlandırılabilir. Tırmanma Liftoff'dan sonra 2 1/2 dakikaya kadar thrust için LVL CHG veya V/S modunda olduğu zaman otomatik olarak azalır. Eğer V NAV, ALT ACQ veya ALT HOLD bu 21/2 dakikalık periyot süresince devreye girerse, otomatik thrust azalmada normal olarak meydana gelir.

3.8.7. N1 Modu

Otomatik gaz kolu thrust'ı, FMC CDU'dan seçilen N1 sınırları içinde devam ettirir. N1 otomatik gaz kolu için anons edilir ve N1 switchi üzerinde ışık yanar. N1 switchi üzerine basılması ile otomatik gaz kolu modunu N1' den hazır duruma getirir. Eğer motor, otomatik gaz kolu N1 Modu içinde olduğunda arıza yaparsa , arıza yapan motorun gaz kolu ileri doğru birkaç derece ilerler, sonra tekrar aynı pozisyona veya diğer thrust pozisyonu altında bir yere döner.



Şekil 3-87 A/T Modlarının FMA'da Gösterimi

3.8.8. Hız Modu:

Hız Modu, kalkış evresi tamamlandıktan sonra kullanılır. MCP hız seçme switchine basılarak devreye giren AFDS pitch modu ile uyum içinde ise hız modunu seçer. MCP SPD, otomatik gaz kolu modu için anons edilir ve hız modu switchi üzerinde ışık yanar. MCP IAS/MACH göstergede hız ve mach hedef hızdır. Otomatik gaz kolu N1 limiti üzerinde gösterilen gücü ayarlamaz, bununla birlikte N1 ayarlama düğmesi tarafından otomatik gaz kolu elle yapılan konumlandırma ile N1 değerine ulaşılabilir. Eğer motor, hız modundayken arıza yaparsa iki gaz kolu da hedef hızın devamı için birlikte ileri gider. Hava hızı ve hızlanma algılaması yoluyla, otomatik gaz kolu normal rüzgar için düzeltme yapar. Daha yüksek hız komut ayarlaması çok fazla yaklaşma hızlarında meydana gelir. Tavsiye edilen otomatik gaz kollu yaklaşma hız ayarlaması VREF+5 'dir. 400 ft RA'da, otomatik gaz kolu tepki oranı ve motor güç kolları hızlanmada motorlar için yeterlidir.



Şekil 3-88 Düşük Hız Limiti Sembolü

3.8.9. Otomatik Gaz Kolu Devreden Çıkarma Switchleri:

Otomatik gaz kolu devreden çıkarma switchi üzerine basılarak otomatik gaz kolu devreden çıkarılır. Otomatik gaz kolu devreden çıkma lambası yanar, otomatik gaz kolu devreden çıkarma switch üzerine ikinci defa basılması ile de otomatik gaz kolu ikazı kapatılır. Otomatik gaz kolu devreden çıktıktan sonra otomatik gaz kolu devreden çıkarma switchi üzerine bir daha basılarak otomatik gaz kolu uyarısı da söner.

3.8.10. İtki(Thrust) Ölçümü:

Motor motora giren hava TAS ile çarpıldığı zaman motor gücünü verir. Thrust = kütle (mass) x hız (acceleration) Thrust'ı hesaplamak için motora giren hava akımının kütlesi ve motorun giriş ile çıkışı arasındaki hız değişimi (V0-Vi) bilinmelidir. Pratikte diğer parametreler ölçülür ve itki bu ölçümler neticesinde elde edilir. Bu yöntem itki ölçüm sistemi ile sağlanır.

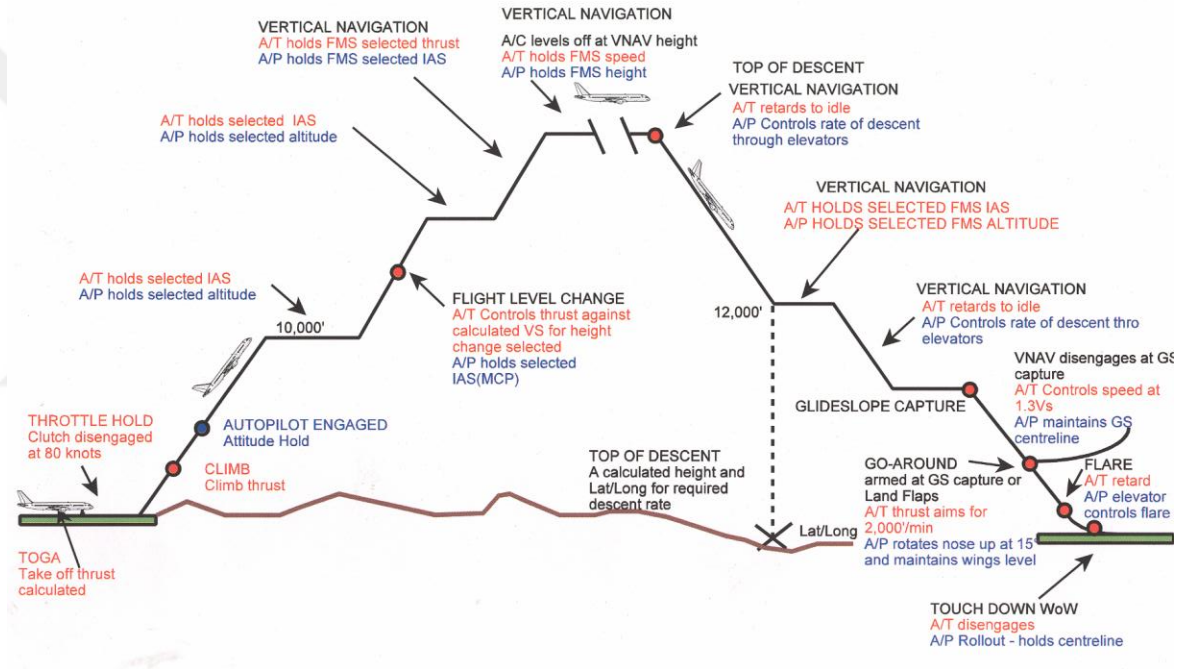
3.8.11. Thrust Hesaplama:

Öncelikli thrust parametresi EPR'dır ve bu da kompresör girişi ve turbin çıkışı veya egzoz basınçları arasındaki orandır. Eğer EPR mevcut değilse N1 (fan hızı) thrust'ı hesaplamak için kullanılır bu nedenle thrust lever EPR'ın veya N1 'in değerini seçmede kullanılır. Otomatik gaz kolu modunda (A/THR) thrust, flight management ve yol gösterme sistemi (FMGC-Flight Management and Guidance System) tarafından hesaplanır ve bu thrust kolu pozisyonu için uygun olan değerde sınırlıdır. Uçuş boyunca bir çok modern motorda elektronik bir kontrol sistemine sahip olarak motor gücünü kontrol altında tutar. Buna da FADEC denir.



Şekil 3-89 N1 Sayacı Maksimum Müsaade Edilen Limitleri de Gösterir

Otomatik pilot ve otothrust'ın beraber kullanılması ile ilgili aşağıdaki şekildeki örnek incelenerek hangi safhada değişkenlerin nasıl kontrol edildiği daha rahat anlaşılacaktır.



Şekil 3-90 Uçuş Evrelerinde A/T Kullanımı

4. UÇUŞ UYARI SİSTEMLERİ:

Uçuş Uyarı Sisteminin amacı (FWS-Flight Warning Sytem) ikaz uyarıları üretmek içinde bulunulan durum hakkında mürettebatı uyarmak ve tehlikeye engel olmak için gerekli olan hareketin yapılmasında gerekli yardımı vermektir. Günümüz uçaklarında değişken uyarı sistemlerinin sayısındaki artış ile uyarıların çokluğu pilotların kafası karışabilir. Bu nedenle uçuş uyarı sisteminin (FWS) uçağa yerleştirilmesi gereklidir. İkazların uçuşun içinde bulunduğu özel duruma bağlı olarak üretilmesi ve diğer uyarıların önlenmesiyle, sistem mürettebatın uyarı pozisyonunu uçağın güvenliği için de uygulamasını mümkün kılar.

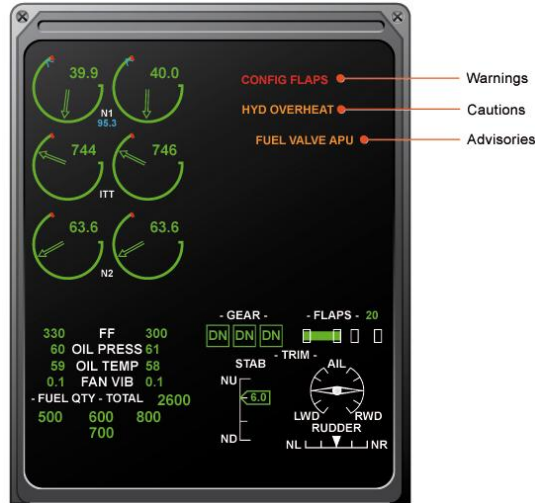
4.1. Uyarının Seviyeleri:

İkaz ve uyarı sistemi, uyarının aşağıdaki seviyelerini üretirler:

Uyarı veya A Seviye ikazı: Bu en hızlı mürettebat hareketini gerektirir. Uygun olan hareketin yapılması için burada yapılan uyarılar pilotun ilgisini en kısa sürede çekmelidir.

İhtar veya B Seviye ikazı: Bu çok hızlı mürettebat uyarısını ve mümkün olan bir sonraki hareketi gerektirir.

Tavsiye niteliğinde veya C Seviye ikazı: Bu mürettebatın dikkatli olmasını gerektirir.



Şekil 4-1 EICAS Uyarı ve İkaz Işıkları

Uyarı ve ikaz mesajları mürettebata görsel, işitsel ve duyumsal hallerde yapılır.

GÖRSEL: Uyarının seviyesi aşağıda takip eden renkler ile belirlenir ve gösterilir:

Uyarılar Kırmızı renkle gösterilir

İhtarlar Amber veya sarı ile gösterilir

Tavsiyeler de Amber veya sarı renklerinde gösterilir



Şekil 4-2 Ana İkaz Uyarı Işıkları

Bu görsel göstermeler iki farklı formda tanıtılabilir:

Elektronik ekranlar; uyarı ve ikazlar renklendirilmiş yazı üzerinde veya semboller değişken elektronik ekranlar üzerinde belirirler (uçuş, seyrüsefer, motor ve uçak sistem göstergeleri).

Işıklar ve Bayraklar; kırmızı veya yansıtıcı bayraklar, uyarıları ve gerekli olan hareketi belirtir. Bir amber ışık veya bayrak, sistem veya teçhizatın normal fonksiyonunun kullanım limitine yaklaştığını göstermede kullanılır ve bu arızanın daha fazla ilerlemesini engellemek ve kalıcı olmaması için düzeltme hareketi gereklidir. İlaveten, asıl uyarılar ve ihtar ışıkları normal olarak sağlanır ve bunlar her bir pilotun önünde gözle tarayabileceği alanın merkezi yakınında yerleştirilmiştir.

İŞİTSEL: Uçak kontrolünün pilotla yapıldığı durumlarda işitsel uyarılar zorunludur. Bu uyarılar uçağın tipine bağlı olarak değişkendir. Uyarılar, gürültülü ses formunda, yapay ses veya her ikisinin kombinasyonu ile olabilir.

Boeing 737 Sesli İkaz Öncelik Mantıksal Sıralaması aşağıdaki gibidir.

OD	Öncelik Sırası	Açıklama	Alarm Seviyesi
	1	WINDSHEAR WINDSHEAR	W
	2	PULL-UP (SINK RATE)	W
	3	PULL-UP (TERRAIN CLOSURE)	W
A	4	PULL-UP (TERRAIN CLOSURE)	W
I	5	V1 CALLOUT	I
A	6	TERRAIN TERRAIN PULL-UP	W
XR	7	WINDSHEAR AHEAD	W
	8	TERRAIN TERRAIN	C
	9	MINIMUMS	I
A	10	CAUTION TERRAIN	C
	11	TOO LOW TERRAIN	C
CF	12	TOO LOW TERRAIN	C
	13	ALTITUDE CALLOUTS	I
	14	TOO LOW GEAR	C
	15	TOO LOW FLAPS	C
	16	SINK RATE	C
	17	DONT SINK	C
	18	GLIDESLOPE	C
XR	19	MONITOR RADAR DISPLAY	C
	20	APPROACHING MINIMUMS	I
	21	BANK ANGLE	C
CAS	22	RA (CLIMB, DESCEND, ETC.)	W
CAS	23	TA (TRAFFIC, TRAFFIC)	C
EST	24	BITE AND MAINTENANCE INFORMATION	I

Boeing uçağında aşağıdaki işitsel uyarıları üretilir:

Yangın ihbarı için zil,
Kabin irtifası, konfigürasyon ve aşırı hız uyarıları için siren,
Yapay ses mesajları yere yaklaşma, windshear, airborne çarpmayı engelleme uyarıları için verilir.

Airbus uçağının ürettiği uyarılar:

Sürekli devam eden zil veya çan sesi (kırmızı uyarılar)
Cavalry charge (otomatik pilot devre dışı)

Cricket (cırcır böceği sesi) ses (stall uyarısı)
Yapay ses (GPWS, TCAS uyarıları)

4.2. İhtarlar:

Bib'ler değişken tonlar ile, zil/çan sesi veya müziksel akortlar olarak mürettebatı ikaz eder. DUYUMSAL: Kontrollerde titreşim modu, stol'a yaklaşıldığını pilota bildirmede kullanılır ve yapılması gereken acil hareket için kontrol kaybının önüne geçer. Bazı uçaklarda istenmeyen hareketin gelişmesi, bir lövye itici-stick-pusher tarafından titreşimli uyarı ile engellenir. Uyarı Sistemlerini geliştirmek için, bir master uyarı sistemi ışığı göz ile taranan alanın merkezine yakın konulur. Mürettebat eski nesil sistemlerde uyarıların, mantıklı düzen içinde monte edildiği ve açıklayıcı notların olduğu Master uyarı paneline müracaat ederdi. Modern elektronik aletli sistemlerde uyarı ve ikazların çoğu, uygun elektronik ekranlara eklenmiş işitsel mesajlar ve master uyarı ışıkları ile birlikte ortaya çıkar.

4.3. Uçuş Uyarı Sistemi (Flight Warning Sytem-FWS)

Uçuş uyarı sistemi, uyarı ve ikazları aşağıdaki durumlar için üretir:

Motor ve gövde sistemlerinin arızalarında,
Aerodinamik limitler aşıldığında,
Dıştan gelen tehlikeleri göstermede.

4.3.1. Dıştan Gelen Uyarılar:

Dıştan gelen tehlikelere, yere ve diğer uçağa yaklaşımda uçak güvenliği için risk oluştururlar. Bu tehlikeler aşağıdakilerin kullanımı ile önlenir:

Yere Yaklaşma Uyarı Sistemi ve
Airborne çarpışma önleyici Sistemi

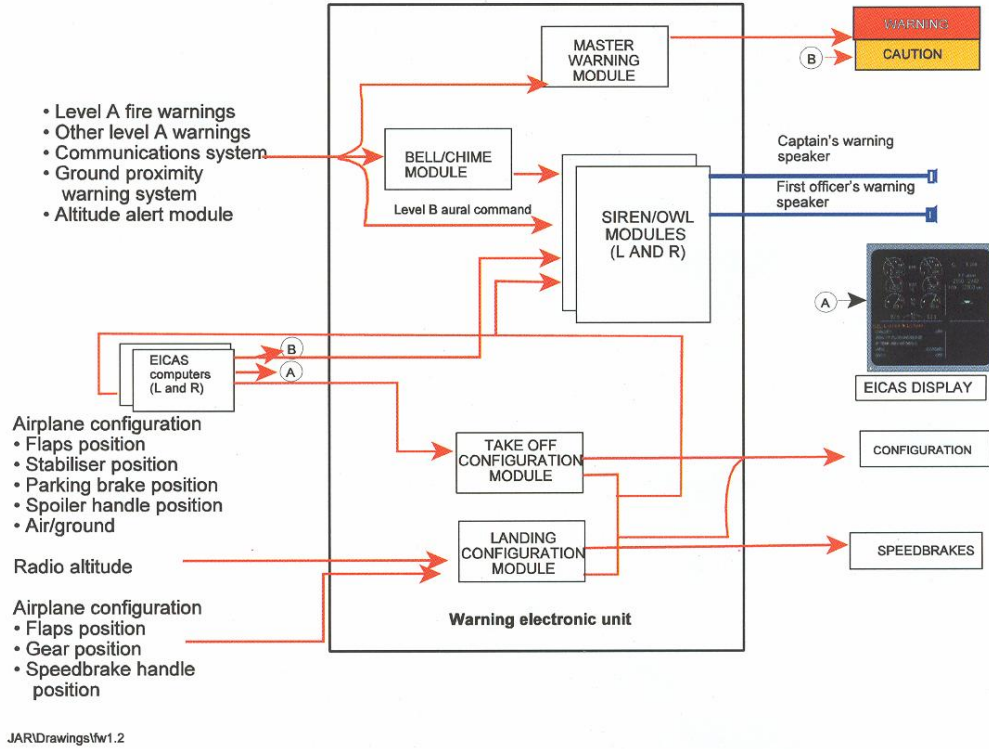
4.3.2. FWS Bileşenleri:

4.3.2.1. Girdiler:

Sisteme değişik kaynaklardan girdiler vardır, bu kaynaklar farklı bir çok motor ve airframe algılayıcılar, hava verisi algılayıcıları, GPWS ve ACAS sistemlerini kapsar.

4.3.2.2. Çıktılar:

Çıktılar uyarılar veya ikazlar şeklinde sınıflandırılır ve arızaya göre üretilir. İkazlar görsel veya işitsel olabilirler. Şekilde bir Boeing 767 nin uyarı ve ikaz sisteminin block diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 4-3 Uyarı Ve İkaz Sisteminin Block Diyagramı

Uçuş uyarı sistemi irtifa, hücum açısı ve hava hızı gibi kesin aerodinamik parametrelerden sapma halinde mürettebatı uyarır. Sistem bu nedenle aşağıdaki uyarı ve ikazları üretir:

İrtifa uyarı sistemi,
Aşırı Hız ikazı,
Stol ikazı.

4.3.2.3. İrtifa Uyarı Sistemi:

İrtifa uyarı sisteminin fonksiyonu, otomatik pilot kontrol panelleri üzerinde seçilen irtifadan sapmayı veya bu sapmaya yaklaşıldığını pilotlara bildirir. Sistem, yükseklik band'larında ve seçilen irtifada faaliyete geçer. Yükseklik bandları ve tipik

olarak Boeing uçağı için 300 feet ile 900 feet arasında ve Airbus uçağı için 250 feet ile 750 feet arasındadır. Bu irtifalar arasında uyarı sistemi çalışır.



Şekil 4-4 MCP'den Uyarı İrtifa Değ erinin Seçilmesi

Seçilen irtifaya ± 900 ft kala beyaz kutucuk-white box görülür ve ± 300 ft kala kaybolur, bulunulan irtifa ise PFD görülür.



Şekil 4-5 İrtifa Alarmı 900 ft Kala Durumu

Seçilen irtifadan 300 feet sapma:

Master ihtar ışığı yanar,

Beeper duyulur,

EICAS ihtar irtifa uyarı iletisi görülür,

O andaki irtifa kutucuğu'nu amber renge değ işir.

Seçilen irtifadan 300 - 900 feet sapma;

master ihtar ışıkları söner

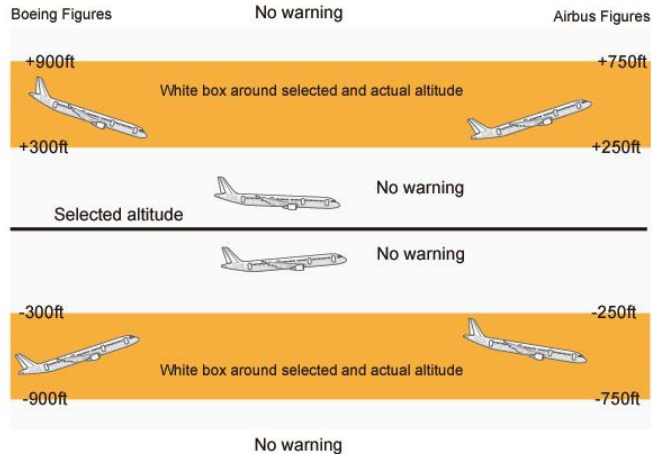
EICAS ihtar mesajı yok olur

O andaki irtifa kutucuğu beyaza döner

Şekil, Boeing 737 irtifa uyarı sisteminin block diyagramını göstermektedir. Uçak seçilen irtifaya yaklaştığı zaman her bir elektrikli altimetre üzerinde uyarı ışığı yanar. Eğer uçak seçilen irtifadan 300 feet saparsa, sistem Level B uyarısını üretir. Level B mesajının EICAS göstergede oluşması ile, bir uyarı tonu hoparlörden duyulur ve master ihtar (amber) ışığı olan İRTİFA UYARI ışığı yanar. Uçuşta irtifa uyarısı, glide slope yaklaşması veya flaplar ile iniş takımının açılmasında pasif duruma geçer.



Şekil 4-6 Boeing İrtifa Alarm Sistemi



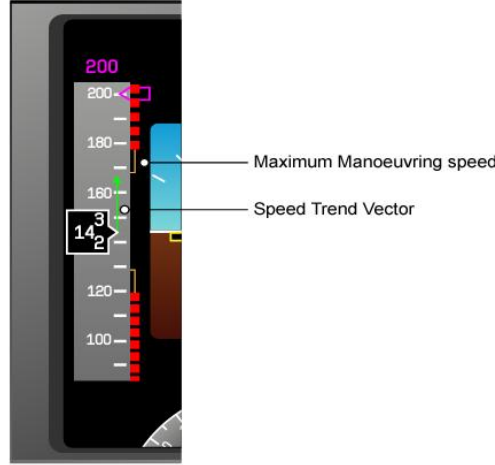
Şekil 4-7 Alarm ve Uyarı Bantları Aralıkları

4.3.2.4. Aşırı Hız Uyarısı:

Aşırı hız sisteminin amacı; hava hızı, air data computer (ADC) tarafından hesaplanan Vmo/Mmo limitlerini aşarsa mürettebatı uyarır. Aşırı hız durumunun meydana geldiği durumlarda uçakta elektronik olarak:

Siren veya korna sesi duyulur,
Kırmızı uyarı ışıkları yanar,
Aşırı hız mesajını EICAS'da gösterir ve daha ileri aşamasında kırmızı içinde gösterir.

Aşırı hız durumu süresince uyarı devam eder ve kırmızı master uyarı ışığı switch'ine basılarak kesilemez. Bu uçuştan önce uçak yerdeyken test switch'i üzerine basılarak ve daha sonra uçağa uygun olan siren veya korna sesinin duyulması ile test edilebilir. Sistemde arıza meydana geldiğinde, Vmo veya Mmo aşıldığında pilot hiç bir uyarı almaz.

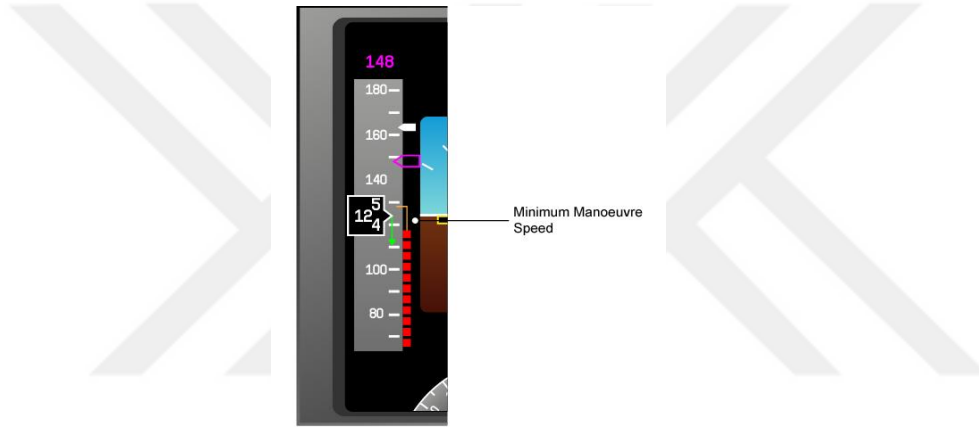


Şekil 4-8 PFD Hız Bandında Hız Limitleri Gösterimi

4.3.2.5. Stall Uyarı Sistemi:

Stall uyarı sisteminin amacı, olası stol'u pilota bildirmektir. Uçak, uçulan hızda stol açısına yaklaştığında stol uyarı sistemini devreye sokar. Sistemin en basit şekli ile farklı tiplerde olan ve küçük uçakların bazılarında da takılan bu sistemde, kanadın hücum kenarına takılan kanatçık tipi algılayıcı bulunur. Böylece kanatçık hava akımına karşı bir çıkıntı oluşturur. Normal düz uçuş durumunda, hava akımı kanatçığı aynı çizgi içinde devam ettirir. Yukardaki tanıma göre, eğer uçağın hücum açısı değişirse hava akımı hücum kenarı ile artan bir açı da buluşur ve böylece kanatçığın açısının normale göre

sapmasına neden olur. Hücüm açısının uyarıyı başlatacak limite yaklaşmasıyla kanatçık, pilot kabinindeki işitsel uyarı ünitesi için bir anahtarı otomatik olarak aktif hale geçirir. Stol ve stol uyarısı arasındaki düzenleyici sınır 5 knot veya CAS'ın 5% dir. Uyarı sağlama dokumsal, işitsel, duyusal veya bu sinyallerin bir kombinasyonu olabilir. Bir çok uçakta lövye titreşimi-stick-shaker'lar tarafından uyarı sağlanır ve kontrol lövyesini cırcır sesi ile titreştirir. Fly-bye wire sistemlerinde uyarı, cırcır böceği sesi, yapay bir STAL sesi ve kırmızı bir master uyarı ışığı ile yapılır. Stol uyarısı uçağı stol uyarısının başladığı hücüm açısına düşürene kadar devam eder.



Şekil 4-9 Trend Vektör ile Beraber Düşmekte Olan Hız ve Düşük Hız Göstergesi (B737)

Stol uyarı modülü değişken girdilerden, stol uyarı çıktı sinyallerini üretmek için sinyaller oluşturur. Sistem aşağıdaki girdilere sahiptir:

- hücüm açısı,
- flap ve slat pozisyonları,
- iniş takımı weight-on pozisyonu,
- hava hızı.

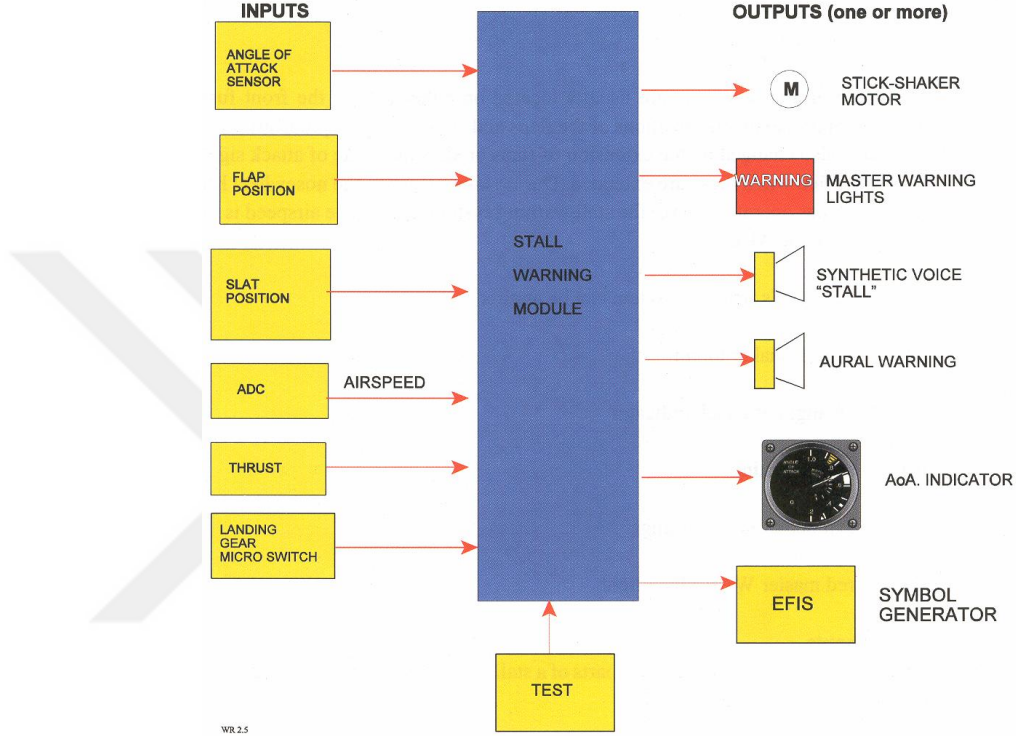
Hücüm açısı algılayıcıları genellikle gövdenin ön kısmına ve her bir tarafına yerleştirilir. Algılama slat'ların pozisyonunu belirtirler. Uçağın yunuslama hareketi flap ve slatların açılması ile değişir ve hücüm açısı sinyalleri de değişir. Kalkış sırasında uçağın burun tekeri yerden kesildiği anda mikro anahtarlar, stol uyarı sistemin çalışmasını aktif hale getirir. Hava hızı da genellikle ADC den elde edilir.

Sistemden çıktı sinyalleri aşağıdakilere uygulanabilir:

- stick-shaker motor,
- hücüm açısı göstergesi,

işitsel uyarı,
yapay ses uyarı,
kırmızı master uyarı ışığı.

Stol uyarı sisteminin bileşenleri, block diyagramı ve hücum açısı algılayıcı, şekilde gösterilmiştir.



Şekil 4-10 Stol Uyarı Sisteminin Bileşenleri, Blok Diyagramı

4.4. Trafik Alarm ve Kaçınma Sistemi(TCAS):

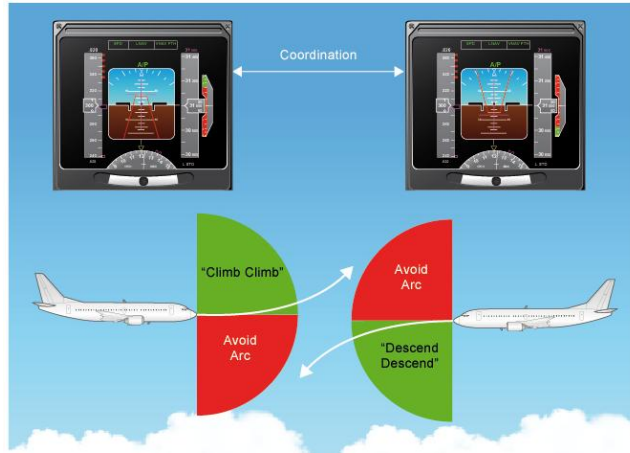
Günümüzün artan hava trafik yoğunluğu ve hız farklılıkları, Airborne Collision Avoidance Sisteminin (ACAS) oluşturulmasına ihtiyaç duyulmuştur. ICAO'nun, ACAS olarak isimlendirmesine rağmen genellikle Traffic Alert ve Collision Avoidance System (TCAS) olarak bilinir. Bu sistem, güvenliğe ek bir sınır sağlayarak Hava Trafik Kontrolü olmadan ticari uçakları çarpışmadan korur. Bu sistemin çalışabilmesi için uçaklarda transponder bulunmalı ve diğer uçakların transponderlerini cevaplama özelliğine sahip olmalıdır. TCAS sisteminin dört çeşidi vardır, TCAS I, II, III ve IV. TCAS I ve II şimdiki ve sonraki gereksinimleri karşılar. ABD'de 30 dan fazla yolcu taşıyan uçaklarda uçuş için uygun olan sistemin teçhizi zorunludur. (33)

4.4.1. TCAS I:

Birinci jenerasyon çarpışma önleyici sistemi TCAS I 'dir ve mürettebata uçağın civarındaki trafik hakkında bilgi verir. TCAS I menzili dahilindeki pozisyonunu gösterir. Eğer TCAS uçağı ikaz eder ve yaklaşan uçakta Mode C mevcutsa, izafi irtifayı da gösterir. Mürettebatı işitsel ve görsel olarak ikaz ederek trafikteki karışıklığı (diğer uçağı) görmesinde yardımcı olur Trafik ile ilgili tavsiyede bulunur ve sesli olarak "Traffic,Traffic" diye bir uyarı oluşturur. Bu sistem, tavsiye niteliğindeki bilgileri vermez. FAA, 30 ve daha az koltuğa sahip uçaklar için TCAS I bulundurulmasını zorunlu kılar. (34)

4.4.2. TCAS II:

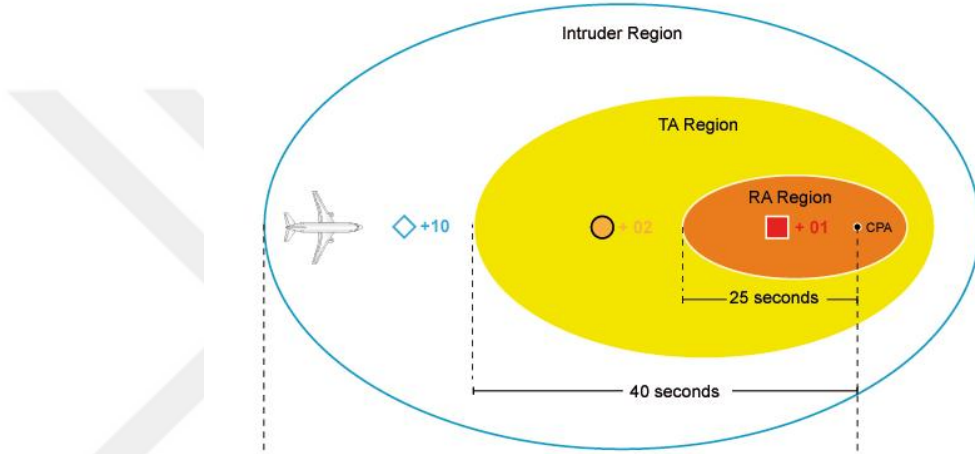
TCAS II, uçakların civarında istenmeyen durumları bulur, mürettebata uçağın çevresindeki çarpışma riskini bildirir ve uyarıları Trafik Tavsiyesi(TA) ve Ayırt Etme Uyarısı (Resolution Advisories - RAs) formunda verir, örnek olarak: "Climb" "Increase Climb" "Descend" "Increase Descent" Monitor Vertical Speed" Bu problemi/karışıklığı dikey alanda gidermek için RAs manevra uyarısında bulunur. Eğer uçakta ve yaklaşan tehlikede, her ikisi de Mode S data-link transpondera sahipse, sistem dikey engelleme talimatlarını sağlamak için RAs'yi koordine eder. Bu bölümün aşağıdaki kısmında yalnızca TCAS II anlatılacak ve görsel, işitsel TAs ve RAs detaylı olarak anlatılacaktır. (35)



Şekil 4-11 Çarpışmayı Önleyici Manevraların Gösterimi

4.4.3. Çalışma Prensibi:

TCAS II, ikincil radar prensibine dayanarak çalışan 1030 MHz ve 1090 MHz'in normal SSR frekansını kullanır. Bu prensibi kullanarak TCAS sistemi TCAS bulunan uçak etrafında iki tane koruyucu üç boyutlu alan yaratır. (35)



Şekil 4-12 TCAS Uyarı ve İkaz Alanları Gösterimi

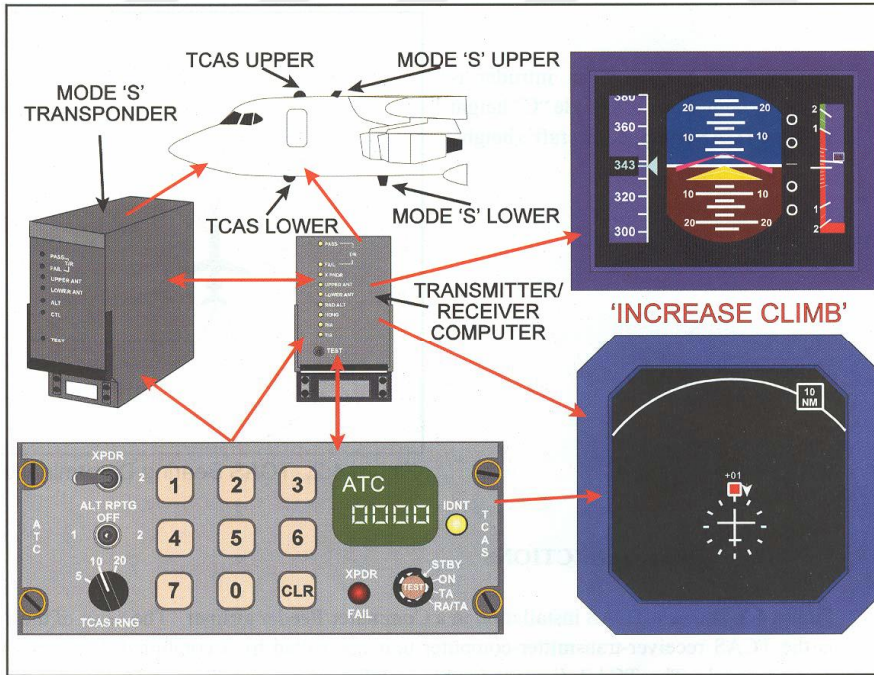
Uçağın görülebilir olması için TCAS bulunan uçak, bir adet Mode A transpondera sahip olmalıdır. Eğer transponder kapalı veya servis dışı kalırsa uçağımıza yaklaşan diğer uçak TCAS da görülmez ve bir çarpışma riski ortaya çıkar. Mode A transponderları uçağın yükseklik bilgisini vermez, bu nedenle de TCAS teçhizatı için mevcut olan bilgi sadece iki boyutludur ve sadece TAs'yi verir. Mod "C" transponder eklenmesi ile yükseklik bilgisini TCAS teçhizatına sağlar ve sistem böylece üç boyutlu olur ve bundan sonra TA ve RA'nin her ikisini de verebilir. Mod "S" transponder TCAS donatımlı yaklaşan uçakta yükseklik bilgisinin sağlanmasının yanında iki uçak arasında bir bilgi bağlantısı kurar. Bu bilgi bağlantısı uçakların manevrayla uzak durmasını ve karşılıklı bu problemin çözümünü sağlar.

Tehlikeli şekilde yaklaşan uçağın menzili interrogation (sorgulama) geçişi ile cevabın alınması arasındaki zaman aralığının ölçülmesiyle hesaplanır (radar prensibi). Yaklaşan uçağın yönsel açısı bir adet yönsel anten ile hesaplanır. TCAS asla kaza

önleyici komutları yatay alanda vermez; yalnızca tırmanış ve alçalış komutu olarak verir.

4.4.4. Sistem Bağlantıları:

Şekilde bir küçük bir yolcu uçağının TCAS donanımını göstermektedir. Sistemin beyni, TCAS alıcı verici- bilgisayar ünitesidir ve ATC/SSR/TCAS'nin kontrol panelinde birleşimi ile kontrol edilir . Donanımdaki TCAS göstergeleri, bir TCAS Plan Pozisyon Göstergesi (PPI) olarak adlandırılır ve kırmızı/yeşil alanlar Primary Flight Display (PFD) Electronic Attitude Director Indicator (EADI)'ın Dikey Hız Bandıdır. Yapay ses TCAS komutları pilotların birbiri ile irtibatı sağladığı sistemden yayınlar. Mode "S" antenleri çok yönlü (omni-directional) olduğu için TCAS üst ve alt antenleri yönlendirilmiştir(directional). TCAS, Radyo Altimetreden uçak yere yakınken irtifa bilgisi alır. Uçak 400 ft AGL altına indiğinde hiçbir talimat verilmez, 1000 ft AGL altında hiçbir inişe RA verilmez ve 1400 ft AGL altında ise iniş komutlarının hiçbir artış oranı verilmez. Bu sistem uçağın durumunu veya performansını dikkate alır. Uçağın iniş takımı ve flapları açıkken tırmanma performansı zayıflar, böylece TCAS bir RA için tırmanma talebini engeller.



Şekil 4-13 Küçük Yolcu Uçağı TCAS Donanımını

Modern uçaklarda yapay ses mürettebata uyarıda bulunmak için kullanılır. Bu ses windshear detection, yer yaklaşma uyarısı, yükseklik call outları ve TCAS de dahil olmak üzere değişken sistemlerde kullanılır. Yapay ses uyarısında öncelik sırası :

Stall Teşhisi/Stall Önlenmesi (Lövye Titreme/Lövye İtme): Yapay ses Lövye Titreme/Lövye itme operasyonu süresince engellenir.

Windshear: Performansta azalmanın olması ile windshear birinci önceliği yapay ses ile alır, bu da GPWS ve TCAS uyarılarının her ikisinden üstün önceliktedir.

Yere Yaklaşma Uyarı Sistemi (GPWS): Yere yaklaşma uyarıları TCAS anonslarından daha öncelikli reaksiyon gösterilmesini gerektirir.

4.4.5. Trafik Uyarıları (TA) ve Ayırma Uyarıları(RA):

Kontrol panelinde TCAS fonksiyon switch'inin ayarlanmasına, yaklaşan uçağının donanımına ve TCAS uçağının uçuş evresine bağlı olarak, TCAS aşağıdakileri üretir.

Trafik Uyarıları(TA): Dikkat edilmesi gereken sahaya girildiğinde, en dıştaki ihtar alanı ile çarpışma ihtimali olan alan arasındaki alandan 35-45 saniye de çıkılır. TA's koyu amber daireleri şeklinde TCAS göstergesinde ortaya çıkar ve yapay ses '**Trafik, Trafik**' ile birleşir. Bu bir potansiyel çarpışma tehlike işaretidir.

Ayırma-Resolution Uyarıları (RAs): Ortadaki uyarı alanına girildiğinde (warning area), bu alandan 20-30 saniyeler arasında çıkılır. RA's TCAS göstergede koyu kırmızı alanda değişken bir yapay ses ile birlikte uyarır. Bu alanda RA's çarpışma tehlike uyarısını gösterir.



Şekil 4-14 Trafik Ayırma Gösterimi

4.4.6. Yaklaşma Trafik / Ve Diğer Trafik:

Yaklaşma Trafiği: Koyu mavi diamond şeklinde gözükür ve transponder teçhizatı bulunan uçağı +/- 1200 feet izafi irtifada temsil eder. TCAS bu trafiği bir tehlike olarak görmez ve bunu mürettebatı durumdan haberdar etmek için gösterir.

Diğer Trafik: Koyu mavi diamond şeklinde görülür ve transponder teçhizatı bulunan uçak bağlı olduğu +/- 2700 ft izafi irtifa içindedir. Önceden bildirilen yaklaşma ve diğer trafiğin uçuş hattı TCAS uçağın çarpışma alanına girmez.



Şekil 4-15 ND Ekranında Trafik Gösterimi

Trafik sembolleri aynı zamanda birleşmiş irtifa etiketine sahip olabilir ve bağlı olduğu irtifayı feet'in yüzlükleri halinde tırmanmada, düz uçuşta veya inişte olduğunu belirtmek için gösterir: + işareti ve sembolün üzerindeki rakam uçağın üzerinde bir tehlikenin olduğunu gösterir. Bir trend oku veya ↑ veya ↓ işareti sembolün yanında, tehlikenin dikey oranı 500 feet/min veya daha fazla olduğu zaman görülür. Hiçbir irtifa değeri veya trend oku yaklaşan uçağın yanında görülmez ve bu bir irtifa rapor verici değildir. Eğer TCAS II yön bulma tekniği arıza yaparsa ekranda açısız yön mesajı görülmez.



Şekil 4-16 TCAS Yunuslama Açısı Komut Barlarının Ekranda Gösterimi

4.5. Yere Yakınlık İkaz Sistemi (Ground Proximity Warning System)GPWS:

Çoğunlukla kötü hava şartlarında ve iniş ve kalkışlarda ya da alçak irtifada daha çok uçağın donanımlarına güvenmek zorunda olan uçuş ekibinin her şeyin yolunda gittiğini zannederek sürdürdüğü manevra ve seyir esnasında araziye çarpmasıyla sonuçlanan kazalar Kontrollü uçuşta yere çarpma (CFIT) kazalarıdır. Uçuş istikametinde aniden çıkan yükseltelerin karanlık veya kötü hava muhalefeti nedeniyle görülememesi ve görüldüğü anda kaçınma manevrası yapılmasına yeterli zaman kalmaması sık görülen CFIT kazalarındandır.

Kanada doğumlu mühendis Don Bateman, uçuş ekinini zamanında uyaracak bir GPWS sisteminin geliştirilebileceğini düşünüp, 1960'lı yıllarda bir dizi Kontrollü uçuşta yere çarpma kazası (CFIT) sonucunda yüzlerce insanın hayatını kaybetmesi üzerine GPWS sisteminin geliştirilmesine öncülük etti.

Öncül GPWS sisteminin kullanımının kontrollü uçuşta araziye çarpma kazalarını (CFIT) önlemedeki faydaları etkileyiciydi. Amerika Birleşik Devletleri'nde 1946 ile 1955 yılları arasında yılda ortalama 3.5 adet büyük CFIT yolcu uçağı kazası meydana geliyordu. Bu oran, her 15 haftada bir ölümcül CFIT kazası meydana gelmesi demekti. 1970 yılları ortalarında CFIT sebebiyle hala ortalama yılda 2 kaza meydana geliyordu. 1974 yılında ABD'de hiç CFIT kazası görülmedi. (36)

Yer yaklaşım ikaz sistemi(EGPWS, (Enhanced ground proximity warning system)) uçak yere yakın veya bir arazi engeline doğru ani tehlike içine girmiş ise pilotu uyarmak için tasarlanmış ikaz sistemidir. Arazi Bilinirlik ve İkaz Sistemi (TAWS (Terrain Awareness and Warning System)) ve yere çarpma ikaz sistemi (GCWS, (Ground collision warning system)) benzer işlevlere sahip uyarı ve önleme sistemleridir.

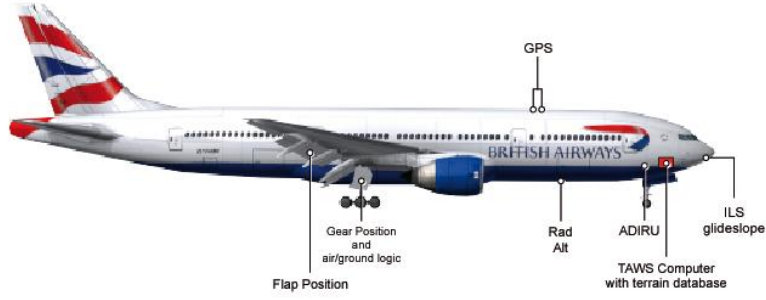
1974 yılında kullanıma sunulan GPWS sistemine 1990'lı yıllarda arazi yükselti haritası veritabanı ve küresel konumlandırma sistemi özellikleri eklenmiş ve geliştirilmiş yer yaklaşım ikaz sistemi (EGPWS) olarak anılmaya başlamıştır. TAWS (A Sınıfı) ile EGPWS (Mark V ve sonrası) aynı özelliklere sahiptir.

Yer yaklaşım ikaz sistemleri, kontrollü uçuşta yere çarpma (CFIT) kazalarının meydana gelmesini önlemeye yardım etme amacı güder. Sistem istenilen uyarıları verebilmek amacıyla, uçağın algılama ve ölçüm donanımlarından topladığı girdileri, birtakım hesaplama ve değerlendirme algoritmalarına tabi tutarak tehlike oluşturacak durumlarda, uçuş ekibini sesli mesajlar ve görsel uyarılar ile ikaz eder ve uyarı eşikleri bantlarının ne oranda aşıldığını kabinde bulunan göstergelerinde gösterir.

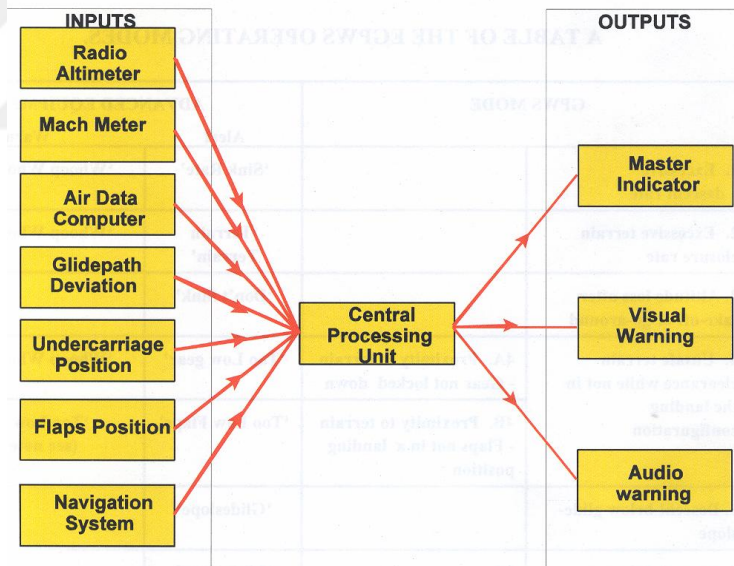
Sistemin amacı pilota, uçağın güvenliği için işitsel ve görsel uyarı sinyallerini yere yakinken vermektir. Tamamı ile güvenilir olmasa da EGPWS uçuş güvenliğini artırarak pilot hatası ve dikkatsizlik sonucu meydana gelebilecek hata, aksaklık ve seyrüsefer teçhizatının yanlış yorumlamasını veya uygun olmayan ATC talimatlarını önler. Şekilde GPWS sisteminin üç elemanı görülmektedir: girdiler, çıktılar ve bir merkezden yönetim birimi. Merkezden yönetim birimi, bilgisayar arızalarını ve altı sinyal girdisinden herhangi birinin hatasını da gösterir. Sistem yüzeyden 50' ile 2450' arasında hakiki irtifada çalışır ve otomatik olarak gerekli doğru modu seçer. (37)



Şekil 4-17 GPWS Paneli



Şekil 4-18 GPWS Sistemi Elemanları



Şekil 4-19 GPWS Sistemi Girdi ve Çıktıları Şematik Gösterimi



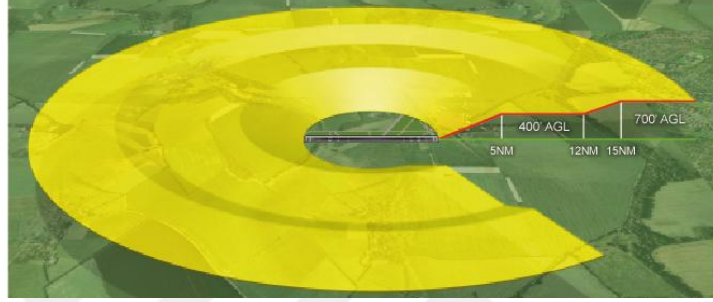
Şekil 4-20 GPWS Görsel İkazları

4.6. Bir Uyarı Almada Yapılması Gereken Hareket:

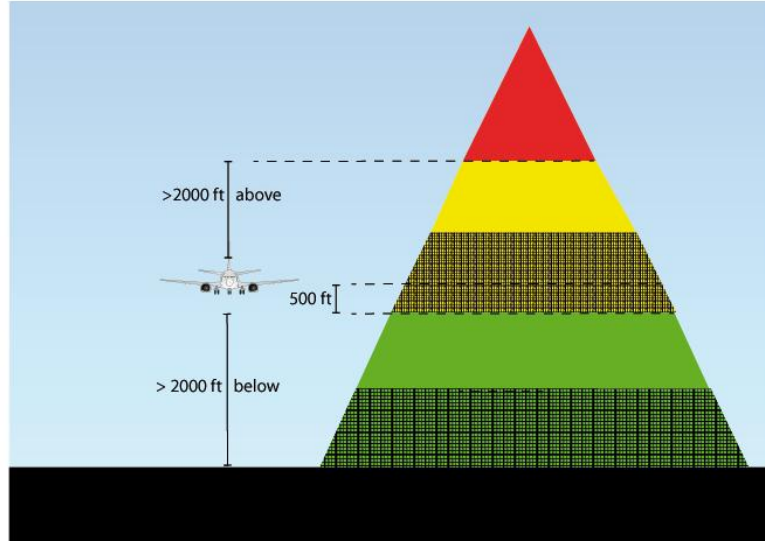
Tüm uyarı ve ikazlara verilmesi gereken cevap pozitif ve hemen olmalıdır: EGPWS aktivasyon sebebinin bulunması ikinci derece de önemlidir. Burada risk, istenmeyen uyarı ve ikazların tekrarlanması halinde bu sistem içindeki güvenilirliğin azalmasına neden olur. Bu nedenle pilotlar tüm uyarı ve ikazları operatöre rapor etmek zorundadır ve böylece uygun olan analizi garantiler ve gerekli olan arıza giderici çalışma yapılır. Uyarı almada yapılması gereken ilk hareket, düz uçuşa geçerek maksimum gradyantla tırmanmaktır. Bu tırmanış minimum güvenlik irtifasına ulaşana kadar devam etmelidir. Değişikliklere yalnızca olağanüstü durumlarda, dönüşlere araziden kaçınmak için yol takibinde izin verilir. Tırmanmada, her hareket uyarıya neden olan sebebin bulunması ve uçağın pozisyonunun doğruluğunu kanıtlamak için yapılmalıdır. Tırmanmaya sadece aşağıdaki durumlarda son verilebilir: Uyarının sebebi pozitif olarak belirlendiğinde ve uyarı bittiğinde, veya; Görerek uçuş koşullarına sahipsek, örneğin; Uçak, gündüz meteorolojik koşullarda çalıştığında ki burada uçak, buluttan 1 nm yatay ve 1000 ft dikey uzaktır, uçuşta görüşün asgari 5 nm olmasını gerektirir, ve; Pilot, yere yakınlık, uçağın durumu veya uçuş manevrasında emniyetten emin olmalıdır.

4.6.1. Terrain Clearance Floor(Arazi Temizleme Tabanı):

Hassas olmayan yaklaşımda, erken alçalmada uçuş mürettebatını uçağın durumu hakkında uyarır. Bu uçağın o andaki pozisyonunu piste göre sağlar. Gelecek nesil GPWS'lerde veri tabanı ve EGPWS, tümüyle FMS de birleşecektir. Bunun anlamı, EGPWS en son bilgi ile çalışabilecek ve NOTAM ile normal olarak arazideki engeller düzenli olarak haber verilebilecektir.



Şekil 4-21 Pist Etrafında Araziye Olan Temizleme Mesafesi Şematik Gösterimi



4-22 Uçağa Göre Arazinin Nispi Yüksekliğinin Renk Gösterimi



Şekil 4-23 2500 ft'teki Bir Uçak İçin Örnek Arazi Gösterimi



Şekil 4-24 40-60 Saniye İçin Aynı Arazideki Uçakların Farklı Hızlardaki EGPWS Gösterimleri

GPWS MODES		ALERT	WARNING
1	Excessive descent rate	Sink Rate Sink Rate	Whoop Whoop Pull Up
2A	Excessive terrain closure rate	Flaps not in landing configuration	Terrain Terrain Whoop Whoop Pull Up
2B		Flaps in landing configuration	
3	Altitude loss after take-off or go-around	Don't Sink	
4	Unsafe terrain clearance while not in the landing configuration	4A. Proximity to terrain - gear not down and locked	Too Low Gear Too Low Terrain
		4B. Proximity to terrain - flaps not set for landing	
5	Descent below glideslope	Glideslope	
6	Descent below minimums	6A. Altitude call-outs	Minimums
		6B. Bank angle warning	Bank Angle
7	Windshear warning		Windshear

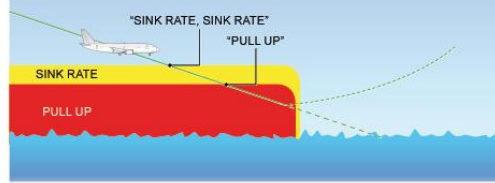
Şekil 4-25 GPWS Modları Kısa Gösterimi

4.6.2. Güvenilirlik Testi:

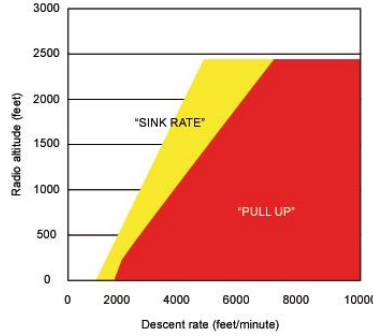
GPWS, güvenilirlik testi built-in test equipment (BITE) ile yapılır ve tüm fonksiyonlarına izin vererek uçuş için işitsel ve görsel uyarılar, öncelikli olarak test edilir. Test pilot tarafından test düğmesi üzerine basılarak başlatılır. Yerde ya da yerden 1000ft'den daha yüksekte iken bu test yapılabilir. Sistemin durumunda ya da bilgisayarda bir arıza var ise faal değil (INOP) ışığı GPWS panelinde yanar. Aşağıda GPWS Modları hakkında kısaca bilgi verilecektir.

4.6.3. MOD 1 – Aşırı Barometrik Alçalma Oranı:

Mod 1, iki sınıra sahiptir ve uçağın konfigürasyonundan bağımsızdır. Uçağın birinci sınıra girmesiyle “SINK RATE” sesi ile her 1.5 saniyede bir işitsel uyarı üretir. İkinci sınır tekrar eden “WHOO, WHOOP PULL UP” uyarısının yapılmasına neden olur ve buda iniş oranı (rate of descent) doğrulanana kadar devam eder.



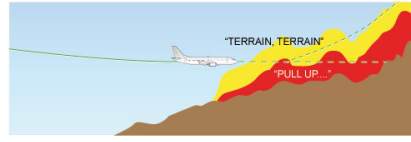
Aural Alert - "SINK RATE, SINK RATE"
Aural Warning - "WHOO WHOOP, PULL UP"
*
Visual Warning - **PULL UP**



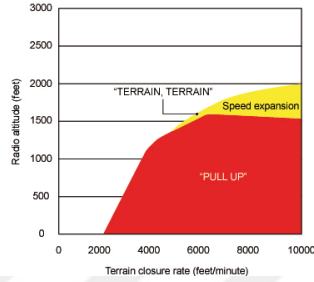
Şekil 4-26 GPWS Mod 1 Şematik Gösterimi

4.6.4. MOD 2 – Yüksek Araziye Aşırı Yaklaşma Oranı:

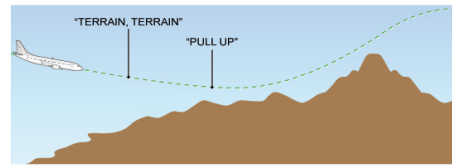
Mode 2, **Mach değeri, radyo irtifa oran değişimi, barometrik irtifa ve uçak konfigürasyon** değerlendirerek uyarı verir. Mod 2 iki sınıra sahiptir. Birinci sınır girişte “**TERRAIN, TERRAIN**” diye işitsel ikaza neden olur ve bunu tekrarlanan “**WHOO, WHOOP PULL UP**” işitsel uyarı takip eder. PULL UP alanından çıkıldıktan sonra arka arkaya TERRAIN mesajı sınırın arazi kısmında tekrar duyulur. Eğer her iki sınıra uçağın iniş pozisyonunda girilirse sadece tekrarlanan TERRAIN işitsel ikazı duyulur. Arazi mesajı her 1.5 saniyede tekrarlanır.



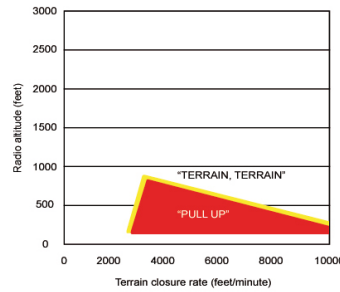
Aural Alert - "TERRAIN, TERRAIN"
 Aural Warning - "WHOO! WHOO!, PULL UP"
 +
 Visual for both Alert and Warning - **PULL UP**



Şekil 4-27 GPWS Mod 2A Şematik Gösterimi



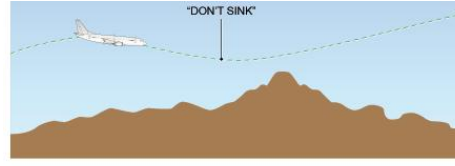
Aural Alert - "TERRAIN, TERRAIN"
 Aural Warning - "PULL UP, PULL UP"
 +
 Visual Warning - **PULL UP**



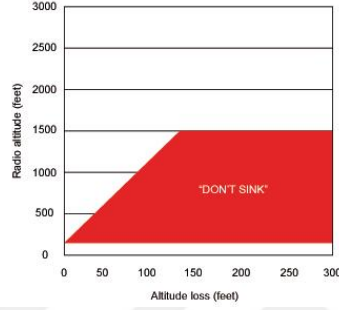
Şekil 4-28 GPWS Mod 2B Şematik Gösterimi

4.6.5.MOD 3- TAKE OFF'dan veya GO-AROUND'dan Sonra İrtifa Kaybı:

Eğer ilk tırmanış sırasında veya go-around süresince bir alçalma meydana gelirse Mod 3 bir ikazda bulunur. İşitsel uyarı '**DONT SINK**' her 1.5 saniyede bir ses mesajı ile verilir ve uçuş durumu normale dönene kadar devam eder. **MODE 3, 50 ile 700 feet** mutlak irtifası arasında etkilidir ve toplam Barometrik kayıp mevcut olan mutlak irtifasının **10%** 'na eşit olduğunda ikaz üretir. Mode 3, iniş süresince **200 feet radyo irtifasının altına gelene kadar** hazır durumda değildir.



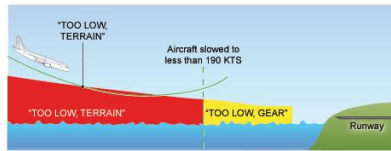
Aural Alert - "DON'T SINK, DON'T SINK"
 Visual Warning - **PULL UP**



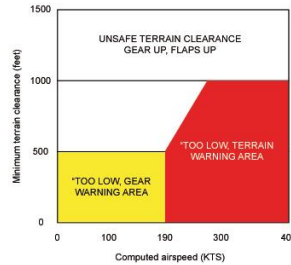
Şekil 4-29 GPWS Mod 3 Şematik Gösterimi

4.6.6.MOD 4A - İniş Takımı Açılmamış Güvenli Olmayan Arazi Kleransı:

Kalkışı müteakip tırmanışta 700 feet radyo irtifada “**terrain clearance modu iniş takımının içeri çekilmesi**” ile hazır olur. Bu sınıra **0.35 Mach** değerinden daha az değerde girildiği zaman, işitsel bir uyarı “**TOO LOW GEAR**” duyulur. Envelope 0.35 Mach değerinden daha fazla değere girildiğinde işitsel uyarı “**TOO LOW TERRAIN**” duyulur ve envelopun üst sınırı 1000 feet mutlak irtifa ya yükselir. Uygun olan sesli mesaj her 1.5 saniyede bir uçuş şartları normale dönene kadar tekrar eder.



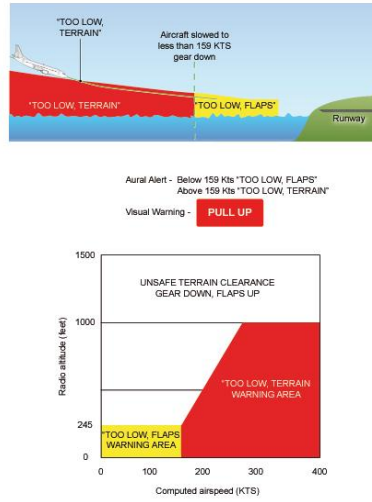
Aural Alert - "TOO LOW, GEAR"
 Visual Warning - **PULL UP**



Şekil 4-30 GPWS Mod 4A Şematik Gösterimi

4.6.7. MOD 4B- Flap'lar Açık İken İniş Pozisyonu İle Güvenli Olmayan Araziye Yaklaşma:

Bu mod iniş takımları aşağıda ve flapler iniş pozisyonunda değilse ikaz sağlar. Eğer sınıra **0.28 Mach'dan** daha düşük değerde iniş pozisyonunda olmayan flapler ile girilirse işitsel ikaz **“TOO LOW FLAPS”** duyulur. Envelop'a 0.28 Mach değerinden daha fazla bir değerde girildiği zaman, işitsel uyarı **“TOO LOW TERRAIN”** duyulur ve envelopun üst sınırı 1000 ft mutlak irtifaya yükselir. Uygun olan ses mesajı her 1.5 saniyede uçuş şartları normale dönene kadar tekrar eder. **“TOO LOW GEAR”** ikazı **“TOO LOW FLAPS”** in önceliğini alır.

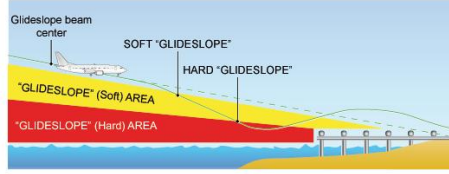


Şekil 4-31 GPWS Mod 4B Şematik Gösterimi

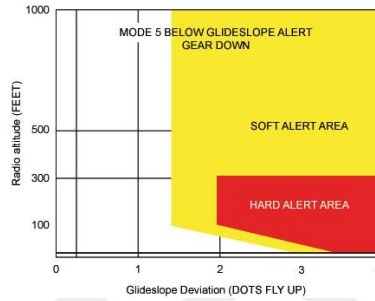
4.6.8. MOD 5 – Glide Slope Altında Sapma İkazı:

Bu mod uçuş ekibini **ILS glide slope altında 1.3 dot'tan daha fazla değerde alçalmada** uyarır. Envelope ikazın iki farklı alanına sahiptir, soft ve hard. Her iki alanda da **“GLIDE SLOPE”** ikaz mesajı tekrarlanır ve her iki pilotun **‘BELOW G/S’** ışıkları yanar. Ses mesajı, loud alanına girilmesi ile kuvvetlenir. Her iki alanda da ses mesajının tekrar oranı, glide slope sapmasının artması ile artar ve radyo irtifası azalır. Kaptanın, glide slope alıcısının geçerli sinyalini aldığı anda, Mod hazır olur ve mutlak irtifa **1000 feet veya daha düşüktür**. Mod, 100 feet mutlak irtifa altında her bir pilotun G/S ışığının altına basılarak iptal edilebilir veya pasif duruma geçirilebilir. Mod, 1000 feet mutlak irtifa üzerinde tırmanışa geçildiğinde tekrar hazır duruma geçer (re-arm). **Mod 1**

‘den 4’e işitsel ikazlar ve uyarılar, mod 5 işitsel ikazlar üzerinde üstünlüğe sahiptir, bununla birlikte **PULL UP** ve **BELOW G/S** ışıkları aynı zamanda yanabilirler.



Aural Alert - "GLIDESLOPE, GLIDESLOPE"
Visual Warning - **BELOW G/S**

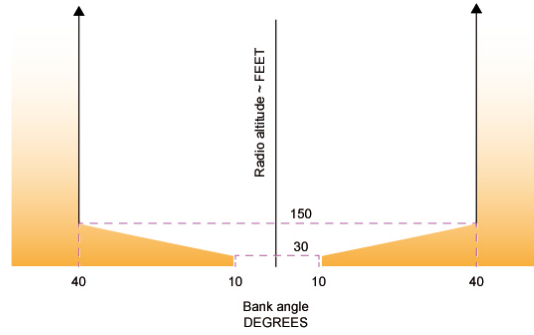


Şekil 4-32 GPWS Mod 5 Şematik Gösterimi

4.6.9. MOD 6A –Minimum Mutlak İrtifa Altında Alçalış:

Mod 6A, eğer alçalış minimum karar irtifasında yapılırsa, kaptana radar altimetresinde **işitsel bir uyarı** sağlar. Mod mutlak irtifa'nın **50 feet ve 1000 feet** arasında çalışır. Bu ikaz sadece işitseldir ve **“MINIMUMS, MINIMUMS”** sesi bir kere duyulur. Mod, mutlak irtifa seçilenden daha büyük olduğu zaman kaptanın irtifa cursor'u ile re-armed olur. Seçilen irtifaların sesli uyarıları ve bu irtifaların minimumları mevcuttur. Sesli uyarılar şirketlerin tercihi olarak kullanılır fakat uyarılar örnek olarak 200 ft ile 100 ft karar yüksekliğinde veya radar altimetreden kesin irtifa uyarıları yere bağlı olarak oluşabilir. **“YATIŞ AÇISI”** aşırı roll açılarının mürettebat ikazında kullanılır. Yatış açıları her uçak modeli için farklı ve özeldir. Kanatın yana yatmasını engellemek için azalan kanat ucu temizleme mesafesi nedeni ile yere yaklaştıkça veya kalkış ve iniş sırasında motor arızalarına bağlı olarak yatış açısı limiti azalır.

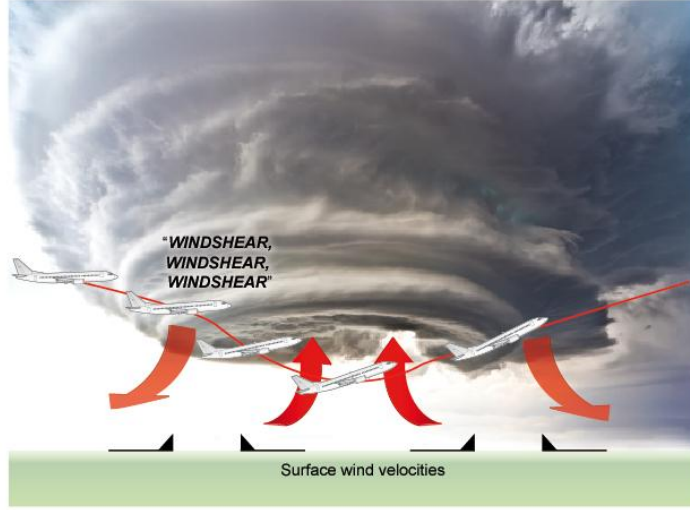
CALL-OUT	FEET AGL
"Twenty five hundred"	2500
"One Thousand"	1000
"Five Hundred"	500
"Fifty"	50
"Forty"	40
"Thirty"	30
"Twenty"	20
"Ten"	10



Şekil 4-33 GPWS Mod 6 Şematik Gösterimi

4.6.10. MODE 7 Windshear İkazı

Windshear alanına girilmesi ile yer hızı, hava hızı, barometrik yükseklik, alçalma oranı ve radyo irtifa içinde bulunulan ilk durumu göstererek görsel ve işitsel windshear uyarılarını verir. Sistem sayesinde pilot windshear'a girmeden önce, bunun etrafından geçme prosedürünü uygulamayı başlatır ve uçağın tehlikeli bir bölgeye girmesini büyük olasılıkla önler.

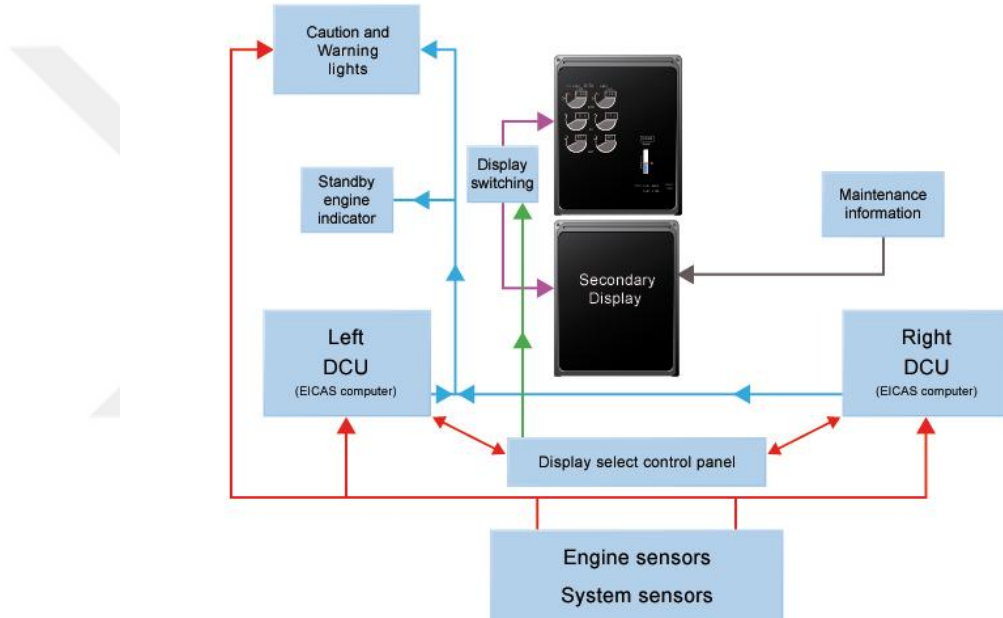


Şekil 4-34 GPWS Mod 7 Şematik Gösterimi

4.7. Motor İçin Elektronik Cihazlar ve Uçak Gövde Sistemleri Kontrolü:

Diğer uçuş gösterge sistemlerinde olduğu gibi, motor performansı ve uçak gövde sistem kontrolleriyle ilgili olan parametrelerin, katot ışınli boru tipli üniteler vasıtasıyla gösterilmesi, birçok uçak tiplerinin standart bir özelliği haline gelmiştir. Gösterge üniteleri, Motor Göstergesi ve Mürettebat Alarm Sistemi (EICAS) ve Elektronik Merkezli Uçak İzleme Sistemi (ECAM) olarak belirtilen iki temel sistemin parçasını oluştururlar. Bu sistemler ilk olarak Boeing 757 ve 767 ve Airbus A310 uçaklarında uygulanmıştır. Başlangıçta, bazı çalışma faktörleriyle ilgili uçuş kabin ve mürettebat kontrol fonksiyonları ile ilgili konularda, alarm ve ikaz bilgileri dahil özellikle, motor çalışma verilerinin uçuşun tümü için mi yoksa sadece uçuşun çeşitli çalışma safha verilerinin gösterilmesinin mi gerektiği konularında farklı görüşler vardı. **EICAS** bakımından, geleneksel cihazların gereksinimlerinin elenmesi suretiyle, motor çalıştırma verisi kendi CRT ünitesinde gösterilir. Bu verinin, diğer sistemlerle ilgili olduğu kadar daima göstergede olması gerekmez, fakat herhangi bir zamanda meydana gelebilen arıza durumlarında, uygun renkteki otomatik gösterge mesajlarıyla uçuş mürettebatının ilgisi çekilir. Diğer bir taraftan **ECAM** sistemi, gösterge sisteminin çalışmasını, checklist'te ve şematik formda gösterir ve bu bir genel kavramdır ki, tüm uçuş esnasında motor

verilerinin gösterilmesinin gerektiği görüşü temeline dayanırdı. Geleneksel cihazlar Airbus A 310 da denendi. Bununla beraber, işletici tarafından üretilen sonraki tiplerde, örneğin A 320 ECAM sistemi, kendi gösterge ünitelerinin birinde, motor verilerinin göstergesini kapsayacak şekilde geliştirildi. EICAS ve ECAM temel olarak aynı fonksiyonu görmesine rağmen farklı isimlendirmişlerdir. Motor kontrolleri ile ilgili bu tez çalışmasında Boeing standardı olan EICAS üzerinde duracağız. ECAM çok benzer ekranlara ve fonksiyonlara sahip olduğundan incelenmeyecektir.



Şekil 4-35 EICAS Sistemi Şematik Gösterimi-1

4.8. .EICAS (Motor Gösterge Ve Mürettebat Alarm Sistemi):

Temel ECAS sistemi; iki gösterge ünitesinden, bir kontrol panelden, motordan gelen analog ve dijital sinyali alan iki bilgisayardan ve yukarıdaki şekildeki gibi şematik fonksiyonel diyagramda gösterilen motor ve sistem sensörlerinden oluşur. Bilgisayarlar ‘sol’ ve ‘sağ’ olarak belirlenir ve bir seferde sadece biri sistemi kontrol eder, diğeri ise beklemededir (**standby**) ve arıza olması durumunda manuel veya otomatik bir şekilde devreye sokulur. EICAS sistemi ile bağlantılı olarak çalışma, dikkat ve ikaz ışıkları, standby motor göstergelerini ve maintenace data display’i seçmek için uzak komuta paneli birbirinden ayırır. Sistem, ana motor parametreleri bilgilerini uçak mürettebatına

her an temin eder, ikinci derecedeki motor parametrelerini ve tavsiye/ dikkat/uyarı alarm mesajlarını gerektiğinde bildirir. (24)

4.8.1. Gösterge Üniteleri:

Gösterge üniteleri; motor çalışmasıyla ilgili olan çeşitli bilgileri ve otomatikleştirilmiş diğer sistemlerin çalışmasını verir ve bu üniteler, renk gölgeli CRT masklarından ve ilgili kart modüllerinden yararlanır ki; bu kart modüllerin fonksiyonları EFIS ünitelerine benzer. Üniteler biri diğerinin üzerine olacak şekilde monte edilir. **Üst ünite**, ana motor parametrelerini, N1 hızını, EGT ve ikaz ve dikkat mesajlarını gösterir. Ayrıca bazı durumlarda bu ünite, monte edilen motor tiplerine ve takat yönetim kontrol sistemiyle verileri işlemek için kullanılan metotlara bağlı olarak EPR 'ı gösterir.

Alt ünite, ikinci derecedeki motor parametrelerini gösterir. Örneğin; N2 hızı, yakıt akışı, yağ miktarı, basınç, ısı ve motor titreşimi gibi. Buna ek olarak, motorsuz sistem durumlarını, örneğin: uçuş kontrol yüzey pozisyonları, hidrolik sistemi, APU v.b uçak biçimi ve bakım verileriyle beraber de gösterilebilir. Alt üniteye ikincil bilgiler gösterilmeye başlandığında, üst gösterge ünitesinde sadece V sıraları gösterilir.

Sistemde yedi adet farklı renkte sembol üretilir ve aşağıdaki şekillerde kullanılırlar.

Beyaz : Tüm skalalar, göstergelerin normal çalışma alanı, dijital okumalar.

Kırmızı : İkaz mesajları, skalalarda maksimum çalışma limitleri ve dijital okumalar.

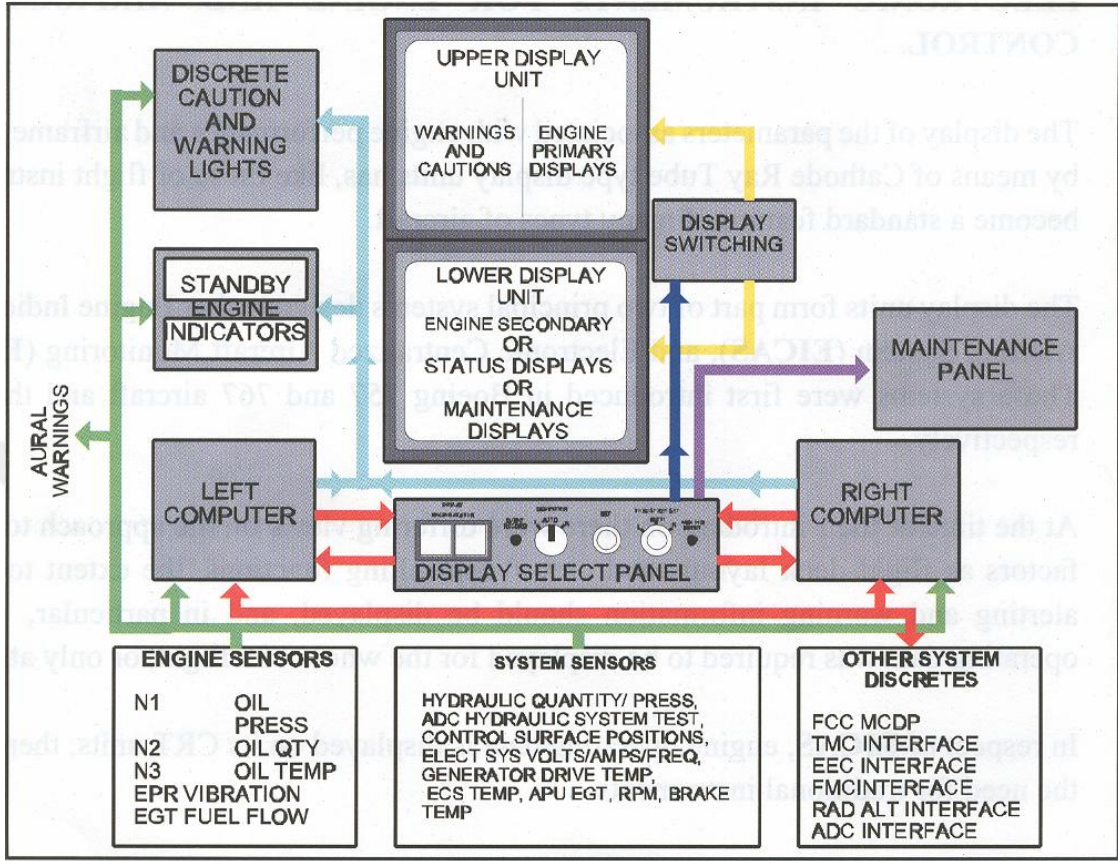
Yeşil : Takat mod okuma ve seçilen EPR / N1 devir işaretleri veya hedef sürgüleri.

Mavi : Sadece sistem test eder.

Sarı : Dikkat ve tavsiye mesajları, skalalarda uyarı limit işaretleri, dijital okumalar.

Lila : Uçuş esansında motor start'ı ve cross-bleed mesajları içindir.

Cyan : Ölçülen tüm parametrelerin adı (N1, TAT vb gibi) ve durum işaretleri veya başlama işareti. Göstergeler, uygun bir gösterge seçim moduna göre seçilirler.



Şekil 4-36 EICAS Sistemi Şematik Gösterimi-2



Şekil 4-37 EICAS Temel Motor Göstergeleri

4.8.2. Gösterge Modları:

EICAS, göstergeleri ve alarmları fonksiyonlarına ve kullanımlarına göre sınıflandırmak için tasarlanır ve bu amaçtan dolayı bilgileri göstermenin üç modu vardır, bunlar: **görev**, **durum** ve **bakım** modlarıdır.

4.8.3. Görev Modu:

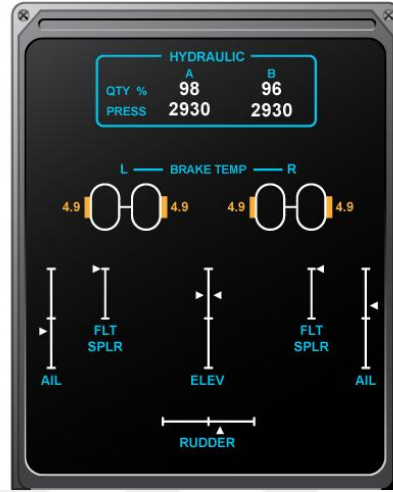
Görev modu, motorun çalışma bilgilerini ve uçaktaki mürettebat tarafından harekete geçirilmesi gereken alarmları gösterir. Normalde sadece üst gösterge ünitesi bilgileri sunar, alt ünite boş kalır ve gerektiğinde, gerektiği kadar ikinci derecedeki bilgileri göstermek için seçilebilir.



Şekil 4-38 EICAS Operasyon Modu

4.8.4. Durum Modu:

Durum modu seçildiğinde, uçağın mesaja hazır olduğunu tespit eden verileri gösterir ve uçağın minimum cihaz listesinde(MEL) yer alan detaylarla yakından ilgilidir. Gösterge, dikey skalalara kayıtlı gösterge şekillerinde, uçuş kontrol yüzeylerinin pozisyonlarını, seçilen alt sistem parametrelerini ve alt gösterge ünitesindeki cihaz durum mesajlarını gösterir. Seçme, normalde ya yerde uçuş öncesi kontrollerin bir parçası olarak ya da, uçağın teknik log'una kayıt yapmada uçuş ekibine yardımcı olmak için elektrik kaynağını kapatmadan önce yapılır.



Şekil 4-39 EICAS Durum Modu

4.8.5. Bakım Modu:

Bakım modu, bakım mühendislerine arıza arama ve giderme durumları için beş farklı gösterge formatındaki bilgileri ve ana alt sistemlerin doğruluk testini verir. EICAS Kontrol paneli, EICAS fonksiyonlarının ve göstergelerin kontrolünü sağlar, uçuşta ve yerde kullanılabilir. Bu panel, normal olarak uçağın mürettebat kabininin merkez panelinde yerleştirilmiştir ve kontrolleri aşağıdaki şekildedir.



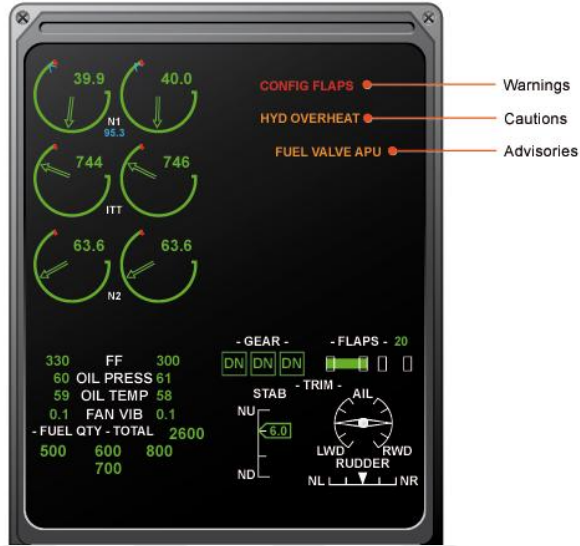
Şekil 4-40 EICAS Kontrol Paneli

Motor Gösterge Anahtarı. Alt gösterge ünitesindeki ikinci ekranda bilgilerin gösterilmesi veya ortadan kaldırılması için anlık basma tipindedir. **Durum Gösterge Anahtarı.** Anlık basma tipindeki gibi bu gösterge anahtarı da alt gösterge ünitesinde önce bahsedilen status mod bilgilerini göstermek için kullanılır. **Olay Kaydetme Anahtarı.** Bu anahtar da anlık basma tiplidir ve çevre kontrol sistemi, elektrikli güç, hidrolik sistem, performans ve APU ile ilgili hatalı veri kayıtlarını çalıştırmak için yerde veya havada kullanılır. Bir sistemde normal olarak herhangi bir arıza meydana

geldiğinde, arıza otomatik bir şekilde kayıt edilir (buna auto event adı verilir) ve EICAS bilgisayarının kalıcı hafızasında saklanır. Basma anahtarı da uçak mürettebatının şüphelendikleri arızaları saklamak için kaydetmelerini mümkün kılar ve buna da manuel event denir. İlgili veri, uçak yerdeyken ve bakım kontrol panelindeki anahtarların çalıştırılmasıyla sadece hafızadan geri alınabilir ve gösterilebilir. **Bilgisayar Seçme Anahtarı.** Bu anahtar AUTO pozisyonunda sol veya ana bilgisayarı seçer, ve arıza olması durumunda otomatik olarak diğer bilgisayarı devreye sokar. Diğer pozisyonlar sol veya sağ bilgisayarların manuel seçimi içindir. **Gösterge Parlaklık Kontrolü.** İç düğme, göstergelerin yoğunluğunu kontrol eder, ve dış düğme göstergeler arasındaki parlaklık dengesini kontrol eder. **Takat Referans Ayar Anahtarı.** İç düğme çekilip döndürülerek, dış düğme ile seçilen motorların (ya EPR yada N1) değerinin gösterilmesi için, takat göstergesi üzerindeki referans kursör pozisyonlandırılır. **Maksimum Gösterge Reset Anahtarı.** Ölçülen parametrelerden herhangi biri örneğin yağ basıncı ve EGT normal çalışma limitlerini aştığında, gösterge ünitelerinde otomatik olarak uyarılır. Reset anahtarının amacı, aşırı limitler artık mevcut değilse göstergeye gelen alarmları temizlemektir.

4.8.6. Alarm Mesajları:

EICAS sistemi, sürekli olarak uçak ve motor sistem sensörden (400'ün üzerindeki) büyük sayılardaki veri girişini izler ve sistem arızalarını tespit eder. Arıza meydana gelirse, uygun mesajlar üretilir ve alınabilecek önlemin aciliyet derece sırası içinde üst gösterge ünitesinde gösterilir. 11 mesaja kadar gösterilebilir ve dereceler aşağıda belirtilmiştir.



Şekil 4-41 Boeing 777 EICAS Alarm Mesajlarının Temel Ekranda Gösterimi

Derece A – Acil düzeltici hareketi gerektiren ikazdır. Bunlar kırmızıyla gösterilir. Master Warning ışıkları da yanar, ve işitsel ikazlar (yangın çanı gibi) merkezi ikaz sisteminden verilir.

Derece B – Ekibin acil haberdar olmasını ve olası hareket gerektiren uyarılardır. Bunlar kehribar rengiyle ve mesaj uyarı ışıklarıyla da gösterilir. İşitsel bir ton, iki kere tekrar eder.

Derece C – Ekibi haberdar olmasını gerektiren tavsiyelerdir. Kehribar rengiyle de gösterilir. Bu derece ilgili hiçbir uyarı ışığı ve işitsel ton yoktur. Mesajlar, yukarıdaki şekilde gösterildiği gibi göstergesinin sağında belirir. Dikkat ve tavsiye mesajlarını ayırtmak için son mesaj daima bir boşluk sağa eğilimlidir. Master warning ve Caution (DİKKAT) ışıkları, cancel (İPTAL) anahtarı ve HATIRLAMA (recall) anahtarıyla birlikte göstergesinin altına bitişik bulunurlar, İPTAL anahtarına basmak, göstergeden sadece dikkat ve tavsiye mesajlarını çıkarır, Warning (İKAZ) mesajları iptal edilemez. HATIRLAMA (recall) anahtarı, göstergedeki dikkat ve tavsiye mesajlarını geri getirmek için kullanılır. Aynı zamanda hatırlama (recall) kelimesi, göstergenin altında belirir. İlgili durumların artık varlığı mevcut olmadığında, göstergeden gelen bir mesaj otomatik olarak gider.



Şekil 4-42 EICAS İkincil Ekranı



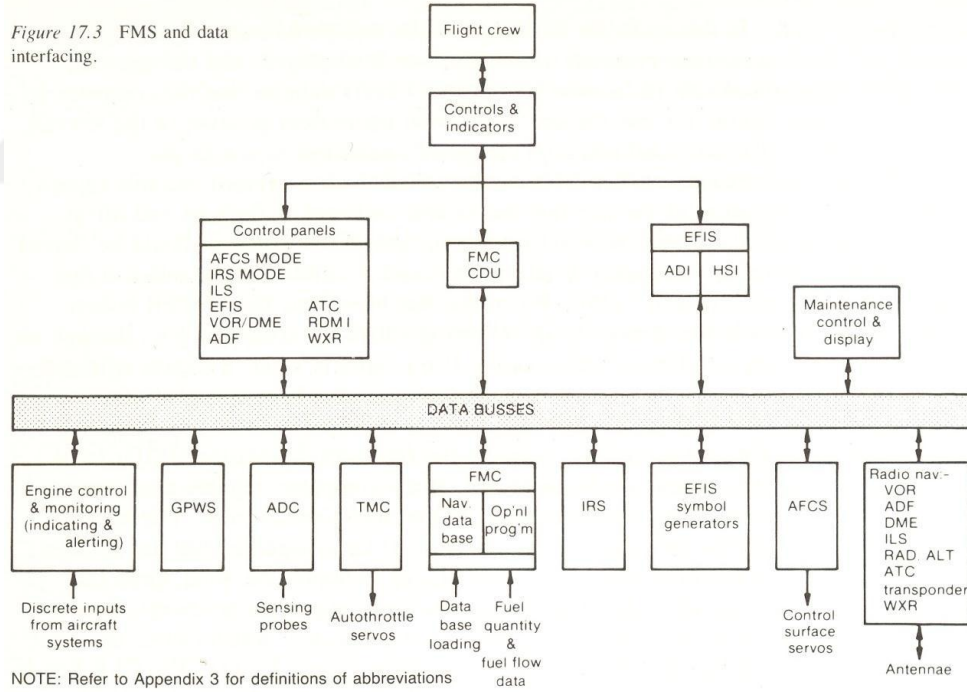
Şekil 4-43 Standby Motor Göstergesi

Şimdiye kadar bir uçakta kullanılan sistemler ve bu sistemlerdeki bilgisayar mühendisliği uygulamaları ile ilgili açıklamalar sunulmaya çalışılmıştır. Tekrar etmek gerekirse bir modern yolcu uçağı birçok sensör, pilotlar, uçakta yüklü veri tabanlarından aldığı girdileri işleyip bir döngü içerisinde uçağın emniyetli olarak uçuşuna devam etmesini sağlayan bir bilgisayarlar topluluğu tarafından idare edilmektedir. Modern uçak tasarımlarında bilgisayar mühendisliği en az aerodinamik mühendisliği kadar önem taşımaktadır.



Şekil 4-44 Boeing 777 EICAS Temel Motor Ekranı

Figure 17.3 FMS and data interfacing.



Şekil 4-45 Uçuş Yönetim Sistemi ve Sistemlerin Birbirleri ile Veri Alışverişi

5. ATMOSFER ve SOLUNUM MEKANİĞİ:

Tezin bu bölümünden sonra kısaca insan fizyolojisi ve atmosfer ile ilgili bilgi verildikten sonra Hipoksi Alarm sistemi ile ilgili tasarım çalışmasına giriş yapılacaktır.

İnsanoğlu yüzyıllardan beri dünya atmosferinin karışık sınırlarını çözmek için uğraşmıştır. Başlangıçta insanoğlunun ilgisi tamamen meteorolojik olaylar ve sonuçları ile ilgili idi. Atmosferle doğrudan ilgili çalışmalar 1643 senesinde bir İtalyan fizikçisi olan Evangelista TORRİGELLİ' nin atmosferik basınç olgusunu keşfetmesiyle başladı. 1646' da Fransız fizikçisi PASCAL, atmosferik basıncın irtifaya çıkıldıkça azaldığını ispatladı. 1783' de balon uçuşlarıyla birlikte bu sahadaki çalışmalar dev adımlarla ilerlemeye başladı. 1903 yılında Kitty Hawk' da bir güç kaynağı yardımıyla havadan ağır bir cismin (uçanın) uçurulması atmosferik çalışmalar için yeni bir çağ açtı. 1940'larda yüksek irtifa roketlerinin, 1950'lerde uyduların geliştirilmesi ve çok yakın zamanda uzay çalışmalarının programlanması atmosfer hakkındaki bilimsel çalışmaların ilerlemesine yardımcı oldu. Uzay uçuşlarında başarılı bir ilerleme kaydetmek ve uzayın keşfedilmesi arzusu yüzlerce hatta binlerce yıldır insanları büyüleyen bir konu olmuştur. Bu gelişmeleri anlamak için dış çevremizi oluşturan atmosfer hakkındaki temel bilgileri gözden geçirmek gerekir. Atmosfer taşıdığı fiziksel özelliklerle canlıları hem güneş ışınlarının zararlı etkilerinden korumakta, hem de dünya yüzeyinde canlıların yaşayabileceği bir ortam oluşturmaktadır. Atmosferin koruyucu özelliğini irtifa yükseldikçe kaybetmesi nedeniyle uçucular için tehlikeli durumlar ortaya çıkmaktadır. Bu tehlikeli durumların başlıca nedenleri :

- Basınç ve yoğunluk düşmesi,
- Isı değişiklikleri,
- Meteorolojik olaylar (rüzgar, yağmur, bulut vs.) dir. Bu özelliklerin bilinmesi,

bu ortam içinde uçan uçucular için çok önemlidir. (38)

5.1. Atmosferin Tanımı :

Atmosfer ; bir hava örtüsü, bir kanopi, bir şemsiye, bir hava okyanusu veya koruyucu bir kılıf olarak tarif edilir. Bu şeffaf örtü olmadan hayat olamaz. Dünyanın etrafını çepeçevre saran atmosfer, bir gaz karışımı, su buharı ve yer çekimi tarafından

tutulan partiküllerden ibarettir. Atmosferin limitlerinin belirlenmesi bir bulutun sınırlarının belirlenmesi kadar güçtür. Birçok bilim adamı atmosferin dış hududu üzerinde anlayamamaktadırlar. Bazıları atmosferin 35.000 deniz miline (64.750 km.) kadar uzandığını belirtirlerken, bazıları 300-400 mil (555-750 km.) olduğunu ve bunun ötesinin uzay boşluğu sayılması gerektiğini söylerler.

İnsan, birçok atmosferik değişikliklere uyum sağlama yeteneğindedir. Bu nedenle, eğer atmosferin doğası değişirse, (ki bu da çok uzun yüzyıllar içinde oluşur), şüphesiz insanlarda da değişiklikler olacaktır. Ancak insan, atmosfer içinde irtifa aldığı zaman meydana gelen değişikliklere belirli yüksek irtifalardan sonra uyum sağlayamaz ve vücut fonksiyonları ciddi derecede bozulur. Hatta, yer seviyesindeki biyolojik ihtiyaçlarını karşılayamadığı irtifalarda yaşamını sürdüremeyecek hale gelir. Atmosfer canlıların yaşaması için esas olan oksijeni ve bitkilerin yaşaması için de esas olan karbondioksiti ihtiva eder. Atmosfer dünya üzerindeki hayatı tahrip edecek nitelikte olan güneşin ultraviyole radyasyonlarına karşı bir kalkan görevi görür ve uzaydan gelen kozmik radyasyonların çoğunu süzücü bir bariyer niteliğini taşır. Keza dünya yüzeyini ay yüzeyindeki gibi krater çukurlarının oluşmasından korur.

5.2. Atmosferin Bileşimi:

Atmosfer birçok değişik orandaki gazların mekanik olarak karışımıdır. En önde gelen gazlar Nitrojen (N₂) ve Oksijen (O₂)' dir. Mamafih bu gazların her biri kendi fiziksel ve kimyasal karakteristiklerini koruyacak şekilde karışmışlardır.

5.3. Gazların Oranı:

Nitrojen ve oksijen aşağıda görüldüğü gibi atmosferde en çok bulunan gazlardır. Diğer gazların yüzdeleri o kadar düşüktür ki, uzay fizyolojisinde ihmal edilebilirler. Havanın kabaca 4/5' inin (% 70) nitrojen, 1/5' inin (%21) oksijen olarak değerlendirilmesi daha uygundur. Atmosferin en önemli karakteristiklerinden birisi 60 mil (110 km) irtifaya kadar yoğunluğun gittikçe azalmasına rağmen bu yüzdelik bileşimin izafi (rölatif) olarak sabit kalmasıdır. Ancak 70.000 feet'te su buharı sıfır olur.

Bunun nedeni, yeryüzünden uzaklaştıkça yer çekimi kuvvetin azalmasıdır. Atmosferin diğer karakteristikleri, irtifa değıştikçe basınç ve ısının süratle değışmesidir. Atmosferik basınç irtifa yükseldikçe azalır ve bu azalma uçuşta insanların karşılaştıkları en ciddi fizyolojik problemdir.

Sabit Orandaki Gazlar :

Nitrojen **N₂** 78.084
Oksijen **O₂** 20.9476
Argon **A** 0.934
Neon **Ne** 0.001818

Değişmeyen Gazlar (Tabiatta Mevcut) :

Metan **CH₄** 0.0002
Nitrous Oxide **N₂O** 0.00005

Değişken Gazlar :

Su Buharı **H₂O** 0.1 – 2.8 arası (Yazın: 0 – 0.000005)
Ozon **O₃** Kışın: 0 – 0.000002

Değişken Gazlar (Endüstri Nedeniyle) :

Sülfür Dioksit **SO₂** 0 – 0.0001
Nitrojen Dioksit **NO₂** 0 – 0.000002
Karbon Monoksit **CO** 0 – eser miktarı

Zamanla Çoğalan Gazlar :

Karbon Dioksit **CO₂** 9.0314

Atmosferdeki Gazların oranları

5.4. Atmosferik Basınç:

Gazların hacimlerinin ve şekillerinin belli bir formu yoktur. Fakat herhangi bir kaba doldurulduğunda, kap içerisine eşit yoğunlukta dağılır ve kabı doldururlar. Barometrik basınç, dünya yüzeyi üzerinde basınç yapan atmosferik gazların ağırlığının toplamıdır. Bu kuvvet, yer çekimi tarafından moleküllerin dünyaya doğru çekilmesiyle meydana gelir ve irtifaya çıkıldıkça atmosferik basınç azalır. Öyle ki 18.000 feet' deki basınç deniz seviyesindeki basıncın 1/2 si, 34.000 feet'de 1/4 ü kadardır. Bu bakımdan alçak irtifalarda yapılan dalış ve tırmanışlardan kulaklar fazlaca etkilendiği halde yüksek

irtifalarda o kadar etkilenmezler. İrtifaya tırmandıkça atmosferik basınç ve yoğunluk azalmasına bağlı olarak oksijenin parsiyel(kısmi) basıncı da azalır, bu da vücudun yeterli derecede oksijen alamamasına neden olur. Ancak hava içindeki oksijenin basıncı artırılarak bu durum giderilebilir. Uçakların oksijen sistemleri bu nedenle yapılmıştır. Bir sütun atmosferin basıncı, bir civalı veya aneroid barometre tarafından **Pascal**, **PSF** (pounds per square foot), **PSI** (pounds per square inch) veya **mmHg.** (milimetre civa) olarak ölçülebilir. Uçağın altimetresi feet olarak gösterdiği irtifaları esasen dış basınç değerine göre belirler. Bu basınç Toricelli' nin buluşuna göre, civanın milimetre yüksekliği (mmHg.) olarak da (**Torr**) ifade edilebilir :

$$760 \text{ mmHg} = 760 \text{ Torr} = 106.00 \text{ Pascal}$$

Yüzey basınç değerleri çeşitli faktörlere bağlı olarak günlük değişiklikler gösterir. Sürekli olarak değişen yüzey ısı, irtifa ve düşük hava basınç sahaları ve atmosferin değişik kademelerindeki etkiler, bu basınç değişikliklerinin nedenleridir. Basıncıdaki bu değişimler büyük değilse bile uçağın altimetresinde bu nedenlerle ortaya çıkan bir hata düzeltilmelidir. Bu problem çok önceleri fark edilerek basınç ölçen aletlerin kalibrasyonları için, gerçek basınçların karşılaştırabileceği bir indeks olan **Amerikan Standart Atmosfer** cetveli geliştirilmiştir.

5.5. Atmosferik Gazların Sıkıştırılabilirliği :

Atmosferin diğer karakteristiği de sıkıştırılabilirliğidir. Dünya sathından uzaklaştıkça irtifanın yükselmesiyle orantılı olarak, yerçekiminin atmosfer gazları üzerindeki azalan etkisi sonucu, yoğunluk sabit bir şekilde azalır. Yüksek irtifalarda yoğunluğun azalması vücut üzerindeki şu etkileri gösterir : Ses kısıklığı, işitme bozukluğu, kuru öksürük, irtifada yemek yenildiği takdirde kusma. İrtifalara göre atmosferik basınç değişimleri aşağıda gösterilmektedir. Amerikan Standart Atmosferi 1924' den beri kullanılmaktadır. Amerika' nın 40° enleminde yapılan deneyler göstermiştir ki, ısı azalması irtifa artmasıyla doğru orantılıdır. Amerikan Standart Atmosferi aşağıdaki varsayımlara dayanır :

□ Hava kurudur,Deniz seviyesi olarak kabul edilen bütün irtifalarda yer çekimi sabittir,

□ Hava kusursuz bir gazdır, İzotermal irtifaya varıncaya kadar irtifa artmasıyla doğru orantılı olarak ısı azalır,

□ İzotermal irtifanın ısısı -67° F veya -55° C' dir.

ALTITUDE (FT)	PROPORTION OF MSL PRESSURE	TOTAL PRESSURE (MMHG)	OXYGEN (MMHG)
MSL	1.0	760	160
9 000	0.75 (¾)	543	114
10 000	0.69	523	110
12 000	0.64	483	101
18 000	0.5 (½)	380	80
34 000	0.25 (¼)	187	39
40 000	0.19	141	30

Şekil 5-1 İrtifa ile Beraber Toplam Basınç ve Kısmi Basınç Değişimi

Amerikan Standart Atmosferi için Deniz Seviyesi Değerleri : Isı + 590 F veya + 150 C.' dir. Basınç 760 mmHg veya 29.92 in/Hg.' dir.

5.6. Atmosferin Fiziksel Ayrımı ve Bölümleri :

Atmosfer çeşitli karakteristiklerine göre Troposfer, Stratosfer, İonosfer ve Exosfer biçiminde bölümlere veya bölgelere ayrılır. **Uçuş Seviyesi** : Standart olmayan barometrik şartlar için gerçek irtifa düzeltilemez. Örneğin , her zaman altimetre 29.92 in/Hg. (760 mmHg.)' ya ayarlanır.

5.7. Atmosferin Fizyolojik Bölümleri :

Atmosferin fizyolojik bölümleri öncelikle doğanın fiziği gereğidir. Bu bölümler uçuş mürettebatı için çok önemlidir, çünkü fizyolojik tesirler bu bölgelerdeki uçuşlarla ilgilidir.

5.7.1. Fizyolojik Bölge : 0 - 10.000 feet:

Deniz seviyesinden yaklaşık olarak 10.000 feet irtifaya kadar uzanan bu bölgeye insan vücudunun uyum sorunu yoktur. Barometrik basınç 760 mmHg. dan 523 mmHg' ya düşer. Bu bölgede tırmanış veya dalışlar esnasında orta kulak veya sinüs ağrılarıyla karşılaşılabilir. Solunum yetersizliği, baş dönmesi, baş ağrısı veya bulantı uzun zaman

bu irtifada kalan ve alışkın olmayan kişilerde sık sık görülebilir. Bu bölgenin üstü, alışkanlık kazanıncaya kadar insan için yabancı bir ortamdır.

5.7.2. Fizyolojik Olarak Zorluk Çekilen Bölge : 10.000 - 50.000 feet:

Atmosferik basıncın azalması tırmanışta oksijen eksikliği problemini doğurur. Mide ve bağırsaklarda hapsolmuş ve vücut sıvılarında erimiş halde bulunan gazlarla ilgili problemler keza bu bölgede meydana gelir. Bu bölgede O₂ kullanmak gereklidir. 10.000 feet' deki 523 mmHg' lık barometrik basınç, 50.000 feet' de 87 mmHg' ya düşer. 18.000 feet' den itibaren başlayan dekompresyon belirtileri 30.000 feet' de en ciddi şeklini alır. 40.000 feet, % 100 oksijen ile uçulabilecek azami irtifa sınırır.

5.7.3. Uzaya Eşdeğer Bölge :

Bu bölge, 50.000 feet' den basınç değişikliğinin 1 PSI' a kadar düştüğü 120 mile kadar uzanan bölgedir. 50.000 feet' in üzerindeki uçuşlara ait olan problemler insanın uzaydaki varlığını koruyabilmesi için "sealed" (mühürlü) kabinler veya basınçlı elbise gibi korunma ihtiyaçlarını doğurur. **Armstrong hattı** veya **fizyolojik sıfır hattı** vücut sıvılarının vücut sıcaklığında kaynamaya başladığı **63.000 feet** irtifaıdır. Bu bölgede hava basıncı 46 mmHg.'dir ve su 37°C' de kaynar. Vücut ısısı 37°C olduğundan vücuttaki kan da kaynar. Basınçlı elbise olmazsa vücutta yanıklar meydana gelir. Bu bölge su buharı bakımından blokaj olmuştur. Vücut su buharını ne alır ve ne de verir. Yerdeki 1 lt. gaz bu bölgede 102 lt. olur. 80.000 feet' den sonra uzaya gönderilen kapsüllerdeki gibi, "tam izole edilmiş" demek olan mühürlü kabin sistemine (Sealed Cabin) gerek vardır. Bu kabinler hem oksijeni hem de basıncını kendi bünyesinde taşırlar.

5.8. Gaz Kanunları:

5.8.1. BOYLE Kanunu:

Bir gazın hacmi, sıcaklık sabit kaldığında bu gazın maruz bulunduğu basınçla ters orantılı olarak değişir. Matematiksel olarak :

$$P_1 V_2 = \text{veya } P_1 \times V_1 = P_2 \times V_2$$

P_1 = Gazın başlangıçtaki hacmi mmHg. PSI vs., V_1 = Gazın başlangıçtaki hacmi it. (cm³) vs.

P_2 = Gazın sonuçtaki basıncı, V_2 = Gazın sonuçtaki hacmi. Bir balonun irtifaya çıkarıldığında gösterdiği değişiklikler mide ve bağırsaklar gibi içinde gaz bulunan organlarda da görülür. Vücut gazlarının genişlemesiyle ilgili hesaplama yapılırken irtifaya bakılmaksızın organlarda sabit olan normal vücut sıcaklığında (37°C) su buharı basıncının 47 mmHg. olduğu düzeltilmesi yapılmalıdır. Su buharından dolayı düzeltme yapıldığında 47 mmHg.' ık basınç toplam basınçtan çıkarılmalıdır. 18.000 feet' de midenin hacmi kuru gaz ile yapılan hesaplamada elde edilenden 140 cm³ daha büyüktür. Bu da aynı basınç değişikliğinde su buharıyla doymuş gazın hacminde meydana gelen rölatif değişikliğin kuru gazdan daha büyük olduğunu gösterir.

Boyle kanunu kulak, sinüs, mide ve bağırsaklar gibi vücut boşluklarındaki hapsedilmiş gazlara bağlı basınç değişikliğinin etkilerini açıklar.

5.8.2. DALTON Kanunu:

Bir gaz karışımının toplam basıncı, karışımdaki her bir gazın parsiyel basınçlarının toplamına eşittir. Karışım içindeki her bir gazın basıncı karışımdaki diğer gazlara bağımlı değildir ve karışımın toplam basıncı parsiyel basınçlarının toplamına eşittir. Matematiksel olarak ifade edildiğinde :

$$P_t = P_1 + P_2 + P_3 + \dots + P_n$$

P_t = Gaz karışımının toplam basıncı,

P_1, P_2 = Karışımdaki her bir gazın parsiyel basıncıdır.

Bir gazın parsiyel basıncı, her bir gaz yüzdesinin ayrı ayrı toplam basınçla çarpımı ile elde edilir. Örnek : Deniz seviyesinde, hava basıncı 760 mmHg. (P_1) dir Eğer atmosferin % 21 ' ini O₂, % 79' unu N içeriyorsa, deniz seviyesinde her bir gazın parsiyel basınçları;

$$P_t = 760 = 0.21 (760) + 0.79 (760)$$

$$O_2 = 159.6 \text{ mm/Hg.}$$

$$N_2 = 600.4 \text{ mm/Hg.}$$

$$P_t = 159.6 + 600.4 = 760 \text{ mm/Hg.}$$

Dalton kanunu irtifaya tırmanıldığında toplam basınçtaki düşüşle birlikte, oksijen parsiyel basıncında da düşme olacağını ve dolayısıyla oksijen yetersizliği (hipoksi) meydana geleceğini açıklar. Fakat oksijen parsiyel basıncı toplam hava basıncıyla doğru orantılı olarak azalacaktır.

5.8.3. HENRY Kanunu:

Bir sıvının içinde erimiş halde bulunan gazın miktarı, sıvı üzerindeki gazın parsiyel basıncı ile doğru orantılı olarak değişir. Dekompresyon hastalığının nedeninde önemli bir rolü olan Henry kanunu, matematik olarak şöyle ifade edilir :

$$P_1 A_1 = P_2 A_2 \text{ veya } P_1 \times A_2 = P_2 \times A_1$$

P_1 = Gazın başlangıçtaki parsiyel basıncı. A_1 = Başlangıçta solüsyon içindeki gaz miktarı. P_2 = Gazın sonuçtaki parsiyel basıncı. A_2 = Sonuçta solüsyon içindeki gaz miktarı.

Henry kanununun fizyolojik önemi, deniz seviyesinde bir sıvı içindeki azotun, 18.000 feet'e çıkıldığında yansının açığa çıkarak azalmasıdır. Bu durum **vücut sıvıları içerisinde erimiş gazların açığa çıkmasıyla ilgili dekompresyon (aero-embolizm) hastalıklarını açıklar.**

5.8.4. Gazların Difüzyon Kanunu:

Difüzyon, bir gazın yüksek basınçtaki bir alandan düşük basınçtaki bir alana doğru hareket etmesidir. Gazların Difüzyon kanununun fizyolojik önemi, kan ve alveoller (öncelikle solunum esnasında oksijen ve CO₂ , denitrojenizasyonda da oksijen ve N₂) ile **kan ve vücut dokuları arasındaki gaz transferiyle ilgilidir.** Akciğer kapillerleri ve kapiller doku eklemleri gerçekte solunum gazlarının difüze edilebileceği çok ince zarlardır.

5.8.5. CHARLES Kanunu:

Bir gazın basıncı, hacmi sabit kalmak kaydıyla ; ve hacmi de, basınç sabit kalmak şartıyla ısı etkisiyle değişime uğrar. Bir gazın hacmini sabit tutarak ve ısını düşürerek basıncı azaltılabilir. Matematiksel olarak ifade edildiğinde :

$$P_1 T_1 = P_2 T_2 \text{ veya } P_1 \times T_2 = P_2 \times T_1 \text{ (Hacim sabit)}$$

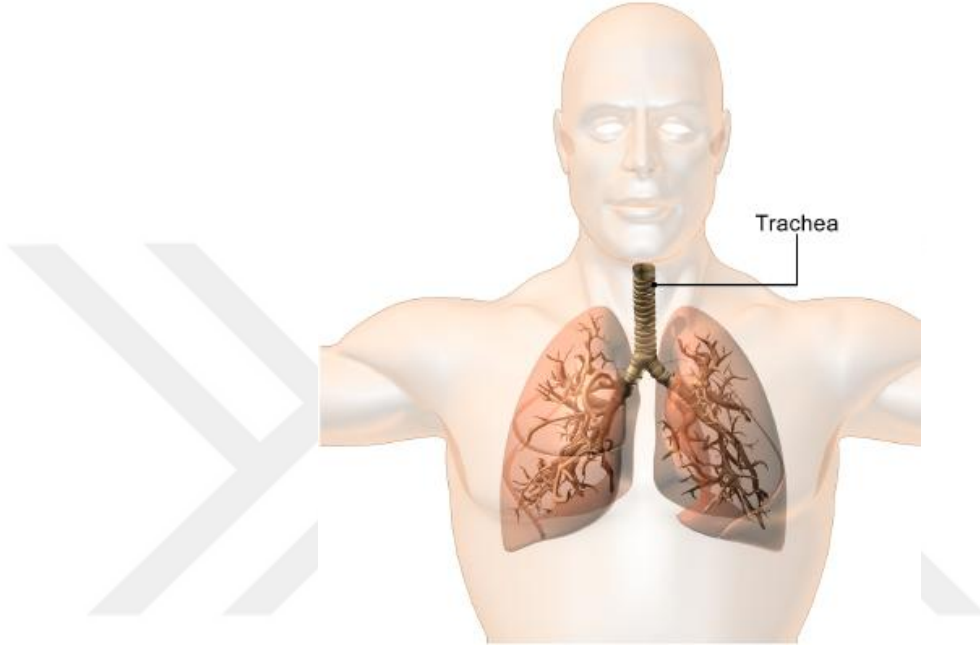
5.9. Basınç İrtifası :

Standart cetvelin gösterdiği irtifaya basınç irtifası denir, bu herhangi bir noktanın barometre tarafından gösterilen basıncının Amerikan Standart-atmosfer cetveline göre feet cinsinden karşılığıdır. (Standart cetvel, deniz seviyesinde 760 mmHg. ve 150C ısının olduğu şartlardır). Örneğin standart bir günde altimetrenin gösterdiği basınç 18.000 feet iken, Amerikan standart atmosfer cetveline uygun olarak basınç 380 mmHg. dir. Bu durumda basınç irtifası ve gerçek irtifa aynıdır. İnsan vücudu gerçek irtifaya bakılmaksızın 380 mmHg.' nin basıncına aynı şekilde cevap verecektir.

5.10. Solunum Sistemi:

Yaşamak için insanlar yedikleri yiyeceklerden enerji üretmek zorundadırlar. Bunun için dokulardaki besinlerin oksidasyonu gerekir. Bu işlem yaşayan her hücreye sürekli oksijen teminini ve artık maddelerin (karbondioksit, v.b.) devamlı atılmasını gerektirir. Bu yüzden solunum işlemi; solunum için gerekli gazların, yani oksijenin ve karbondioksitin hava ve vücuttaki dokular arasında değiş-tokuşu olarak düşünülebilir. Vücut içindeki transfer kan tarafından gerçekleştirilir çünkü sadece kan belirli miktarda oksijeni yapısında muhafaza edebilir. Yine de nefes alma yoluyla kanın sürekli olarak oksijen bakımından beslenmesi gerekmektedir. Buna karşın vücudun, çok büyük miktarlarda karbondioksiti, çoğunlukla kanda, suyla birleştirerek karbonik asit şeklinde bileşik oluşturmuş haliyle muhafaza edebilir. Vücut karbondioksit seviyesindeki değişikliklere, oksijen seviyesindeki değişikliklerden daha fazla duyarlıdır. Buna rağmen her iki seviyede beyindeki solunum merkezi tarafından denetlenir. Hava insan vücuduna burun ve ağız yoluyla alınır. Burun, akciğerle alınan havayı nefes borusu aracılığıyla ısıtır , nemlendirir ve filtre eder Akciğerler, içinde atmosfer havası ve kan arasında gaz

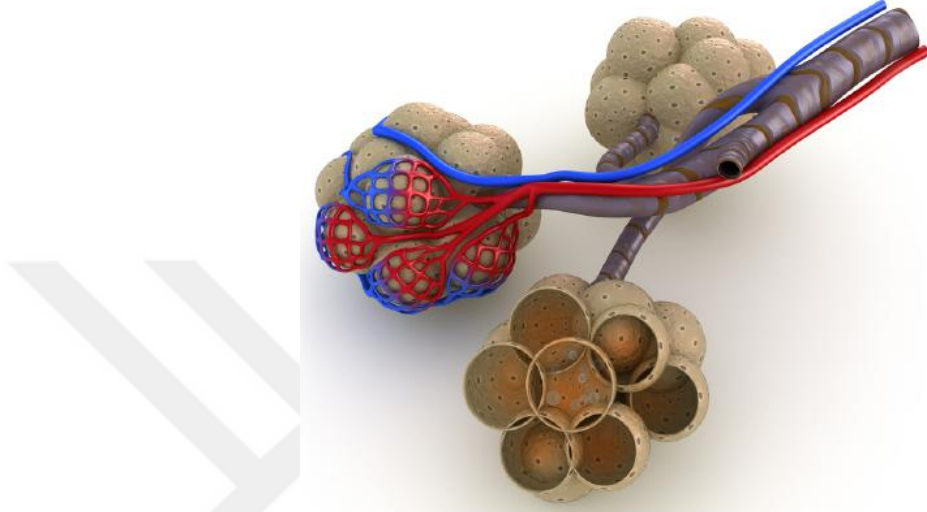
alışverişi olan organlarda Akciğerler hemen hemen tüm göğüs boşluğunu doldurmakta olup, kalp ile birlikte göğüsteki en önemli organlardır. Soluk borusu göğüs içinde iki bronşa ayrılır ve sol ve sağ akciğerlere ulaşır.



Şekil 5-2 Solunum Sistemi Görünümü

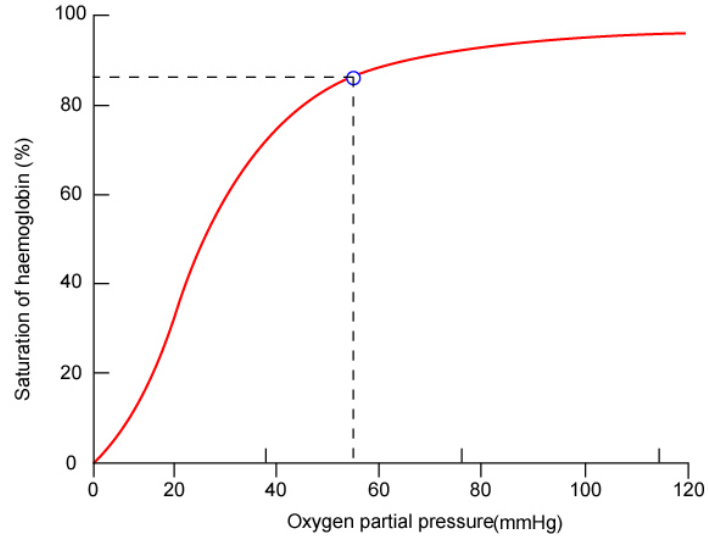
Bir ağacın dalları gibi, her bronş, alveol adı verilen hava keselerine açılan bronşçuklara açılır Alveol, kan taşıyıcı ince kılcak damarlarla kaplanmıştır. Alveol çeperleri çok ince olduğu çeperlerin iki tarafında da basınç farkları varolduğu için oksijen kana çabucak karışabilmekte ve karbondioksit kolayca kandan alveol içine geçebilmektedir. Oksijen, kırmızı kan hücrelerindeki (hemoglobin) adı verilen proteinlerle tutulur ve tüm vücuda taşınır. Yapısı itibariyle basit kimyasal bir çözeltinin taşıyabileceğinden daha fazla oksijeni tüm vücuda taşır. Hemoglobin, oksijen moleküllerini, dokulara yayılmaları için bırakılacakları düşük oksijen basıncına sahip bölgeye götürür. Karbondioksit beden dokularından kana geçer ve kan içerisinde karbonik asit çözeltisi halinde taşınır. Akciğerler, plevra adı verilen çift katlı zar tabakasıyla kuşatılmıştır. Akciğerler ve plevra kaburgalarca (göğüs kafesi) korunmaktadır. Diyafram adı verilen ince bir kas dokusu akciğerlerin tam altında yer almaktadır. Solunum kaburgaların ve diyaframın hareketiyle sağlanmaktadır. Nefes

almak için, göğüs kafesini dışarı ve içeri hareket ettiren kaburgalar arasındaki kaslar kasılır, aynı zamanda, diyafram aşağıya doğru daralarak göğüs kafesinin büyümesi sağlanır ve böylece akciğerler genişler.



Şekil 5-3 Hava Kesecikleri(Alveol) Yapısı

Bunun sonucunda akciğerler içinde oluşan negatif basınç (dış basınçtan küçük olduğu için) ortamdaki havayı içeri çeker. Nefes vermek için, gevşeyen göğüs kafesi kasları ve yükselen diyafram ciğerlerin hacminde bir daralmaya sebep olur. Oluşan pozitif basınç (dış basınçtan büyük olduğu için) havanın dışarı çıkmasını sağlar.



Şekil 5-4 Kandaki Oksijen Doyma Seviyeleri



6. HİPOKSİ ve HİPOKSİ ALARM SİSTEMİ TASARIMI

Kan, hücre ve dokularda oksijen eksikliği nedeniyle normal vücut fonksiyonlarının bozulması durumudur. Oksijen eksikliği çeşitli nedenlerle meydana gelebilir, fakat uçuşta en çok karşılaşılanı, akciğer hava keseciklerindeki (alveol) oksijenin parsiyel basıncının azalmasıdır. Bu durum genellikle, toplam atmosferik basınç azalmasının uçucular tarafından uygun bir şekilde önlenememesi sonunda meydana gelir. (39)

6.1. Hipoksi Çeşitleri:

6.1.1. Hipemik (Anemik) Hipoksi:

Kanın oksijen taşıma kapasitesinin azalması durumudur. Karbon monoksit (CO), sigara dumanında ve uçakların egzozlarında bulunması nedeniyle hipemik hipoksi yönünden bütün uçucular üzerinde özellikle tehlike arz eder.

6.1.2. Stagnant (İskemik) Hipoksi:

Gerek yerel, gerekse genel kan akışının azalması durumudur. Kalbin uygun miktarda kanı pompalama gücünün azalması sonucu meydana gelen kalp yetmezliği,

- Damar genişlemesi sonucu kan göllenmesi nedeniyle meydana gelen şok,
- Yüksek +G kuvvetlerine maruz kalma,
- Devamlı basınçlı solunum,
- Muhtelif derecelerde hücrel hipoksiye neden olan bölgesel kan akış değişiklikleri,
 - Aşırı çevre ısısı,
 - Uzun süre oturma veya yatma durumlarında vücut pozisyonunu ani olarak değiştirme,
 - Turnike tatbiki veya kan akışının azalması sonucu meydana gelen beyin hipoksisi

6.1.3. Histotoksik Hipoksi:

Metabolik bozukluklar veya zehirlenmeler, hücrelerin uygun miktarda oksijen kullanabilme kabiliyetini bozar. Bu bozulma hücrelerde oksijen eksikliğine neden olur ve buna da Histotoksik Hipoksi (doku zehirlenmesi) denir. Siyanid ve Karbon monoksit (CO) zehirlenmeleri, Alkol aynı zamanda histotoksik hipoksiye neden olan bir madde olarak da önemlidir.

6.1.4. Hipoksik Hipoksi:

Uçuşta hipoksi, genellikle düşük barometrik basınca maruz kalınması nedeniyle meydana gelir ve bu durum da hipoksik hipoksi veya irtifa hipoksisi olarak tarif edilir.

6.2. Alveoler Oksijen Basıncı:

PaO₂ olarak simgelendirilen alveol içindeki parsiyel oksijen basıncı, irtifa hipoksisinin mekanizmasında çok kritik bir faktördür. Bu parsiyel basınç Dalton kanununa dayanır. Deniz seviyesinde % 78 Azot, % 21 Oksijen ve % 1 Diğer gazlar' dan oluşan atmosferik gazların basınçları ve toplam atmosferik basınç: Azot'un parsiyel basıncı 593 mmHg, Oksijen 'in parsiyel basıncı 160 mmHg, Diğer gazların parsiyel basıncı 7 mmHg; Toplam atmosferik basınç 760 mmHg Deniz seviyesinde alveol içindeki oksijenin parsiyel basıncı, su buharı ve CO₂ düzeltmeleri yapıldıktan sonra yaklaşık olarak 100 mmHg'dır. Difüzyon kanununa göre; yüksek basınca sahip olan gazlar, eşitlik sağlanıncaya kadar alçak basınçlı sahalara doğru akış yaparlar. Buna göre deniz seviyesinde dinamik fizyolojik sistem içinde arteriyel PaO₂ 100 mmHg.'da dengelenir ve arteriyel kan içindeki hemoglobin saturasyon yüzdesi % 97-98 olur. Bu değerler ortalama yetişkin bir kişi için normal kabul edilir. Hemoglobin yüzdesi, arteriyel alveoler oksijenin parsiyel basıncındaki azalma nedeniyle bu değerlerin altına düştüğü zaman hipoksik hipoksi meydana gelir. (38)

ALTITUDE (FT)	TOTAL PRESSURE DRY AIR (MMHG)	PARTIAL PRESSURE OF WATER VAPOUR (MM HG)	TOTAL PRESSURE SATURATED ALVEOLAR AIR (MM HG)	ALVEOLAL PARTIAL PRESSURE OF O ₂ (13.7%)
MSL	760	47	713	98
9 000	543	47	496	68
10 000	523	47	476	65
12 000	483	47	436	59
18 000	380	47	333	46
34 000	187	47	140	19
40 000	141	47	94	13

Şekil 6-1 İrtifa ile Beraber Akciğerlerdeki Kısmi Basınç Değişimi

6.2.1. İrtifalara Göre Mukayeseli PaO₂ ve Hb-O₂ Satürasyonu Yüzde Değerleri:

Deniz seviyesinden 10.000 feet irtifaya çıkıldığında PaO₂' nin 100 mmHg.'dan 65 mmHg.' ya , O₂-Hb satürasyonunun da % 98'den % 87' ye düştüğü görülür. Bu durum vücut fonksiyonlarında herhangi bir bozulmaya yol açmaz ve normal kabul edilir. Yani, normal sağlıklı bir kişi PaO₂ ' nin 65 mmHg. 'ya düştüğü 10.000 feet irtifada herhangi bir güçlüklerle karşılaşmaksızın yaşayabilir. Ancak bu irtifada gece görüşünde önemli bir azalma meydana gelir.

6.2.2. Hipoksinin Vücut Organ Ve Sistemleri Üzerine Olan Etkileri:

6.2.2.1. Sinir Sistemi:

Sinir sisteminde oksijen eksikliğinden ilk etkilenen doku, beyin dokusudur. Gözün retinası embriyolojik olarak beyin dokularından kaynaklanır ve bu nedenle gerek gözün, gerekse beyin oksijen ihtiyacı karşılanmadığı takdirde görüş sahası ve beyin performansı bozulur. Eğer oksijen eksikliği uzarsa veya akut hipoksi vuku bulursa beyin aktiviteleri durur ve ölüm meydana gelir. Oksijensiz kalarak harap olan beyin hücreleri asla tekrar iyileşmezler ve ölürlür.

6.2.2.2. Kardiovasküler Sistem (Kalp -Dolaşım Sistemi):

Solunum ve sinir sistemine kıyasla, kardiovaskular sistem hipoksiye karşı nispeten daha dayanıklıdır. 10 bin ft. üzerindeki irtifalarda kalp atımı, dakikada normalden 40 vuruş daha fazladır ve yine 15.000 ft üzerindeki irtifalarda sistolik kan basıncı normalden biraz fazladır. Reflex ayarlamalar, kan akışını ekstremitelere uğratmadan kısa devre yaparak beyine ve kalbe venöz (kirli kan) dönüşünü fazlalaştırır. Kardiovaskular sistem, genellikle solunum sisteminin bozulmasından sonra bile kısa bir süre için tüm dolaşımı devam ettirebilir.

6.2.2.3. Solunum Sistemi:

İrtifada hipoksi olan bir uçucuda gözlenen ilk etki, solunum oranının ve derinliğinin artmasıdır. Bu işlem, kanın içindeki PO₂' nin azaldığını algılayan ve sinir yoluyla solunum sistemini uyararak kompanse işleminin başlamasını sağlayan aortik ve karotid kemoreseptörler tarafından yapılır. Kemoreseptörler normal solunum esnasında işlevsizdirler. Ancak, akciğer hastalığı ve parsiyel oksijen basıncının düşük olduğu bir çevre gibi kandaki PO₂ ' yi düşüren anormal durumlar, kemoreseptörleri aktive eder. Ayrıca kemoreseptörler vücudun kendi içinde dinamik çevresini muhafaza edebilmesine ve homeostasis' i sağlamasına yardımcı olurlar

6.3. Faydalanılabilir Bilinç Süresi (Time of Useful Consciousness- TUC):

TUC ilave oksijen verilmesinden veya oksijenden fakir bir ortama maruz kalındığından itibaren beyin fonksiyonlarının kaybolmasına kadar geçen süredir. TUC aynı zamanda "etkili performans zamanı" (effective performance time) olarak da bilinir. Bu da bir kişinin uygun ilave oksijen alamadığı bir çevrede uçuş görevini etkili bir şekilde yapamamaya başladığı ana kadar geçen süre olarak tarif edilir.

TIME OF USEFUL CONSCIOUSNESS		
ALTITUDE	SITTING QUIETLY	MODERATE ACTIVITY
20 000ft	10 minutes	5 minutes
25 000ft	3 minutes	2 minutes
28 000ft	1.5 minutes	1 minute
30 000ft	1.25 minutes	45 seconds
35 000ft	45 seconds	30 seconds
40 000ft	30 seconds	18 seconds

Şekil 6-2 Çeşitli İrtifalarda Faydalanılabilir Bilinç Süresi(TUC)

6.4. Hipoksik Hipoksinin Önlenmesi:

Hipoksik hipoksi, PaO₂' nin 60 ile 100 mmHg arasında tutulabilecek şekilde ilave oksijen verilmesi suretiyle önlenabilir. Bir uçakta uygun PO₂' nin temini, oksijen sistemi kullanmak veya kabin basınçlama sisteminin faal tutulması veya her ikisinin kombinasyonu ile mümkün olabilir.

6.5. Hipoksi Testleri:

Alçak basınç testleri, yüksek irtifalardaki uçuş ortamı koşulları simüle edilerek gerçekleştirilir ve bu testler oksijenin yetersiz olduğu ortamlarda bazı insanların öfori (kişinin kendisini artan bir şekilde iyi hissetmesi) hissi deneyimini yaşadıklarını göstermiştir. Testler sırasında bu kişiler kendi isimlerini anlaşılır bir şekilde yazamayabilir ya da belirli türde bir deste kâğıdı uygun olarak sıralayamayabilir, bununla birlikte yine de her şeyi düzgün bir şekilde yaptıklarını düşünürler. İşte bu durum oksijen azlığı/hipoksinin sinsi gelişen doğasıdır. Sinsice ilerleyerek ortaya çıktığı için de insanoğlunu hazırlıksız yakalar ve daha ilk aşamada vücudumuzun bu durumu (yani bir şeylerin yanlış, hatta çok yanlış gittiğini) algılayarak gerekli koruyucu

önlemleri almamızı engeller. Genellikle uçuş güvenliği için yapılan testlerde hipoksi anında pilotların görüntüsü herkesi şaşırtır.



Şekil 6-3 Hipoksi Testinde Bir Pilot

İnternet üzerinden ‘hypoxia’ kelimesiyle yapılan aramayla izleyebileceğiniz bir videoda eline bir oyuncak verilen pilot, hipoksi ortamı olduğu zaman yüksek sesle yapılan ‘Düşüyoruz derhal müdahale et yoksa hepimiz öleceğiz’ uyarısını hiç umursamadan oyuncakla oynamaya devam etmektedir. Maskesi takılıp oksijen verildikten sonra bilincini ve muhakeme yeteneğini yeniden kazanmaktadır.

6.6. Hipoksi ile İlgili Örnek Bir Olay Hellios Flight 522:

Dünyada en bilinen ve en çok can kaybıyla sonuçlanan hipoksi kaynaklı uçak kazası bilindiği kadarıyla Hellios 522 numaralı uçuştur. Bu uçuştan başka son yıllarda gerçekleşen ve halen aydınlatılamayan Alp dağlarına çarpan Germanwings uçak kazasının da hipoksi kaynaklı olduğu iddia edilmektedir. Yine aynı şekilde 8 Mart 2014 tarihinde büyük bir gizemle Çin Denizi üzerinde kaybolan Malezya Havayolları 370 numaralı uçuşunun kazasında da hipoksinin sebep olduğu ile ilgili iddialar bulunmaktadır ancak resmi kaza raporları ortaya çıkmadığı için bunları incelemeyeceğiz.

Hellios 522 numaralı uçuşundan önce bakım ekibi, uçağın basınçlandırma problemi olup olmadığını anlamak için uçak yerdeyken uçağı basınçlandırarak uçağın hava kaçırmayı kaçırmadığını kontrol etmiştir. bu amaçla uçuşta uçağın basınçlandırılmasını sağlayan sistemi "manual" konuma getirmişlerdir. bakımı

gerçekleştirdikten sonra ise bu sistem eski "auto" haline alınmamış, "manual" konumda unutulmuştur.



Şekil 6-4 Hellios 522 Numaralı Uçuş Enkazında Bulunan Basınç Kontrol Paneli Açıkça Manuel Konumda Olduğunu Göstermektedir

Uçak yükseldikçe kabin içinde basınçlandırma olmadığı için hava kabinde de atmosferde olduğu gibi seyrelmeye başlamıştır. basınç eksikliğinden dolayı oksijen maskeleri açılmış, kokpitte bu maskelerin açıldığına dair uyarılar duyulmuştur. kokpitte de oksijen eksikliği olduğundan pilotların olaylara tepkileri yavaşlamış, uyarıları yanlış yorumlamış ve yavaş yavaş bilinçlerini kaybetmişlerdir. kabindeki oksijen maskeleri ise yolculara 12 dakika boyunca oksijen sağlamış; fakat kokpitte pilotlar kendi oksijen maskelerini takmadıkları için bilinçlerini kaybettikleri ve uçağı havanın daha yoğun olduğu bir irtifaya alçaltmadıkları için kabindeki yolcuların oksijenleri 12 dakika sonunda bitince onlar da bilinçlerini kaybetmişlerdir.

Uçağın arkasında oturan bir uçuş görevlisi, kendi oksijen maskesini kullanmış, pilotlardan herhangi bir talimat gelmeyince kokpite ulaşmak için yolcular tarafından kullanılmamış oksijen maskelerini soluyarak uçağın ön kısmına ulaşmış ve orada bulunan ve her biri birer saat boyunca kullanılabilir olan 4 oksijen tüpünden 3 tanesini kullanarak uçakta bilinçli olarak en uzun süre kalan kişi olmuştur. bu kişi ayrıca kokpite girmiş ve pilotları ayıltmaya çalışmıştır. aynı zamanda pilotluk sertifikası olan bu uçuş görevlisi, hava trafik kontrol ile iletişime geçmeye çalışmışsa da telsiz frekansı kalkış havalimanının frekansına ayarlanmış olduğundan sesini duyuramamıştır. (40)

Otomatik pilotta kendi kendine uçan uçaktan haber alamayan hava trafik kontrol ekibi, uçağı gözlemlemek için F-16 uçaklarını uçağın bulunduğu yere göndermişler, F-16 pilotları kabinde hayat belirtisi görememişlerdir. kokpitte ise uçuş görevlisinin oturduğunu ve onlara el sallamaya çalıştığını görmüşlerdir. Uçak yaklaşık 4 saat otomatik pilotta kendi kendine uçtukten sonra yakıtı tükenmiş, bu sebeple Atina'nın dağlarından birine çakılmıştır. İhtimali az olan bir rivayete göre ise uçağı Atina'ya düşmemesi için F-16'ların düşürdüğüdür. ancak buna dair kanıt bulunamamıştır. Kaza ile ilgili araştırmalar sırasında aynı uçuş şartları, müfettişler tarafından aynı tip uçakta, aynı rotada tekrar canlandırılmış ve olayın basınçlandırma problemi nedeniyle oluşan hipoksi sonucunda gerçekleştiği anlaşılmıştır.

Bu olay ve küçük uçakların yaşadığı onlarca olaya ses kayıtları ile beraber kısa bir araştırma sonrası ulaşmak mümkün görünmektedir. Özellikle genel havacılık için büyük bir tehdit olarak ortaya çıkan ve yavaş yavaş gelişen hipoksi ile günümüzde gelişen teknoloji ve yazılımlar kullanılarak mücadele edilebileceği fikrinden hareketle bu tezin hazırlığına başlanmıştır.

6.7. Uçaktaki Mevcut Hipoksi Alarm Sistemleri:

Yukarıdaki örnek olayda da incelendiği gibi hipoksi pilotların zihinsel olarak doğru karar vermelerini engelleyerek uçağın kontrollerini kaybetmelerine sebep olmakta ve bunun sonucunda maalesef insanlar hayatlarını kaybetmektedir. Bu problemin çözümü maksadıyla çeşitli çözümler geliştirilmiş ve geliştirilmeye devam etmektedir. Büyük yolcu uçaklarında sesli görüntülü ikaz ile pilotu uyarmakta ve pilotların doğru önlemleri alarak uçağı emniyetli bir irtifaya alçaltacağı öngörülmektedir. Alçalma esnasında ihtiyaç duyulan oksijen çeşitli oksijen kaynakları vasıtası ile pilota ve kabindeki yolculara sağlanmaktadır.

Yolcu uçakları kabin basıncını ayarlayarak uçaktaki insanların hipoksiye yakalanmasını önlemektedir. Sistemin ana çalışma mantığı bir valf vasıtası ile kabinden dışarı çıkan hava miktarının kabine giren hava miktarından daha az olmasını sağlamak ve bu sayede kabin içindeki basınç miktarını artırmaktır. Kabine giren hava motorlardan

alındığı için ihtiyaç duyulan yüksek basınca sahip hava motordaki kompresörler yardımıyla basınçlandırılmaktadır.



Şekil 6-5 Boeing 737-800 Çıkış Valfi Kabin Basıncını Düzenler

Yolcu uçakları kabin irtifasını genellikle 8000ft civarında tutarak uçuşlarına devam ederler. Eğer yukarıdaki şekildeki gibi basit bir valf yardımıyla sağlanan kabin basıncında bir değişiklik olur ve kabin irtifası 10000ft üzerine çıkarsa oksijen maskeleri otomatik olarak açılacak ve yolcuların bu maskeleri kullanması gerekecektir. Yine aynı şekilde kokpitteki pilotlar bir süre yetecek olan bu maskelerin sağladığı oksijeni kullanarak uçağı 10000ft altında bir irtifaya(uçağın yere göre yüksekliğinin elverdiği ölçüde) alçaltarak ihtiyaç duyulan oksijen kısmi basıncına ulaşılmasını sağlamaları gerekmektedir.

Aynı şekilde savaş uçaklarının kokpiti çok küçük olduğundan kokpitin basıncının kaybolması çok kolay olacağından ve pilotun oksijen maskesini takmak için yeterli zamanı olmayacağından savaş uçağı pilotları uçuş boyunca sürekli olarak oksijen maskelerini takmaları gerekmektedir. (41)

Küçük uçaklarda da yine hipoksi alarm ve ikazı için mevcut bazı tasarımlar bulunmaktadır. Bunlardan en bilineni son yıllarda bir çok model uçağı sertifikaya edilen Garmin Flight Control 700 (GFC 700) uçuş kontrol sisteminin tasarımıdır.

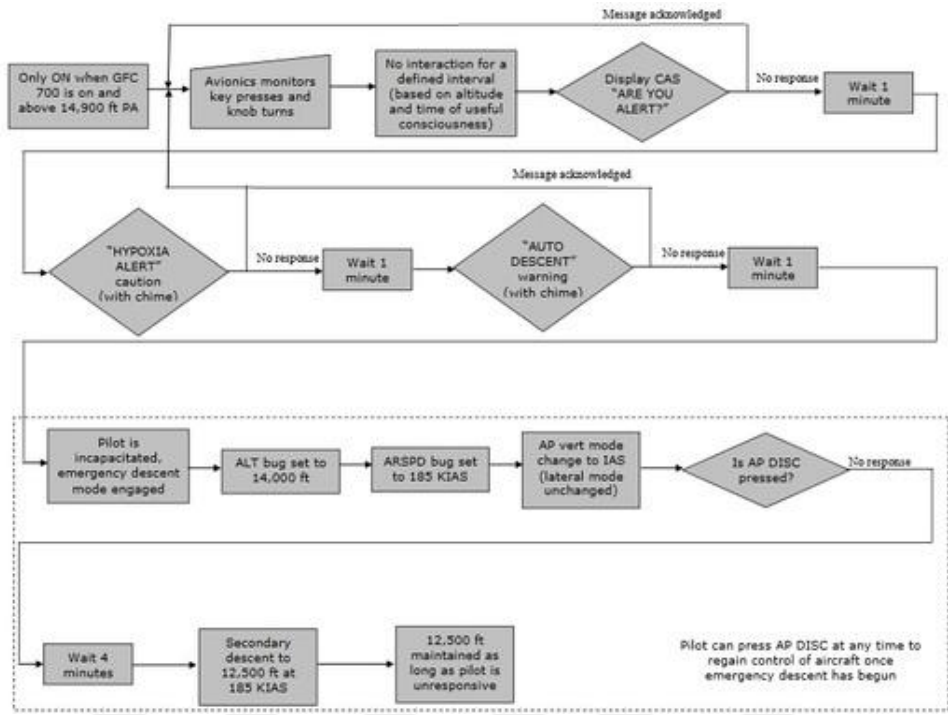
GFC 700 Uçuş kontrol sisteminin sahip olduğu Hipoksi Tanıma Sistemi pilotun inkapasite olup olmadığına pilotun PFD, Multi Function Display(MFD) ve Oto-pilot kontrolleri ile etkileşimini 14900 ft üzerindeki irtifalarda -ki bu irtifa parsiyel oksijen

basıncının düştüğü ve bilinç kaybının başladığı irtifalardır- gözlemleyerek tespit etmektedir. Eğer belirli bir zaman süresince bu sistemler ile pilotun etkileşimi ortaya çıkmaz ise sistem otomatik alçalma modunu devreye almakta ve uçağı hipoksiden korunmayı sağlayacak bir irtifaya alçaltmaktadır. Otomatik pilot yine aynı şekilde pilotun bilinci yerine gelene kadar emniyetli bir şekilde uçuş görevini devam ettirmektedir. Bu alçalma dakikada 1000ft olacak şekilde gerçekleştirilmektedir.



Şekil 6-6 PFD Hipoksi Alarm Ekranı

Sistemin devreye girmesi için eşik değer olarak kabul edilen 15000ft'te 30 dakika hiç bir aktivitede bulunulmaması 25000ft'te 5 dakikaya düşmektedir ki bu da basınçlandırılmamış bir kokpitte müsaade edilen en yüksek irtifadır. Eşik değeri aşıldıktan sonra sistemin ekranlarında bir tavsiye mesajı belirmektedir. Eğer mesaj belirdikten sonra 60 sn içerisinde pilot tarafından bir reaksiyon gerçekleştirilmez ise sarı dikkat mesajı belirmekte ve aynı zamanda sesli anons yapılmaktadır. Eğer bir 60 sn daha hiç bir aktivite tespit edilmez ise kırmızı renkte bir alarm mesajı ekranda belirmekte ve sesli olarak bir anons da duyulmaktadır. Sonraki 120 saniye içerisinde de hiç bir pilot hareketi tespit edilmez ise oto pilot 14000ft'e bir alçalma başlatacaktır. 14000 ft'te de hiç bir aktivite gerçekleştirilmez ise 4 dakika sonra GFC700 otomatik olarak 12500ft'e bir alçalma daha gerçekleştirecektir. Sistemin çalışmasının şematik gösterimi aşağıdaki şekildedir. (42)



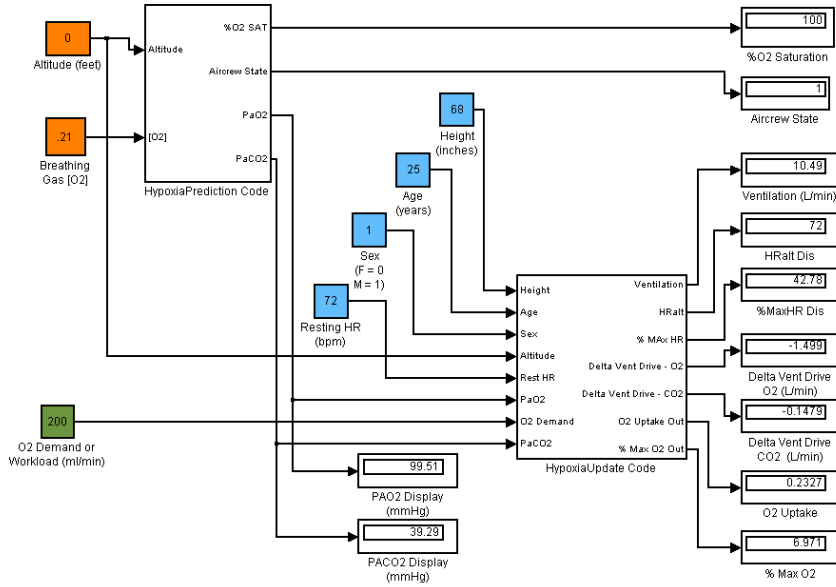
6-7 Hipoksi Alarm Sistemi Şematik Gösterimi

6.7.1. Uçaklarda Hipoksiye Karşı Tasarımı Devam Eden Bir Sistemin İncelenmesi:

Hipoksi tehlikesine karşı kullanılan sistemlerin yanında halen tasarımı devam eden sistemlerde bulunmaktadır. Bu kapsamda Amerikan Deniz Kuvvetleri Deniz Araştırmaları Ofisi(Office of Naval Research (ONR)) tarafından açık kaynak bilgilerine dayanan bir ticari ürün geliştirilmesi ile ilgili araştırma geliştirme projesi başlatılmıştır. Hipoksi Uyarı ve Zarar Azaltma Sistemi(HAMS) adı verilen proje ile havacı ve hava araçlarında taşınan personelin hipoksik bir duruma yakalanmasının tahmini/tespiti/uyarısı çevresel ve bilişsel faktörlerin analizi ile sağlanması amaçlanmıştır. HAMS teknolojisi bir tespit ve tahmin algoritmasını, bir giyilebilir sensör setini, uyarı usullerini ve zararların hafifletilmesi modlarını içermektedir. Nihai hedef askeri personelin ve malzemenin akıllı takip/izleme ve uyarılarını modelleme ile farklı fiziksel toleranslarının modellenmesi ve zamanında uyarıların

sağlanması neticesinde personelin yaralanma veya daha kötü bir sonuç oluşmadan düzeltici tedbirleri almasını sağlamaktır. (43)

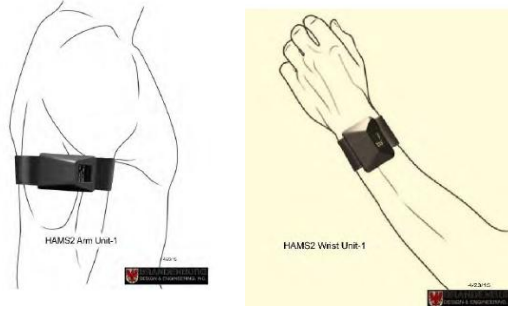
Nicel ve nitel analizlerin yapılması ve hipoksi izleme, tespit, hafifletme çözümlerinin tespitinin yapılması için Athena GTX isimli teletıp uygulamaları üzerine çalışan bir firma görevlendirilmiştir. Proje üzerinde çalışmalar devam etmektedir ilk olarak oluşturulan Hipoksi Tahmin modeli aşağıda sunulmuştur.



Şekil 6-8 HAMS Hipoksi Tahmini için Hazırlanan Blok Diyagramı

HAMS çalışmaları kapsamında tasarlanan kola ve bileğe takılabılır pulse oksimetre⁶(kandaki oksijen seviyesini ölçmek için tasarlanmış alet) tasarımları aşağıdaki şekillerde görülmektedir.

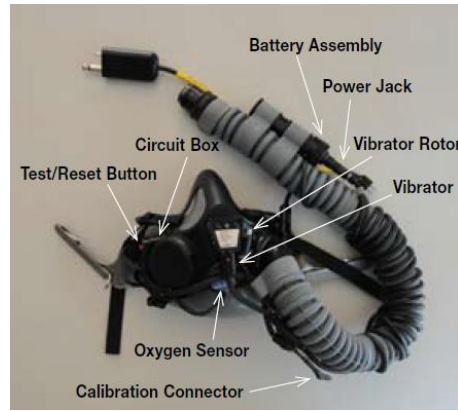
⁶ Bir puls oksimetre vücutun bir bölgesine (genellikle bir parmağa bununla birlikte kalın yapay tırnakların ya da derin koyu renkte tırnak ojesinin olması durumunda ayak parmağına ve kulak memesine) gönderilen ışık dalgasını kullanır. Işık dalgası kanın oksijenli olup olmadığını saptamak için onun rengini kullanır. Kırmızı kan hücrelerinin yeteri kadar oksijenli olup olmamasına bağlı olarak kan rengimiz değişir. İki dalga boyundaki (650nm ve 805nm) probe dan bir ışık kaynağı çıkar. Işık, hemoglobin tarafından doymuş ya da doymamış olmasına bağlı olarak farklı miktarlarda kısmen soğurulur. İşlemci iki dalga boyundaki soğurmayı hesaplarken oksijenlenmiş hemoglobinin oranını da hesaplayabilir. Oksimetre nabız akışına bağımlıdır ve akış özelliğinin grafiğini gösterir. Akışın yavaş olduğu yerde oksimetre çalışmayabilir. Oksimetrenin içindeki bilgisayar sadece atardamar akışını göstermek için nabız akışını diğer daha statik sinyallerden ayırt etme yeteneğine sahiptir.



Şekil 6-9 HAMS Pulse Oksimetre Tasarımı

6.7.2. NASA Tarafından Geliştirilen Hipoksi Tespit ve Uyarı Sistemi

NASA tarafından da hipoksi tespit ve uyarı sistemi üzerine bir çalışma yapılmış ve çalışma sonucunda geliştirilen sistem kullanıma sunulmuştur. Aşağıdaki şekilde de görülebilen sistem sadece havacılık uygulamalarında değil modüler bir yapıda olması sayesinde itfaiyecilerin kasklarına, dalış yapan kişilerin veya dağ tırmanışçıları ile madenci ve kapalı alanlarda kaynak yapan kişiler gibi sıklıkla hipoksiye maruz kalabilecek kişiler tarafından kullanılabilir. 2006 yılında patenti alınan bu sistem kandaki oksijenin kısmi basıncını ölçmekte, ve titreşimli bir alarm ile kullanıcıyı uarmaktadır. Sistemi oluşturan tüm parçalar aşağıdaki resimde de görüldüğü üzere maskeye irtibatlandırılmıştır. Kandaki oksijen seviyesi daha önce belirlenen seviyenin altına düştüğü anda maskeye titreşim verilmektedir. (44)



Şekil 6-10 NASA Tarafından Geliştirilen Hipoksi Tespit ve Uyarı Sistemi

6.8. Otomatik Yere Çarpma Önleme Sistemi-GCAS :

Konuyla ilgili inceleyeceğimiz bir başka sistem de GCAS sistemidir. Bu sistem de bilincini kaybetmiş pilotların hayatını ve milyonlarca dolar değerindeki uçakları kurtaran bir sistem olarak dikkat çekmektedir. Bu sistem 2014 yılından itibaren test maksatlı olarak deneysel bir takım F16 ve F22 uçaklarına takılmış ve denemeler sonra oldukça başarılı olduğu ve operasyonel olarak diğer uçaklara da takılmak için hazır olduğu yetkililer tarafından söylenmiştir.

GCAS sistemi uçağın ağırlığı, performansı, seyrüsefer konum bilgisi, GPS, dijital arazi irtifa verisi gibi birçok değişkeni değerlendirmekte ve sürekli olarak uçağın üç boyutlu olarak yeryüzüne olan konumunu hesaplamakta, bu sayede çarpmayı engellemek için gerekli zaman tespit edilerek önleme manevrası uygun zamanda otomatik olarak sistem tarafından yapılmaktadır.

Sistemin daha önceki bölümlerde belirttiğim GPWS ve TCAS gibi sistemlerden ana farkı sadece bilgi ve uyarı üretmek yerine çarpmaya 1.5 saniye kaldığı anda kontrolü ele alarak uygun çarpmadan kaçınma manevrasını otomatik olarak gerçekleştirmesidir. Burada 1.5 saniye geri dönüşü olmayan nokta olarak kabul edilmektedir, bu andan sonra pilot tarafından kontrolü ele almak için yapılacak bir manevranın çarpışmayı önlemeye yeterli gelmeyeceği kabul edilmiştir.

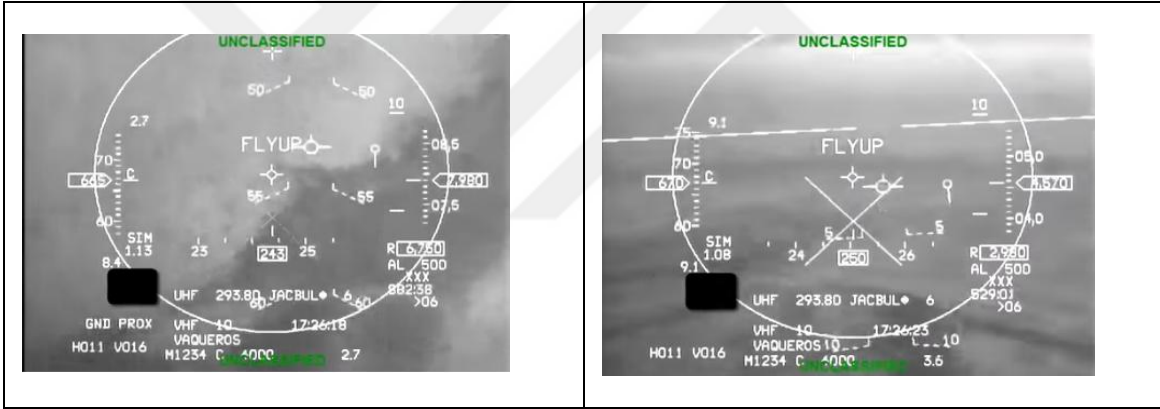
Konuyla ilgili açıklama yapan yetkililer manuel ve sadece uyarı temelli sistemlerin uçağın yere çarpması ile sonuçlanan kazaları önlemekte yeterli olmadığını belirtmişlerdir. Çünkü yere çarpma esnasında pilotların fikslenme, hipoksi, yüksek G sebebiyle bilinç kaybı gibi nedenlerle zaten durumsal farkındalığı ve mekansal oryantasyonunun kaybolduğu ve gerekli manevranın bu sebeple yapılamamaktadır. (45)

2.5 milyon dolar bütçe ile 2007'de başlayan ve geliştirilmesi 2014 yılında tamamlanan projenin 25 yıl içerisinde 130 uçağın yere çarpmasını önleyeceği ve bu

sayede milyonlarca dolar ile yüzlerce pilotun hayatını kurtaracağı değerlendirilmektedir. (46)

Aşağıda sistemin başarısı bir şekilde nasıl pilotun hayatını kurtardığı gösteren resimleri görebilirsiniz. Bu görüntülerin videolarına da internette kısa bir arama sonrasında ulaşılabilmektedir. Amerika Birleşik Devletleri Arizonadaki bir F16'nın HUD görüntülerinden de görüleceği üzere GCAS sistemi 2015 yılından bu yana dört defa pilotların hayatını kurtarmayı başarmıştır.

Sistem yaklaşmakta olan bir yere çarpmayı tespit ederse otomatik olarak yeryüzünden kaçınma manevrasını icra edebilmektedir.

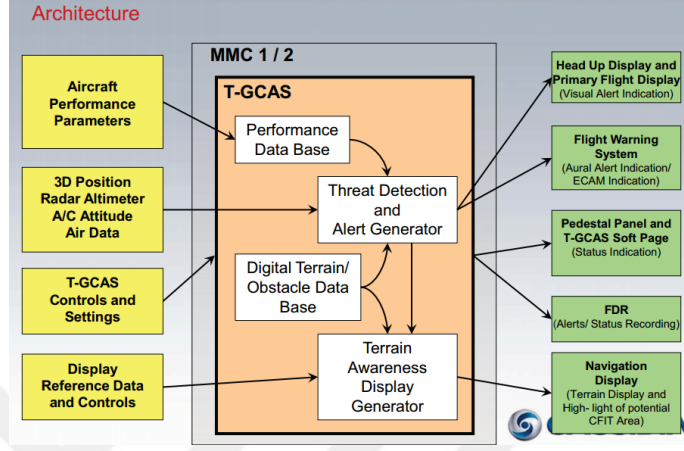


Şekil 6-11 Auto GCAS HUD Görüntüsü

Sistem Amerikan Hava Kuvvetlerinde 2015 yılından itibaren F16 Block40/50 savaş uçaklarının yazılımlarının güncellenmesi programının bir parçası olarak uçaklara yüklenmeye başlanmıştır. Sistem uçağın uçuş profilini ve arazinin profilini sürekli olarak karşılaştırır ve eğer bu profiller birbirleri ile kesişiyorsa yukarıdaki şekillerde de görüleceği üzere iki adet V şeklini PDF üzerinde göstermeye başlar. Ve bu iki V birbirine değdiği anda otomatik kurtulma/kaçınma manevrası GCAS oto-pilotu tarafından icra edilir. Otomatik kaçınma manevrası 5G'lik bir çekiş ile araziden kaçınmayı sağlamaya çalışır.

Yine aynı şekilde Airbus A400 askeri nakliye uçaklarında da T-GCAS sistemi kullanılmaktadır. Burada Otomatik GCAS'dan farklı olarak bir kaçınma otomatik

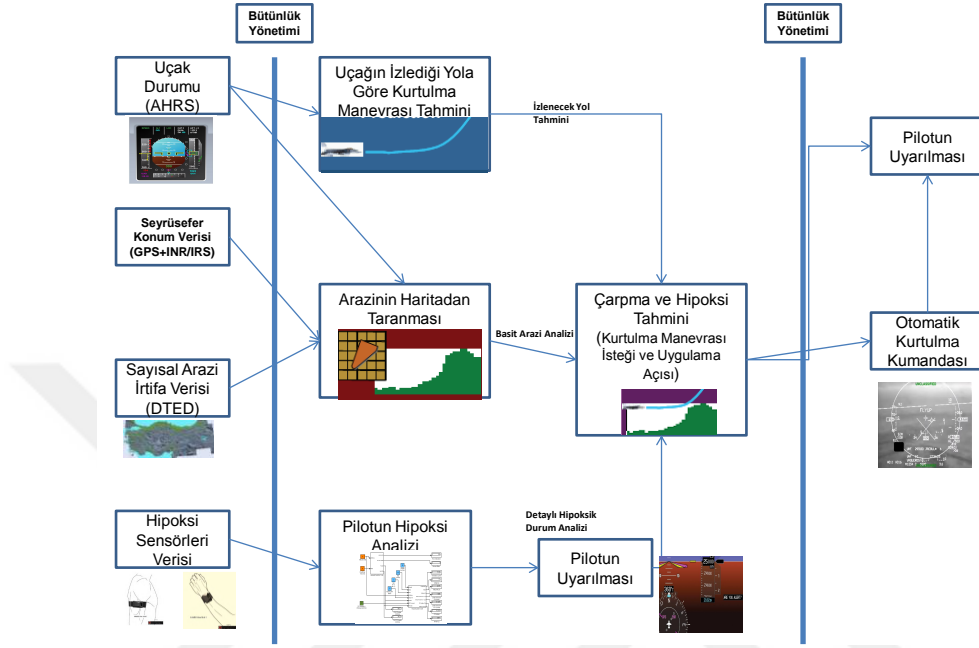
manevrası üretilmemekte sadece uyarı ve bilgi olarak çeşitli görsel ve sesli uyarılar pilota sistem tarafından iletilmektedir.



Şekil 6-12 AIRBUS A400M T-GCAS Mimarisi

6.9. Hipoksi Alarm ve Çarpmayı Önleme Sistemi Tasarımı:

Tez konusu olan Hipoksi alarm sistemi algoritması aşağıdaki şekilde sunulmuştur. Bu tasarım başta hipoksi olmak üzere çeşitli sebepler ile uçağın yere çarpması ya da uzun süre kontrolsüz kalarak pilot ve diğer uçaklar için tehlike arz etmesini önlemek amacıyla geliştirilmiştir. Tasarım sonrasında uygulama geliştirilirken üç ihtiyacın karşılanmasına dikkat edilmelidir. Birinci ihtiyaç uçağın hiç bir koşulda zarar görmemesidir, ikinci ihtiyaç olarak algoritma ile geliştirilen sistemin uygunsuz zamanlarda uçağın kontrollerine kesinlikle müdahale etmemesi sağlanmalıdır son olarak geliştirilen sistem hipoksi kaçınması için manevra yaparken ya da yerle çarpışmadan kaçınma manevrası yaparken yer ile ya da diğer uçaklar ile çarpışmamalıdır.



Şekil 6-13 Hipoksi Alarm ve Çarpma Önleme Sistemi Tasarımı

Temel olarak tasarlanan hipoksi alarm ve çarpma önleme sisteminin algoritması 5 alt algoritmadan oluşmaktadır. İlk olarak sürekli uçağın izleyeceği yolu mevcut veriler(uçağın uçuş başı, uçağa verilen uçuş kumandası vb.) ile analiz edilerek tahmin edebilecek bir algoritma oluşturulmalıdır. İkinci olarak GPS ve IRS/INS sistemlerinden alınan konum verisi ile bir sayısal yükseklik verisi haritası(DTED harita) verilerinin birleştirilerek sürekli olarak birinci algoritma sonucu oluşturulan tahmini uçuş yoluna göre arazi taraması yapılacağı bir algoritma oluşturulmalıdır. Üçüncü olarak uçağın irtifası, pilotun maruz kaldığı G kuvveti, pilotun üzerindeki sensörlerden aldığı kandaki oksijen saturasyonu verisi, pilotun kumandalar ile etkileşimi verilerini değerlendirip pilotun hipoksi durumu içinde olup olmadığını tespit edecek ve alçalınacak irtifayı tespit edecek hipoksi analiz algoritması oluşturulmalıdır. Dördüncü olarak çarpışmayı önlemek için icra edilmesi gereken manevra usulünü tespit edecek bir algoritma oluşturulmalıdır. Son olarak da uçağın kontrolünün çarpışma önleme sisteminin hesapladığı manevrayı uygulayacak şekilde sisteme devredildiği ve tehlikenin ortadan kalmasının tespitini

müteakip kumandaların geri pilota verilmesini hesaplayacak bir algoritma geliştirilmelidir.

Yukarıda belirtilen beş algoritmadan her birisi ile ilgili halen geliştirilmiş algoritmalar ve patentler mevcut olmasına karşın bu tez ile ortaya konan algorithmada pilotun hipoksik bir durumda bulunduğunun erkenden tespit edilip uçak ve pilotu daha büyük stres altında bırakmadan uygun manevranın bir an önce otomatik olarak yaptırılması tasarlanmıştır. Örnek vermek gerekirse hipoksi sebebiyle bilincini kaybetmiş ve uçağını dalış pozisyonuna getiren bir kumanda vermiş bir pilotun dalış ile beraber üzerine binecek kuvvetler sebebiyle bilincinin açılması muhtemel gözükmediğinden yere çarpmadan kaçınma manevrası daha erken başlayacak ve uçak ile pilot daha düşük G kuvvetlerine maruz kalacaktır.

Her uçağın manevra kabiliyeti yapısal olarak değiştiğinden bu algoritma sayesinde sistem farklı tipte uçaklara monte edilebilecek, uçak tipi için uygun limitler içerisinde manevra yapılacaktır.

SONUÇ

Bilgisayar mühendisliği uygulamalarının havacılıkta ve uçaklarda kullanımının incelendiği bu tezin son bölümünde bir hipoksi alarm sistemi tasarımı önerisi sunulmuş ve bu öneri ile ilgili bilgi altyapısı tezin ilk beş bölümünde sunulmuştur. Tez içerisinde işlenen konular ile bilgisayar mühendisliği altyapısına sahip kişilerin uçaklardaki bilgisayar tabanlı uygulamalar ile ilgili daha fazla bilgi sahibi olmasını sağlamak amaçlanmıştır.

Bu tez aynı zamanda diğer mühendislik disiplinlerindeki konuyla ilgili hiç bilgi sahibi olmayan kişilerin de bilgisayarların uçaklarda nasıl kullanıldığı ve sistemlerin temel mantığı alanlarında bir giriş yapabilmesi ve konuyla ilgili terimler ve düşünceleri anlaması açısından faydalı olması amaçlanmıştır.

Dijital/Sayısal aviyonik kavramı günümüzde çok önemli bir kavramdır çünkü modern uçaklar bir çok uygulama ile çok geniş anlamda sayısal aviyonik sistemleri kullanmaktadır. Pilotların iş yükünü hafifletmek açısından son derece önemli bir görevleri vardır. Günümüzde çok istisnai bir kaç örnek dışında hemen hemen tüm oto pilot sistemleri bilgisayar temelli çalışmaktadır.

Teknolojik iyileşme ve gelişmeler neticesinde bilgisayar çağının sağladığı üstün teknoloji ürünü bilgisayarlar eski nesil elektro mekanik cihazların yerini almıştır. Eskiden mekanik, grafik ve elektro mekanik göstergeleri içeren kokpit içindeki sistemlerin tümü hızlı bir şekilde tıpkı bir kişisel bilgisayar gibi kullanımı ve anlaşılması kolay gösterge ekranları ve monitörlerle değiştirilmiştir.

Bilgisayar teknolojisinin uçaklardaki kullanımı aviyonik ekranlardaki kullanımın çok ötesine geçmiştir. Bilgisayarlar günümüzde uçakların yapısal olarak kontrolünde de kullanılmaktadır. Eski uçaklarda uçağın motorlarının ve kontrol yüzeylerinin kontrolü mekanik ve hidrolik irtibatlar ile sağlanırdı. Ancak günümüzde üretim maliyetleri, bakım maliyetleri ve mekanik parçaların yarattığı operasyonel ağırlıklar sebebiyle mekanik kontroller bilgisayar teknolojiler ile değiştirilmiştir ve fly-by-wire denilen teknolojinin havacılığa girmesini sağlamıştır. Fly-by-wire terimi kontrol sinyallerinin bilgisayar ağları üzerinde haberleşmesi ve bu kontrol sinyallerinin kontrol yüzeyleri ve motor ayarlarını düzenleyecek bilgisayarlar tarafından kullanılmasının bir kombinasyonudur.

Tezin konusu olan *hipoksi* pilotların zihinsel olarak doğru karar vermelerini engelleyerek uçağın kontrollerini kaybetmelerine sebep olmakta ve bunun sonucunda maalesef insanlar

hayatlarını kaybetmektedir. Bu problemin çözümü maksadıyla çeşitli çözümler geliştirilmiş ve geliştirilmeye devam etmektedir.

Hipoksi alarm sistemi tasarısı ile ilgili literatürde yapılan çalışmalar ve uygulamalar incelenmiş bu kapsamda genel olarak:

Büyük yolcu uçaklarında sesli görüntülü ikaz ile pilotu uyardığı ve pilotların doğru önlemleri alarak uçağı emniyetli bir irtifaya alçaltacağına öngörüldüğü; alçalma esnasında ihtiyaç duyulan oksijenin çeşitli oksijen kaynakları vasıtası ile pilota ve kabindeki yolculara sağlandığı;

Küçük uçaklarda da yine hipoksi alarm ve ikazı için mevcut bazı tasarımlar bulunduğı; Bunlardan en bilineni son yıllarda bir çok model uçağı sertifikalanan Garmin Flight Control 700 (GFC 700) uçuş kontrol sisteminin tasarımında, GFC 700 Uçuş kontrol sisteminin sahip olduğu Hipoksi Tanıma Sistemi pilotun inkapasite olup olmadığına pilotun PFD, Multi Functino Display(MFD) ve Oto-pilot kontrolleri ile etkileşimini belirlenen irtifa üzerindeki irtifalarda gözlemleyerek tespit ettiği; eğer belirli bir zaman süresince bu sistemler ile pilotun etkileşimi ortaya çıkmaz ise sistem otomatik alçalma modunu devreye aldığı ve uçağı hipoksiden korunmayı sağlayacak bir irtifaya alçalttığı;

Hipoksi tehlikesine karşın kullanılan sistemlerin yanında halen tasarımı devam eden sistemlerin de bulunduğı; bu kapsamda Amerikan Deniz Kuvvetleri Deniz Araştırmaları Ofisi(Office of Naval Research (ONR)) tarafından açık kaynak bilgilerine dayanan bir ticari ürün geliştirilmesi ile ilgili araştırma geliştirme projesi başlatıldığı, Hipoksi Uyarı ve Zarar Azaltma Sistemi(HAMS) adı verilen proje ile havacı ve hava araçlarında taşınan personelin hipoksik bir duruma yakalanmasının tahmini/tespiti/uyarısı çevresel ve bilişsel faktörlerin analizi ile sağlanması amaçlandığı, HAMS teknolojisi bir tespit ve tahmin algortimasını, bir giyilebilir sensör setini, uyarı usullerini ve zararların hafifletilmesi modlarını içerdiği;

NASA tarafından da hipoksi tespit ve uyarı sistemi üzerine bir çalışma yapıldığı ve çalışma sonucunda geliştirilen sistem kullanıma sunulduğı; sistemin sadece havacılık uygulamalarında değil modüler bir yapıda olması sayesinde itfaiyecilerin kasklarına, dalış yapan kişilerin veya dağ tırmanışçıları ile madenci ve kapalı alanlarda kaynak yapan kişiler gibi sıklıkla hipoksiye maruz kalabilecek kişiler tarafından kullanıla bildiğı;

Bunlarla beraber tez ile incelenen GCAS sisteminin de bilincini kaybetmiş pilotların hayatını ve milyonlarca dolar değerindeki uçakları kurtaran bir sistem olarak dikkat çektiği; bu sistemin 2014 yılından itibaren test maksatlı olarak deneysel bir takım uçaklara takılmış ve denemeler sonra oldukça başarılı olduğu ve operasyonel olarak diğer uçaklara da takılmak için hazır olduğu tespit edilmiştir.

Tez konusu olarak önerilen hipoksi alarm sistemi algoritması başta hipoksi olmak üzere çeşitli sebepler ile uçağın yere çarpması ya da uzun süre kontrolsüz kalarak pilot ve diğer uçaklar için tehlike arz etmesini önlemek amacıyla geliştirilmiştir. Sistem tasarımında üç ihtiyaç önem kazanmıştır. Bu ihtiyaçlardan birincisi uçağın hiç bir koşulda zarar görmemesidir, ikinci ihtiyaç olarak algoritma ile geliştirilen sistemin uygunsuz zamanlarda uçağın kontrollerine kesinlikle müdahale etmemesinin sağlanması, son olarak geliştirilen sistem hipoksi kaçınması için manevra yaparken ya da yerle çarpışmadan kaçınma manevrası yaparken yer ile ya da diğer uçaklar ile çarpışmamasıdır.

Temel olarak tasarlanan hipoksi alarm ve çarpma önleme sisteminin algoritması 5 alt algoritmadan oluşmaktadır. İlk olarak sürekli uçağın izleyeceği yolu mevcut veriler(uçağın uçuş başı, uçağa verilen uçuş kumandası vb.) ile analiz edilerek tahmin edebilecek bir algoritma oluşturulmalıdır. İkinci olarak GPS ve IRS/INS sistemlerinden alınan konum verisi ile bir sayısal yükseklik verisi haritası(DTED harita) verilerinin birleştirilerek sürekli olarak birinci algoritma sonucu oluşturulan tahmini uçuş yoluna göre arazi taraması yapılacağı bir algoritma oluşturulmalıdır. Üçüncü olarak uçağın irtifası, pilotun maruz kaldığı G kuvveti, pilotun üzerinden aldığı kandaki oksijen saturasyonu verisi, pilotun kumandalar ile etkileşimi verilerini değerlendirip pilotun hipoksi durumu içinde olup olmadığını tespit edecek ve alınacak irtifayı tespit edecek hipoksi analiz algoritması oluşturulmalıdır. Dördüncü olarak çarpışmayı önlemek için icra edilmesi gereken manevra usulünü tespit edecek bir algoritma oluşturulmalıdır. Son olarak da uçağın kontrolünün çarpışma önleme sisteminin hesapladığı manevrayı uygulayacak şekilde sisteme devredildiği ve tehlikenin ortadan kalkmasının tespitini müteakip kumandaların geri pilota verilmesini hesaplayacak bir algoritma geliştirilmelidir.

Her uçağın manevra kabiliyeti yapısal olarak değiştiğinden bu algoritma sayesinde sistem farklı tipte uçaklara monte edilebilecek, uçak tipi için uygun limitler içerisinde manevra yapılabilecektir.

Sonuç olarak son yıllarda havacılık alanında atılımlar yapmış olan ülkemizde halen devam eden projeler ile havacılık endüstrisinde yerini sağlamlaştıırken, milli eğitim uçağı ve milli helikopter üretimine başlanmıştır. Havacılıkta can ve malzeme kaybına sıklıkla sebep olan hipoksi ile ilgili yapılan çalışmalar incelendiğinde bu önemli alanda halen büyük boşlukların olduğu ve bu sebepten bir çok kaza yaşanmaya devam ettiği kolaylıkla görülmektedir. Tez konusu tasarım nerisi bir sistemin patentlendirilerek başta milli eğitim uçağı olmak üzere milli uçak/helikopter projeleri uçuş kontrol/aviyonik yazılımlarına entegre edilmesi üretilen uçak/helikopterlerin özgün tasarımının daha da güçlenmesine ve diğer ülkeler tarafından tercih edilmesine yardımcı olacak bir etken olacaktır.



KAYNAKÇA

1. *David A. Caughey, Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M&AE 5070, Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University, New York, 2011.*
2. *Computers and Aviation Antony Jameson Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University Stanford, US.*
3. *John Anderson, Introduction to Flight, McGraw-Hill, New York, Fourth Edition, 2000.*
4. *Talay, Theodore A. Introduction to the Aerodynamics of Flight (NASA SP-367), Langley Research Center, 1975. National Oceanic and Atmospheric Administration. U.S. Standard Atmosphere, 1976, Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, 1976.*
5. *Bernard Etkin & Lloyd D. Reid, Dynamics of Flight; Stability and Control, John Wiley & Sons, New York, Third Edition, 1998. .*
6. *Robert C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, New York, Second Edition, 1998. .*
7. *Zuse, Konrad (1993). Der Computer ,Berlin, Springer-Verlag.*
8. *Salz Trautman, Peggy (April 20, 1994). "A Computer Pioneer Rediscovered, 50 Years On". The New York Times.*
9. *Ray Girvan, "The revealed grace of the mechanism: computing after Babbage" , Scientific Computing World, 2003.*
10. *William A. Flanagan, Aviation Records in the Jet Age: The Planes and Technologies Behind the Breakthroughs.*

11. Osborne, Adam (1980). *An Introduction to Microcomputers. Volume 1: Basic Concepts (2nd ed.)*. Berkeley, California: Osborne-McGraw Hill. .
12. R.P.G. Collinson, *Introduction to Avionics Systems, 2nd Edition*, Kluwer Academic Publishers, 2003.
13. Jerry Peek; Grace Todino; John Strang, *Learning the UNIX Operating System: A Concise Guide for the New User*. O'Reilly.
14. TDK Bilişim Sözlüğü.
15. "Embedded Software—Technologies and Trends". IEEE Computer Society. May–June 2009. Retrieved 6 November 2013.
16. R.J. Pehrson, *Software development for the Boeing 777, The Boeing Company, Technical Report*, 1996.
17. *A Cost Trade-Off Analysis of F-16 Line Replaceable Unit (LRU) Packaging Options*.
18. *Triple-Triple Redundant*. **Yeh, Y. C. (Bob) Boeing Commercial Airplane Group**. Seattle, Washington : s.n.
19. **Condor Engineering, Inc.** *AFDX / ARINC 664 Tutorial (1500-049)*. Santa Barbara, : s.n., 2005.
20. D. Titterton and J. Weston. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. The American Institute of.
21. *Inertial Sensor Technology Trends*. **Neil Barbour and George Schmidt, Senior Member, IEEE**. s.l.: IEEE SENSORS JOURNAL, VOL. 1, NO. 4, DECEMBER 2001.
22. *MEMS based inertial measurement unit for attitude and heading reference systems* . **J. Bartholomeyczik, S. Zimmermann,** LITEF GmbH, Freiburg : s.n.

23. *The Delay/Doppler Radar Altimeter*. **R. Keith Raney, Fellow, IEEE**. s.l. : IEEE TRANSACTIONS ON GEOSCIENCE AND REMOTE SENSING, VOL. 36, NO. 5, SEPTEMBER 1998.

24. **Mark Peters, John Sorensen**. *Multi-Modal Digital Avionics for Commercial Applications*, NASA Glenn Research Center . Campbell, CA : s.n. NASA Contract No. NAS3-03082 .

25. **Walter, Randy**. *The Avionics Handbook Chapter 15*. s.l. : CRC Press LLC, 2001.

26. *B737 Flight Management Computer Flight Plan Trajectory Computation and Analysis* . **Schreur, Jon M.** Seattle : s.n., 1996.

27. **Walters, Randy**. *Flight Management Systems* . *Smiths Industries*. s.l. : by CRC Press LLC, 2001.

28. **Roger H. Hoh, Alfredo J. Arencibia**. *Development and Flight-Test of a Commercial Head-Up Display*. s.l. : BAE Systems, 2006.

29. **Robert B. Wood, Peter J. Howells**. *Head-Up Displays. The Avionics Handbook*. s.l. : CRC Press LLC, 2001.

30. **Elisabeth A. Strunk, John C. Knight**. *Digital Avionics: A Computing Perspective*. Charlottesville : s.n., 2006.

31. **Ward, Dwight D.** AUTOMATIC FLIGHT CONTROL AND STABILIZATION. *Aviation Electrician's Manual*. 2012.

32. *Modeling and Design of an Autothrottle Speed Control System* . **Ganga P. Jayaraman Ph.D., Senior Member, IEEE**. Selanik : 17th Mediterranean Conference on Control & Automation, 2009.

33. *DESIGN PRINCIPLES AND ALGORITHM DEVELOPMENT FOR TWO TYPES OF NEXTGEN AIRBORNE CONFLICT DETECTION AND COLLISION AVOIDANCE*. **Chamlou, Roxaneh**. Virginia : IEEE, 2010. 978-1-4244-7459-2/10.

34. **Airborne, Participants in Workshop on Getting Collision Avoidance**. *Safer Skies With TCAS Special Report*. 1989.

35. ACAS II Bulletin "Traffic, traffic" TCAS Traffic Advisories . *ropean Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL) Bulletin*. December | N°16 , 2012.

36. **"Downward Pressure on the Accident Rate" Nicholas A. Sabatini, Herndon, VA May 12, 2006 International Society of Air Safety Investigators**.

37. **Breen, Barry C. ve Corp., Honeywell**. Enhanced Situation Awareness Chapter 17. *The Avionics Handbook*. s.l. : CRC Press LLC, 2001.

38. *İNSAN PERFORMANSI VE LİMİTLERİ* . s.l. : TÜRK HAVA KUVVETLERİ 2 NCİ ANA JET ÜS KOMUTANLIĞI YAYINLARI, 2007.

39. Airbus Flight Operations Briefing Notes. *Cabin Operations Cabin Decompression Awareness*. BLAGNAC CEDEX FRANCE : Airbus Customer Services , 2007. FLT OPS – CAB OPS – SEQ 09 – REV 01.

40. **Tsolakis, Chairman Captain Akrivos D. AIRCRAFT ACCIDENT REPORT HELIOS AIRWAYS FLIGHT HCY522 AT GRAMMATIKO, HELLAS**. Athens : HELLENIC REPUBLIC MINISTRY OF TRANSPORT & COMMUNICATIONS AIR ACCIDENT INVESTIGATION, 2006.

41. *Jedick MD/MBA, Rocky (28 April 2013). "Hypoxia". goflightmedicine.com. Go Flight Medicine. Retrieved 17 March 2014*.

42. *GFC 700 Automatic Flight Control System. Supplements, SR22 / SR22T Pilot Operating Hand Book Cirrus Design Section 9*. 2014.

43. *Special Notice 13-SN-0003 Special Program Announcement for 2013 Office of Naval Research "Hypoxia Monitoring, Alert, and Mitigation System"*.

44. *US Patent 7040319 B1 Method and apparatus for monitoring oxygen partial pressure in air masks* .

45. *Automatic Ground Collision Avoidance System*. **Donald E. Swihart, Edward Griffin**. Rhodos : Proceedings of the 13th WSEAS International Conference on SYSTEMS, 2009.

46. *Technology to Save Pilots' Lives Ready for Take-off*. **Sears, Kim**. Washington : American Forces Press Service, 2015.

47. Turing, A. M. (1937). "On Computable Numbers, with an Application to the Entscheidungsproblem". *Proceedings of the London Mathematical Society*. 2. 42 (1): 230–265. .

48. Salz Trautman, Peggy (April 20, 1994). "A Computer Pioneer Rediscovered, 50 Years On". *The New York Times*.

49. **TOMAYKO, James E**. *Computers Take Flight "Fly by WIRE Project"*.

50. **Roger H. Hoh, Alfredo J. Arencibia**. *Development and Flight-Test of a Commercial*. s.l. : Hoh Aeronautics, Inc., 2003.

ÖZGEÇMİŞ

1 Mayıs 1982 Edirne doğumluyum. İlk ve Ortaokulu Edirne ili Uzunköprü ilçesinde tamamladıktan sonra 1999 yılında Kuleli Askeri Lisesinden, 2003 yılında Kara Harp Okulundan mezun oldum. Çeşitli illerde takım ve bölük komutanlığı görevlerini icra ettim. 2010 yılında Kara Kuvvetleri Bilgi Sistem Subay Temel Programını bitirdim, 2010 yılından beri Türk Silahlı Kuvvetlerinin çeşitli birlik, kurum ve karargâhlarında Bilgi Sistemleri Subayı olarak görev yapmaktayım. 2013 yılında, Beykent Üniversitesi, Bilgisayar Mühendisliği Anabilim Dalında yüksek lisans eğitimine başladım. Özel ilgi alanlarım, bilgi sistemleri, havacılık, havacılık teknolojileri ve sistem analizleridir. Yabancı dilim İngilizce olup, evli ve iki çocuk babasıyım.

Can İLMEN