

**DENEYSEL UÇUŞ GÖSTERGE SİSTEMİ
TASARIMI VE BENZETİMİ**

Caner ACARBAY
Yüksek Lisans Tezi

Pilotaj Anabilim Dalı
Aralık - 2014

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Caner ACARBAY'ın “**Deneyisel Uçuş Gösterge Sistemi Tasarımı ve Benzetimi**” başlıklı **Pilotaj** Anabilim Dalındaki Yüksek Lisans tezi, 29.12.2014 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim ve Sınav Yönetmenliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye (Danışman) :	Yard. Doç. Dr. Tansu FİLİK	
Üye (İkinci Danışman):	Prof. Dr. Mustafa CAVCAR	
Üye :	Yard. Doç. Dr. Emre KIYAK	
Üye :	Yard. Doç. Dr. Hakan KORUL	
Üye :	Yard. Doç. Dr. Sinem KAHVECİOĞLU	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarihi ve sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

DENEYSEL UÇUŞ GÖSTERGE SİSTEMİ TASARIMI VE BENZETİMİ

Caner ACARBAY

Anadolu Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Pilotaj Anabilim Dalı

Danışman: Yard. Doç. Dr. Tansu FİLİK

2014, 177 sayfa

Günümüzde üretilen hava araçlarının büyük bir çoğunluğu elektronik gösterge sistemlerine sahiptir. Bu tür göstergeler, hava araçlarında daha fazla veriyi uygun zamanda göstererek uçuşun emniyetini ve pilotun durumsal farkındalığını arttırmaktadır. Bu çalışmada, deneysel ve akademik çalışmalarda kullanılması amacıyla tasarlanabilecek hava araçları için elektronik gösterge sisteminin kavramsal tasarımı ve ekran benzetimi gerçekleştirilmiştir. Kavramsal tasarım aşamasında hava aracının görevine yönelik ihtiyaçların belirlenmesi, karar matrislerinin oluşturulması, insan faktörleri analizinin yapılması, minimum sistem parametrelerinin belirlenmesi ve blok diyagramlarının tasarlanması gerçekleştirilmiştir. Elektronik gösterge sisteminin benzetimi ise Processing programlama dili kullanılarak geliştirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Kokpit, Elektronik Kokpit Göstergeleri, Birincil Uçuş Ekranı, Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi, Gösterge Sistemi Benzetimi

ABSTRACT

Master of Science Thesis

EXPERIMENTAL FLIGHT INSTRUMENT SYSTEM DESIGN AND SIMULATION

Caner ACARBAY

Anadolu University

Graduate School of Science

Department of Flight Training

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Tansu FİLİK

2014, 177 pages

Most of the aircrafts which are produced nowadays have electronic display system. These systems increase both flight safety and situational awareness of a pilot by providing more data at the right time. In this work, for experimental and academic works, both conceptual design and screen simulation of an electronic display system for aircrafts has been realized. Conceptual design phase includes, determination of needs of an aircraft according to its mission, generating decision matrices, analyzing of human factors, determination of minimum system parameters, and designing block diagrams. Simulation of electronic display system has been realized using Processing programming language.

Keywords: Cockpit, Electronic Cockpit Instruments, Primary Flight Display, Electronic Flight Instrument System, Instrument System Simulation

TEŞEKKÜR

Tez sürecinde manevi desteğiyle sürekli yanımda bulunan ailem ve nişanlım Elif ÖZTÜRK'e

Tezin hazırlanmasından tamamlanmasına kadar fikir, görüş ve önerilerini sürekli paylaşan, danışmanım Yard. Doç. Dr. Tansu FİLİK'e

Lisans öğreniminden bu yana akademik ve kişisel her konuda yardımlarını esirgemeyen hocam Yard. Doç. Dr. Emre KIYAK'a

Anket sorularının hazırlanmasında ve düzenlenmesinde yardımlarını esirgemeyen Pilot Training Network (Almanya'da Lufthansa'nın sahibi olduğu uçuş okulu) yer dersleri başöğretmeni Glyn HARLEY'e

Anketime katılan tüm öğrenci arkadaşlarıma ve hocalarıma

Teşekkürü borç bilirim...

Caner ACARBAY

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xi

1. GİRİŞ	1
2. KOKPİT GÖSTERGELERİ	4
2.1. Uçuş Göstergeleri.....	4
2.1.1. Pitot ve Statik Uçuş Göstergeleri.....	6
2.1.2. Jiroskopik Uçuş Göstergeleri.....	12
2.1.3. Manyetik Uçuş Göstergeleri	18
2.2. Motor Göstergeleri.....	20
2.2.1. Basınç Göstergeleri.....	21
2.2.2. Sıcaklık Göstergeleri.....	26
2.2.3. Hareket Göstergeleri	28
2.3. Seyrüsefer Göstergeleri.....	30
2.3.1. Radyo Seyrüsefer Yardımcıları	31
2.3.2. Radyo Seyrüsefer Göstergeleri	44
3. ELEKTRONİK KOKPİT GÖSTERGELERİ	49
3.1. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemleri (EFIS).....	52
3.2. GARMIN G1000 Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi.....	56
3.3. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemlerinde Yer Alan Donanımlar	67
3.3.1. Hava Veri Bilgisayarı	67

3.3.2. Konum ve Baş Açısı Referans Sistemi (AHRS).....	71
3.3.3. Elektronik Yatay Durum Göstergesi (EHSI)	73
3.4. Elektronik Kokpit Gösterge Tasarımında İnsan Faktörleri ve Analizi ...	75
3.4.1. SHELL ve SCHELL Modeli.....	77
3.4.2. Elektronik Uçuş Gösterge Sisteminin İnsan Faktörleri Etkisinin İncelenmesi	80
3.4.3. Genel Havacılıkta Kullanılan Elektronik Uçuş Gösterge Sistemlerinin Uçuş Emniyetine Etkisi	83
3.4.4. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemleri Hakkında Anket Çalışması...	92
4. DENEYSSEL ELEKTRONİK UÇUŞ GÖSTERGE SİSTEMİ TASARIMI VE BENZETİMİ	119
4.1. Kavramsal Tasarım	119
4.1.1. Karar Matrislerinin Oluşturulması	121
4.1.2. Blok Diyagramları	127
4.1.3. Minimum Sistem Gereksinimleri.....	144
4.1.4. Çok Göstergeli Uçuş Kompartımanı Tasarım Gereklilikleri.....	148
4.2. Deneysel Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi Ekran Benzetimi	153
4.2.1. Processing Geliştirme Ortamı	154
4.2.2. PDE Arayüzü	155
4.2.3. Processing Örnek Uygulaması.....	156
4.2.4. Deneysel Uçuş Ekranı Benzetim Tasarımı	158
4.2.5. Processing Sensör Haberleşmesi	165
5. SONUÇ.....	167
KAYNAKÇA	169
ŞEKİLLER KAYNAKÇASI.....	173

ŞEKİLLER DİZİNİ

1.1. Cessna 172 ve Airbus A380 kokpit panelleri.....	2
2.1. Çalışma prensiplerine göre uçuş göstergeleri	5
2.2. Temel T düzeni	5
2.3. Pitot statik tüpü	7
2.4. Pitot statik sistem	8
2.5. Altimetre	9
2.6. Varyometre.....	10
2.7. Sürat saati.....	11
2.8. Jiroskop	12
2.9. Suni ufuk.....	14
2.10. Suni ufuk göstergesinde uçak pozisyonları.....	15
2.11. İstikamet jiroskopu.....	16
2.12. Dönüş koordinatörü.....	17
2.13. Pusula	18
2.14. Burdon tüpü.....	22
2.15. Diyafram	22
2.16. Motor yağ basınç göstergesi	24
2.17. Manifold basınç göstergesi	25
2.18. Yakıt basınç göstergesi	25
2.19. Direkt ölçüm yöntemi ile sıcaklık ölçümü	27
2.20. Takometre	28
2.21. QDR QTE QDM QUJ.....	32
2.22. VOR sinyali.....	34
2.23. ILS localizer	36
2.24. ILS glide path.....	37
2.25. ILS sistemi	38
2.26. DME.....	40
2.27. Birincil ve ikincil radar	41
2.28. CDI.....	44
2.29. CDI VOR	45
2.30. CDI ILS.....	46
2.31. HSI	47
3.1. Boeing 747 Elektronik kokpit göstergelerine geçiş	51

3.2. Boeing 747 EFIS sistemi.....	54
3.3. Airbus A320 EFIS sistemi	55
3.4. EFIS mimarisi	55
3.5. GARMIN G1000 mimarisi	57
3.6. GARMIN G1000 PFD	61
3.7. GARMIN G1000 PFD ekstra göstergeler	62
3.8. Cessna 172 motor parametreleri	65
3.9. Seyrüsefer sırasında MFD ekranı.....	66
3.10. Hava sahaları.....	66
3.11. Hava veri bilgisayarı	70
3.12. Boeing 737 sisteminde ADIRS	71
3.13. Hava aracının üç eksen de hareketi.....	72
3.14. EHSI.....	74
3.15. SHELL modeli	78
3.16. SCHELL modeli	79
3.17. Elektronik uçuş göstergelerinin sahip olması gereken özellikler.....	80
3.18. Kokpit tiplerine göre kazaların boyutu	86
3.19. Kazaların gece-gündüz dağılımı	86
3.20. Kazaların uçuş şartlarına göre dağılımı	87
3.21. Kazaların uçuş planı tiplerine göre dağılımı	87
3.22. Kazaların uçuşun amacına göre dağılımı	88
3.23. Kazaların uçuş aşamasına göre dağılımı.....	88
3.24. Kazaların nedenlerine göre dağılımları.....	89
3.25. Kazaların pilot sayısına göre dağılımı	89
3.26. Kazaların pilot lisans türüne göre dağılımı.....	90
3.27. Kazaların aletli uçuş yetkisine göre dağılımı.....	90
3.28. Anket Soru-1	93
3.29. Anket Soru-2	94
3.30. Anket Soru-3	95
3.31. Anket Soru-4	95
3.32. Anket Soru-5	96
3.33. Anket Soru-6	97
3.34. Anket Soru-7	97
3.35. Anket Soru-8	98
3.36. Anket Soru-9	99

3.37. Anket Soru-10	99
3.38. Anket Soru-11	100
3.39. Anket Soru-12	101
3.40. Anket Soru-13	101
3.41. Anket Soru-14	102
3.42. Anket Soru-15	103
3.43. Anket Soru-16	104
3.44. Anket Soru-17	105
3.45. Anket Soru-18	106
3.46. Anket Soru-19	107
3.47. Anket Soru-20	107
3.48. Anket Soru-21	108
3.49. Anket Soru-22	109
3.50. Anket Soru-23	109
3.51. Anket Soru-24	110
3.52. Anket Soru-25	111
3.53. Anket Soru-26	111
3.54. Anket Soru-27	112
3.55. Anket Soru-29	113
3.56. Anket Soru-29	113
3.57. Anket Soru-30	114
3.58. Anket Soru-31	115
3.59. Anket Soru-32	115
3.60. Anket Soru-33	116
3.61. Anket Soru-34	117
3.62. Anket Soru-35	117
4.1. Hava aracı ve/veya alt bileşenleri tasarım aşaması	119
4.2. Hava aracı hız türleri	129
4.3. Altimetre Q kodları	131
4.4. Hava veri bilgisayarı blok diyagramı	132
4.5. Yönelim hesaplama	133
4.6. AHRS blok diyagramı	135
4.7. Kokpit otomasyon türleri	136
4.8. Yunuslama açısı tutma blok diyagramı	137
4.9. İrtifa tutma blok diyagramı	138

4.10. Hız tutma blok diyagramı	138
4.11. Yükselme/Alçalma oranı tutma blok diyagramı	139
4.12. Yanal eksen otopilot blok diyagramı	139
4.13. Otopilot blok diyagramı	140
4.14. Merkezi bilgisayar blok diyagramı	141
4.15. Sistem tasarımı	144
4.16. Kokpit tasarımı süreci	149
4.17. PDE üzerinden program yükleme	155
4.18. PDE kısayollar menüsü	156
4.19. Örnek uygulama	158
4.20. İlk prototip	159
4.21. Bir doğrunun piksel hesaplaması	162
4.22. Arduino Mega 2560 geliştirme kartı, IMU ve ivmeölçer sensörlerinin bağlantı şeması	166

ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1. Piston ve türbin motorlu uçaklarda motor göstergeleri.....	21
2.2 ILS kategorileri	39
3.1 Elektronik kokpit göstergeleri gelişim süreci	50
4.1 Karar matrisinde kullanılan alternatif seçim kıstasları.....	122
4.2 Karar matrisinde kullanılan puanlar ve açıklamaları	123
4.3 Alternatif elektronik uçuş gösterge sistemleri bileşenleri.....	123
4.4 Karar matrisi – Elektronik uçuş gösterge sistemleri	124
4.5 Alternatif elektronik uçuş gösterge sistemleri bileşenleri.....	125
4.6 Karar matrisi – Elektronik uçuş gösterge sistemi sistem bileşenleri.....	126

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

ADC	: Hava Veri Bilgisayarı (Air Data Computer)
ADF	: Otomatik Yön Bulucu (Automatic Direction Finder)
ADIRS	: Hava Veri Atalet Sistemi (Air Data Inertial Reference System)
ADM	: Hava Veri Modülü (Air Data Module)
ADR	: Hava Veri Referansı (Air Data Reference)
ADS-B	: Otomatik Bağımlı Gözetim Sistemi Yayını (Automatic Dependent Surveillance Broadcast)
AHRS	: Durum ve Baş Açısı Referans Sistemi (Attitude and Heading Reference System)
ARP	: Havacılık Pratikleri Tavsiyeleri (Aerospace Recommended Practice)
CAS	: Kalibre Edilmiş Hava Hızı (Calibrated Air Speed)
CHT	: Silindir Baş Sıcaklığı (Cylinder Head Temperature)
CRM	: Kokpit Kaynak Yönetimi (Cockpit Resource Manegement)
CRT	: Mürettebat kaynak yönetimi (Crew Cockpit Resource)
CVR	: Kokpit Ses Kayıt Cihazı (Cockpit Voice Recorder)
DADC	: Sayısal Hava Veri Bilgisayarı (Digital Air Data Computer)
DH	: Karar yüksekliği (Decision Height)
DME	: Mesafe Ölçüm Cihazı (Distance Measuring Equipment)
EAS	: Eşdeğer Hava Hızı (Equivalent Air Speed)
ECAM	: Merkezi Elektronik Uçak Gözetim Sistemi (Electronic Centralized Aircraft Monitor)

EFIS	: Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi (Electronic Flight Instruments System)
EGT	: Egzoz Gaz Sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature)
EGWS	: Geliştirilmiş Yer Yaklaşım İkaz Sistemi (Enhanced Ground Proximity Warning System)
EHSI	: Elektronik Yatay Durum Göstergesi (Electronic Horizontal Situation Indicator)
EICAS	: Motor Gösterge ve Personel Uyarı Sistemi (Engine Indications and Crew Alerting System)
EPR	: Motor Basınç Oranı (Engine Pressure Ratio)
FAA	: Amerikan Sivil Havacılık Otoritesi (Federal Aviation Administration)
FDR	: Uçuş Veri Kayıt Cihazı (Flight Data Recorder)
FIS-B	: Uçuş Bilgi Sistemi Yayını (Flight Information Services Broadcast)
FMS	: Uçuş Yönetim Sistemi (Flight Management System)
FMC	: Uçuş Yönetim Bilgisayarı (Flight Management Computer)
GPWS	: Yer Yaklaşma İkaz Sistemi (Ground Proximity Warning System)
GPS	: Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System)
GS	: Yere Göre Hız (Ground Speed)
HF	: Yüksek Frekans Bandı (High Frequency)
HSDB	: Yüksek Hızlı Veri Yolu (High-Speed Data Bus)
HSI	: Yatay Durum Göstergesi (Horizontal Situation Indicator)

IAS	: Göstergeden Okunan Hız (Indicated Airspeed)
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (International Civil Aviation Organisation)
IFR	: Aletli Uçuş Kuralları (Instrument Flight Rules)
ILS	: Aletli İniş Sistemi (Instrument Landing System)
IMU	: Ataletsel Ölçüm Sistemi (Inertial Measurement Unit)
IRU	: Ataletsel Referans Ünitesi (Inertial Reference Unit)
LCD	: Likit Kristal Ekran (Liquid Crystal Display)
LF	: Düşük Frekans Bandı (Low Frequency)
LRU	: Hatta Değiştirilebilir Cihazlar (Line Replaceable Unit)
MEMS	: Mikro Elektromekanik Sistemi (Micro Electromechanical System)
METAR	: Terminal Sahası Hava Raporu (Meteorological Terminal Air Report)
MFD	: Çok Fonksiyonlu Ekran (Multi Functional Display)
MLS	: Mikrodalga İniş Sistemi (Microwave Landing System)
NASA	: Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration)
ND	: Navigasyon ekranı (Navigation Display)
NM	: Deniz Mili (Nautical Mile)
OAT	: Dış Hava Sıcaklığı (Outside Air Temperature)
PDE	: Processing Programlama Dili Arayüzü (Processing Development Environment)

PFD	: Birincil Uçuş Göstergesi (Primary Flight Display)
PSR	: Birincil Gözetim Radarı (Primary Surveillance Radar)
RBI	: Göreceli Yön Göstergesi (Relative Bearing Indicator)
RMI	: Radyo Manyetik Göstergesi (Radio Magnetic Indicator)
RPM	: Dakikadaki Dönüş Hızı (Rotational-Speed Per Minute)
RVR	: Pist Görüş Mesafesi (Runway Vision Range)
RVSM	: Azaltılmış Dikey Ayırma Minimumu (Reduced Vertical Seperation Minimal)
SHF	: Süper Yüksek Frekans Bandı (Super High Frequency)
SSR	: İkincil Gözetim Radarı (Secondary Surveillance Radar)
TACAN	: Hava Taktik Seyrüseferi (Tactical Air Navigation)
TAS	: Gerçek Hava Hızı (True Airspeed)
TCAS	: Trafik Çarpışma ve Önleme Sistemi (Traffic Collision Avoidance System)
TGT	: Türbin Gaz Sıcaklığı (Turbine Gas Temperature)
TIT	: Türbin Giriş Sıcaklığı (Turbine Inlet Temperature)
UHF	: Ultra Yüksek Frekans Bandı (Ultra High Frequency)
VCO	: Voltaj Kontrollü Osilatör (Voltage Controlled Oscillator)
VDF	: Çok Yüksek Frekans Bandı Yön Bulucu – (VHF Direction Finder)
VFR	: Görerek Uçuş (Visual Flight Rules)
VHF	: Çok Yüksek Frekans Bandı (Very High Frequency)

1. GİRİŞ

Kokpit; uçakların ön tarafında bulunan, içerisinde pilotların uçağı kontrol edilebilmesi ve uçak parametrelerini gözlemleyebilmesine olanak sağlayan panelleri barındıran bölme verilen genel addır. Kokpit yapısı tasarlanan uçakların yapısına bağlı olarak değişiklikler gösterebilmektedir. Günümüzden on beş yıl öncesine kadar uçak kokpitlerinde analog sistemlerin çok olması nedeniyle iki pilot ve bir uçuş mühendisi çalışmaktayken, günümüzde elektronik sistemlere geçişin yarattığı etkiyle birçok uçakta uçuş mühendisi (Flight Engineer) ihtiyacı kalmamıştır. Teknolojinin ilerlemesiyle birlikte uçak içerisinde ihtiyaç duyulan sistemlerin artışı kokpitlerin düzenleri üzerinde çalışmaların başlatılmasına neden olmuştur. Kokpit tasarımı uçak üretiminin en önemli başlangıç noktasını oluşturmaktadır. İnsan faktörlerinin hesaba katılmadığı bir kokpit düzeni pilotların çok kolay bir şekilde hata yapmasına sebep olabilmektedir.

Kokpitte yer alan oturma düzeni kaptan pilot veya uçuştan sorumlu pilot sol koltuğa, yardımcı pilot ise sağ koltuğa oturacak şekildedir. Pilotlar ön tarafında yer alan kokpit göstergeleri ile uçak donanımları ve durumu hakkında bilgi edinirler. Kokpit panelinde uçuş göstergeleri, haberleşme ve seyrüsefer göstergeleri, motor durum göstergeleri gibi farklı gruplardan çeşitli göstergeler bulunmaktadır. Kokpitte yer alan göstergeleri genel bir sınıflandırma ile dört ana gruba ayrılabilir. Bunlar;

- Uçuş göstergeleri,
- Motor göstergeleri,
- Seyrüsefer göstergeleri,
- Diğer göstergelerdir.

Göstergeler yapı itibarı ile incelendiklerinde içinde bulunan durumu ölçen ve ölçtüğü niceliği gösteren olmak üzere iki farklı alt bileşene sahiptirler. Analog olarak tabir edilen göstergelerde genellikle ölçme ve ölçülen sonuca ait gösterim aynı birimde gerçekleştirilmektedir. Bu tür donanımlar direkt ölçen

(direct-sensing) olarak adlandırılırlar. Uzaktan algılama (remote-sensing) yöntemine göre çalışan gösterge sistemleri ise ölçülen niceliğin kokpite iletilip gösterilmesi prensibine dayanmaktadır. Bu prensiple çalışan analog ve sayısal göstergeler bulunmaktadır. Uzaktan algılama yöntemine göre bilginin kokpite aktarılması elektriksel yöntemlerle olabileceği gibi mekanik yöntemlerle de gerçekleştirilmektedir. 1950’li yıllarda tasarlanan hava araçlarında birçok bilgi mekanik yöntemlerle kokpite iletilirken günümüzde bilgilerin birçoğu veri yolları vasıtasıyla kokpitte yer alan bilgisayarlara iletilmektedir.

Şekil 1.1 temel bir eğitim uçağı olan Cessna 172 ile en büyük yolcu uçağı konumunda olan Airbus A380 uçağının kokpit panellerini göstermektedir.



Şekil 1.1. Cessna 172 ve Airbus A380 kokpit panelleri

Tez kapsamında deneysel bir hava aracı için elektronik kokpit göstergelerinin kavramsal tasarım gereklilikleri ve uçuş ekranı benzetimi üzerine bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Tezde ilk olarak, göstergelerinin temel çalışma mantığı açıklanmıştır. Bu bölümde sayısal göstergelere temel oluşturan yapıların teorisinin daha rahat anlaşılması hedeflenmiştir. Elektronik uçuş gösterge sisteminin tasarımı alt donanımlardan oluşmaktadır. Bu donanımların tasarlanması ve/veya hava aracına entegrasyonu sırasında sistem mimarisi büyük önem taşımaktadır. Üçüncü bölümde elektronik kokpit göstergelerinin alt donanım bileşenleri örnek sistemler aracılığı ile incelenmiştir. Elektronik uçuş gösterge sistemlerinde emniyet analizi ve eğitim gereklilikleri ve tasarımı oluşturulurken ihtiyaç duyulacak insan faktörleri yaklaşımı da bu bölümde incelenmiştir. Ayrıca, bu bölümde elektronik uçuş göstergelerine yönelik bir anket çalışması yapılarak

elektronik uçuş gösterge sistemlerinin uçuş emniyetine katkısı ve eğitim gereklilikleri analiz edilmiştir. Bu analizler sonucu elde edilen veriler kavramsal tasarım ve benzetim aşamasında kullanılmıştır. Dördüncü bölüm, kavramsal tasarım ve benzetim olarak iki ayrı başlık altında incelenmiştir. Kavramsal tasarım aşamasında karar matrisleri, alt sistem blok diyagramları ve minimum sistem gereksinimleri oluşturulmuştur. Benzetim ortamında ise Processing programlama dili kullanılarak deneysel bir elektronik kokpit gösterge sistemi için temel bir ekran tasarım aracı hazırlanmıştır. Bu sayede, eğitim amacıyla kullanılabilecek ve insan faktörleri analizinin gerçekleştirilmesini kolaylaştıracak bir sistem tasarımı hedeflenmiştir.

Tezden elde edilen kazanımlar deneysel bir gösterge sisteminin üretilmesine öncü olabilecek niteliktedir. Sistem sırasında ihtiyaç duyulan tüm tasarım parametreleri hava aracı tasarım parametrelerinin gerekliliklerini belirleyen standartlardan alınmıştır. Benzetim ortamında üretilen program ile uçuş öğrencilerinin teorik bilgilerinin pratik uygulamasının yapılması hedeflenmiştir. Program tasarımı modüler olarak gerçekleştirilmiş olup, radyo seyrüsefer yardımcılarının benzetim sinyalleri ile kolayca entegre edilebilecek yapıdadır. Bu özelliği ile programın havacılık okullarında laboratuvar uygulamalarında kullanılabilmesi potansiyeli bulunmaktadır. Program ayrıca ekran tasarım uygulamalarında insan faktörleri analizi sırasında kullanılmaya hazır yapıdadır.

2. KOKPİT GÖSTERGELERİ

Hava araçlarında dış ve iç referanslarla olan ilişkiler kokpit göstergeleri vasıtasıyla takip edilmektedir. Uçuşun emniyetli bir şekilde gerçekleştirilmesi için gösterge bilgilerinin kokpitte gösterilmesi gerekmektedir. Temel bir kokpit göstergesi düzeninde göstergeler uçuş, motor ve seyrüsefer göstergeleri olarak sınıflandırılmaktadır.

2.1. Uçuş Göstergeleri

Uçuş göstergeleri kokpit ön panelinde bulunan uçuşun durumu hakkında pilotu bilgilendirmeye yarayan göstergelerdir. Uçuş göstergeleri, uçağın irtifa, hız ve durum bilgilerini pilota göstermesi için tasarlanmıştır. Kokpit göstergeleri ile uçuş göstergeleri birbirinden farklıdır. Kokpit göstergeleri; uçuş göstergeleri, motor göstergeleri, seyrüsefer göstergeleri ve diğer göstergelerden oluşmaktadır. Elektronik olarak tasarlanan günümüz modern kokpit göstergelerinde farklı kategorilerden göstergeler aynı ekran içerisinde gösterilebilmektedir.

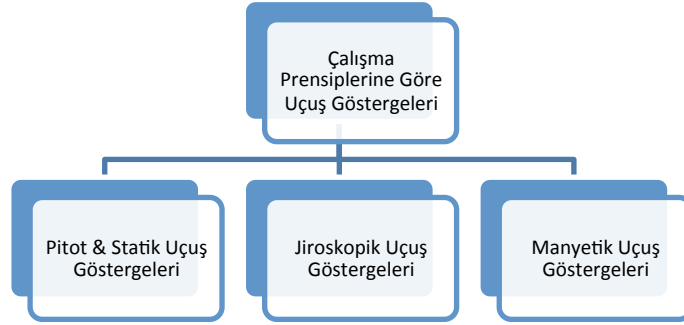
Uçuş göstergeleri pilota uçuşun durumu hakkında referans sağlamaktadır. Pilot, yapılan uçuşun durumuna bağlı olarak uçuş göstergelerinin takibinden sorumludur. Görerek gerçekleştirilen uçuş şartlarında (VFR) pilotun bütün ilgisi dışarıdayken uçuş göstergeleri sadece kontrol amacıyla kullanılır. Aletli uçuş olarak adlandırılan (IFR) ve dış referans kaynaklarının yetersiz olduğu durumlarda pilot uçuşu göstergelerinden aldığı bilgiler çerçevesinde devam ettirir. Günümüzde yolcu taşımacılığında kullanılan büyük uçaklar aletli uçuş kurallarına (IFR) göre uçtuklarından, sahip olduğu uçuş göstergeleri uçuşun emniyeti açısından büyük önem taşımaktadır.

Pilotun uçuş hakkında bilgi edindiği ve hemen hemen her uçakta bulunan uçuş göstergeleri şu şekildedir:

- Sürat Saati (Air Speed Indicator),
- Suni Ufuk (Artificial Horizon),
- Altimetre,
- Dönüş Koordinatörü (Turn Coordinator),

- İstikamet Jiroskopu (Directional Gyro),
- Varyometre (Vertical Speed Indicator).

Uçuş göstergeleri çalışma prensipleri bakımından 3 farklı gruba ayrılırlar.



Şekil 2.1. Çalışma prensiplerine göre uçuş göstergeleri

Uçuş göstergelerinin kokpit içindeki düzeni ergonomi ve insan faktörleri açısından büyük önem arz etmektedir. Bu sebeple uçuş hakkında bilgi edinilen uçuş göstergeleri her uçakta belirli bir düzene göre sıralanmaktadır. “Temel T (Basic T)” olarak adlandırılan yerleşim şekli ile bütün uçuş göstergelerinin uçaklarda aynı düzende olması sağlanmıştır.



Şekil 2.2. Temel T düzeni

Temel T yerleşimine göre uçağın sürat saati sol üst köşede yer almaktadır. Sürat saatinin yanında ise suni ufuk göstergesi yer almaktadır. Sürat göstergesinin yanında altimetre yer almaktadır. Temel T'nin alt kısmını oluşturan gösterge ise istikamet jiroskopudur. Sözü edilen dört gösterge T düzeni oluşturmaktadır. Bu göstergelere ek olarak varyometre ve dönüş koordinatörü temel T düzeninde alt satırda, istikamet jiroskopunun sağında ve solunda olacak şekilde yerleştirilir. Varyometre ve dönüş koordinatörünün yerleri hava araçlarına göre farklılıklar gösterebilmektedir. Günümüz modern cam kokpit (glass kokpit) düzenine sahip uçaklarında da uçuş göstergeleri “Temel T” düzenindedir.

2.1.1. Pitot ve Statik Uçuş Göstergeleri

Pitot statik sistemler havanın sahip olduğu potansiyel ve kinetik enerji özelliklerinden yararlanarak uçağın irtifa, sürat saati, varyometre gibi parametrelerin hesaplanmasında kullanılır. Havanın potansiyel enerjisinden sahip olduğu basınç türüne statik basınç denilmektedir ve yerel bölgede ortamın barometrik basıncını göstermektedir [1]. Dinamik basınç ise hava aracının hava içinde hareketi ile oluşmaktadır. Dinamik basıncın oluşabilmesi için statik basıncın aksine hareket gerekmektedir. Pitot basıncı ise bir akışkanın yarattığı toplam basıncı ölçmede kullanılır.

$$\text{Pitot Basıncı } (P_T) = \text{Statik Basıncı } (P_s) + \text{Dinamik Basıncı } (P_D) \quad (2.1)$$

Hava araçlarında aracın hızını ölçmek için kullanılan donanım pitot tüpü olarak adlandırılmaktadır. Pitot tüpü bir akışkanın yarattığı toplam basıncı ve buna bağlı olarak akışkanı ölçen cihaza verilen genel addır [2].

$$P_t = P_s + \rho \frac{V^2}{2} \quad (2.2)$$

$$V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}} \quad (2.3)$$

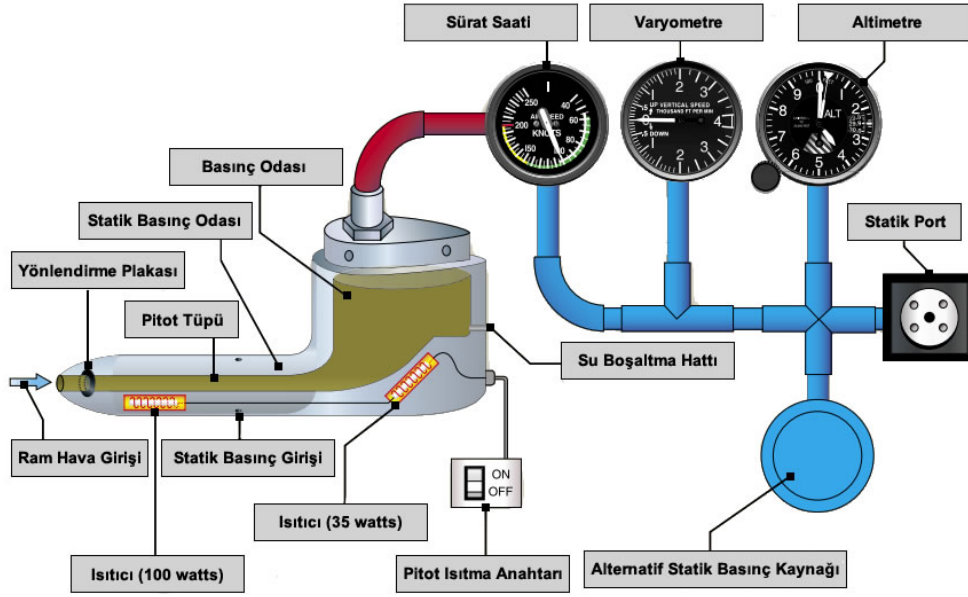
Pitot tüpü formül 2.2 ve 2.3’de gösterildiği Şekilde statik ve dinamik basıncın toplamını alarak hava aracının hızını hesaplamada kullanılmaktadır. Pitot tüpü akışkanın akış yönüne paralel ve akıştan etkilenmeyecek Şekilde yerleştirilir.

Statik Basıncı ise akışkanın potansiyel enerjisinden dolayı sahip olduğu basıncıdır. Hava ara larındaki statik basıncı ölçen portları hava aracının yan veya hareketten etkilenmeyen taraflarına yerleştirilir. Şekil 2.3 pitot statik sistemde yer alan pitot tüpünü göstermektedir.



Şekil 2.3. Pitot statik tüpü

Pitot statik sistemlerde pitot basıncı hava aracının hızını, jet uçaklarında ekstra olarak mach hızının hesaplanmasında kullanılırken statik basınç ise altimetre ve varyometrede kullanılır. Ayrıca statik basınç, sürat saatinde pitot basıncı içinde gelen statik basıncın etkisini ortadan kaldırmak amacıyla sürat saatlerinde de kullanılmaktadır.



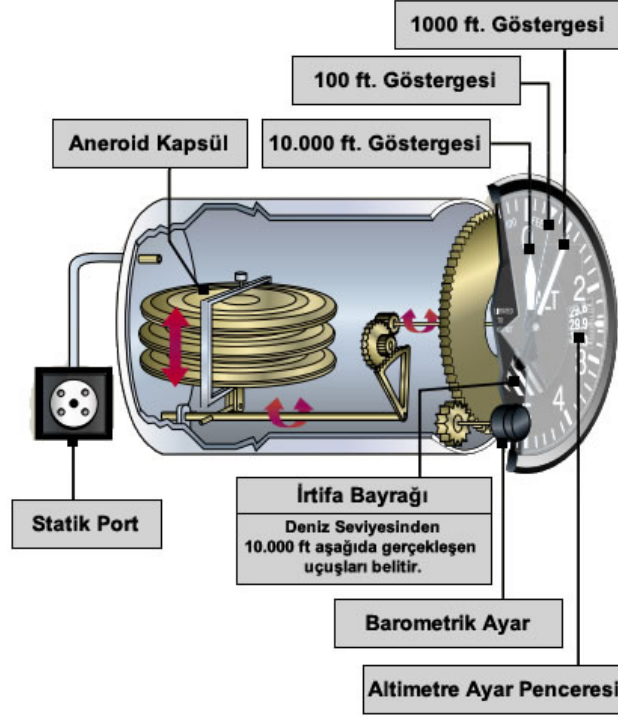
Şekil 2.4. Pitot statik sistem

Pitot statik sisteminde portların donmasını ve dolayısıyla kapanmasını önlemek amacıyla sistemlerin birçoğunda ısıtıcı bulunmaktadır ve bu ısıtıcı kokpitte pilot tarafından aktifleştirilmektedir. Kabin basınçlandırma sistemi olmayan uçaklarda statik portlarda oluşabilecek tıkanmalara karşı kabin içinde göstergeleri besleyen alternatif statik basınç portları bulunmaktadır. Bu sistemler kabin basıncını kullanarak herhangi bir statik port tıkanma probleminde alternatif statik basınç kaynağı olarak kullanılmaktadır [3]. Pitot statik sistemlerinde bulunan su tahliye bölmesi, pitot tüpü içerisinde bulunan suyun dışarıya tahliye edilmesi için kullanılmaktadır. Şekil 2.4, pitot statik sistemin yapısını göstermektedir.

Pitot statik sistemden aldığı veriyi kullanan bir diğer gösterge altimetredir. Gösterge basınç bilgisine göre hava aracının irtifasını ölçme amacıyla kullanılır. Altimetre, statik hava basıncının irtifayla değişmesi prensibinden yararlanarak göstergenin içinde yer alan kapsülün genişlemesi veya daralması yoluyla basınç değişikliklerini irtifa olarak pilota bildirir.

İrtifa arttıkça azalan basıncın değişimini ölçerek pilota hava aracının yüksekliği hakkında bilgi verir. Uluslararası standart atmosfer basıncı şartları altında (1013.25 hektopaskal basınç, + 15 °C sıcaklık ve 1,225 kg/m³ yoğunluk)

yaklaşık 30 feet’lik irtifa değişimi statik basıncın 1 hektopaskal değişimine neden olmaktadır.

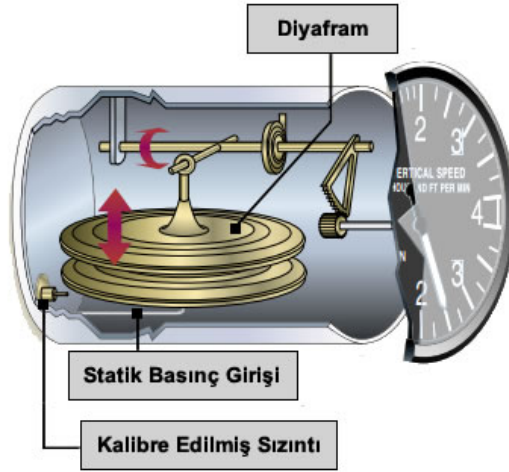


Şekil 2.5. Altimetre

Altimetreler üzerinde yer alan 3 adet gösterge kadranı vasıtasıyla irtifayı 10.000, 1.000 ve 100 feet olarak göstermektedir. Bu üç gösterge aneroid plakalarda oluşan basınç değişikliğini 100:10:1 oranında dişliden geçirerek gösterge kadranlarına iletir. Plakalar içinde bulunan statik basınç standart atmosfer basıncındadır. Hava aracı irtifa kazandıkça azalan statik basınç karşısında gösterge içinde yer alan aneroid plakalar genişler. Genişleyen kapsüller gösterge içinde yer alan mekanik bağlantı sayesinde irtifa artışı olarak pilota gösterilir. Benzer şekilde irtifa kaybedildiğinde ise kapsül daralır. Daralan basınç ise mekanik bağlantı elemanı sayesinde irtifada azalma olarak göstergede gösterilir. Hava aracının bulunduğu ortamların atmosferik ve çevresel şartları birbirinden farklı olduğundan dolayı yer seviyesindeki altimetre ayarları farklılık gösterebilmektedir. Bu sebeple altimetreler, değişik statik basınçları referans

basıncı olarak ayarlanabilmesi için barometrik ayar paneline sahiptir. Şekil 2.5 temel hava araçlarında altimetrenin iç yapısını göstermektedir.

Pitot statik sistemde irtifa değişikliklerini ölçmek için Varyometreler kullanılmaktadır. Varyometreler statik basınçtaki değişikliğin ölçülmesi prensibiyle çalışır. Göstergeler, hava aracında dakika başına feet, dakika başına metre veya knot cinsinden ölçeklendirilebilirler [4]. Hava aracının yükselmesi, alçalması veya sabit irtifada (level flight) uçuşması hakkında bilgiler verir. Varyometreler, “Dikey Hız Göstergesi (Vertical Speed Indicator)” olarak da adlandırılır.

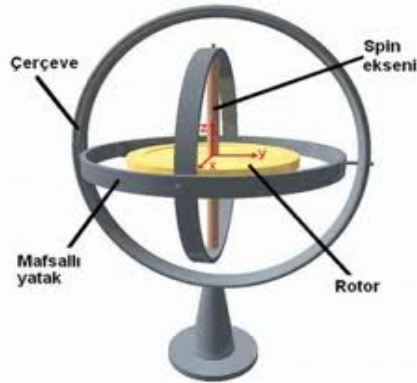


Şekil 2.6. Varyometre

Sistem sadece statik hava basıncından faydalanır. Gösterge içerisinde kapsül ve diyaframa statik hattan gelen hava alınır. Kapsülün içine alınan basınç geciktirilirken diyaframın bu basıncın direkt olarak alması sağlanır. Bu sayede diyafram basıncı direkt olarak dış atmosfer statik basıncına eşit olurken, kapsül basıncı gecikmeyle bu basınca sahip olur. Gecikmeden dolayı kapsül ve diyafram arasında oluşan basınç farklılığı diyaframın daralmasına veya genişlemesine neden olmaktadır. Sabit irtifa uçuşlarında veya yerdeyken diyafram basıncı ve kapsül basıncı birbirine eşit olduğundan dolayı varyometrede yükselme veya alçalma gözükmez. Hava aracının yükselmesi veya alçalması sırasında oluşacak basınç farklılıklarının değişmesinden dolayı göstergede yükselme veya alçalma gösterilmektedir. Şekil 2.6, varyometre temel yapısını göstermektedir.

2.1.2. Jiroskopik Uçuş Göstergeleri

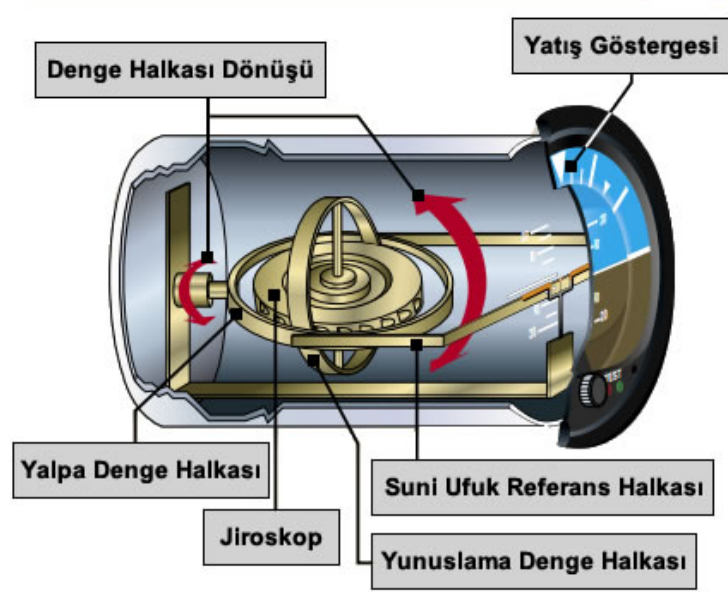
Jiroskopik etki, açısal momentumun korunumu esasına dayanmaktadır. Bir eksen etrafında dönen her cisim jiroskopik özellik göstermektedir. Kutuplar etrafında dönen dünya, bisiklet tekeri vb. birçok dönen cisim jiroskop olarak adlandırılabilir. Jiroskopların iki temel özelliği bulunmaktadır. Bunlardan ilki rijitlik (eylemsizlik) olarak adlandırılır. Rijitlik özelliği jiroskopun dönüş eylemi sırasında dışarıdan bir güç etki etmedikçe dönme eksenin uzayda aynı noktada sabit kalmasını sağlar. Daha hızlı dönen tekerleğin yavaş dönen tekerleğe göre daha kararlı ve daha az manevra özelliğine sahip olması jiroskopun rijitlik özelliğinden kaynaklanmaktadır [7]. İstikamet ve suni ufuk jiroskopu bu özelliği kullanmaktadır. Jiroskopun bir diğer özelliği ise yalpadır. Buna göre; jiroskopa harici bir kuvvet (tork) uygulanırsa, bu etki jiroskop dönüş yönünden 90° sonra görülür. Bu özellik sayesinde jiroskoplar dönüş oranını ölçebilmektedir. Dönüş koordinatörü jiroskopun bu özelliğini kullanmaktadır. Normal hızda bisiklet sürüldüğü zaman, kişinin direksiyonu döndürmeden dönmek istediği eksene hafifçe eğilmesi bisikletin istenilen yöne dönmesini sağlamaktadır. Örnek olarak kişinin sola dönmek istemesi ele alınırsa, kişinin hafifçe sola eğilmesi gerekmektedir. Böylece arka tekerleğe sağ taraftan bakıldığında saat yönünde dönen tekerleğe üst taraftan bir kuvvet uygulanmaktadır. Ancak bu kuvvet bisiklete 90 derece sonra etki ederek bisikleti sola döndürecektir. Bu etkiye yalpa etkisi denmektedir [7].



Şekil 2.8. Jiroskop

Hava araçlarında jiroskopların yüksek devirlerde dönmesi sağlanmalıdır. Yüksek devirlerde dönme için kullanılan kaynaklar vakum, basınç ve elektriktir. Birçok uçak herhangi bir sistemin devre dışı kalma ihtimaline karşı bu yöntemlerden en az ikisini kullanmaktadır [8]. Hava araçlarında kullanılan üç farklı jiroskop sistemi bulunmaktadır. Bunlardan ilki universal üç eksenli dönebilen ve rotor eksenini dünya yüzeyine paralel olan jiroskop çeşididir ve istikamet jiroskopunda kullanılır. İkinci olarak kullanılan jiroskop ise universal üç eksenli dönebilen ve rotor eksenini dünya yüzeyine dik olan jiroskoplardır. Suni ufuk göstergesinde bu tip jiroskoplar kullanılmaktadır. Üçüncü jiroskop türü ise dönüş oranını sınırlandırıldığı jiroskoplardır. Yapılan dönüşün miktarını ve oranının ölçülmesi için kullanılır. Dönüş koordinatörlerinin birçoğu bu tür jiroskoplarla çalışmaktadır [9].

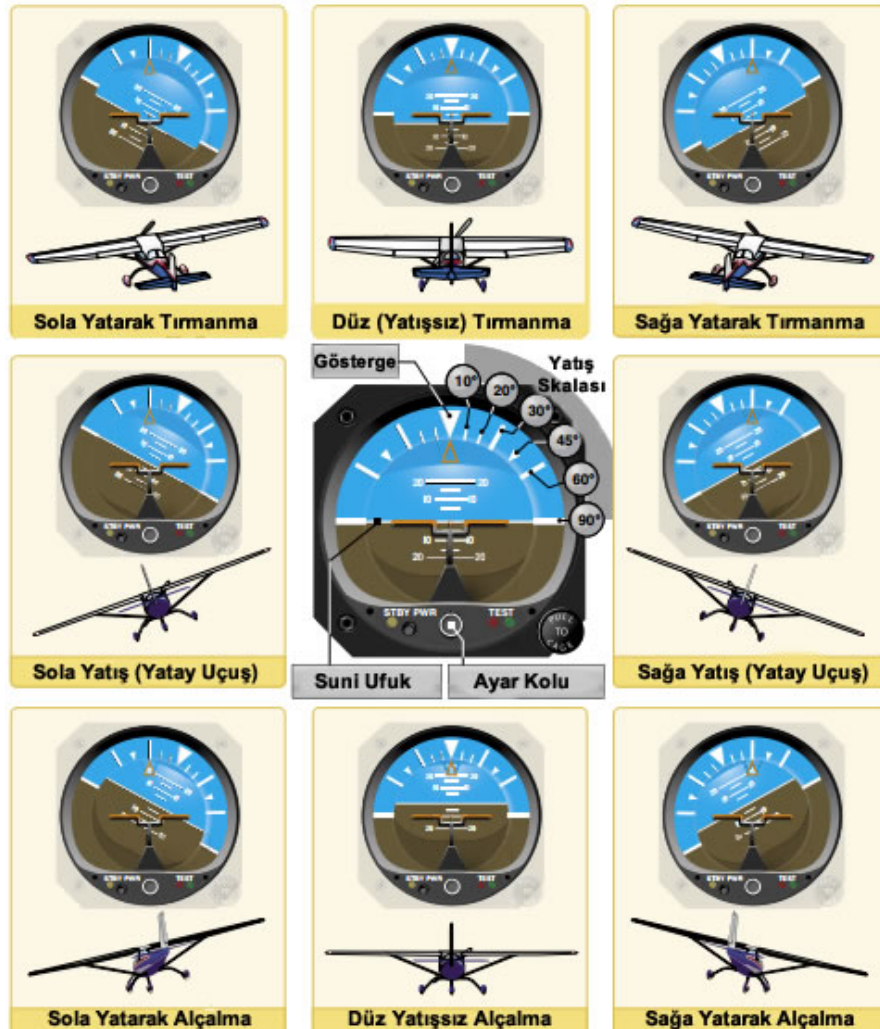
Jiroskopik prensiplerle çalışan göstergelerden ilki Suni ufuk göstergesidir. Suni ufuk (attitude indicator - artificial horizon) uçağın eksenleri etrafında yaptığı hareketleri pilota bildirir. Aletli uçuş şartlarında kullanılan en önemli göstergelerden biridir. Suni ufuk içerisinde yer alan jiroskop yer çekimine dik bir şekilde yerleştirilmiştir. Rotorun dönüş yönü yatay düzlemdir. Suni ufuk göstergelerinin yunuslama eksenindeki (Pitch) maksimum hareketi eski tasarımlarda ± 60 derece iken yeni tasarımlarda hareket miktarı ± 85 dereceye ulaşmıştır. Benzer şekilde yatış eksenini boyunca (Roll) hareket kabiliyetleri eski tasarımlarda ± 110 derece iken yeni tasarımlarda derece sınırı ortadan kalmış ve komple hareket edebilir olmuştur [6, 7]. Vakum ile tahrik edilen jiroskoplar 15.000 devir/dakika dönme hızlarına sahipken elektrik ile tahrik edilen suni ufuk göstergeleri 22.500 devir/dakika hızlarına erişmektedir. Elektrik tahrikli jiroskopların rijitlik özellikleri vakum tipli jiroskoplara göre daha iyidir. Vakum tipli jiroskoplar enerjilerini motor tarafından sürülen vakum pompasından almaktadır. Şekil 2.9 temel bir suni ufuk göstergesinin iç yapısını göstermektedir.



Şekil 2.9. Suni ufuk

Suni ufuk göstergesi üzerinde yer alan mavi ve kahverengi bölme kara ve havayı temsil etmektedir. Bu bölgeyi birbirinden ayıran kısım ise uçağın suni ufuk hattını göstermektedir. Göstergenin ortasında bulunan ve dikey olarak yerleştirilmiş ölçeklendirmeler uçağın yunuslama eksen etrafında yapmış olduğu hareketleri açıısıyla göstermektedir. Ölçeklendirme her göstergede farklılık gösterebileceği gibi genellikle kısa çizgiler 5 derece ve uzun çizgiler 10 derecedir. Göstergenin çevresinde yer alan ölçeklendirmeler ise uçağın yatış eksen etrafında yaptığı hareketi (roll) göstermektedir. Genel olarak göstergelerde ± 45 dereceye kadar olan yatışlar hassas şekilde gösterilirken ± 45 derece ile ± 90 dereceye kadar olan yatışlar ise hassas olmayan formda gösterilmektedir. Akrobasi türünden olmayan hava araçlarında keskin yatışlar genellikle 45 derece ile sınırlandırılmıştır. Suni ufuk göstergesinin ufuk hattında yer alan şekil, uçağın pozisyonunu göstermektedir. Gösterge uçağın iki eksen etrafında yaptığı hareketleri aynı anda göstermektedir. Şekil 2.10'da yer alan suni ufuk göstergelerinde en üst sıradan soldan sağa olacak şekilde uçak sırasıyla; 5 derece pozitif yunuslama 30 derece sola yatış gerçekleştirme, 5 derece yatış olmadan pozitif yunuslama ve 5 derece pozitif yunuslama açıısıyla 30 derece sağa yatış gerçekleştirmektedir. Şekil 2.10'un ikinci satırında yer alan gösterimlerinin

ilkinde uçak yunuslama ekseninde bir değişiklik olmadan sola 30 derece yatış yapmaktadır. Benzer şekilde en son sütunda ise 30 derece sağa yatış göstermektedir. En alt satırda yer alan gösterimler ise sola yatış, yatış olmadan ve sağa yatış olacak şekilde uçağın yunuslama ekseninde negatif açılara sahip olduğunu göstermektedir. Yunuslama ekseninde yer alan pozitif açı uçağın irtifa kazandığı manasına gelmemektedir. Gösterge uçağın burnunun ufuk hattı ile yaptığı açığı göstermektedir. Sabit irtifada uçtuğu halde tasarımından dolayı burnu ufuk hattının üzerinde yer alan uçaklar olmakla birlikte, burnu ufuk hattında olan uçakları da pilotaj teknikleriyle burun yukarıda irtifa kazanmadan uçurabilmek mümkündür.



Şekil 2.10. Suni ufuk göstergesinde uçak pozisyonları

Şekil 2.10'un ortasında yer alan çizim ise göstergeyi tanıtmaktadır. Göstergelerin ortasında yer alan ayar butonu ile jiroskopun dönmesiyle birlikte zamanla oluşan hataların giderilmesi sağlanmaktadır.

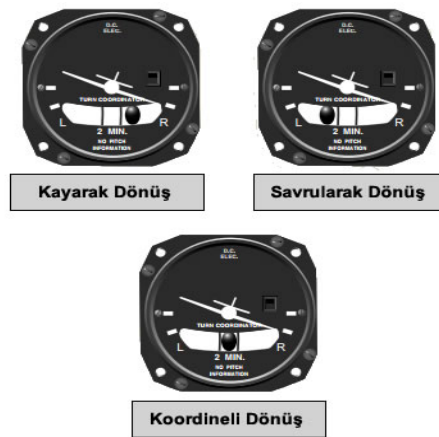
Jiroskopik prensiplerle çalışan bir diğer gösterge ise istikamet jiroskopudur. Uçağın manyetik kuzeye göre hangi baş açısında gittiğini göstermektedir. İçerisinde yer alan jiroskop aracılığı ile çalıştığından dolayı manyetik değişimlerden, etkilerden ve gürültülerden etkilenmemektedir [10]. Manyetik prensiplerle çalışmadığından dolayı ilk olarak yönünün pilot tarafından belirtilmesi gerekmektedir. İlk ayarlama ve düzeltme işlemleri sırasında uçak üzerinde yer alan manyetik pusuladan yararlanır. İstikamet jiroskopu uçağın dikey eksen etrafında hareketleri ölçer. Hava aracı sadece dikey eksen etrafında hareket etmez yatış ve dönüş hareketini birlikte gerçekleştirir. Bu sebepten dolayı sistemde iki adet yalpa çemberine (gimbal) ihtiyaç duyulmaktadır.



Şekil 2.11. İstikamet jiroskopu

Dünya kendi etrafında saatte 15 derece dönmektedir. Bu yüzden istikamet jiroskopları tasarım kriterlerine bağlı olarak saatte 15 dereceye kadar hata gösterebilmektedirler. Havada belirli aralıklarla istikamet jiroskopu kontrol edilip gerekli düzeltmeler manyetik pusulaya bakarak yapılmalıdır. Manyetik pusulalar dönüş sırasında var olan hata kaynakları sebebiyle doğru değer göstermezler. Düzeltme yapılırken hava aracının dönüş içerisinde olmamasına dikkat edilmelidir. Şekil 2.11, istikamet jiroskopunun görünüşünü göstermektedir.

Hava araçlarında dönüş koordinatörü jiroskopik prensipleri kullanan bir diğer göstergedir. Genellikle dönme ekseninden kaymayı ölçen “Slip” göstergesine sahiptir. Dönüş koordinatörü uçağın döndüğü yönü göstermektedir. Uçaklarda standart olarak yapılan dönüşler saniyede 3 derece olarak belirlenmiştir. Hava araçlarında standart 360 derecelik dönüş 2 dakikada gerçekleştirilmektedir. Dönüş koordinatörü yatış göstermemektedir. Dönüş koordinatörü içerisinde yer alan eğimölçer (inclinometer) ise dönüşün koordinasyon içinde gerçekleştirildiği hakkında pilota bilgi verir. Eğimölçer, tüpün içerisindeki top olarak bilinir [11]. Tüpün içerisindeki top, dönüş süresince merkezde tutulduğu sürece dönüş koordineli olarak gerçekleştirilir. Top merkezden dışarı çıktığında istikamet dümeni (rudder) ile düzeltme yapılması gerekmektedir. Düzeltme eylemi topun hareket ettiği yöndeki pedala basarak istikamet dümenini belirtilen yönde harekete geçirip topun tekrar merkeze gelmesi sağlar. Şekil 2.12 dönüşlerde meydana gelebilecek durumları özetlemektedir. İlk şekilde dönüş oranı yatış açısı için az kalmakla birlikte uçağın belirli bir oranda içeri kaymasına (slip) sebep olmakta ve koordineli dönüşün yapılmasına olanak sağlamamaktadır. Bunun için İstikamet dümenini kontrol eden sağ pedala basılıp gerekli düzenlemenin yapılması ve böylece göstergede yer alan topun tekrar merkezi konumuna gelmesi sağlanmalıdır.



Şekil 2.12. Dönüş koordinatörü

İkinci şekilde ise dönüş oranı yatış açısı için fazla olmakla birlikte uçak dışa doğru savrulmaktadır Böylece koordineli dönüş yapılamamaktadır. Düzeltici eylem olarak istikamet dümenini (rudder) kontrol eden sol pedala basılarak göstergedeki topun merkeze gelmesi sağlanmalıdır. Son şekil ise dönüşün koordineli bir şekilde gerçekleştiği kayma ve savrulmanın olmadığı dönüşü göstermektedir.

2.1.3. Manyetik Uçuş Göstergeleri

Hava araçlarında jiroskopik prensipler ile çalışan istikamet göstergesi pilot tarafından pusulaya bakılarak ayarlanmaktadır [12]. Hava araçlarında yönsel kavramlar manyetik kuzey referans olarak alınmaktadır. Manyetik kuzey, coğrafi kuzeyden farklı olarak yeri yıllara bağlı olarak değişmektedir. Bu yüzden havacılıkta kullanılan çizelgeler belirli aralıklarla güncellenmektedir. Pusulalar, Amerikan Sivil Havacılık Otoritesi (FAA) tarafından 14 CFR Bölüm 91'e göre görerek (VFR) ve aletli (IFR) uçuşlarda uçaklarda zorunlu tutulmuştur. Pusulaların çalışma mantığını anlamadan önce pusulalar hakkında bilinmesi gereken kavramlar şunlardır;

- Varyasyon (Variation),
- Sapma (Deviation),
- Pusula eğim hatası,
- Pusula ivmelenme hatası.



Şekil 2.13. Pusula

Varyasyon coğrafi bir konuma göre coğrafi kuzey ile manyetik kuzey arasında kalan açı olarak tanımlanır. Varyasyonun sıfır olduğu yerleri birleştiren hat agonik hat olarak adlandırılır. Sapma (deviation) ise uçağın sahip olduğu manyetik alandan dolayı, pusulanın hava aracı içinde ve dışında gösterdiği değerler arasındaki farklılıklardır. Uçak içinde oluşan sapmalar için havacılık otoritelerinin uçak tasarımında getirdiği parametre limitleri bulunmaktadır. Bu değerler pusula kartında gösterilmektedir. Böylece istenilen baş açısına sapmanın etkisi giderilerek dönülmesi sağlanır. Kutuplarda manyetik çizgiler dünya yüzeyini dik keserlerken ekvatorda yüzeye paralel olurlar. Bu değişim karşısında pusula manyetik kuzey kutbunda hizalanamamaktadır. İvmelenme veya dönme sırasında meydana gelen bu hatalar pusulanın yanlış değerler göstermesine sebep olmaktadır [13]. Kuzey yarım kürede geçerli olmak üzere, doğu ve batı yönünde ilerlemekte olan hava aracı ivmelendiği zaman pusulada kuzeye doğru dönüş, yavaşlama sırasında ise güneye dönüş görülmektedir. Kuzey ve güney yönlü ilerlemelerde bu hatalar sifıra yaklaşır ve sıfır olur. Kuzeye ve güneye doğru dönmelerde ise pusulanın gösterdiği değer gecikmeye veya hızlı dönmeye bağlı olarak doğru değer göstermez. Kuzey yönlü dönüşlerde gelmek istenen baş açısından önce dönüş tamamlanmalıdır. Güney yönlü dönmelerde ise istenilen baş açısı geçildikten sonra dönüş tamamlanmalıdır. Böylece pusulada hedeflenen baş açısı değerine dönüş sağlanacaktır. Yapılacak olan önce tamamlama (undershoot) ve sonra tamamlama (overshoot) işlemleri dünya üzerindeki konuma bağlı olarak değişmektedir.

Manyetik pusulalar istikamet jiroskopundan farklı olarak sadece gidilen yönü ve komşu açılarını gösterirler. Pilotun göstergede gördüğü açı uçulan baş açısidir. Genel olarak pusularlar üzerinde yer alan uzun çizgiler 10 derecelik değişimleri gösterirken kısa çizgiler ise 5 derecelik değişimleri göstermektedir. Pusulalarda minimum 5 derece ve katları gösterilir. Pusulalar üzerinde yer alan sayıların son basamakları genellikle yazılmaz. Örnek olarak 33 olarak okunan değer 330 dereceyi göstermektedir.

2.2. Motor Göstergeleri

Wright kardeşler tarafından geliştirilen ilk uçak üzerinde takometre, rüzgar ölçer ve kronometre göstergeleri bulunmaktaydı [14]. İlk uçuştan bu yana tasarımcılar uçağın sürüklenme kuvvetini yenmek, uçağı ivmelendirip kanatlar vasıtasıyla taşıma kuvveti oluşturmak için motorlar kullanmıştır. Motorlar hava aracının en kritik donanımlarından bir tanesi oluşturduğu için parametrelerinin kokpitte sürekli olarak gösterilmesi gerekmektedir.

Hava araçlarında kullanılan motorlar, piston motor ve jet motorlar olmak ikiye ayrılmaktadır. Pistonlu motorlar 4 zaman prensibiyle (emme, sıkıştırma, güç, egzoz) çalışmaktadır. Jet motorlar ise hava alığından alınan hava kompresörde sıkıştırıldıktan sonra yanma odasında yakıt ile karıştırılarak yakılır. Bunun sonucunda türbinde yüksek basınçlı ve enerjili yakıt hava karışımı türbini ve buna bağlı olan kompresör milini döndür. Türbinden geçen karışım ise nozuldan atılarak tepki elde edilir. Havacılıkta içten yanmalı motorlar kullanılmaktadır. Kullanılan motorlar farklı prensiplere sahip olmasına rağmen emniyetli ve güvenli bir uçuş gerçekleştirebilmek için kokpitte benzer durumları gösterirler. Motorların kokpitte yer alan durum göstergeleri şu şekilde sıralanır:

- Basınç göstergeleri,
- Sıcaklık göstergeleri,
- Miktar göstergeleri,
- Hareket göstergeleri.

Uçakların pistonlu veya jet motor tipinde olmasına bağlı olarak kokpitte yer alan motor durum göstergeleri Çizelge 2.1' de gösterilmiştir.

Çizelge 2.1. Piston ve türbin motorlu uçaklarda motor göstergeleri

Piston Motorlu Uçaklar	Jet Motorlu Uçaklar
Yağ Basıncı	Yağ Basıncı
Yağ Sıcaklığı	Ekzoz Gaz Sıcaklığı
Silindir Baş Sıcaklığı (CHT)	Türbin Gaz Sıcaklığı (TGT) veya Türbin Giriş Sıcaklığı (TIT)
Manifold Basıncı	Motor Basınç Oranı (EPR)
Yakıt Miktarı	Yakıt Miktarı
Yakıt Basıncı	Yakıt Akışı, Yakıt Basıncı
Takometre	Takometre, Kompresör Hızları n_1 , n_2
Karbüratör Sıcaklığı	Torkmetre (turboprop ve turboşaft motorlar)

2.2.1. Basınç Göstergeleri

Hava araçlarında basınç ölçümünde burdon tüpü, diyafram ve katı hal basınç ölçümü olmak üzere üç farklı yöntem bulunmaktadır. Basınç ölçen sistemler uçuş ve motor gösterge sistemlerinde kullanılırlar. Hava araçlarında sıklıkla kullanılan basınç ölçüm yöntemlerinin başında burdon tüpü, diyafram ve katı hal mikro elektronik sensörleri gelmektedir.

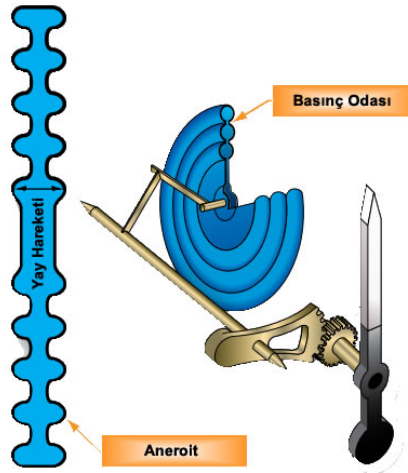
Burdon tüpü, daire kesitli bir tüpün yassılaştırılarak ‘C’ şekline getirilmesi suretiyle akışkanın basıncının ölçülmesini sağlar. Bu sistemde tüpün bir ucu açık bırakılarak basıncı ölçülecek olan akışkan ile temas etmesi sağlanır. Açık uç kısmı cihazın sabit kısmını oluşturmaktadır. Diğer uç ise kapalı olup serbest hareket etmesini sağlamaktadır. Bu durumda tüpe uygulanan basınç, tüpü doğrultma eğilimde olacaktır. Böylece serbest olan ucun yukarı ve aşağı oynamasına sebep olacaktır [15]. Basıncın gösterileceği göstergenin dairesel olması durumunda ölçüm elemanın düzlemsel hareketi bir dişli mekanizması ile dairesel harekete dönüştürülerek gösterge için dairesel kalibrasyon sağlanmaktadır. Burdon tüpü hava araçlarında basınç ölçümünün gerçekleştirildiği birçok yerde sıklıkla kullanılmaktadır. Motor yağ ve hidrolik basıncı, oksijen tank basıncı (basınçlandırma sistemi olan uçaklarda) gibi basınç ölçümü yapılacak ünitelerde

basınç, burdon tüpü vasıtasıyla ölçülmektedir. Şekil 2.14, burdon tüpü içyapısını göstermektedir.



Şekil 2.14. Burdon tüpü

Diyafram ise hava ara larınd  bir diğer basınç  l me sistemidir. Diyafram ve körüklerin kullanıldığı bu sistemde akıőkanının uyguladığı basınçla sistem içerisinde yer alan elemanda basınç artıő veya azalıő gerçekleőir. Böylece diyaframın genişlemesi ve daralmasına bağlı olarak basıncın aktarılması gerçekleştirilmiş olur. Hava ara larınd  sızdırmaz olarak tasarlanmıő olan diyaframlara aneroid denilmektedir. Aneroidler, birçok hava aracında basınç ölçüm sistemi olarak kullanılmaktadır. Birden çok diyaframın birleőtirilmesi ile oluşturulan körükler ise basınç farkının ölçülmesi için uygundur. Hava basıncının ölçüldüğü birçok sistemde bu bileşenler sıklıkla kullanılmaktadır. Şekil 2.15, diyaframın içyapısını göstermektedir.



Şekil 2.15. Diyafram

Katı hal mikro elektronik sensörleri basıncın algılanıp elektriksel büyüklüklere çevrilmesi prensibine dayanmaktadır. Bu tip sensörler sayısal veya analog çıkışlara sahip olabilirler. Temel olarak 3 farklı katı hal basınç ölçen mikro elektronik sistem bulunmaktadır. Bunlar;

- Kapasitif basınç sensörleri,
- Piezo elektrik basınç sensörleri,
- Uzama ölçen basınç sensörleri'dir.

Kapasitif basınç ölçen sensörlerde uygulanan basınca bağlı olarak kapasite ve kapasitif reaktans değişmektedir. Bu değişim miktarının algılanmasıyla basınç değişikliği ölçülmektedir. Piezo elektrik basınç sensörlerinde ise kristal yapı malzemeler kullanılır. Sensör üzerine etkiyen basınçla orantılı olarak düşük miktarda elektriksel gerilim ve akım üretilir. Üretilen bu değerlerin ölçülmesiyle uygulanan basınç hesaplanabilmektedir. Uzama ölçen sensörler ise esneyebilen bir şeridin basınç etkisiyle esnemesi yöntemi ile çalışmaktadır. Uzayan metalin kesiti azalacağından direnci artacaktır. Böylece dirençte meydana gelen değişim miktarından uygulanan basınç ölçülebilmektedir.

Elektronik basınç ölçüm cihazları günümüzde hava araçlarının elektronik uçuş bilgisayarlarında sıklıkla kullanılmaktadır. Elektronik basınç ölçüm cihazları, hava aracında ihtiyaç duyulan tüm basınç ölçüm işlemlerinde kullanılabilir. Ucuz olması, bakım maliyetlerini azaltması ve güvenilir bir yapıda olmasından dolayı günümüz hava araçlarında sıklıkla tercih edilmektedir. Elektronik ve mekanik basınç ölçüm sistemleri birçok hava aracı bileşenlerinde yedekleme ve emniyet amacıyla birlikte kullanılmaktadır.

Hava araçlarında basınç ölçüm yöntemlerinin başında motor yap basınının ölçülmesi gelmektedir. Motor yağının soğutma, aşınmayı azaltma, paslanmayı önleme ve motoru temizleme gibi görevleri bulunmaktadır. Bu özelliklerinden dolayı motor yağı motor durumu için büyük önem arz etmektedir. Yağ miktarının azalması basınç miktarını azaltacak ve sürtünmeyi arttıracaktır. Bunun sonucunda eksik yağ miktarı motorun yıpranmasına ve/veya bozulmasına sebep olabilmektedir. Hava araçlarında motor basınç bilgisinin her bir motor için

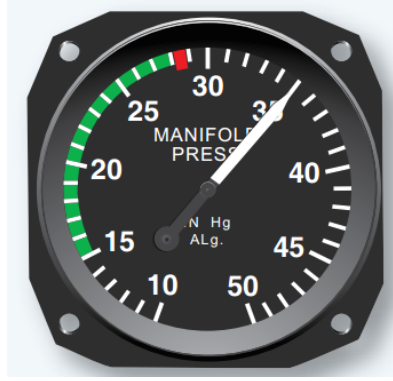
kokpitte gösterilmesi zorunludur. Burdon tüpü, analog sistemlerde basıncın ölçülmesi amacıyla kullanılmaktadır. Elektronik sistemler ise analog veya sayısal elektronik basınç sensörleri vasıtasıyla basıncı  l  erek merkezi bilgisayara gerekli bilgileri aktarmaktadır. Kokpitte yer alan motor ya  basınç göstergeleri genel olarak birbirinden farklı g r n  lere sahip olsa da prensip bütün sistemlerde aynıdır. Motor ya ının normal basınçlandırma aralığı göstergelerde yeşil renkle gösterilirken normal durumların sınırları ve dikkat edilmesi gereken kısımlar ise genellikle sarı renk ile renklendirilmektedir. Normal operasyonun tehlikeli ve yasak olduğu aralık ise kırmızı renk ile gösterilmektedir. Şekil 2.16  rnek bir ya  basınç göstergesini göstermektedir. Bazı motorlarda birden çok motor durum göstergeleri bir göstergede de gösterilebilmektedir.



Şekil 2.16. Motor ya  basınç göstergesi

Hava araçlarında basıncın ölçülmesi prensibine dayanan bir diğer yöntem ise sabit hızlı motorlarda g   değerinin belirlenmesidir. Sabit hatve açılı pervaneli motorlarda g   kontrolü için gaz kolu (throttle) kullanılmaktadır. Sabit hızlı pervaneye sahip olan motorlarda ise hava aracının g   kontrolü için gaz ve pervane kontrolü birlikte kullanılmaktadır [16]. Sabit hatve açılı pervanelerde tork, hızın fonksiyonu olarak elde edilir. Yani g   dakikadaki dönüş hızı (RPM) ile orantılıdır. Sabit hızlı pervanelerde ise g   RPM den bağımsız olarak pervanenin hatve açısının governor sayesinde değiştirilmesi ile elde edilmektedir. Bu sebeple sabit hatve açılı pervanelerde motorun ürettiği g   takometreden g  zlemlenirken, sabit hızlı pervanelerde g   manifold g  stergesinden takip

edilmektedir. Manifold basınç göstergeleri aneroid prensiple çalışmaktadır. Normal havalandırmaya sahip motorlarda maksimum basınç göstergesi atmosferik basınç şartlarında olurken, turbo şarj ve süper şarj motorlarda üretilen maksimum basınç değerleri atmosferik basıncın üzerindedir. Şekil 2.17, manifold basınç göstergesini göstermektedir.



Şekil 2.17. Manifold basınç göstergesi

Yakıt basınç göstergesi hava araçlarında kullanılan bir diğer basınç ölçme uygulamasıdır. Gösterge hava aracı tankından motora pompalanan yakıtın durumu hakkında pilota bilgi vermektedir. Direkt ölçüm yöntemiyle çalışan yakıt basınç göstergeleri genellikle burdon tüpü metoduyla basıncı ölçmektedir. Direkt ölçüm metodunda yakıt pompasının kokpit içerisine kadar gelmesi kokpitte yangın riskini arttırdığından dolayı yakıt basınç göstergeleri genellikle elektriksel sinyale çevrilerek kokpite aktarılır. Şekil 2.18, yakıt basınç göstergesini göstermektedir.



Şekil 2.18. Yakıt basınç göstergesi

2.2.2. Sıcaklık Göstergeleri

Hava araçlarında motor parametreleri için kritik önem taşıyan bir diğer değer ise sıcaklıktır. Kokpit panelinde motor parametrelerinin sıcaklık değerlerinin belirli limitler içinde çalıştığının görülmesi motor durum kontrolü açısından önem arz etmektedir. Uçak ve motor tipine bağlı olarak kokpitte gösterilen motor sıcaklık göstergeleri

- Dış hava sıcaklığı,
- Motor yağ sıcaklığı,
- Motor silindir sıcaklığı,
- Karbüratör sıcaklığı,
- Egzoz gaz sıcaklığı,
- Türbin gaz sıcaklığı şeklinde sıralanabilir.

Sıcaklık ölçümünde temel alınan iki prensip bulunmaktadır. Bunlardan ilki metallerin genleşmesi prensibi vasıtasıyla yapılan ölçümler iken diğer yöntem elektriksel elemanlarla yapılan ölçümlerdir. Elektriksel olmayan yöntemlerin başında cisimlerin sıcaklık artışı karşısında genleşme prensibi gelmektedir. Her maddenin sıcaklık karşısında genleşme miktarı birbirinden farklıdır. Bu yöntemin en çok bilineni ise cıvanın sıcaklık ile genleşmesidir. Cıva ısınmasıyla birlikte dar ve ince bir tüp içinde genleşmektedir. Cıvanın genleşmesi prensibiyle sıcaklık ölçme yöntemi havacılıkta kullanılmamaktadır.

Havacılıkta ufak hava araçlarında en çok kullanılan direkt sıcaklık ölçme yöntemi ise bimetalik genleşme yöntemidir. Bu yöntemde birbirinden farklı iki metal bir araya getirilerek ısı karşısında farklı değerlerde genleşme ve büzülmesi sağlanmaktadır. Bimetalik genleşme veya büzülme prensibinde farklı iki metal birbirine tutturularak ortam ısını alması sağlanır. Ortam ısını alan iki metal farklı miktarlarda genleşir veya büzülür. Ortamın ısınmasıyla birlikte bir metal diğerinden daha fazla ısıdan etkilenecek diğerine göre daha fazla genleşme gösterir. Bu fiziksel olayın neticesinde bimetalik malzeme bağlı olduğu noktadan itibaren genleşip bağlı olduğu sargıyı çözmek isteyecektir. Böylece belirtilen uca

bağlı olan gösterge indikatörü hareket ederek ortam sıcaklığını gösterecektir. Ortam ısısının azalması durumunda ise tam tersi durum gerçekleşerek indikatör ortam sıcaklığını gösterecektir. Şekil 2.19, direkt ölçüm yöntemi ile sıcaklığın ölçülmesi prensibini göstermektedir.



Şekil 2.19. Direkt ölçüm yöntemi ile sıcaklık ölçümü

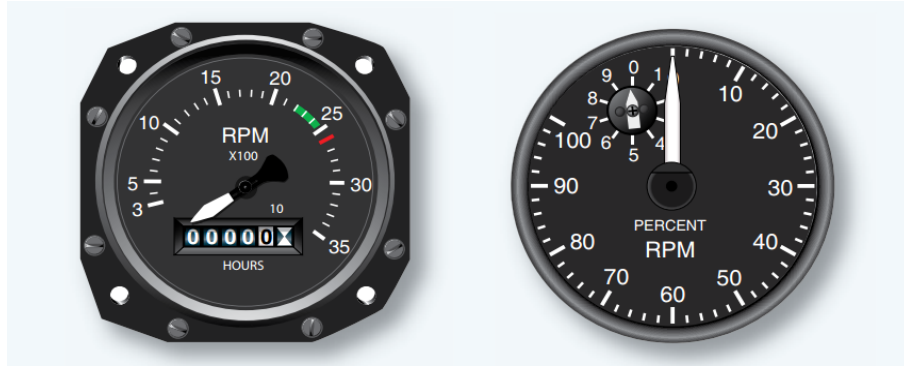
Sıcaklık ölçümünde faydalanan bir diğer yöntem ise elektriksel sistemlerdir. Elektriksel yöntemlerle sıcaklık ölçümünün temel noktası elektriksel elemanın direncinin sıcaklıkla değişimidir. Bir iletkenin direnci sıcaklıkla artmaktadır. Hava araçlarında kullanılan sistemlerde, direnci sıcaklık ile çok fazla miktarda artan metaller tercih edilmektedir. Bu tür sensörler hava araçlarında düşük ve orta derece sıcaklıkları (-70 ile +150) ölçmek için kullanılmaktadır. Uçaklarda “Karbüratör Hava Sıcaklığı”, “Motor Yağ Sıcaklığı” ölçümünde bu yöntemden faydalanılmaktadır.

Termokupl veya ısı çifti birbirinden farklı iki iletkenin oluşur. Temel mantığı iletkenlerin ısıtılmasıyla üzerinde meydana gelen gerilimi ölçmeye dayanmaktadır. Bu olaya termoelektrik etki denilmektedir [17]. İletkenden üretilen gerilimin ölçülmesi, birbirinden farklı iki iletkenin uçlarından birleştirilip (sıcak uç) ısıtılmasıyla gerçekleştirilir. Sıcak uç ile soğuk uç (iletkenlerinin birbirine bağlı olmayan uçları) arasındaki sıcaklık farkından gerilim üretilir. Üretilen gerilim direkt olarak sıcak uç ile soğuk uç arasındaki farklılıktan kaynaklanır. Bu yöntem ile çok yüksek sıcaklıkların ölçülmesi mümkündür. Türbin motorlu

uçaklarda “Silindir Baş Sıcaklığı”, pistonlu motorlarda ise “Egzoz Gaz Sıcaklığı” ölçümünde termokupllar sıklıkla kullanılmaktadır.

2.2.3. Hareket Göstergeleri

Piston ve türbin motorlu uçaklarda yer alan motora ait komponentin mekaniksel hareketini ölçen göstergesine takometre denilmektedir. Sabit hatve açılı piston motorlu uçaklarda takometre motor gücünün göstergesi olarak kullanılmaktadır ve pilota üretilen gücü dakikada devir sayısı (RPM) olarak göstermektedir. Bu sayede pilot, motorun uçuş, taksi veya park halinde motorun ürettiği gücü görebilmekte ve motorun durumunu kontrol edebilmektedir. Gaz türbinli hava araçlarında ise takometre kompresörlerin dönüş hızının ölçülmesinde kullanılmaktadır. Piston motorlu uçaklardan farklı olarak gaz türbinli motorlarda takometre yüzde olarak “%” olarak yer almaktadır. Düşük hızla çalışan kompresörün hızı N_1 olarak adlandırılırken, yüksek hızlı kompresörün dönüş hızı N_2 olarak adlandırılmaktadır. Dönü hareketinin belirlenmesi mekanik ve elektriksel yöntemlerle yapılabilir. Şekil 2.20, hava araçlarında takometre göstergelerini göstermektedir.



Şekil 2.20. Takometre

Mekanik hareket göstergeleri genellikle tek motorlu hafif hava araçlarında tercih edilmektedir. Mekanik takometrelerde esnek bir mil motorun şaftına bağlanmıştır. Motordan elde edilen dönü hareketi esnek mile aktarılmaktadır. Esnek mil ise mekanik avans ağırlığı veya manyetik prensiplerle dönü hareketini

göstergelere iletmektedir. Mekanik avans ağırlığı prensibinde motorun dönü hareketi avans ağırlığının santrifüj hareketi yapmasını sağlayarak bu ağırlığın açisal olarak değişmesini sağlar. Bu değişim bir dişli yardımıyla göstergeye iletilir. Manyetik prensipte ise esnek şaft dönü hareketini aldığında kendisine bağlı olan mıknatısı döndürür. Oluşturulan manyetik alanın indüklediği akım, kendi manyetik alanını yaratarak dönen mıknatısın manyetik akısıyla etkileşime girerek göstergeye motorun dönü hızını aktarmaktadır.

Elektriksel takometreler için birçok değişik tasarım yöntemleri bulunmaktadır. Alternatif ve doğru akım prensibiyle çalışan değişik takometreler bulunmakta olup bu sistemler uçağın elektriksel sisteminden bağımsız olarak çalışmaktadır. Mekanik prensiplerle tasarlanan takometrelerde gösterge ile motorun birbirine yakın olması gerekirken, elektriksel prensiplerle ölçüm yapan takometreler bu zorunluluk bulunmamaktadır [18]. Doğru akım ile ölçüm yapan sistemlerde doğru akım jeneratörü kullanılmaktadır. Motorun dönüş hızı arttığında üretilen voltaj da artmaktadır. Üretilen voltaj, göstergede kalibre edilerek dönüş hareketini göstermektedir. Doğru akım jeneratörleri karbon fırça ve komütatör gerektirmektedir. Fırçanın aşınması bakım maliyetini beraberinde getirmektedir. Ayrıca sistem üretilen voltaj ile doğru orantılı olduğundan voltajın aktarımı sırasında karşılaşılan direnç ile gerilimin azalması da sistemin doğruluğunu etkilemektedir. Bu problemlerin üstesinden gelmek için alternatif akım ile ölçüm yapan sistemler kullanılmaktadır. Alternatif akımın kullanıldığı sistemlerde tek faz veya üç fazlı ölçüm yapan sistemler kullanılmaktadır. Tek fazlı sistemde fırçasız alternatif akım jeneratörü kullanılmaktadır. Üretilen alternatif akım doğru akıma çevrilerek göstergeye iletilmektedir. Bu tür sistemlerde aşınma sorunu bulunmamaktadır ancak gerilimin dirence bağılı olarak azalmasından dolayı göstergelerde hata oluşabilmektedir. Takometre, üç fazlı alternatif akımın kullanıldığı sistemlerde sistem tarafından indüklenen voltaj yerine frekansı kullanmaktadır. Bu sayede sistem voltaj değişimlerinden etkilenmemektedir.

2.3. Seyrüsefer Göstergeleri

Seyrüsefer, havacılıktan önce denizcilikte kullanılan gemilerin bir noktadan diğer bir noktaya gidişine verilen ifadedir. Havacılığın gelişmesi ile birlikte seyrüsefer kelimesi havacılık terimleri içinde yer almıştır. Kelime anlamı olarak bir uçağın kalkış aşamasından iniş aşamasına kadar takip edeceği güvenli ve en kısa yolu ifade eden terim olarak kullanılmaktadır [19].

Havacılıkta temel olarak 4 farklı seyrüsefer yöntemi kullanılmıştır. Bunlar;

1. Harita Okuma Tekniği (Kara Seyrüseferi): Pilot konum ve pozisyon bilgisini üzerinde uçtuğu konumu harita ile karşılaştırma yaparak bulmaktadır. Bu sayede ulaşmak istediği noktayı, görerek uçuş şartlarında ve harita ile yer şekillerini karşılaştırarak gerçekleştirmektedir.
2. Gökyüzü Cisimleriyle (Celestial) Seyrüsefer: Belirgin gökyüzü cisimlerini (güneş, gezegen, ay, yıldızlar) kullanarak yapılan seyrüseferdir. Ufuk ile cisim arasında yer alan açının ölçülmesi prensibiyle gerçekleştirilir. Seyrüsefer sırasında en çok kullanılan gökyüzü cismi ise güneştir. Ayrıca özel olarak belirlenmiş 57 yıldız ile de gerçekleştirilir [20].
3. Hesaplamalı Seyrüsefer (Dead Reckoning): Mesafe, hız, yön, zaman, rüzgâr gibi faktörlerin bilinerek hiçbir seyrüsefer yardımcısı kullanılmadan bilinen bir noktadan belirli bir süre sonra istenilen noktaya gitmeyi hedefleyen seyrüsefer türüdür. Bu yöntem ilk olarak pusulanın icadı ile denizcilikte kullanılmaya başlanmış olup havacılığın gelişmesi ile hava araçlarında da kullanılmaya başlanmıştır.
4. Radyo seyrüseferi: Hava aracının yer tabanlı (VOR, NDB, DME, VDF) ve uzay tabanlı (GPS, GLONASS, Galileo) sistemlerden aldığı radyo sinyalleri aracılığıyla yaptığı seyrüsefer tipidir. Günümüzde aktif olarak kullanılan yer tabanlı seyrüsefer yardımcılarını yerine uzay tabanlı seyrüsefer yardımcılarının kullanılması için gerekli çalışmalar devam etmektedir.

2.3.1. Radyo Seyrüsefer Yardımcıları

Radyo seyrüsefer yardımcıları uçuşun her aşamasında (kalkış, düz uçuş, yaklaşma, iniş vb.) hava aracının emniyetli bir şekilde hareket etmesini sağlayan radyo dalgaları ile çalışan elektronik sistemlerdir. Hava şartlarının kötü olduğu durumlarda, yüksek irtifada hassas uçuşlarda, yaklaşma ve inişin hassas yapılması gereken durumlarda seyrüsefer yardımcıları kritik önem taşımaktadır. Havacılıkta radyo seyrüseferi, birden çok frekans bandında (LF, MF, HF, VHF), birden çok dalga tipinde (yer dalgası, gök dalgası, uzay dalgası) ve birden fazla yayılım yöntemiyle (kırılma, yansıma, kırınım ve emilim) yayılım gerçekleştirebilmektedir. Ayrıca seyrüsefer yardımcıları kullanım alanına göre yönsüz ve yönlü yayınlar yapmaktadır. VHF yön bulucu, ADF, ILS, VOR, DME, Radar ve MLS hava araçlarında kullanılan temel seyrüsefer yardımcılarıdır.

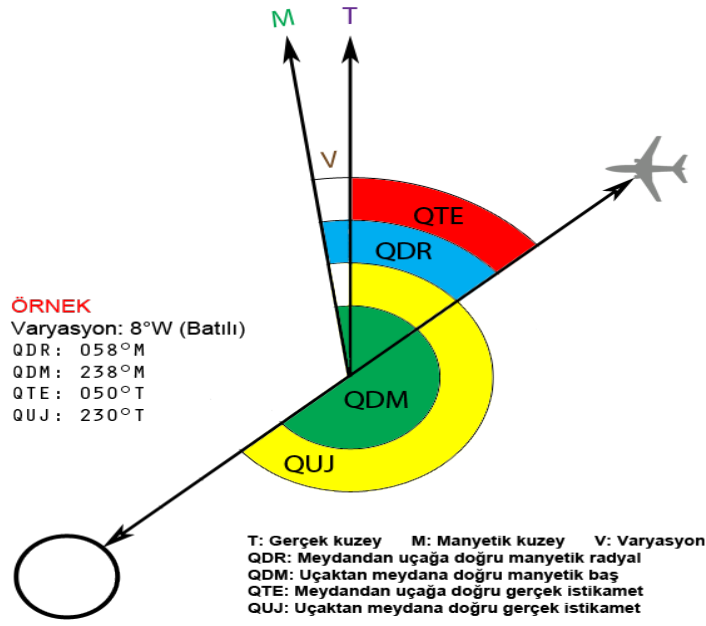
VHF yön bulucusu, VHF (Çok Yüksek Frekans) bandından yapılan yayınları kullanmaktadır. 118-136 Mhz arasında çalışmaktadır. Uçak üzerinde VHF alıcıları sesli iletişim için zorunlu olduğundan herhangi bir ekstra donanım ihtiyacı duymamaktadır. Temel prensibi 30 Hz'lik iki sinyalin faz farkının belirlenmesiyle manyetik kuzeye göre yön belirlenmesine dayanmaktadır. Sistem ses haberleşmesine de olanak sağladığından dolayı faz farkı belirlemede kullanılan radyo sinyalleri ile ses sinyali 118-136 Mhz arası taşıyıcı ile birlikte modüle edilir. Bu sistemde istasyona göre hava aracının veya hava aracına göre istasyonun nerede olduğunu belirlemek mümkündür (Şekil 2.21).

VDF sistemi Çok Yüksek Frekans (VHF) bandında çalıştığından dolayı uzay dalgasıyla yayılmaktadır. Uzay dalgaları iki nokta arasında direkt dalgalar olduğundan dolayı alıcı ve vericinin birbirleri arasında doğrudan veri alışverişi olmaktadır. Sistemin görüş hattını tanımlayan formül şu şekildedir:

$$\text{Görüş Hattı (Line-of-sight): } 1.23 \times (\sqrt{H1} + \sqrt{H2}) \quad (2.4)$$

Formülde H1 vericinin yüksekliği, H2 ise alıcının yüksekliğidir. Yüksekliklerin birimi feet cinsindendir.

VHF yön bulucu sistemi en eski seyrüsefer yardımcılarında bir tanesidir. Maliyetinin düşük olması, ekstra donanıma ihtiyaç duymaması gibi avantajlı yanları bulunmaktadır. Ancak sistem operasyon sırasında yerde personele ihtiyaç duymaktadır. Sistemin sürekli olmaması, kapasitesinin yetersiz olması, orta derece doğruluk vermesinden dolayı günümüzde pek fazla tercih edilmemektedir [21].

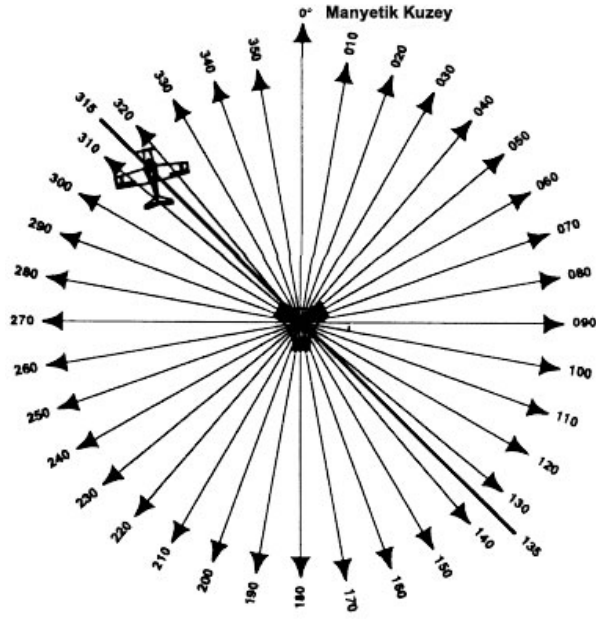


Şekil 2.21. QDR QTE QDM QDJ

ADF, çalışma prensibi bakımından VDF ile aynıdır. Sistem, yerde yayın yapan istasyondan gelen yayınları alarak uçağın pozisyonuna göre yer istasyonunun yönünü vermektedir. VDF’den farklı olarak sistem iki temel parametreden oluşmaktadır. Bunlardan ilki yer istasyonu olarak tanımlanan NDB’dir. (Non Directional Beacon). NDB dikey polarize edilmiş yönsüz sinyali LF ve MF bandından 200-1750 Khz frekans aralığında yayınlar. Sistemin ikinci aşamasını ise uçak üzerinde bulunan ADF (Automatic Direction Finder – Otomatik Yön Bulucu) oluşturmaktadır. ADF üzerinden yer istasyonun frekansı girilip mors kodu onaylandığı takdirde RMI (Radyo Manyetik Göstergesi) göstergesi üzerinde yer istasyonun yönü gösterilmektedir. Otomatik yön bulucu sistemlerde bazı durumlarda “Locator” olarak tanımlanan yer istasyonları da yer

almaktadır. NDB daha çok seyrüsefer sırasında kullanılmakta olup, “L (Locator)” ise yaklaşma aşamasında kullanılmaktadır. Otomatik yön bulucular ile hassas olmayan yaklaşımlar gerçekleştirmek mümkündür. VOR ve DME sistemleriyle birlikte kullanılabilirler. VDF’den avantajlı olarak herhangi bir yer operatörüne ihtiyaç duymamaktadır. Bilgi sürekli. Ancak sistemin sessizlik konisinin olması ve meteorolojik şartlarından etkilenmesi sebebiyle günümüzde yerini daha modern radyo seyrüsefer yardımcılarına bırakmıştır.

VOR, 1960’lı yıllarda ICAO (Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu) tarafından kısa mesafe radyo seyrüseferi için geliştirilmiştir [22]. Manyetik kuzeyi referans alarak 1 derece aralıklarla 360 radyaldan yayın yapar. Bu sayede uçak manyetik kuzeye ve seçilen radyale göre konumunu belirler. Sistem Çok Yüksek Frekans bandından (VHF) 108-118 Mhz arasında 160 kanalda yayın yapar. VOR sistemi, bu frekans bandından 108-112 Mhz arasını ILS radyo seyrüsefer yardımcıları ile ortak kullanır ve sistemin frekansı çift ondalık frekanslara sahiptir (108.0, 108.40, 108.45 vb.). Belirtilen frekans aralığında 40 kanal bulunmakta olup geri kalan 120 kanal 112-118Mhz arası yayın yapmaktadır. Sistem ayrıca her bir frekans değeri için eşlenik DME frekansına sahiptir. Bu sayede VOR-DME sistemi bir arada kullanılabilir. Operatörün her bir VOR frekansına karşılık gelen DME frekansını bilmesine gerek yoktur. Seçilen VOR frekansı karşılığı otomatik DME frekansı sistem tarafından otomatik gerçekleştirilir. Şekil 2.22, vor sinyal yapısını göstermektedir.



Şekil 2.22. VOR sinyali

VOR alıcısı alınan sinyallerin faz farklarını karşılaştırarak hava aracının hangi radyal üzerinde olduğunu anlar. Bunun için 30 Hz’de frekans modülasyonu ile modüle edilen referans sinyali sabit fazda bir yayın yapar. Diğer 30 Hz’lik genlik modülasyonu ile modüle edilmiş değişken faza sahip sinyal ise saniyede 30 dönüş yapan dönen sinyal aracılığıyla oluşturulmaktadır. Bu sayede hava aracında alıcı vasıtasıyla faz farkı karşılaştırılarak hava aracının hangi radyal üzerinde olduğu bilinir. Örnek olarak eğer ölçülen faz farkı 227 derece ise hava aracı VOR seyrüsefer yardımcısının 227 radyalinde olduğu anlaşılır. Burada dikkat edilmesi gereken nokta; VOR alıcısından alınan sinyalin, istasyona göre hangi radyal üzerinde olduğu bilgisini verdiğidir. Sistem hava aracının baş açısından (Heading) etkilenmemektedir. Bu sebeple 227 radyalinde yer alan hava aracının baş açısı herhangi bir yön olabilir.

VOR radyo seyrüsefer yardımcılarını kullanım alanlarına ve ölçüm yöntemlerinin değişikliğine göre değişik çeşitlere ayrılmaktadır. Temel VOR çeşitleri şu şekildedir:

- CVOR: Hava yollarının tasarlanmasında ve seyrüsefer sırasında kullanılan sistemlerdir.

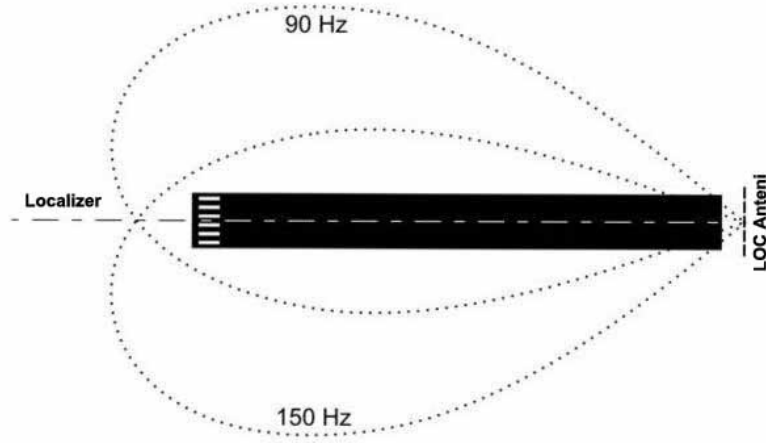
- BVOR (Broadcast VOR): Hava alanı ve hava durumu hakkında yayın yapma özelliğine sahip olan VOR sistemidir.
- TVOR (Terminal VOR): Düşük güçlü sistemler olup genellikle hava alanı çevresinde konuşlandırılmışlardır.
- DVOR (Doppler VOR): Çalışma prensibi bakımından diğer sistemlere göre farklıdır. Doppler kayması metodu ile çalışan DVOR sistemi ile diğer sistemde yer alan yansıma sorunlarının önüne geçilmiştir.
- VORTAC: VOR ve TACAN sistemlerinin birlikte yer aldığı sistemlerdir.
- VOT: Hava aracının VOR alıcısını test etmek amacıyla kullanılmaktadır.

VOR sinyali çok yüksek frekans bandında (VHF) yayın yaptığından dolayı meteorolojik durumlardan etkilenmez. Ayrıca hata payının VDF ve ADF sistemlerinden az olması, bu sistemlere göre daha düşük güç tüketmesi, direkt uzay dalgası ile yayılması gibi avantajlarının bulunmasından dolayı günümüzde hava araçları tarafından sıklıkla kullanılmaktadır.

Yer temelli radyo seyrüsefer yardımcısı olan ILS, uçağın her türlü meteorolojik şartlarda piste inişine olanak sağlaması amacıyla tasarlanmıştır. Hava aracına yatay ve dikey yaklaşma ve kategorisine bağlı olarak iniş imkânı sağlar. Sistem temel olarak 3 farklı bileşenden oluşmaktadır.

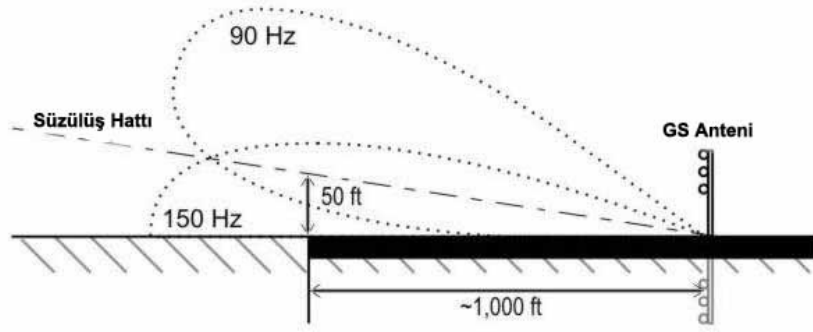
- Localizer: Hava aracının pistin orta hattına doğru yaklaşmasına olanak sağlar. Çok Yüksek Frekans (VHF) bandında 108-112 Mhz arası frekanslarda çalışır. Her bir localizer kanalı 50kbit genişliğindedir. Bu kanal aralığında VOR radyo seyrüsefer yardımcısı ile çalıştığından dolayı ILS frekansları bu bantta ondalık sayının ilk basamağı tek olacak şekilde tanımlanmıştır (108.1, 108.15, 109.30 vb.). Localizer sistemi pistin iniş yapılan yönünde pistten 1000 feet uzaklıkta yerleştirilir. Localizer biri 90 diğer 150 Hz olmak üzere genlik modülasyonu ile modüle edilmiş iki radyo

sinyali yayınlar. İniş yönüne göre 150 Hz'lik sinyal pilotun sağ tarafında, 90 Hz'lik sinyal ise pilotun sol tarafında kalmaktadır. İki sinyalin de eşit güçte alındığı hat, hava aracının pistin orta hattına inmesine sağlar. Herhangi iki sinyalin birbirinden farklı sinyal seviyelerinde alındığı durumlarda hava aracının pistin orta hattından saptığı anlaşılır. Şekil 2.33, ILS localizer sinyalinin dağılımını göstermektedir. Localizer sisteminin çıkış gücü 5-15 Watt mertebesinde olup yaklaşık 25 NM mesafeye kadar güvenilir olarak yayın yapmaktadır.



Şekil 2.23. ILS localizer

- Glide Path: Hava aracına dikey rehberlik eden sinyaldir. Hava araçlarının 3 derecelik süzülüş açısıyla piste yaklaşmasını sağlamaktadır. Ultra Yüksek Frekans (UHF) bandında 329.30 ve 335 Mhz frekansları ve bu frekans aralıklarında çalışmaktadır. Sistem ILS Localizer sistemi ile entegre edildiğinden dolayı harici olarak süzülüş açısının alınması için bir frekans girilmesine gerek yoktur. Süzülüş açısının alınması için yerleştirilen sinyal vericisi pistin başlangıcının yaklaşık olarak 1000 ft önünde yer almaktadır.



Şekil 2.24. ILS glide path

Sistem 90 ve 150 Hz’de modüle edilmiş iki sinyalden oluşmaktadır. Bu sinyaller localizer sinyalinden farklı olarak dikey olarak gönderilmektedir. Uçak üzerinde yer alan alıcı, iki sinyalin alış kuvvetlerini karşılaştırarak piste hangi açıda yaklaşıldığı bilgisini göstermektedir. Şekil 2.24, süzülüş açısının yapısını göstermektedir

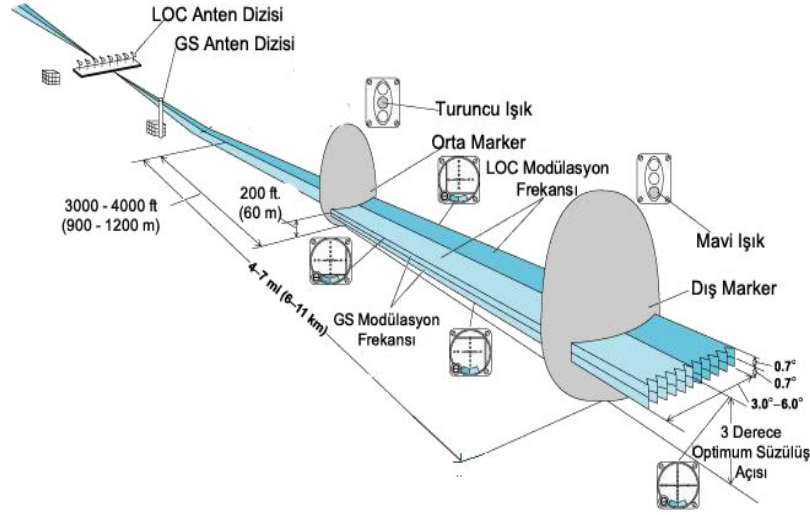
- Marker Sistemi: Hava aracına pist başına göre uzaklık bilgisini veren sistemdir. Çok Yüksek Frekans (VHF) bandında 75 Mhz’de yayın yapar. 3 farklı tipleri bulunmaktadır.

Dış Marker, pist başından 4-7 NM ilerisine kurulur. 400 Hz’lik sinyal ile saniyede 2 hatlık mors kodu ile modüle edilmektedir. Üzerinden geçildiği zaman kokpitte mavi OM lambası ve mors kodu ile uyarı verilmektedir. Yaklaşık olarak hava aracının süzülüş açısına girmesi gereken yeri bildirir ve yaklaşmanın son aşamasının başladığını bölgeyi ifade eder [23].

Orta Marker, yaklaşık olarak pist başından 1200 metre ileriye yerleştirilir. 1300 Hz’de modüle edilen sinyal ile saniyede bir olmak üzere hat ve nokta ile mors kodu yayını yapılmaktadır. Uçak orta marker üzerinden geçerken kokpitte amber renkle MM lambasını ve mors kodu ile uyarı verilmektedir.

İç Marker, pist başından 50 feet ileriye kurulmuştur. 3000 Hz’de modüle edilen sinyal ile saniyede altı nokta olacak şekilde yayın yapmaktadır. Üzerinden geçilirken kokpitte beyaz renkli IM lambası ve mors kodu ile uyarı vermektedir. Sistem, ILS kategori 2 ve 3 yaklaşması yapan hava araçları tarafından kullanılır.

ILS sistemi özetleyen ve tüm yer ekipmanlarının birlikte kullanımını gösteren çizim şekil 2.25’de gözükmektedir.



Şekil 2.25. ILS sistemi

ILS sistemi Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO) tarafından 1947 yılında standart radyo seyrüsefer sistemi olarak onaylanmıştır. Günümüzde hala hassas radyo seyrüsefer yardımcısı olarak çalışmaya devam eden ILS sistemi ile değişik hassasiyetlerde yaklaşma yapmak mümkündür. Sistem yaklaşma sırasında karar yüksekliği (Decision Height) ve pist görüş menzili (Runway Visual Range) ile tanımlanır.

Çizelge 2.2 ILS kategorilerini özetlemektedir. Karar yüksekliği olarak tanımlanan DH, piste dokunma hattının üzerinden itibaren yüksekliği belirtmektedir. Havacılıkta dikey yükseklikler feet cinsinden ifade edilmektedir. Pist görüş menzili olarak adlandırılan RVR ise yatay olarak pist üzerindeki görüşü belirtmektedir. Havacılıkta yatay mesafeler metre cinsinden (Amerika haricinde) verilmektedir. Ufak hava araçları genellikle kategori 1 yaklaşması yapmaktadır. Bu yaklaşma sırasında karar yüksekliği (DH) altimetreden alınmaktadır. Kategori 2 ve 3 yaklaşması yapan hava araçları ise radar altimetreden alınan veriler aracılığıyla karar yüksekliğine yaklaşmaktadır.

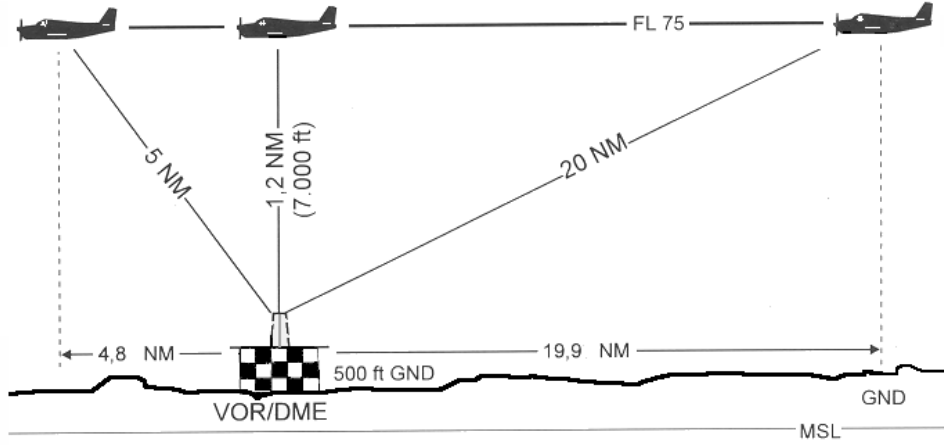
Çizelge 2.2 ILS kategorileri

Kategori	Karar Yüksekliği (DH) feet	Pist Görüş Menzili (RVR)- metre	Minimum Görüş- metre
I	≥ 200	≥ 550	≥ 800
II	$200 > DH \geq 100$	≥ 350	
III a	< 100	≥ 200	
III b	< 50	≥ 50	
III c	yok	yok	

DME, UHF bandından yayın yapmaktadır ve uçak ile istasyon arasındaki mesafenin belirlenmesi amacıyla kullanılmaktadır. Sistem sadece mesafe bilgisi verdiği için dolayı uçağın pozisyonu hakkında bir bilgi sağlamamaktadır. Bu sebepten dolayı VOR sistemi ile kullanılarak hava aracının mesafe bilgisine ek olarak konum bilgisinin bilinmesi de sağlanmıştır. VOR ile eşleştirilen DME frekansları sayesinde pilotun DME frekansı ayarlamasına gerek yoktur. Seçilen VOR frekansı ile eşlenik çalışan DME frekansı otomatik olarak seçilmektedir. Eşleştirme sırasında DME ve VOR istasyonlarının birbirine yakın olması ve aynı mers kodunda yayın yapmaları gerekmektedir.

DME, RADAR sistemini kullanmaktadır. Hava aracında ve yer istasyonunda bulunan antenler ile 962-1213 Mhz frekansları arasında Çok Yüksek Frekans Bandında (UHF) sinyaller yollar ve alınır. Belirtilen frekans aralığında 126 adet X ve 126 adet Y kanalı olmak üzere toplam 252 kanal yer almaktadır. Uçak tarafından gönderilen sorgu sinyali yer istasyonunda 50 mikro saniyede veri işlenerek X ve Y moduna bağlı olarak ± 63 Mhz frekans farkı ile cevap uçağa geri gönderilir. Hava aracının transponder'ı gelen sinyali alarak gidiş ve gelen sinyalin arasındaki mesafeyi hesaplar (bu mesafeden verinin yer istasyonunda işlenebilmesi için gerekli 50 mikro saniye çıkarılır) ve ikiye böler. Bu işlemin sonucunda hava aracı ve yer istasyonu arasındaki mesafe hesaplanmış olur. Bir DME istasyonu aynı anda 100 istasyona kadar hizmet verebilmektedir. Hizmet verilen hava aracı sayısı istasyonun o an yapmış olduğu izleme ve arama

aşamalarına göre farklılık gösterebilmektedir. DME sisteminden okunan değer, hava aracı ve istasyon arasındaki diyagonal mesafeyi vermektedir. Bu sebeple DME mesafesinin hava aracının yeryüzündeki izdüşümü olarak düşünülmemelidir. Hava aracı DME istasyonunun üzerinden geçerken okunan mesafe hava aracının irtifasını vermektedir. (Şekil 2.26)



Şekil 2.26. DME

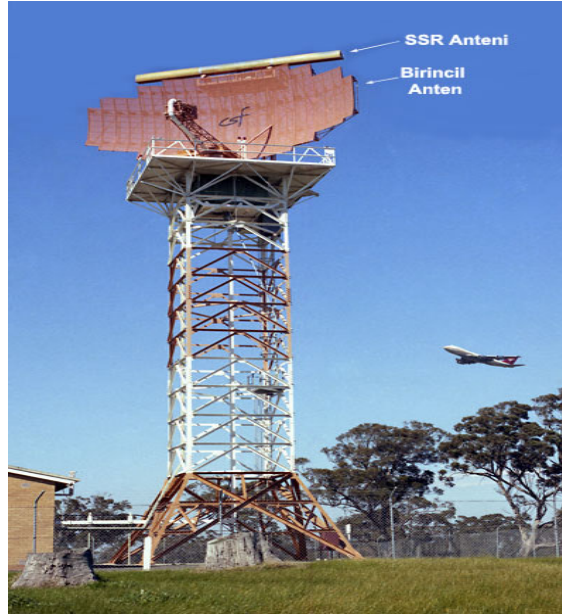
Radar, radyo dalgası yardımı ile cisimlerin bir bölgeden, yüzeyden veya cisimden yansıması prensibini kullanır. Bu prensip sayesinde nesnenin hızı, mesafesi ve kendisinin belirlenmesi gibi alt uygulamaların gerçekleştirilmesi mümkündür. Radarlar, günümüzde sivil havacılıkta hava araçlarının ayrılmasında, kontrolünde, seyrüseferinde çok önemli rol oynamaktadır.

Radarlar çalışma prensipleri bakımından değişiklik göstermekte olup havacılıkta genellikle darbe radarları (Pulsed Radar) kullanılmaktadır. Radarlarda kısa darbeler üretilip cisimlerin daha iyi belirlenebilmesi ve meteorolojik şartlardan etkilenmemesi için genellikle “Çok Yüksek Frekans (VHF) Bandı” ve üzerindeki bantlar kullanılmaktadır.

Havacılıkta kullanılan radar sistemleri birincil radar ve ikincil radar olarak ikiye ayrılmaktadır. Birincil radar sistemlerinde temel mantık alıcıdan çıkan sinyalin hedeften yansıyor ve geri dönmesini sağlamaktır. Hava trafik kontrolünde, DME, bulutların ve yağışın belirlenmesinde kullanılır. Sistem darbe modülasyonu ile çalışır. Menzil radar sisteminin gücüne bağlıdır. Bu sistemde hava araçlarının

belirlenmesi ve konumunun bilinmesi sağlanabilir. Hava aracının belirlenmesi için ekstra bir donanımın bulunmasına gerek yoktur. Ancak hava aracının irtifa ve kimlik bilgileri bu radar çeşidi ile belirlenememektedir.

İkincil (Secondary) radar sistemlerinde hava aracı ve yerdeki istasyon arasında karşılıklı veri alışverişi bulunmaktadır. Bu tip radarlarda gönderilen 1030 Mhz'lik sorgulama sinyalleri alınarak 1090 Mhz'de cevap sinyali kodlanır ve karşı tarafa iletilir. Hava trafik kontrolünde, hava araçlarının irtifa ve kimlik bilgilerinin belirlenmesinde, hava araçlarının çarpışma önleyici sistemlerinde (TCAS) ikincil radar prensibi kullanılmaktadır. Hava araçları için vazgeçilmez olan ikincil radar ile hava trafik kontrolünü daha emniyetli bir şekilde yapmak mümkündür. Ancak ikincil radar sisteminde hava araçlarında bulunan transponder kapatıldığından uçak üzerinden diğer alıcılara sinyal gönderilemediğinden hava aracının konumunun belirlenmesi ve bilgilerinin okunması mümkün değildir. Birincil ve ikincil sistemler 360 derece kapsama alanına sahip olması için genellikle birlikte dönen bir platform üzerinde tasarlanırlar. Şekil 2.27'de birincil ve ikincil radar sistemleri görülmektedir.



Şekil 2.27. Birincil ve ikincil radar

Havacılıkta kullanılan radar sistemlerini yerde bulunan ve uçakta bulunan radar sistemleri olarak ikiye ayırmak mümkündür. Hava trafiğinin yönetilmesi için kullanılan PSR (Primary Surveillance Radar – Birincil Gözetim Radarı) ve SSR (Secondary Surveillance Radar – İkincil Gözetim Radarı) radarları ile uzaklık ölçmekte kullanılan DME seyrüsefer yardımcısı yerde bulunan radar sistemlerini oluşturmaktadır. Hava radarı ve radyo altimetre ise hava aracında bulunan radarları oluşturmaktadır.

Hava radarı hava aracı üzerinde bulunan ve kar, yağmur gibi meteorolojik hava olaylarının belirlenmesi için kullanılmaktadır. Sistem, belirlenmek istenen cisimlerin boyutlarının ufak olması nedeniyle yüksek frekanslarda çalışır. Bu radarların birçoğunda uçulan coğrafyanın yer özelliklerini de raporlama özelliği bulunmaktadır. Doppler prensibi ile çalışmaktadır.

Doppler prensibi yayın yapan bir vericinin hareketli bir alıcıdan yansdıktan sonra frekansında meydana gelen değişikliğin ölçülmesi prensibine dayanmaktadır. Bu sayede radar sinyallerinin sabit cisimlerden (ev, ağaç vb.) yansıma problemlerinin önüne geçilmiştir.

Havacılıkta kullanılan radyo seyrüsefer yardımcılarının bazıları teknolojilerinin eski olmasından dolayı günümüzde pek fazla tercih edilmezken bazı sistemler de geliştirilmesi sırasında diğer sistemlerin popülerliği doğrultusunda kullanımı ve yaygınlaşması sönük kalmıştır. MLS (Microwave Landing System - Mikrodalga İniş Sistemi) bu sistemlerin başında gelmektedir. Hava araçlarına hassas yaklaşma olanağı sağlayan MLS sistemi, ILS sisteminin kapasite sorununu ortadan kaldırmak için tasarlanmıştır. Var olan 40 ILS kanalının yetersiz kalması ve her uçağın performanstan bağımsız olarak aynı yaklaşması yapması ILS sisteminin en büyük sorunlarından biridir. MLS sistemi sayesinde kanal sayısının 200'e çıkması ve hava aracına özel (helikopter, yavaş uçaklar, özel jetler, ticari uçaklar vb.) yaklaşma imkânı sağlanmıştır. MLS sisteminde yatay ve dikey olarak iki tarama sinyali yapılmaktadır. Yatay yayın sinyali belirli bir açı çerçevesinde soldan sağa olacak şekilde gönderilir. Hava aracı, yayını TO ve FROM olmak üzere iki kere almaktadır. Bu yayınların arasındaki mesafe ölçülerek hava aracının pist orta hattının neresinde olduğu hesaplanmaktadır. Benzer şekilde yukarı ve aşağı yönlü yapılan dikey yayına göre

de hava aracının piste hangi açı ile yaklaştığı hesaplanmaktadır. Sistem piste uzaklık bilgisi olarak ILS marker donanımlarından farklı olarak DME kullanmaktadır. Bu sayede hava aracının piste olan uzaklık bilgisi süreklileştirilmiştir. Sistem “Süper Yüksek Frekans (SHF)” bandında çalışmaktadır. Maliyetinin fazla olması, uyduya dayalı seyrüsefer sistemlerinin hava alanlarında herhangi bir ekstra donanım gerektirmeden yaklaşma yapmasına izin vermesi, bütün hava araçlarına ekstra donanım konulması gibi faktörlerden dolayı çok fazla yaygınlaşamamıştır. Günümüzde Avrupa’da GPS sisteminin Amerika’ya bağımlılığından dolayı MLS sisteminin gerekliliği tartışması devam etmektedir.

Havacılıkta günümüzde neredeyse hiç kullanılmayan bir diğer seyrüsefer yardımcısı ise LORAN C’dir. Açılımı uzun menzil seyrüsefer anlamına gelen LORAN C sistemi “Düşük Frekans Bandında (LF)” 100 Khz’ de yayın yapan hiperbolik bir sistemdir. Uydu temelli seyrüsefer sistemlerinin gelişmesi ile sistem günümüzde neredeyse hiç kullanılmamaktadır. Küresel anlamdan ilk seyrüsefer yardımcılarının biri de OMEGA sistemidir. OMEGA sistemi “Aşırı Düşük Frekans (VLF)” bandından 10-14 Khz frekans aralığında çalışmaktadır. Sistem LORAN C gibi hiperbolik bir sistem olup 8 tane vericinin dünyanın değişik bölgelerine yerleştirilmesinden oluşmuştur. Sistem, sinyalin en güçlü alındığı 3 farklı istasyondan alınan bilgi sayesinde parabolleri kesiştirerek hava aracının konum bilgisini verir. LORAN C’nin, uyduya bağlı seyrüsefer sistemlerinin gelişmesi ile kullanımı sona ermiştir.

TACAN (Hava Taktik Seyrüsefer) sistemi ise askeri havacılıkta kullanılan seyrüsefer yardımcısıdır. Operasyonel olarak DME alıcısına benzemektedir. DME alıcısına sahip sivil uçaklar TACAN seyrüsefer yardımcısından mesafe bilgisi almaktadır. Sivil ve askeri uçakların bir arada yer aldığı bölgelerde VORTAC sistemi ile VOR ve TACAN sistemi birleştirilmiştir. Bu sayede tek seyrüsefer yardımcısı aracılığı ile hem sivil hem de askeri uçaklara yayın yapılması sağlanmıştır.

2.3.2. Radyo Seyrüsefer Göstergeleri

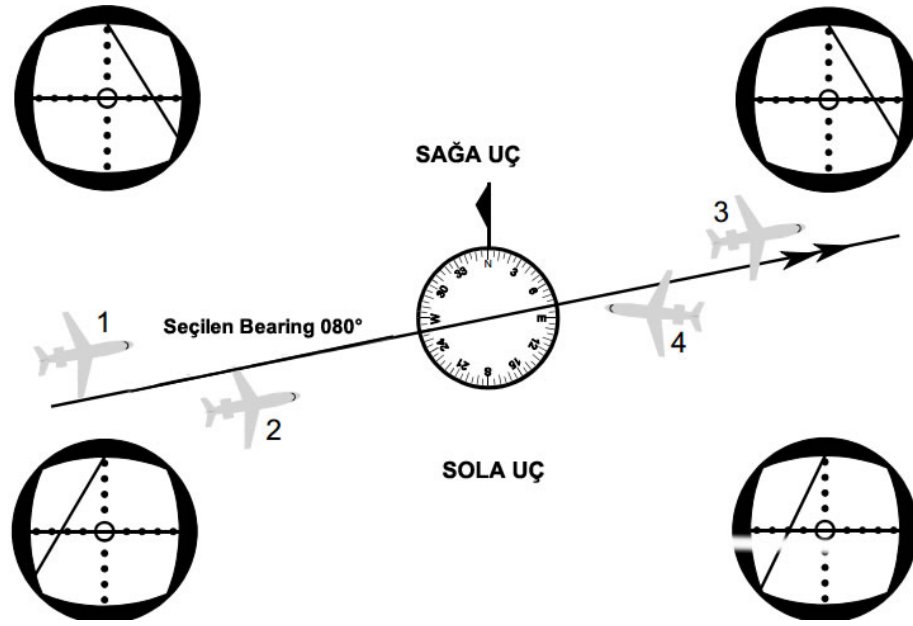
Radyo seyrüsefer yardımcılarının sinyalleri, hava aracının alıcıları ile alınmaktadır. Yer istasyonundan alınan sinyaller hava aracında bulunan HSI (Horizontal Situation Indicator), CDI (Course Deviation Indicator) gibi göstergelerde anlamlandırılarak pilota seyrüsefer sırasında yardımcı olmaktadır. Bu göstergeler sayesinde; seçilen rota, seçilen rotaya göre hava aracının hangi radyalde olduğu, yaklaşma sırasında süzülüş açısı, pist orta hattına göre hava aracı durumu gibi birçok bilgi kolayca alınabilmektedir.

CDI göstergesi hava aracının seçilen rotaya göre pozisyonunu göstermektedir. Göstergenin kullanılabilmesi için öncelikli olarak bir course (rota) seçilir. Göstergede seçilen rotalar manyetik kuzeye göreler. Seçilen rota bilgisine göre gösterge hava aracının bu rotaya göre nerede olduğu bilgisini vermektedir. Örnek olarak; hava aracı seçilen rotanın solunda kalıyorsa göstergenin dikey işaretleyicisi sağa doğru kayar. Bu şekilde pilota seçilen rotaya gidebilmek için hava aracının sağ tarafında yer alan bir rota açısına dönmesi gerektiği bilgisi verilir. Pilot seçilen rota açısına doğru yöneldikçe göstergenin dikey işaretleyicisi hattın tam ortasına doğru gelmeye başlar. Tam orta noktada istenilen course üzerinde olduğu anlaşılır. Gösterge üzerinde VOR, ILS radyo seyrüsefer yardımcıları ve bazı yeni göstergelerde GPS uyduya dayalı seyrüsefer yardımcısından alınan bilgiler gösterilebilmektedir. Şekil 2.28, hafif hava taşıtlarında kullanılan örnek bir CDI göstergesini göstermektedir.



Şekil 2.28. CDI

Sistem tarafından seçilen alıcı kaynağına bağlı olarak göstergelerin hassasiyetleri değişmektedir. Şekil 2.29, CDI göstergesinin VOR alıcısı ile kullanıldığında oluşan çıktıları göstermektedir. Hava aracı, birinci durumda seçilen rotanın (080 derece) sol tarafında yer almaktadır. Göstergenin dikey işaretleyicisi ise dikey eksenenden sağ tarafa doğru kaymıştır. Hava aracının seçilen rotaya doğru gidilebilmesi için baş açısını sağa çevirerek göstergenin dikey işaretleyicisinin merkez hattına gelmesini sağlaması gerekmektedir.

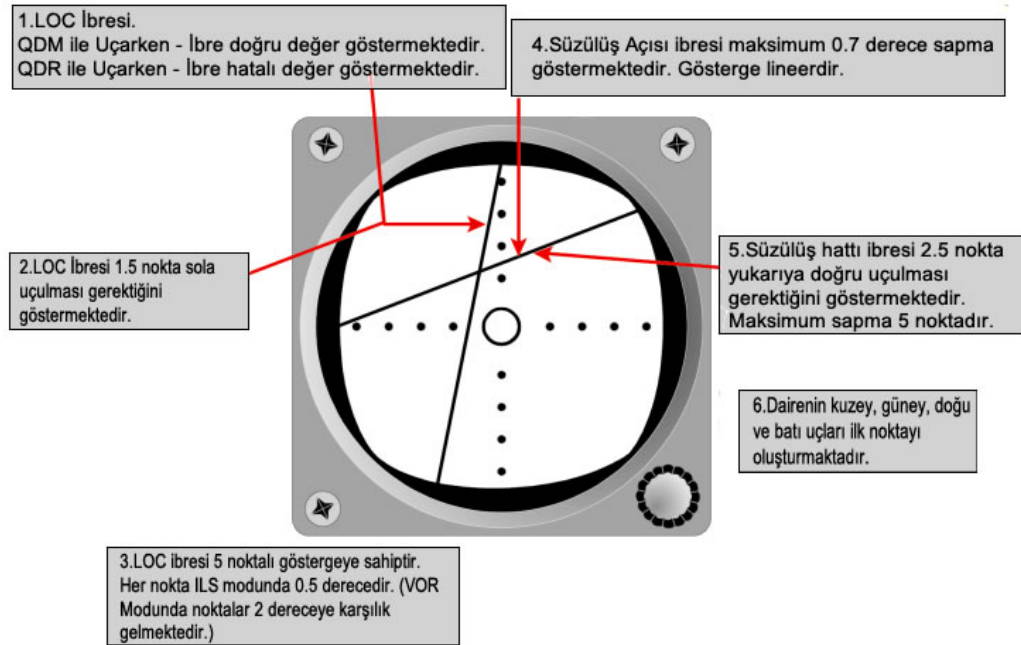


Şekil 2.29. CDI VOR

Benzer şekilde ikinci hava aracının istenilen rotada gidebilmesi için sol ve dördüncü hava aracının ise sağa dönmesi gerekmektedir. Dördüncü durumda hava aracının göstergeden yanlış bilgi aldığı görülmektedir. Uçağın istenilen rotada gidebilmesi için sağa dönmesi gerekirken, gösterge hava aracının sola doğru uçuşması gerektiğini söylemektedir. Hatanın sebebi hava aracının radyo vericisine doğru yaptığı uçuştan kaynaklanmaktadır. Bir ve iki numaralı durumlarda uçak radyo vericisine doğru uçtuğundan dolayı gösterge üzerinde yer alan “TO” bayrağının ayarlanması sağlanarak 080 derece course hattı üzerinde gidilmesi sağlanmıştır. Gösterge üzerinde yer alan “TO” bayrağı istasyona doğru uçulduğu bilgisini verir. Üçüncü durumda ise “FROM” bayrağı ile 080 course hattı

üzerinden istasyondan uzaklaştıldığı bilgisi bulunmaktadır. Dördüncü durumda ise gösterge üzerinde 080 hattı üzerinden uzaklaştıldığı bilgisi girildiği halde hava aracı istasyona doğru uçmaktadır. Bu yüzden göstergedeki hatalı bilgi alınmaktadır. Bu hatanın giderilmesi için birinci ve ikinci durumlarda gerçekleştirilen ayarın aynısı gerçekleştirilmelidir.

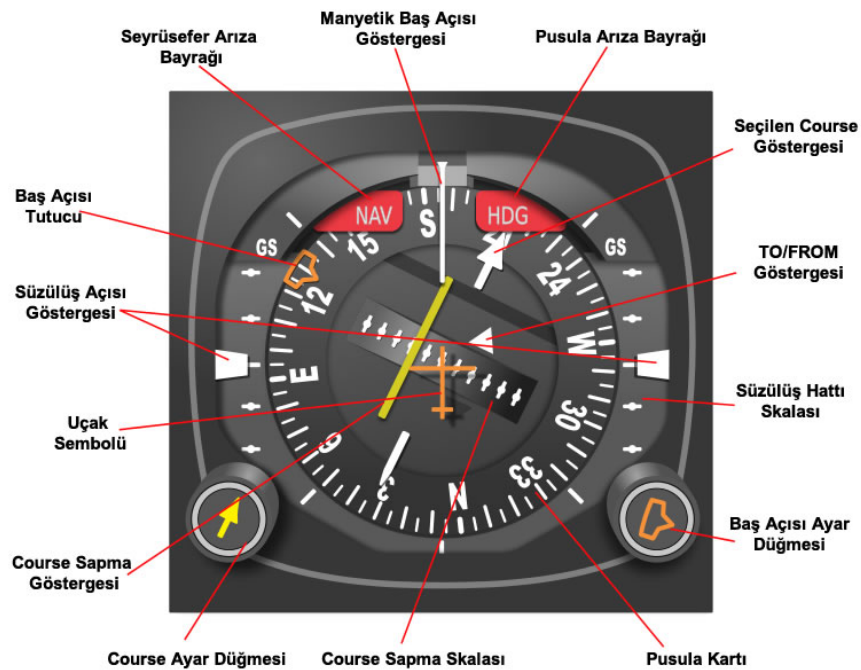
CDI göstergesinin VOR vericisinden alınan sinyallerin gösterilmesi amacıyla kullanıldığında gösterge üzerinde yer alan yatay işaretleyicinin sistemin çalışmasında hiçbir etkisi bulunmamaktadır. Sistem hava aracının QDM (Şekil 2.30) değerini gösterge üzerinde göstermektedir. Gösterge üzerinde yer alan her bir nokta seçilen hattan ne kadar sapıldığını göstermektedir. CDI göstergesinde VOR bilgisi kullanıldığında her bir nokta, seçilen referans hattından 2 derece sapma göstermektedir. Böylece CDI göstergesi seçilen hatta göre maksimum 10 derecelik sapma göstermektedir.



Şekil 2.30. CDI ILS

CDI göstergesinin ILS bilgisi okuması durumunda göstergenin yatay işaretleyicisi de görev yapmaktadır. Bu durumda dikey konumlanan gösterici ILS sisteminin lokalizer bilgisini (pist orta hattına göre hava aracının pozisyonunu)

HSI göstergesi baş açısı ve VOR/ILS bilgisinin bir arada gösterilmesini sağlar. Bu sayede pilotun çok fazla zihninden hesap yapmasının önüne geçerek uçuş emniyetinin arttırılmasına katkı sağlar [24]. HSI ile pistin QDM değeri göstergenin course seçicisi aracılığıyla seçilebilmektedir. Bu sayede piste göre sapma değerleri gösterilmektedir.



Gösterge merkezinde yer alan turuncu sembol hava aracını göstermektedir. Sol altta bulunan CDI ayarı, belirtilen düğmenin istenilen course bilgisinin seçilmesi için döndürülür. Göstergenin üst tarafında yer alan kırmızı bayraklar ise

sistem arızası durumunda ortaya çıkar ve belirtilen sistemlerde sorun olduğunu belirtir. Gösterge üzerinde yer alan TO/FROM göstergesi hava aracının seçilen istasyona yaklaşım uzaklaşma bilgisini vermektedir. Süzülüş açısından sapma skalası hava aracının süzülüş hattından ne kadar saptığını göstermektedir. Göstergenin üst kısmında yer alan beyaz renkli çubuk ise hava aracının manyetik baş açısını göstermektedir. Son olarak, göstergenin solunda yer alan turuncu renkli içi boş olan belirteç ise belirli bir baş açısının seçilmesine olanak sağlamaktadır. Bu sayede pilot seçilen baş açısı ile gerçekte uçulan baş açısının göreceli değişimini görebilmektedir. Şekil 2.31, hafif hava araçlarında kullanılan HSI göstergesini göstermektedir.

Genel havacılıkta seyrüsefer amacıyla kullanılan diğer göstergeler ise RMI (Radio Magnetic Indicator - Radyo Manyetik Göstergesi) ve RBI (Relative Bearing Indicator – Göreceli Yön Göstergesi) göstergeleridir. Bu göstergelerde bir NDB istasyonuna olan yön bilgisi elde edilmektedir. Ayrıca RMI göstergesinde VOR bilgisi de okumak mümkündür. Günümüzde ADF (Otomatik Yön Bulucu) sisteminin popülerliğini yitirmesi ve göstergelerin göreceli bilgi vermesinden dolayı çok fazla tercih edilmemektedir.

3. ELEKTRONİK KOKPİT GÖSTERGELERİ

Gelişen teknoloji ile birlikte analog ve elektromekanik prensiplerle çalışan kokpit göstergeleri günümüzde sayısallaştırılarak LCD (Likit Kristal Ekran) ve LED (Işık Yayan Diyot) ekranlar aracılığı ile pilotların kullanımına sunulmuştur. Sayısal elektroniğin gelişmesi ile günümüz ticari hava araçlarının hemen hemen hepsi ve genel havacılıkta kullanılan hava araçlarının büyük çoğunluğu kokpit göstergelerinde elektronik göstergeleri kullanmaktadır. Glass (Cam) kokpit olarak adlandırılan yeni teknoloji ile birden çok göstergenin bir ekran aracılığı ile gösterilmesi olanaklı olmuştur. Elektronik kokpit göstergelerinin gelişmesinin en büyük etkilerinden biri de kokpit personeli ihtiyacının azalmasıdır. Bu sayede kokpit içinde ayrıca bir uçuş mühendisine olan ihtiyaç ortadan kalkmıştır. Örnek olarak 1960'lı yılların sonlarına doğru üretilen Boeing 747 uçağının kokpitinde 971 adet gösterge (lamba, ölçüm göstergeleri ve anahtar) bulunuyorken elektronik kokpit göstergelerine sahip 747-400 versiyonunda bu sayı 365'e düşmüştür [25]. Şekil 3.1, Boeing 747 uçağının analog göstergelerden sayısal elektronik göstergelere geçişini göstermektedir. Eski sistemlerde bulunan vakum pompaları ve mekanik jiroskopların yerini alan elektronik göstergeler ile ağırlıktan tasarruf edilmiştir. Analog göstergedeki oluşan sistemlerde bütün veriler sürekli kokpitte gösterilmekte olduğundan pilotlar için hataya müsait ve yorucu bir ortam oluşturmaktadır. Elektronik kokpit göstergeleri ile birlikte sadece ihtiyaç duyulan bilgiler pilotun bilgisine sunulmakta olup, pilotların dikkatini işine odaklamasına yardımcı olmaktadır. Örnek olarak uçuş süzülüş açısı pilota yaklaşma sırasında gösterilmekte olup diğer hallerde bu bilgi ekranda sürekli tutulmamaktadır. Bu sayede insan faktörleri açısından göstergeler optimize edilerek pilotların daha iyi bir uçuş deneyimi gerçekleştirmesi sağlanmıştır.

Elektronik uçuş gösterge sistemlerinin geçmişi incelendiğinde bu sistemleri dört ayrı kategoriye ayırabiliriz. Bunlardan ilki birinci nesildir. Bu nesilde, bazı göstergelerde yer alan analog tasarımlar yerini CRT monitörlere bırakmıştır. Diğer göstergeler analog olarak kokpitte yerini korumaktadır. Öncelik olarak analog göstergeler görev almaktadır. Bu sistem üzerinde çok fazla hava aracı geliştirilmemiştir. İkinci nesil sistemler analog göstergelerin yerini

elektronik göstergelere bırakmaya başladığı nesil olarak tanımlanmaktadır. Bu nesil süresince kokpitte yer alan göstergeler CRT ekran olmaya başlamıştır. Sistemler hala birbirlerinden ayrı olarak farklı ekranlarda gösterilmektedir. Bu yüzden durumsal farkındalık ve otomasyon özellikleri bakımından sınırlı kapasiteleri bulunmaktadır. Üçüncü nesil kokpit göstergelerinde sistemler birden fazla ekranlar aracılığıyla bir araya toplanmıştır. Bu sayede pilotların durumsal farkındalığının artırılmasına büyük katkıda bulunulmuştur. Gelişen teknoloji ile birlikte TCAS, EGWS gibi sistemlerin kullanılmaya başlanması ile akıllı sistemler oluşturulmuştur. Dördüncü nesil sistemlerde ise hava aracı bilgileri standart ekranların dışına çıkarılarak baş üstü panelleri dediğimiz göstergeler aracılığı ile gerçek ortama aktarılmaya başlanmıştır. Örneğin pilot ILS yaklaşması yaptığı sırada piste görsel temas sağladığında panel aracılığı ile eş zamanlı hava aracı bilgilerini görebilmektedir. Bu sayede pilot kafasını hava aracı paneline çevirmeden istediği verileri görebilmektedir ve bu sayede tüm dikkatini inişe vermektedir. Günümüzde kullanılan kokpit elektronik uçuş göstergeleri üçüncü ve dördüncü nesil arasındadır. Dördüncü nesil aviyonik sistemler birçok hava yolu şirketince hava araçlarında standart donanım olarak kullanılmamakla birlikte opsiyonel olarak bazı havayolu şirketleri tarafından tercih edilmektedir. Çizelge 5.1 elektronik kokpit göstergelerini özetlemektedir.

Çizelge 3.1 Elektronik kokpit göstergeleri gelişim süreci





Şekil 3.1. Boeing 747 Elektronik kokpit göstergelerine geçiş

Cam kokpit olarak adlandırılan elektronik kokpit göstergelerinin sağladığı bir diğer çözüm ise esnekliktir. Bu göstergeler sayesinde sistemlere donanımsal ve yazılımsal müdahale kolaylaşmış olup sistem güncellemeleri kolay ve hızlı bir şekilde yapılabilmektedir. Elektronik donanımlar LRU (Hatta Değiştirilebilir Cihazlar) şeklinde tasarlanmaktadır. Bu sayede oluşabilecek herhangi bakım, arıza vb. durumlarda var olan sistem yenisi ile hemen değiştirilebilmekte ve hava aracının uzun süre yerde kalmasının önüne geçilmektedir. Tam otomatik elektronik göstergelerin avantajları şu şekildedir:

- Daha az personel ihtiyacı,
- Kolay güncelleme olanağı,
- Daha hassas bilgi,
- Bilgiye kolay erişebilme olanağı,
- Yedekleme,
- Arıza kontrolü,
- Pilotlar açısından daha az iş yükü,
- Kontrol listelerine erişim (Checklist).

3.1. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemleri (EFIS)

EFIS (Elektronic Flight Instruments System) sistemi hava araçlarında elektromekanik uçuş göstergelerinin yerine elektronik uçuş gösterge sistemlerin kullanılmasıdır. Sistem, birden çok göstergenin kokpitte belirli sayısal ekranlar aracılığıyla toplanmasından meydana gelmektedir. EFIS, hava araçlarının tasarımına bağlı olarak değişebileceği gibi genel olarak üç ana sistemden oluşmaktadır. Bunlar;

1. Göstergeler,
2. Kontroller,
3. İşlemciler'dir.

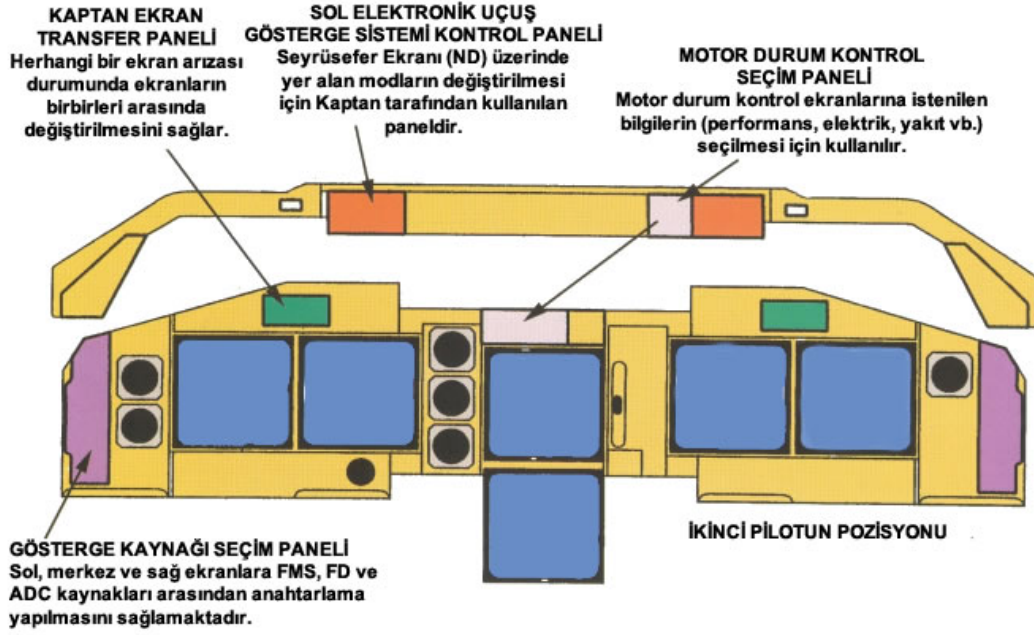
Göstergeler, kokpitte uçuş sistemlerinden motor parametrelerine kadar değişik birçok bilgiyi belirli sayıda LCD ekran aracılığı ile pilota sunmaktadır. Uçuş faaliyetleri ile ilgili olan bütün bilgiler göstergeler aracılığı ile gösterildiğinden tasarımında birçok ayrıntının ele alınması ve insan faktörleri göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Sistemi oluşturan ikinci parametre olan kontroller ise pilot tarafından girilen bilgilerin EFIS sistemi ve diğer uçuş bilgisayarları aracılığı ile karşılaştırılmasının yapılmasını sağlamaktadır. Son olarak, EFIS sistemi üzerinde yer alan işlemcilerin başında sembollerin oluşturulmasını sağlayan sembol üretici gelmektedir. Sembol üretici sayesinde seçilen moda, pilotun girdiği kontrol girdisine bağlı olarak ekran üzerinde sembollerin oluşturulması gerçekleştirilmektedir.

Uçuş gösterge sistemlerinin göstergeleri uçak tipine bağlı olarak değişiklik gösterebilmektedir. Ufak hava araçlarında cam kokpit göstergeleri bir ekrandan oluşabilmekteyken geniş gövde ticari yolcu uçaklarında bu göstergeler on ekrana kadar çıkmaktadır. Tipik bir EFIS sistemi göstergesi üç ana bölümden oluşmaktadır. Bu bölümler şu şekildedir:

- Birincil Uçuş Ekranı (Primary Flight Display-PFD): Uçak üzerinde pilotaj verilerinin görülmesini sağlar. Uçuşun idame ettirildiği en önemli ekrandır. Hava aracının durum bilgisi, manyetik baş açısı,

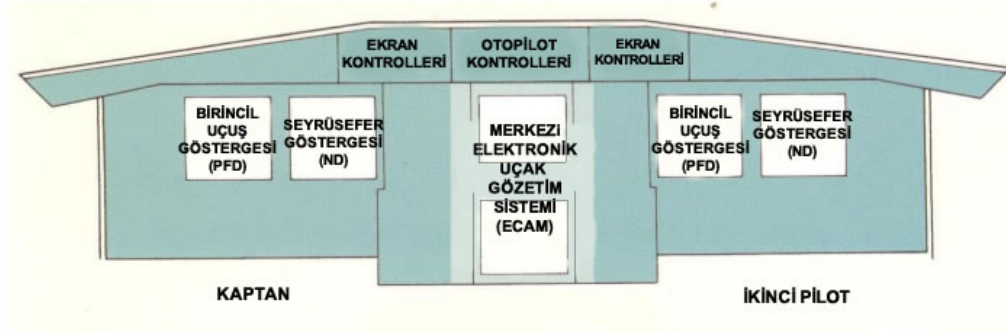
hız, irtifa, dikey hız bilgisi gibi temel bilgiler bu ekran üzerinden gösterilmektedir. Analog göstergeler gibi “Temel T” düzenine göre tasarlanan PFD ekranları bütün pilotaj ile ilgili göstergeleri bir araya toplayarak pilotun durumsal farkındalığını arttırmayı hedeflemektedir.

- Seyrüsefer Ekranı (Navigation Display-ND): Seyrüsefer ekranının temel amacı hava aracının seyrüseferi sırasında ihtiyaç duyulan bilgileri pilota aktarmaktır. Yer yüzü şekilleri, kontrol listeleri (Checklist), kayan harita, rüzgar yönü ve şiddeti, rota bilgisi, trafik bilgisi, hava radarı, yere göre hız bilgisi, yaklaşma bilgileri, uçuş bilgileri ve çizelgeleri bu ekran aracılığı ile gösterilmektedir.
- Motor Durum Gösterge Ekranı: Motor parametrelerinin gösterildiği temel ekrandır. Yakıt durumu, yakıt sıcaklığı, yakıt basıncı, EGT (Egzoz Gaz Sıcaklığı), N1, N2, EPR (Egzoz Basınç Oranı) gibi parametreleri göstermektedir. Sistem monitörlerinin adı Boeing uçaklarında EICAS (Engine Indications and Crew Alerting System – Motor Gösterge ve Personel Uyarı Sistemi) iken Airbus uçaklarında ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitor – Merkezi Elektronik Uçak Gözetim Sistemi) olarak adlandırılmaktadır. ECAM ve EICAS sistemleri temelde birbirine benzer yapıda olup ECAM ek olarak, pilota oluşabilecek uyarılarda düzeltici öneriyi de sunmaktadır.



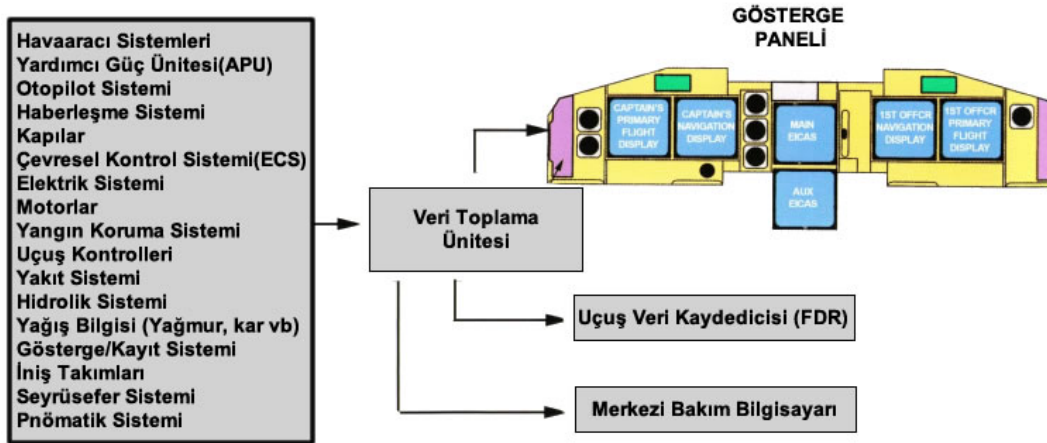
Şekil 3.2. Boeing 747 EFIS sistemi

Şekil 3.2, Boeing 747 uçağında EFIS sisteminin tasarımını göstermektedir. Sistem altı adet göstergeden oluşmaktadır. Solda ve sağda olmak üzere kaptanın ve ikinci pilotun PFD ve ND ekranları yer almaktadır. Panelin orta kısmında ise motor durum gösterge ekranı (EICAS) yer almaktadır. Şekil 3.2’de gösterilen yeşil kutular ise herhangi bir ekran arızası durumunda arızalı ekranların diğer ekranlar ile yer değiştirilmesi için kullanılmaktadır. EICAS ekranlarının üzerinde yer alan panel ile sistemler arası geçiş yapılarak motor, performans, elektrik, bakım, yakıt sayfalarının seçilen ekranlarda gösterilmesini sağlamaktadır. EFIS sisteminin en solunda ve sağında yer alan gösterge kaynak paneli ile ekranlara değişik kaynaklardan alınan verilerin aktarılması gerçekleştirilmektedir. Son olarak EFIS sisteminin üst kısmında yer alan kontrol paneli aracılığı ile ND ekranında değişik modların gösterilmesi sağlanmaktadır. Airbus uçaklarının kullandığı sistem de Boeing hava araçlarının sistemleri ile benzerdir. Şekil 3.3, Airbus 320 uçağının EFIS sistemini göstermektedir.



Şekil 3.3. Airbus A320 EFIS sistemi

Ticari havayolu taşımacılığında kullanılan hava araçlarının EFIS sistemi son derece karmaşık bir sistemdir. Sistem üzerinde hava aracına ait birçok parametre gösterilmektedir. Bu sebeple sistemin tasarımı ve üretimi sırasında çok aşamalı testlerden ve sertifikasyon işleminden geçmektedir. Şekil 3.4, hava aracı sistemlerinin EFIS sistemi ile bağlantısını göstermektedir [26].



Şekil 3.4. EFIS mimarisi

3.2. GARMIN G1000 Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi

Garmin G1000 Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi genel havacılıkta kullanılan hava araçlarında en çok tercih edilen elektronik uçuş gösterge sistemidir. Sistem hatta değiştirilebilir ünitelerden (LRU) oluşturulmuş entegre bir gösterge sistemidir. Hava aracının birçok sisteminden alınan (uçuş göstergeleri, pozisyon, seyrüsefer, haberleşme, otopilot vb.) veriler işlenerek elektronik uçuş gösterge sisteminde gösterilmektedir [27-29].

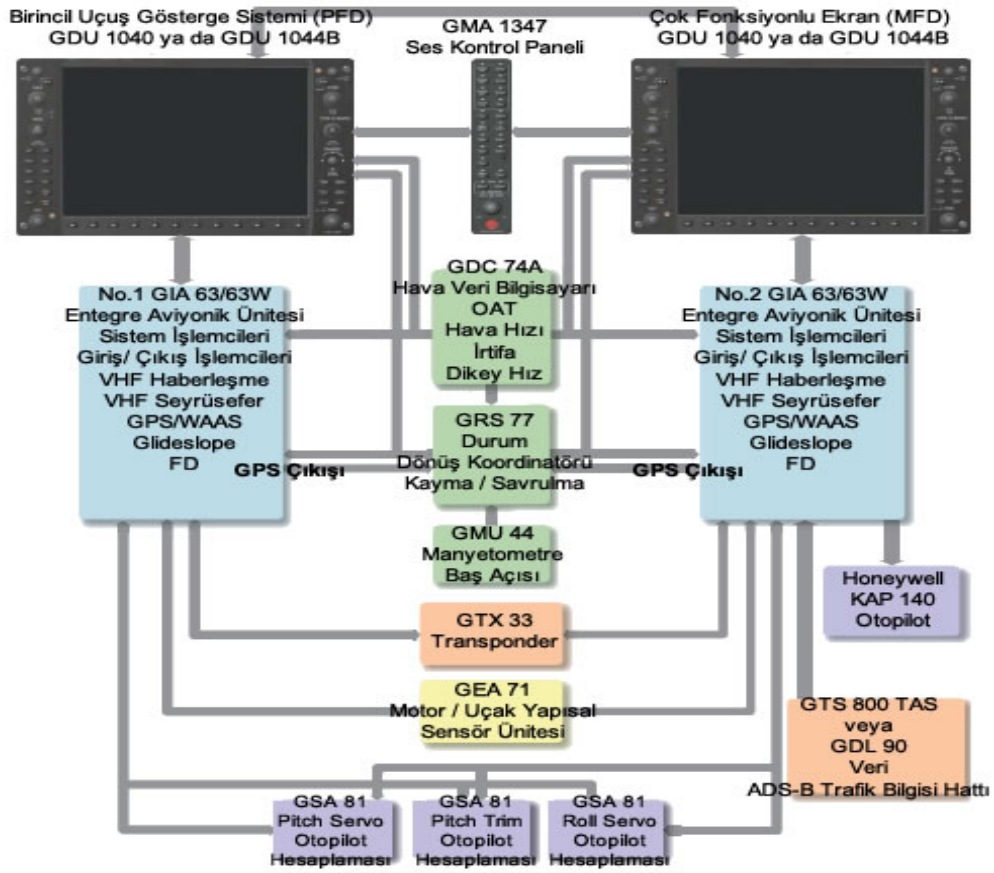
GARMIN G1000 modüler olarak tasarlanmıştır. Sistem aşağıda yer alan LRU'lardan oluşmaktadır:

- LCD Ekran (PFD ve ND),
- Entegre Aviyonik Ünitesi,
- ADC (Air Data Computer – Hava Veri Bilgisayarı),
- Motor/Uçak Yapısal Sensör Ünitesi,
- AHRS (Attitude and Heading Reference System – Konum ve Baş Açısı Referans Sistemi),
- Manyetometre,
- Haberleşme Kontrol Paneli,
- Mod S Transponder,
- Uydu Veri Linki Alıcısı,
- TCAS (Traffic Collision Avoidance System – Trafik Çarpışma ve Önleme Sistemi) – Opsiyonel,
- ADS-B (Automatic Dependent Surveillance–Broadcast, Otomatik Bağımlı Gözetim Sistemi Yayını / FIS-B (Flight Information Services–Broadcast, Uçuş Bilgi Sistemi Yayını) Veri Linki Alıcı-Vericisi – Opsiyonel,
- Otomatik Uçuş Kontrol Servoları,
- Servo Dışlı Kutusu.

Sistemde kullanılan iki adet LCD ekrandan sol tarafta yer alanı PFD, sağ tarafta yer alanı ise MFD (Multi Functional Display – Çok Fonksiyonlu Ekran)

olarak kullanılmaktadır. Her iki ekranda birbirinin aynısı olup 10.4 inç genişliğinde ve 1024 x 768 çözünürlüğündedir. Ekranlar kendi aralarında “Yüksek Hızlı Veri Yoluna sahip (HSDB – High Speed Data Bus)” ethernet bağlantısı ile haberleşmektedir.

Entegre Aviyonik Ünitesi bünyesinde GPS, seyrüsefer, haberleşme, süzülüş açısı alıcıları ile FD (Flight Director – Uçuş Yönlendiricisi) donanımları bulunmaktadır. Sistemde ayrıca sistem entegrasyonu ve giriş çıkış portlarının kontrolünden sorumlu mikro denetleyiciler de bulunmaktadır.



Şekil 3.5. GARMIN G1000 mimarisi

Hava veri bilgisayarı (ADC), pitot statik sistemden alınan basınç değerleri ile irtifa, hava hızı, dikey hız ve dış hava sıcaklığını (OAT – Outside Air Temperature) hesaplamaktadır. Hava veri bilgisayarı ARINC 429 sayısal veri

yolunu kullanarak ekran, konum ve baş açısı referans sistemi ve manyetometre ile haberleşmektedir.

Motor/Uçak yapısal sensör ünitesi, motor ve hava aracı yapısal parçaları üzerinde yer alan sensör bilgilerini toplayarak bünyesinde işler. RS-485 sayısal arayüzü aracılığı ile entegre aviyonik sistemi ile haberleşmektedir.

Durum ve baş açısı referans sistemi (AHRS), hava aracının belirtilen anda üç eksenindeki konum ve baş açısı bilgisini üretmektedir. Sistemde yer alan ekranlar ARINC 429 veri yolunu kullanarak entegre aviyonik sistemi ile haberleşmektedir.

Manyetometre, hava aracının içinde bulunduğu ortamın manyetik kuvvetini ölçmektedir. Ölçülen değer RS-485 veri hattı ile AHRS sistemine gönderilerek hava aracının manyetik baş açısının ölçülmesinde kullanılmaktadır.

Haberleşme kontrol paneli, seyrüsefer, haberleşme ve marker beacon alıcılarının kontrolü amacıyla kullanılmaktadır.

Mod S Transponder, A/C ve S modlarında operasyonel olarak çalışabilmektedir. Gerekli sorguların alınıp cevaplanmasında kullanılır. RS-232 sayısal veri haberleşmesini kullanarak entegre aviyonik sistemi ile haberleşmektedir.

Uydu veri linki alıcısı, ND üzerinde gerçek zamanlı hava durumu bilgisinin gösterilmesi için kullanılmaktadır. Bilginin alınması için SiriusXM uydu radyo yayınına üye olunması gerekmektedir. ND ile HSDB ara yüzü ile haberleşmektedir.

TCAS (Traffic Collision Avoidance System – Trafik Çarpışma ve Önleme Sistemi) sistemi hava trafik kontrol sisteminden bağımsız olarak aktif sorgulamaları kullanarak pilota trafik uyarısını göstermektedir.

ADS-B (Automatic Dependent Surveillance – Broadcast, Otomatik Bağımlı Gözetim Sistemi Yayını / FIS-B (Flight Information Services–Broadcast, Uçuş Bilgi Sistemi Yayını) ile hava aracının pozisyon, hız, rota, irtifa, kimlik bilgileri çevredeki diğer uçaklara ve yer istasyonlarına gönderilmektedir. Ayrıca FIS-B sistemi ile hava durumu ve METAR (Meteorological Terminal Air Report) bilgisi alınmaktadır.

Otomatik uçuş kontrol servoları, hava aracının 3 eksen etrafında otomatik kontrol edilebilmesi için kullanılmaktadır.

Servo dişli kutusu, servo eyleyicisinin çıkış torkunu mekanik uçuş kontrol yüzeylerine aktarılmasını sağlamaktadır.

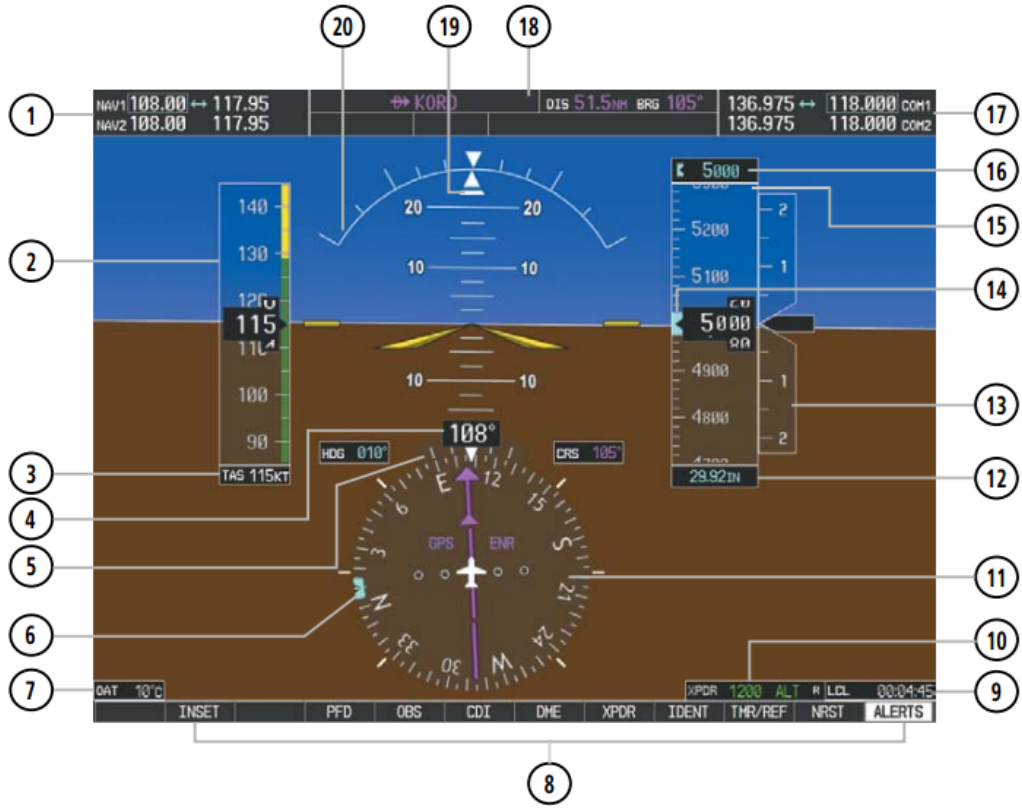
Hava aracının pilotaj işlemine yönelik göstergesi olan birincil uçuş göstergesi, uçuş ile ilgili tüm sistemlerden aldığı bilgiyi tek bir ekranda toplayarak pilota aktarır. Ayrıca, herhangi bir sistem arızası durumunda sesli ve görsel uyarılarda bulunarak pilotun durumsal farkındalığının arttırılmasına katkıda bulunur. PFD üzerinde gösterilen bilgiler şu şekildedir:

- Hava Hızı Göstergesi
 - IAS (Indicated Airspeed – Göstergeden Okunan Hız)
 - TAS (True Airspeed – Gerçek Hava Hızı)
 - Eğilim vektörü
 - Hız farkındalığının sağlandığı aralıklar
 - Referans Hız Aralıkları
- Suni Ufuk, Dönüş Koordinatörü
- Altimetre
 - Referans Yüksekliği
 - Eğilim Vektörü
 - Barometre Ayarı
- Dikey Sapma, Süzülüş Açısı, Süzülüş Rotası
- Varyometre
- VNV (Vertical Navigation Indication) - Dikey Seyrüsefer Göstergesi
- Dış Hava Sıcaklığı
- HSI – Yatay Durum Göstergesi
 - CDI
 - DME Bilgisi
 - Seyrüsefer Kaynağı
 - Dönüş Koordinatörü
 - Bearing İbresi ve Bilgisi

- Transponder
 - Mod Bilgisi
 - Kod Bilgisi
 - Kimlik ve Cevap
- Rüzgar Bilgisi
- Zamanlayıcı / Referans Pencereleli
 - Jenerik Zamanlayıcı
 - Hız Değerleri
 - MDA (Minimum Descent Altitude – Minimum İnebilir İrtifa)

Sistemin PFD ekranı insan faktörleri temel alınarak renklendirilmiştir. Bu sayede pilot kara ve havanın kesiştiği ufuk hattını, hız limitlerini, flapları kullanabileceği hız limitlerini vb. birçok bilgiyi uçuş sırasında en iyi şekilde algılayabilmektedir. Şekil 3.6, GARMIN G1000 sisteminin standart PFD verilerini göstermektedir. Şekil 3.7 ise ekstra olarak PFD üzerinde yer alan bilgileri göstermektedir.

PFD ve ND ekranlarında gösterilecek bilgiler üreticiden üreticiye değişiklik gösterebilmektedir. Bu yüzden ticari hava yollarında PFD ekranı üzerinde gösterilmeyen bilgiler G1000 sisteminde PFD üzerinde gösterilebilmektedir.



- | | |
|-----------------------------|--------------------------------|
| ① Seyrüsefer Frekans Kutusu | ⑪ Yatay Durum Göstergesi (HSI) |
| ② Hava Hızı Göstergesi | ⑫ Altimetre Barometre Ayarı |
| ③ Gerçek Hava Hızı (TAS) | ⑬ Varyometre (VSI) |
| ④ Baş Açısı | ⑭ Referans İrtifası Seçici |
| ⑤ Dönüş Koordinatörü | ⑮ Altimetre |
| ⑥ Baş Açısı Seçici | ⑯ Referans İrtifası |
| ⑦ Dış Hava Sıcaklığı (OAT) | ⑰ Haberleşme Frekans Kutusu |
| ⑧ Yazılımsal Butonlar | ⑱ Seyrüsefer Durum Kutusu |
| ⑨ Sistem Zamanı | ⑲ Kayma/Savrulma Göstergesi |
| ⑩ Transponder Veri Kutusu | ⑳ Suni Ufuk |

Şekil 3.6. GARMIN G1000 PFD



- | | |
|--|--|
| ① Trafik Uyarısı | ⑨ Uçuş Plan Penceresi |
| ② Referans Hızı | ⑩ Uyarı Paneli |
| ③ Seçilen Baş Açısı | ⑪ Seçilen Course |
| ④ Rüzgar Bilgisi | ⑫ Gösterilen Dikey Hız |
| ⑤ Harita | ⑬ Süzülüş Hattı Bilgisi |
| ⑥ DME Bilgi Penceresi | ⑭ Marker Beacon Göstergesi |
| ⑦ Yön Bilgi Penceresi | ⑮ Yeryüzü Şekillerine Yakınlık Uyarısı |
| ⑧ Minimum İnebilir İrtifa/Karar Yüksekliği | ⑯ Otomatik Uçuş Kontrol Durum Göstergesi |

Şekil 3.7. GARMIN G1000 PFD ekstra göstergeler

MFD göstergesi Garmin G1000 sisteminde ana uçuş göstergeleri dışında kalan bütün bilgileri göstermektedir. MFD üzerimde gösterilen bilgilerden bazıları şu şekildedir:

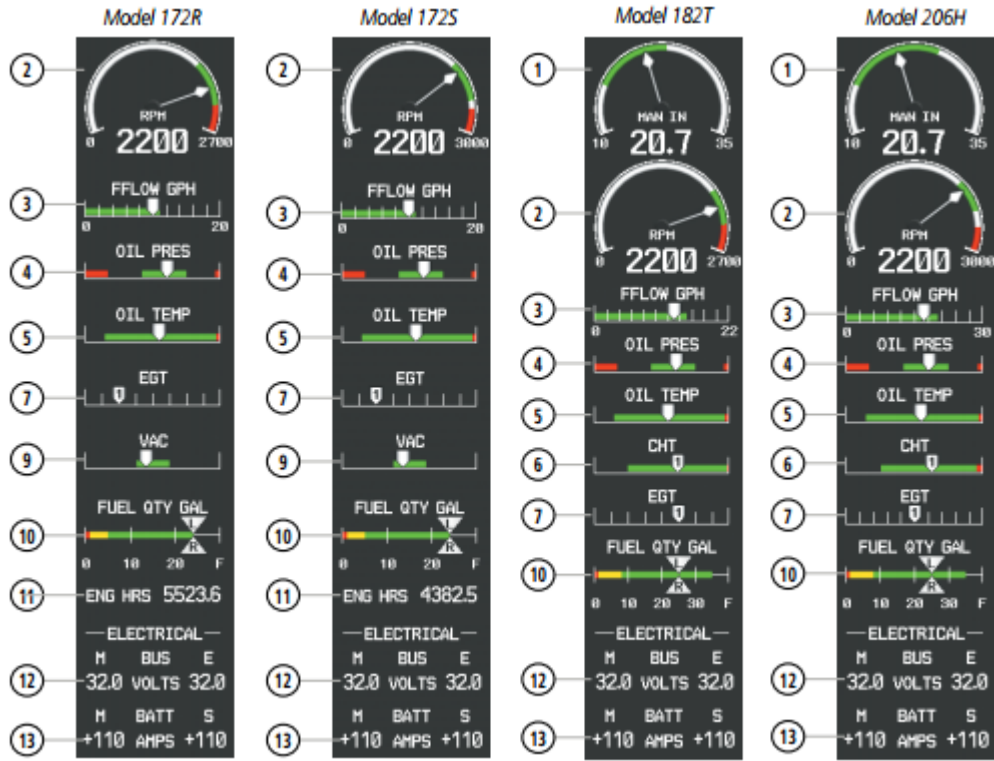
- Motor göstergeleri,
- Uçuş yönetim sistemi,

- Kayan haritalar,
- Havaalanı yaklaşımları,
- Seyrüsefer bilgisi,
- Uçuş planlama,
- Yeryüzü coğrafyası,
- Hava sahaları,
- Hava yolları,
- Belirli yakıtla gidilebilecek mesafe bilgisi,
- Trafik bilgileri,
- Havaalanları bilgisi,
- Seyrüsefer ve haberleşme frekansları bilgisi,
- Prosedürler,
- Uçuşla ilgili istatistiki bilgiler,
- Hava durumu bilgisi,
- METAR ve TAF bilgisi,
- Atmosferik durum değişimleri,
- Uçuşa yasak ve sınırlı bölgeler,
- Yeryüzü yükseltileri uyarı sistemi.

Sistem üzerinde motor göstergeleri normal uçuş sırasında MFD üzerinde gösterilmektedir. Şekil 3.8, Cessna 172 uçağının dört değişik modelinin motor parametrelerini göstermektedir. Numaralara karşılık gelen parametreler şu şekildedir:

1. Manifold Basıncı: Motorun gücünü inç cıva (in HG) cinsinden göstermektedir.
2. Takometre: Pervanenin dönüşünü dakikadaki devir sayısı olarak göstermektedir.
3. Yakıt Akış Göstergesi: Yakıtın akışını saatteki galon miktarı olarak göstermektedir.
4. Yağ Basınç Göstergesi: Motor yağ basıncını psi cinsinden göstermektedir.

5. Yağ Sıcaklık Göstergesi: Yağ sıcaklığını fahrenheit (°F) cinsinden göstermektedir.
6. Silindir Baş Sıcaklığı (CHT – Cylinder Head Temperature): En sıcak silindirin derecesini göstermektedir. Birimi fahrenheit (°F) olarak gösterilmektedir.
7. Egzoz Gaz Sıcaklığı (EGT – Exhaust Gas Temperature): En sıcak silindirin egzoz gaz sıcaklığı derecesini fahrenheit (°F) olarak göstermektedir. Gösterge normal soluklu (normally - aspired) motorlarda yer almaktadır.
8. Türbin girişi sıcaklığı için ayrılmıştır. Turboşarj motorlarda bulunmaktadır.
9. Vakum Basınç Göstergesi
10. Yakıt Miktarı Göstergesi: Yakıt miktarı, sol ve sağ yakıt tankı için ayrı olmak üzere sıfır ile tam dolu arasında galon cinsinden gösterilmektedir.
11. Motor Çalışma Saati
12. Voltmetre: Ana (main) ve önemli (essential) voltaj hatlarındaki gerilimi göstermektedir.
13. Ampermetre: Ana (main) ve yedek (standby) batarya akımlarını göstermektedir.



Şekil 3.8. Cessna 172 motor parametreleri

Gösterge üzerinde yer alan renklerde yeşil emniyetli çalışma aralığını, sarı kritik çalışma aralığını ve kırmızı ise limitleri göstermektedir. Göstergeler üzerinde yer alan beyaz aralık ise yatay düz uçuşlarda (cruise) motorun çalışması gereken aralığı göstermektedir.

Çok fonksiyonlu ekranın (MFD) bir diğer fonksiyonu ise uçuş yönetim sistemidir. Seyrüsefer modu ile uçuş rota bilgisi (GPS, VOR) ile uçuş aşamalarının (kalkış, terminal, düz uçuş, yaklaşma) birçok kısmında uçuşun idare ettirilmesi için ihtiyaç duyulan bilgiler MFD üzerinde gösterilmektedir. Şekil 3.9, hava aracının seyrüseferi sırasında MFD'den bir kesit göstermektedir. Hava aracının seyrüseferi sırasında üzerinde uçulan veya çevresinde bulunan hava sahaları da MFD aracılığı ile görülebilmektedir. Şekil 3.10, belirli bir bölge üzerinde yer alan hava sahalarını göstermektedir.

MFD ekranı üzerinde yer alan bilgilerin bazı kısımları üçüncül sistemlere üyelik gerektirdiğinden bazıları da standart olmayan donanımları içerdiklerinden her hava aracında aynı bilgiler bulunmayabilmektedir.

3.3. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemlerinde Yer Alan Donanımlar

Elektronik uçuş gösterge sistemlerinde ekranda gösterilecek bilgileri üreten cihazlar, verileri sayısallaştırılarak kullanıcıya sunmaktadır. Dolayısıyla sistemi oluşturan bileşenler mekanik ünitelerden elektronik ünitelere dönüşmüştür. Elektronik uçuş gösterge sistemini oluşturan temel donanımların başında hava veri bilgisayar (ADC), konum ve baş açısı referans sistemi (AHRS) ve elektronik yatay durum göstergesi EHSI (Electronic Horizontal Situation Indicator) gelmektedir.

3.3.1. Hava Veri Bilgisayarı

Mekanik prensiplerle çalışan basınç ölçerler düşük irtifalarda iyi sonuçlar verse de yüksek irtifalarda lineer olarak değişmeyen hava basıncı karşısında performanslarını yitirmektedir. Bunun sonucunda oluşan hatalar günümüzde RVSM (Reduced Vertical Separation Minimal – Azaltılmış Dikey Ayırma Minimumu) değerlerini karşılayamamaktadır [30]. Geliştirilen sayısal hava veri bilgisayarları ile yüksek irtifalarda oluşan büyük sapmalar neredeyse sıfıra indirilmiş olup RVSM değerlerinin sağlanmasını olanaklı kılmıştır. Bu sayede hava trafiğinin yatay ayrıştırılması 2000ft'den 1000 ft'e indirilerek hava sahalarında kapasite artışı mümkün olmuştur.

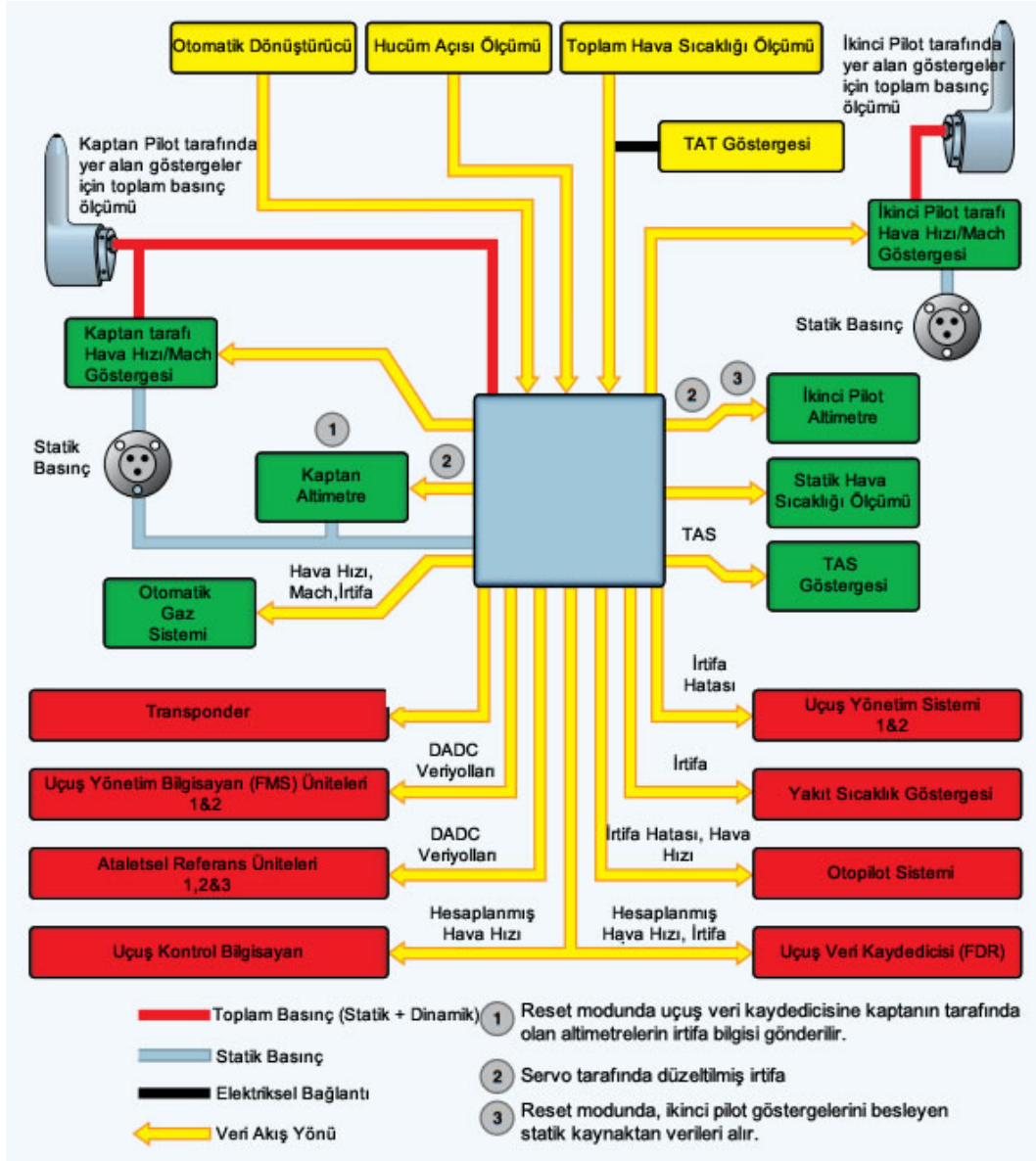
Yolcu taşımacılığında kullanılan hava araçları yüksek irtifada hızlı uçuşlar gerçekleştirmektedir. Yüksek hava hızlarında uçak yapısal parçaları üzerinde hava akış yönü değişmektedir. Bu sebeple statik havanın ölçülmesinde değişen sıcaklık, hız ve yoğunluk faktörlerinin de hesaba katılması gerekmektedir. Mekanik göstergelerde bu hataları önleyici sistemler olsa da düzeltmeler sayısal hava veri bilgisayarları kadar hassas değildir. Gelişen teknoloji hava veri bilgisayarlarının sayısallaştırılmasını ve verilerin sayısal formatta iletilmesini olanaklı kılmıştır. Böylece verilerin işlenmesi ve aktarılması daha kolay bir hale gelerek yapısal ağırlıktan tasarruf sağlanmıştır. Buna ek olarak, bilgisayar aracılığıyla yapılan ölçümlerde sistem hatasını yakalamak çok daha kolaydır.

Hava veri bilgisayarının temelinde basıncın ölçülmesi yatmaktadır. Basıncı ölçme yöntemi sistemin doğruluğunu direkt olarak etkilemektedir. Bu sebeple ölçüm yapılan sensör tipi sistemin ana yapı taşıdır. Kapasitif, uzama ölçer ve iyon katkılı piezo direnç metotları ile ölçümler yapılabilmektedir [30]. Bu sistemler içinde en hassas sonucu veren kapasitif metotlarla yapılan ölçümlerdir. Statik basınç ölçümü için mutlak sensör, toplam basıncı ölçmek için diferansiyel sensörler kullanılmaktadır. Basıncı ölçümü sırasında basıncın değişimi irtifa ile lineer olmadığı için elektronik sensörler dahili kalıcı hafızalarında yer alan basınç irtifa denklemlerini kullanarak ölçülen değerlerdeki hata miktarlarını düzeltmektedir. Sensörler, ölçüm yöntemleri elektromekanik olan sistemleri sayısal çıktılara dönüştürebilmek amacıyla sinyalleri sayısal formata dönüştürme yöntemleri kullanılmaktadır. Bu sistemler içinde en etkili yöntemlerden biri voltaj kontrollü osilatör (VCO- Voltage Controlled Oscillator) metodudur. Sistem tarafından ölçülen basınç sayısal forma dönüştürüldükten sonra sensörün dahili mikroişlemcisi vasıtasıyla işlenerek gerekli hesaplamalar yapılmaktadır. Bunun sonucunda da çıkış parametreleri üretilerek gerekli donanımlara sayısal veri hatları üzerinden gönderilmektedir.

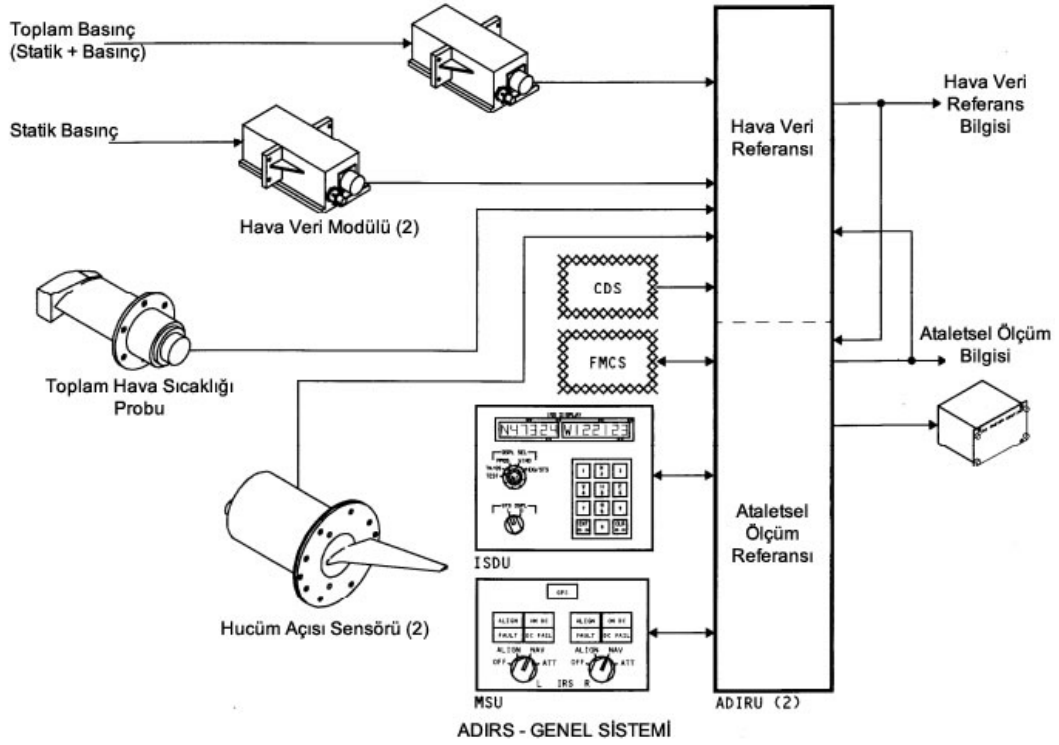
Kompleks hava araçları tasarımında hava veri bilgisayarını birkaç farklı kaynaktan girdi alıp birçok farklı kaynağa çıktı üretmektedir. Statik ve toplam hava basıncı hava veri bilgisayarının en temel girdilerini oluşturmaktadır. Bunun yanında hücum açısı sensörü, toplam hava sıcaklığı verileri de hava veri bilgisayarının girdilerindendir. Alınan analog bilgiler sayısal hava veri bilgisayarını (DADC) içinde analog/sayısal dönüştürücüler aracılığı ile elektriksel sinyallere çevrilerek işlenir. Bu işlem sonucunda uçağın irtifası, hava hızı (TAS, CAS, Mach) ve statik hava sıcaklığı gibi kritik parametreler hesaplanır. Ufak hava araçlarında gösterge üzerinde gösterilen değerler IAS olarak pilota sunulmaktayken, büyük kompleks uçaklarda ölçüm ve pozisyon hataları bilgisayarlar aracılığı ile ortadan kaldır ve hava aracı için kalibre edilmiş hava hızını (CAS - Calibrated Airspeed) hesaplar. Bilgisayar ayrıca farklı kaynaklardan aldığı ölçümleri karşılaştırarak sistem kaynakları arasındaki optimum değerleri hesaplar. Sistem, farklı kaynaklar arasındaki sapma değerleri belirlenen limitleri aşması durumunda, hata mesajı üreterek kaynakların güvenilirliğini yitirdiğini

pilota iletir. ADC göstergelerinin dışında birçok farklı sisteme de girdi sağlamaktadır. Hava veri bilgisayarı, Transponder cihazına, ataletsel referans ünitesine (IRU - Inertial Reference Unit), otopilot bilgisayarına, uçuş kayıt bilgisayarına (FDR - Flight Data Recorder) ve uçuş yönetim bilgisayarına (FMS – Flight Management Computer) üretilen bilgileri sayısal hat üzerinden aktarmaktadır. Şekil 3.11, bir hava veri bilgisayarının girdi ve çıktılarını göstermektedir.

Hava araçlarında ölçümler yedek ve emniyet amacıyla birbirinin aynısı birden farklı cihaz ile yapılmaktadır. Ayrıca farklı görevlere sahip birden fazla sistem tek bir donanım altında toplanıp hatta değişebilen ünite (LRU) olarak hava aracına montaj edilebilmektedir. Boeing 737 uçağında hava veri ve ataletsel referans sistemi tek bir ünite altında toplanmıştır. Sistemin hava veri tarafı dört adet hava veri modülü (ADM – Air Data Module) tarafından beslenmektedir. Her biri pitot ve statik olmak üzere kaptan ve ikinci pilot için yer alan donanımlar göstergelere birbirinden bağımsız ölçüm değerlerini aktarmaktadır [31]. Bu modüller analog veriyi ölçerek sayısallaştırır ve ARINC 429 veri hattından sayısal olarak hava veri referans (ADR – Air Data Reference) donanımına iletir. Şekil 5.11'e benzer şekilde diğer sistemlerden alınan bilgiler ADR ünitesinde işlenerek çıkış verileri hesaplanmaktadır. Aynı LRU sisteminde hava veri çıktısı ataletsel referans sistemi için girdi oluşturmaktadır. Şekil 3.12, Boeing 737 hava aracının ADIRS sistemini göstermektedir.



Şekil 3.11. Hava veri bilgisayarı



Şekil 3.12. Boeing 737 sisteminde ADIRS

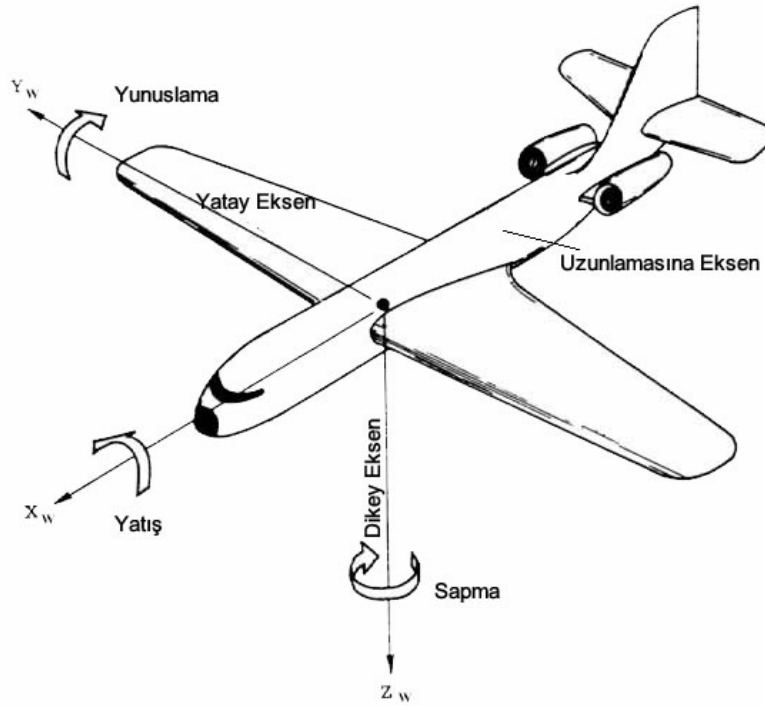
3.3.2. Konum ve Baş Açısı Referans Sistemi (AHRS)

Konum ve baş açısı referans sistemi hava aracının üç eksen (yunuslama, yatış ve yalpa) etrafındaki konum bilgisinin hesaplanmasında kullanılmaktadır (Şekil 3.13). Sistem tarafından kullanılan ivmeölçer, jiroskop ve manyetometre ile üç eksen etrafında uçak konum bilgisi hesaplanmaktadır. Sistem tarafından kullanılan sensörler mikro elektromekanik (MEMS – Micro Electromechanical System) türündedir.

Sistem üzerinde dönen jiroskoplar yerlerini küçük ve etkili MEMS sensörlere bırakmıştır. Bu sensörler ile hassas verilerin efektif olarak hesaplanması gerçekleştirilmektedir. Böylece dönen mekanik parçaların yaratmış olduğu ağırlık ve bakım maliyetleri minimuma indirilmiş ve daha ufak boyutlarda parçaların üretilmesi olanaklı hale gelmiştir. Örnek olarak hava aracının AHRS sistemi ile jiroskop ile üç eksen de açı değişimi ivmeölçer ile üç eksen de hızlanması ve yavaşlaması ölçülebilmektedir. Sistem ayrıca manyetik alan detektörü (flux valve) veya manyetometre aracılığı ile ortamın manyetik alanının

ölçülerek hava aracının manyetik baş açısının hesaplanmasında kullanılmaktadır. Böylece boyutça ufak elektronik bir sistem mekanik sistemlerde yedi adet LRU'ya karşılık gelen görevi tek başına yapmaktadır.

Hava araçlarında kullanılan IMU sistemi çıktı olarak sensör bilgisini kullanıcıya sunarken AHRS sistemleri çıktı olarak hava aracının üç eksendeki konum bilgisini üretir [32]. Sistem, dâhili işlemcileri ile ölçülen değerleri kalman filtresi ile işleme sokarak hataları minimuma indirme işlemini ve pozisyon kestirimi yapabilmektedir. Bazı AHRS sistemleri MEMS sensörleri yerine fiber optik lazer jiroskopları kullanmaktadır. Diğer bir yandan AHRS sistemine GPS verisi entegre edilebilmektedir. Böylece jiroskop kaynaklı sürüklenme (drift) minimize edilerek daha iyi konum kestirimi yapılabilmektedir.



Şekil 3.13. Hava aracının üç eksen de hareketi

Mekaniksel dönü hareketi ile çalışan jiroskoplarda, donanım yeryüzünün dikey eksenine göre hizalanmıştır. Hava aracı pozisyonunu değiştirdiğinde jiroskop yeryüzü ile dikey olacak şekilde hareket etmektedir. Hava aracını yunuslama ekseninde gerçekleşen değişim jiroskopun hareket miktarı ve yönü ile

ölçülmektedir. AHRS sisteminde ise sensörler hava aracının eksenlerine göre sonuçlar üretmektedir. Böylece ölçüm konum bilgisinde meydana gelen değişimi ölçmektedir. AHRS sisteminin geleneksel sisteme göre avantajları şu şekildedir [33]:

- Dönen mekaniksel parçalar yoktur.
- Geleneksel yöntemler ile yapılan ölçümlere göre daha hassastır.
- Mekaniksel parçalardan kaynaklanan limitlerin sınırları arttırılmıştır.
- Hafiftir.
- Yalpa çemberi kilitlenmesi gerçekleşmez.

3.3.3. Elektronik Yatay Durum Göstergesi (EHSI)

Elektronik yatay durum göstergesi, hava araçlarında seyrüsefer yardımcılarında alınan bilgilerin pilota iletilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Sistem, Hava aracının durum bilgisinin gösterildiği alanın altında tek başına bir gösterge olarak yer alabilmektedir. Veriler, birçok gelişmiş elektronik yatay durum gösterge sisteminde pilotun birincil ekranı üzerinde (PFD) diğer göstergelerden alınan bilgiler ile birleştirilmiştir. Örneğin; AHRS sisteminden alınan durum bilgisi ile EHSI sistemi aracılığıyla belirlenen süzülüş açısı değeri aynı alanda gösterilerek pilotun aynı anda birbirinden bağımsız iki göstergeyi kontrol etme sorumluluğu ortadan kaldırılmıştır. Böylece pilotun iş yükü hafifletilmiştir. EHSI parametrelerinin göstergelerin ilgili yerlerine yerleştirilmesi ile pilotların verileri okuması kolaylaşmıştır. Şekil 3.14, EHSI göstergesini göstermektedir. Gösterge PFD ekranından ziyade tek modüler olarak tasarlanmıştır ve kokpitte diğer göstergelerin yanına montajının yapılması gerekmektedir.



Şekil 3.14. EHSI

EHSI sistemleri, gösterge ekranının değişik modlarına göre ayarlanabilmektedir. Sistem seçenekleri şu şekildedir:

- HSI modu
 - HSI (360 derece pusula)
 - HSI yay modu (80 derece pusula)
- Harita (MAP) modu
 - Map modu (360 derece pusula)
 - MAP yay modu (80 derece pusula)

EHSI sistemi seyrüsefer yardımcılarından aldığı bilgiler doğrultusunda gerekli çıktıları üreterek EFIS sistemine; hava aracının course, süzülüş açısı, QDM, mesafe vb. bilgileri sağlamaktadır. Sistem, ADF, ILS, VOR, DME, GPS vb. radyo seyrüsefer yardımcılarından aldığı bilgileri kullanmaktadır.

3.4. Elektronik Kokpit Gösterge Tasarımında İnsan Faktörleri ve Analizi

Uçuşa kokpit ekibinin etkisinin araştırılmasına temel uçaklarda gerçekleşen uçuşların değerlendirmesi ile başlanmalıdır. İlk üretilen uçaklar tek kişilik ve cesarete dayalı bir pilotaja ihtiyaç duyan açık-kokpit sistemlere sahip olmuşlardır. Bu sistemler kişiye göre değişen, takım çalışması gerektirmeyen, kişisel yüke dayalı bir iş modeli içerisindeydi. Gelişen teknoloji ile birlikte kokpit ortamının her geçen gün karmaşıklaşması sonucunda pilotaj için bir pilot yetersiz kalmıştır. Bunun sonucunda, insan faktörlerinden kaynaklanan hataları minimuma indirebilmek için kokpitte bir pilotun daha yer alması fikri ortaya atılmıştır. Ancak ilk başlarda kokpitte yer alan ikinci pilotun görev tanımı doğru bir şekilde uygulanamamış ve ikinci pilot yedek sistem olarak görev yapmıştır. Sonuç olarak kaptan tarafından yönetilen tüm operasyon, insan faktörleri açısından başarıya ulaşamamıştır. Sistemde oluşan yanlışlığın önüne geçilebilmesi açısından her iki pilota uçuşun aşamasında belirli görevler yüklenerek, çapraz kontrol olanağını arttıracak bir modelin geliştirilmesi üzerinde çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bunun neticesinde; pilotlara, kokpit yönetiminin iyi gerçekleştirilip insan temelli hataların minimuma indirilmesi ve uçuş emniyetinin artırılması amacıyla CRM (Cockpit Resource Management – Kokpit Kaynak Yönetimi, Crew Cockpit Resource – Mürettebat Kaynak Yönetimi) eğitimleri verilmeye başlanmıştır [34]. Bu eğitimlerde mürettebatın bir bütün içinde takım çalışmasına maksimum verimle katılıp emniyetli bir uçuşun gerçekleştirilmesi amaçlanmaktadır.

İngiliz sivil havacılık otoritesinin 1980 ve 1986 yılları arasında yapmış olduğu kaza analizleri incelendiğinde meydana gelen 621 ölümlü kazanın %67'sinin insan kaynaklı hatalardan meydana geldiği sonucuna ulaşılmıştır [35]. Temelinde insan olan kazaların engellenmesi için insan faktörlerinin göz önüne alındığı ve hataları minimuma indirecek sistem tasarımı gerekmektedir.

Kokpit sistemlerinin elektronik sistemlere geçmesi ile birlikte havacılıkta otomasyonun önemi artmıştır. Uçak içerisinde yer alan bilgisayarlar, eskiden manuel olarak yapılması gereken birçok işlemi günümüzde otomatik olarak yapabilmektedir. Ancak artan teknoloji ve otomasyon oranına rağmen günümüz hava araçlarında sistemin merkezinde insan yer almaktadır. Bu sebeple hava aracı

üreticileri otomasyon felsefelerinde insanı merkeze almışlardır. Boeing ve Airbus firmalarının otomasyon felsefeleri şu şekildedir [36]:

- Airbus
 - Otomasyon, uçağın toplam güvenilirliğini azaltmamalı ve hava aracı sistem, emniyet ve verimliliğini arttırmalıdır.
 - Otomasyon hiçbir zaman hava aracını emniyetsiz uçuş zarfı içine sokmamalıdır.
 - Normal dışı durumlarda otomasyon pilotun girdilerine zıt girdi üretmemelidir.
 - Pilot tarafından verilen girdilere karşı otomasyon sistemi girdiyi kabul etmelidir.
- Boeing
 - Pilot, hava aracının operasyonundan sorumlu son birimdir.
 - Kokpit ekibi, uçuşun emniyetli bir şekilde gerçekleşmesinden sorumlu en üst birimdir. Uçuş ekibinin öncelikli görevi uçuşun emniyeti, yolcunun konforu ve uçuşun verimliliğidir.
 - Sistem tasarımı pilotların kullanımına en uygun şekilde olmalıdır.
 - Tasarlanan sistem hata toleranslı olmalıdır ve basitlik, emniyet ve otomasyon içermelidir.
 - Otomasyon; hiçbir zaman pilotun yerini almamalı, kokpit ekibinin tamamlayıcısı olmalıdır.
 - Tasarımda insan gücü, limitleri ve farklılıkları normal ve normal olmayan durumlar için göz önünde bulundurulmalıdır.

Her iki firmanın gelişen elektronik sistemleri karşısında insanı merkeze alan efektif, verimli ve emniyetli bir tasarım yaklaşımı izlediği görülmektedir. Ancak bu sistemler içerisinde; Airbus, sistem tasarımında insan performansı açısından sıkı kurallar getirerek uçuşu emniyetli limitler çerçevesinde otomasyon

çerçevesinde yürütürken, Boeing ise daha gevşek kurallar ile sistemin öncelliğini pilotlarda olabileceği bir sistem tasarımı gerçekleştirmektedir. Tasarımın gerçekleştirilmesi sırasında mutlak bir doğru bulunmamaktadır. Tasarlanan kokpit ortamına, otomasyon seviyesine, uçak parametrelerine ve bu parametrelerinin kontrolü ve gösterilmesi gibi birçok farklı etkene bağlı olarak iki sistem de çok iyi sonuçlar verebilmektedir.

3.4.1. SHELL ve SCHELL Modeli

Hava aracı kokpitinde çok kompleks bir otomasyonun içinde yer alan insan, etkileştiği ortamda merkezde yer almaktadır. Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO- International Civil Aviation Organization) insan faktörlerinin temel bileşenlerinin havacılıkta açıklamak için SHELL modelini kullanmaktadır. Bu model, insanı merkeze alarak, diğer sistemlerle olan etkileşimini incelemektedir. Sistemde yer alan bileşenler şu şekildedir:

- S (Software – Yazılım): Kontrol listeleri, prosedürler, yazılı dokümanlar vb.
- H (Hardware – Donanım): Hava aracı kontrolleri, göstergeler, ekranlar vb.
- E (Environment – Çevre): Etkileşimde bulunulan ortam, sosyal çevre vb.
- L (Liveware – İnsan): Pilot-pilot, pilot-kontrolör, pilot-kabin, pilot-kabin etkileşimi vb.

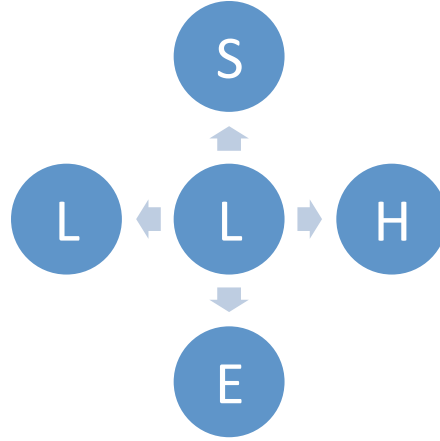
SHELL modeli insan kaynaklarında kavramsal bir model olmakla birlikte havacılıkta insan faktörlerini açıklamak ve alt sistemlerin birbirleri arasındaki (hava aracı, hava aracı sistemi, personel, bakım, yönetim vb.) ilişkiyi göstermek için kullanılmaktadır [37]. Şekil 3.15, SHELL modelini göstermektedir.

Sistemin en önemli unsuru insandır. Merkezde yer alan insan, tahmin edilmesi en zor bileşendir. Bu yüzden belirli ve düz modeller ile ifade edilmesi imkânsızdır. Kişilerin birbirinden bağımsız olması, her insanın farklı olması ve

yaşadığı çevreden, yetiştiği ortama ve bağlı olduğu değerlere kadar birçok faktör insanın anlaşılmasını zorlaştırmaktadır.

İnsan-insan etkileşimi, sistem içinde bireylerin havacılık alt alanı dâhilinde birbirleriyle olan ilişkilerini ortaya koymaktadır. Etkileşim, insanın her zaman kusurlarının ve kapasitelerinin olduğu kabulünden yola çıkarak diğer insanlar ile etkileştiği ortamları belirlemektedir. Kokpit ekibinin CRM eğitimlerinde insan-insan etkileşiminin geliştirilmesi ve hatayı minimuma indirmesi amaçlanmaktadır.

Sistem içerisinde insan yazılım ara yüzünü oluşturan etmen insanın fiziksel olmayan kaynaklarla olan etkileşimidir. Kontrol listeleri, yazılı prosedürler, dokümanlar, yasalar vb. ile insanın etkileşimini açıklamaktadır.



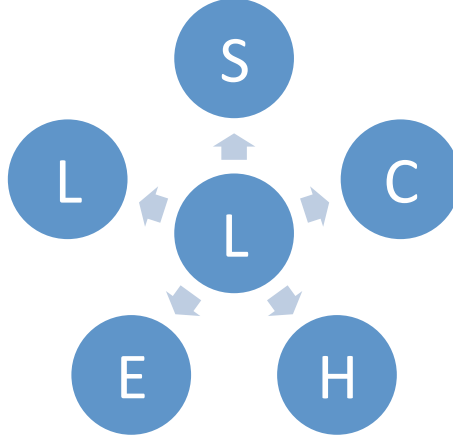
Şekil 3.15. SHELL modeli

İnsan-Donanım etkileşimi; pilotun uçak ortamı içerisinde fiziksel niceliklerle olan etkileşimini incelemektedir. Hava aracının kontrolleri, butonların konumu ve işlevi, ekranların yapısı vb. donanım insan etkileşimine örnektir.

İnsan-çevre etkileşimi insanın içinde bulunduğu çevreden içinde yetiştiği çevreye kadar büyük bir alanı kapsamaktadır. Göstergeler üzerinde yer alan ışık yansımaları, kokpit havalandırmasından başlayıp, personelin yetiştiği, eğitildiği ortama, sahip olduğu kültürel alt yapıya kadar çok büyük bir alanı kapsamaktadır.

SCHELL modeli, SHELL sisteminden yola çıkılarak genişletilmiş versiyonunu oluşturmaktadır [38]. Sistemde yer alan C harfi, kültürü (culture) ifade etmektedir. Kültür kavramı çok geniş bir kavram olmakla birlikte kişinin

içinde bulunduğu şirketten, ulusal kimliğine kadar önemli bir alanı kaplamaktadır. Sistem bu sebeple kültürün en az diğer alt maddeler kadar önemli olduğunu belirtmektedir. Şekil 3.16, SCHELL modelini göstermektedir.



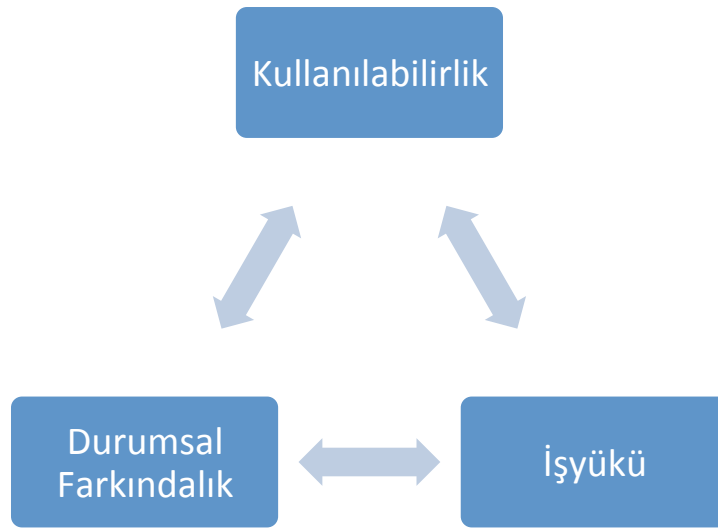
Şekil 3.16. SCHELL modeli

SHELL modeli havacılık alanında şu amaçlarla kullanılır [39]:

- Emniyet Analiz Aracı: Kaza ve olayları inceleyerek sistem ve parametreleri hakkında bilgi toplanması, bunların incelenerek kök sebeplerinin araştırılması ve bu olayların bir daha olmamasının hedeflenmesidir.
- Eğitim: Sistem tarafından tespit edilen olaylardan yola çıkarak organizasyonun verimliliğini ve emniyetini arttırmak amacıyla bireylerin eğitilmesini içermektedir.
- Lisanslama: Emniyet yönetim perspektifi penceresinden insan performansının, limitlerinin, kapasitesinin ve ihtiyaçlarının belirlenmesi sürecidir.

3.4.2. Elektronik Uçuş Gösterge Sisteminin İnsan Faktörleri Etkisinin İncelenmesi

Çok karmaşık olan sistemlerin makine-insan etkileşim süreçlerini iyi işleyebilmesi için hava aracı kokpitinin iyi bir tasarıma sahip olması gerekmektedir. İyi bir kokpit tasarımının en önemli faktörleri arasında elektronik uçuş gösterge sistemleri gelmektedir. Elektronik uçuş gösterge sistemlerinin insan faktörleri açısından sahip olması gereken özellikler şekil 3.17’de gösterilmiştir.



Şekil 3.17. Elektronik uçuş göstergelerinin sahip olması gereken özellikler

Göstergelerin kullanılabilirlik açısından tasarımlarının iyi olabilmesi için sağlaması gereken gereklilikler şu şekildedir [40]:

- Öğrenilebilirlik: Tasarlanan sistemin kullanımı kolay ve hızlı bir şekilde öğrenilebilmelidir.
- Verimlilik: Sistem verimli olmalıdır. Kullanıcı tarafından yapılacak işlemin en hızlı ve emniyetli bir şekilde gerçekleşmesi gerekmektedir.
- Ezberlenebilirlik: Sistemin çalışması, işletilmesi, göstergelerin yerleri ve pozisyonları hızlı bir şekilde ezberlenebilmelidir.

- Hata Ayıklama: Kullanıcı tarafından yapılan hatalar, sistem tarafından hemen ayırt edilip kaynaktan çıkarılabilecek şekilde göstergelerin ve donanımın tasarımı yapılmalıdır. Ayrıca yapılan basit hataların sistem üzerinde kritik sonuçlara yol açmaması gerekmektedir.
- Memnuniyet: Sistemin kullanıcı dostu olması gerekmektedir. Kullanıcının bileşenlerden memnun kalması ve yorulmaması gerekmektedir.

Hava aracında pilotlar tarafından yapılan işler zihnen ve fiziksel olarak ikiye ayrılmaktadır. Manuel uçuş, kontrol girdileri vb. eylemler pilotların fiziksel olarak gerçekleştirdiği işlemlerdir. Benzer şekilde göstergelerde okunan değerlerin çapraz karşılaştırmalarının yapılması, verilerin doğruluğunun sağlanmasının yapılması vb. işlemler ise pilotların zihnen gerçekleştirdiği işlemlerdir.

Uçuş sırasında yapılan işler kendi içlerinde sürekli yapılan işler ve belirli aralıklarla yapılan işler olarak ikiye ayrılır. Uçuş sırasında gerçekleştirilen pilotaj ve haberleşme pilotların sürekli yapması gereken bir iş iken kontrol listeleri (checklist) kontrolü ise belirli aralıklarda yapılan işlerdir. Bu bağlamda Kokpit içerisinde tasarımı yapılacak olan “Elektronik Uçuş Gösterge Sisteminin” pilotların iş yüküne göre tasarlanması büyük önem taşımaktadır. İş yükünü arttıracak şekilde tasarlanan bir ara yüz (çok fazla yazılımsal sayfa tasarlanması, sayfalar arası geçişin karmaşık ve düzensiz oluşu, gösterge sınıflandırmasının yeterli bir şekilde yapılamaması vb.) pilotların operasyonları sırasında bazı görevleri atlamasına, unutmalarına sebep olabilecektir. Bunun için tasarımda iş yükü analizinin mutlak suretle yapılması gerekmektedir. Sistemin gerçek kullanıcılarının ürünü hatta değil, geliştirme aşamasında da kullanılması iş yükü analizi konusunda kritik önem taşımaktadır.

NASA tarafından yürütülen Orion Mürettebat Keşif Aracı projesinde kullanılan 50 farklı göstergenin yer aldığı 3 ekranın tasarımında donanımsal mimarinin kurulmasını takiben insan faktörleri mühendisliği araçlarını kullanılmıştır [41]. Toplam beş ile dokuz kişi arasında değişen ekiplerden normal

ve normal olmayan durumlar karşısında sistemi göstergelerden kontrol etmeleri istenmiştir. Bu sayede elde edilen girdiler sayesinde göstergelerden otuz bir adeti, on dört insan-döngü-hesaplamasında tekrar gözden geçirilerek güncelleme yapılmıştır. Bu sayede sistemde oluşan kritik hatalar önceden gözlemlenerek, sistemin kullanılabilirliği arttırılmış ve iş yükü açısından optimizasyonlar yapılmıştır.

Durumsal farkındalık, Elektronik uçuş gösterge sistemlerinin insan faktörleri tasarımı içerisinde en önemli parametrelerden birini oluşturmaktadır. Elektronik sistemler geliştikçe durumsal farkındalığın arttırılmasını hedefleyen sistemlerde geliştirilmeye başlanmıştır. GPWS, TCAS gibi sistemlerin günümüzde hava araçlarında kullanılması durumsal farkındalığı arttırmaktadır. Ancak var olan sistemlerin ekranlar üzerinde uygun parametreler ile gösterilmemesi, sistem uyarısı sırasında gerekli girdilerin hava aracına verilememesi, pilotların bu sistemler karşısında yeterince eğitilmiş olamamaları gibi sorunlar durumsal farkındalığın arttırılmasından ziyade azalmasına sebep olmaktadır. Bu sebeple tasarım parametrelerinde insanı merkeze alan insan faktörleri yaklaşımına sahip sistemlerin tasarlanması gerekmektedir.

Pilotların hava araçlarında elektronik uçuş gösterge sistemlerinin kullanımı sırasında durumsal farkındalıklarını kaybetmemeleri için bazı önlemler alınması gerekmektedir. Alınması gereken önlemler şu şekilde özetlenebilir [42]:

- Göstergeler üzerinde sürekli çapraz kontrol yapılarak en az iki kere sonuçlar okunmalıdır.
- Gösterge tarafından gösterilen değerlerin diğer parametrelere uygunluğu kontrol edilmelidir.
- Gösterilen değer mantıklı bir değere sahip olup olmadığı düşünülmelidir.
- Hava aracında belirli noktalarda yapılması gereken kontroller sesli (call out) bir şekilde gerçekleştirilmelidir.

3.4.3.Genel Havacılıkta Kullanılan Elektronik Uçuş Gösterge Sistemlerinin Uçuş Emniyetine Etkisi

Günümüzde genel havacılık konusunda dünyanın en önde gelen firmalarının hatlarından çıkan hava araçlarının neredeyse tamamı elektronik uçuş gösterge sistemlerini kullanmaktadır. Cirrus firması ilk elektronik uçuş gösterge sistemine sahip hava aracını 2003 yılında piyasaya sürmüştür. Cessna, Piper gibi aynı kategoride hava aracı üreten diğer firmalar ise Cirrus firmasını takip ederek elektronik uçuş gösterge sistemlerine sahip yeni kokpit düzenindeki hava araçlarını üretmeye başlamıştır. 2006 yılında yayınlanan “Genel Havacılık Hava Araçları Siparişi Raporuna” göre 2006 yılında üretilen 2540 adet tek motorlu piston tipli hava araçlarının %92’si elektronik uçuş gösterge sistemlerine sahiptir [41]. Aynı raporda söz konusu sistemlerin oranının 10 yıl içinde artarak yüzde yüze yaklaşacağı tahmin edilmektedir

Elektronik sistemlere hızlı geçişin sonucunda uçuş emniyetinin tehlikeye atılmaması için sistem tasarımlarının iyi olması, gerekli analizlerin yapılması ve proaktif bir yaklaşım yöntemi ile emniyetin artırılması hedeflenmelidir. Elektronik uçuş gösterge sisteminin emniyet verilerinin değerlendirilebilmesi amacıyla son on yılda üretilen elektronik gösterge sistemlerine sahip hava araçlarının araştırılması gerekmektedir. Literatürde, NTSB (Amerikan Ulusal Ulaştırma Emniyet Kurulu) ve AOPA (Hava Aracı Sahipleri ve Pilotları Derneği) tarafından gerçekleştirilen, elektronik göstergelerin havacılık emniyetine etkisini araştıran kapsamlı iki adet araştırma bulunmaktadır [42, 43].

NTSB tarafından yayınlanan raporda üç aşamalı yaklaşım yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntemlerden ilki hava araçlarına ait istatistiksel verilerin toplanmasıdır. Hava aracı üreticilerinin ve havacılık otoritelerinin raporları bu verileri oluşturmaktadır. Elde edilen veriler anket sonuçları ile birleştirilerek elektronik kokpit gösterge sistemleri ile analog kokpit gösterge sistemleri karşılaştırılmıştır. Raporun ikinci aşamasında elektronik uçuş gösterge sistemlerinin eğitim gerekliliği analiz edilerek potansiyel emniyet artırıcı bir eğitimin gerekliliği üzerinde çalışılmıştır. Raporun son aşamasında hava araçları kazaları incelenerek hafif hava araçlarında elektronik uçuş gösterge sistemlerinin

emniyete katkıı araştırılmıştır. Çalışma boyunca nicel ve nitel yöntemler kullanılmıştır. Çalışmanın nicel ayağını geleneksel analog kokpite sahip hava araçları ile cam kokpite sahip hava araçlarının istatistiksel olarak karşılaştırılması oluşturmuştur. Bu karşılaştırmanın amacı elektronik uçuş gösterge sistemlerinin emniyete olan katkısını ölçmektedir. Çalışma sırasında değerlendirilen uçak tipleri şu şekildedir:

- Cirrus
 - SR20
 - SR22
- Cessna
 - 172
 - 182 Serisi
 - 206 Serisi
- Diamond
 - DA40
- Piper
 - PA28 Serisi
- Hawker Beechcraft
 - 26 Serisi
- Lancair/Columbia/Cessna
 - 300/350
 - 400

Araştırmada emniyete olan katkının daha iyi anlaşılabilmesi adına yaşanmış kazaların araştırılması gerçekleştirilmiştir. Kazalar incelenirken ki-kare analizi yapılarak hava araçlarının kategori olarak (hava durumu, uçuş amacı, kaza zaman aralığı vb.) kaza değişkenlerinin karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir. Analiz sırasında kullanılan bir diğer yöntem ise Mann - Whitney U analizidir. Bu analizde planlanan uçuş mesafesi, pilot yaşı, uçuş deneyimini içeren sürekli değişkenler kullanılmıştır. Kazalar için seçilen değişkenler şu şekildedir:

- Kazalara ait değişkenler
 - Kazanın ciddiyeti
 - Uçuşun süresi
 - Uçuşun amacı
 - Gece/gündüz ve meteorolojik şartlar
 - VFR/IFR uçuş planları
 - Kazanın uçuş faz bilgisi ve detayları
- Pilotlara ait değişkenler
 - Kaza sırasında kokpitte bulunan pilot sayısı
 - Kazaya karışan pilotun yaşı
 - Uçuş saati
 - Aletli Uçuş Yetkisi
 - Lisans Tipi

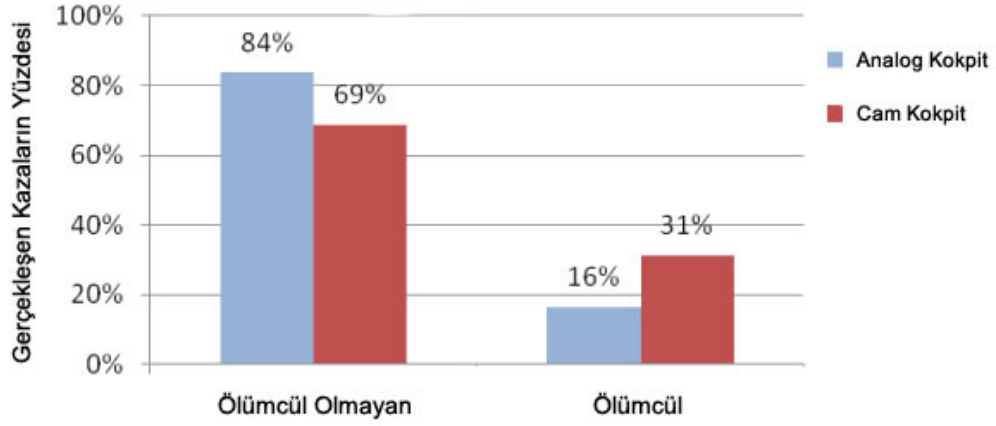
Yukarıda yer alan değişkenler kullanılarak yapılan karşılaştırma sonuçlarında hesaplanan değerler şu şekildedir:

- Aktif uçak başına kazalar/ölümcül kazalar
- Bir uçuş saati başına düşen kaza/ölümcül kaza oranı
- Uçuşun türüne bağlı olarak gerçekleşen kaza/ölümcül kaza oranı
- Kaza/ölümcül kaza şartlarında hava durumu
- Günün vaktine göre gerçekleşen kaza/ölümcül kaza oranı

Çalışmada 2002-2008 yılları arasında gerçekleşen 266 adet kazaya yer verilmiştir. Çalışmaya ait istatistiksel veriler şu şekildedir [43]:

Kokpit Tiplerine Göre Kazaların Boyutu, 2002 - 2008

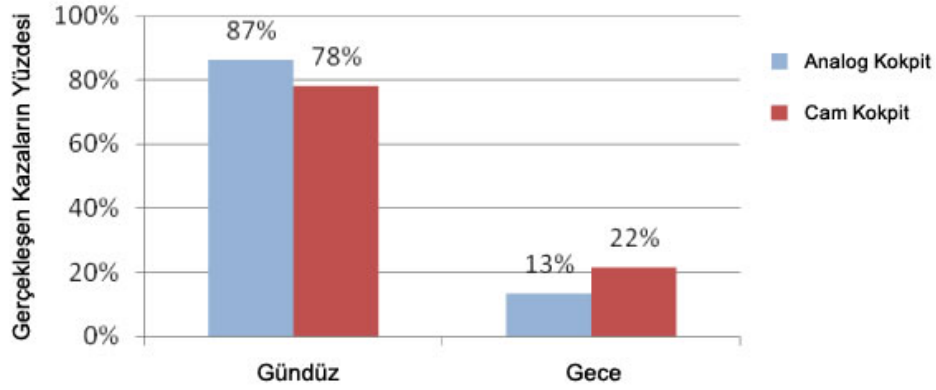
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.18. Kokpit tiplerine göre kazaların boyutu

Kazaların Gece-Gündüz Dağılımı, 2002 - 2008

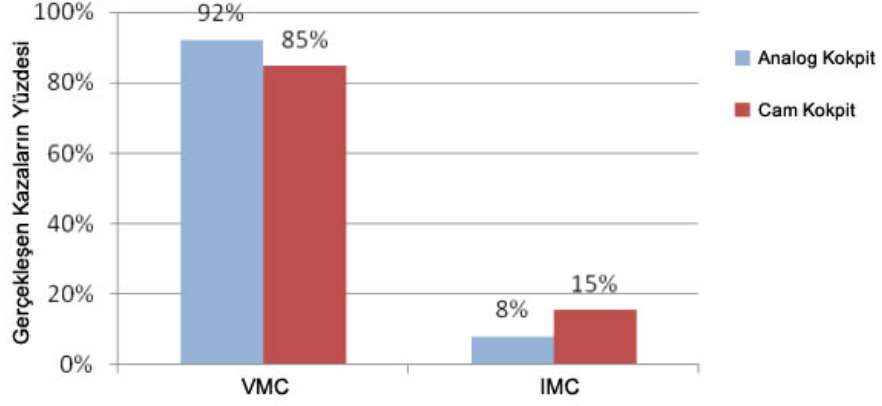
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.19. Kazaların gece-gündüz dağılımı

Kazaların Uçuş Şartlarına Göre Dağılımı, 2002 - 2008

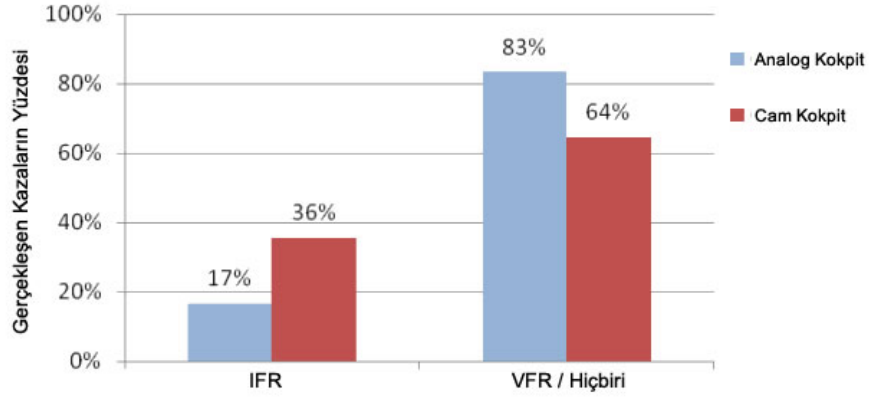
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.20. Kazaların uçuş şartlarına göre dağılımı

Kazaların Uçuş Planı Tipine Göre Dağılımı, 2002 - 2008

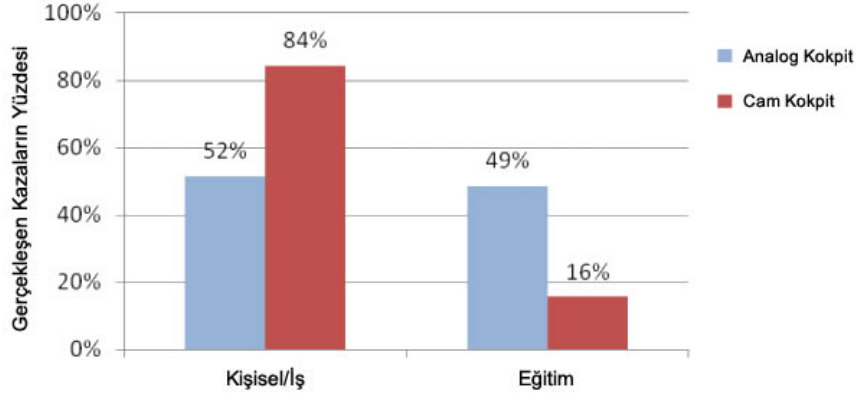
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.21. Kazaların uçuş planı tiplerine göre dağılımı

Kazaların Uçuşun Amacına Göre Dağılımı, 2002 - 2008

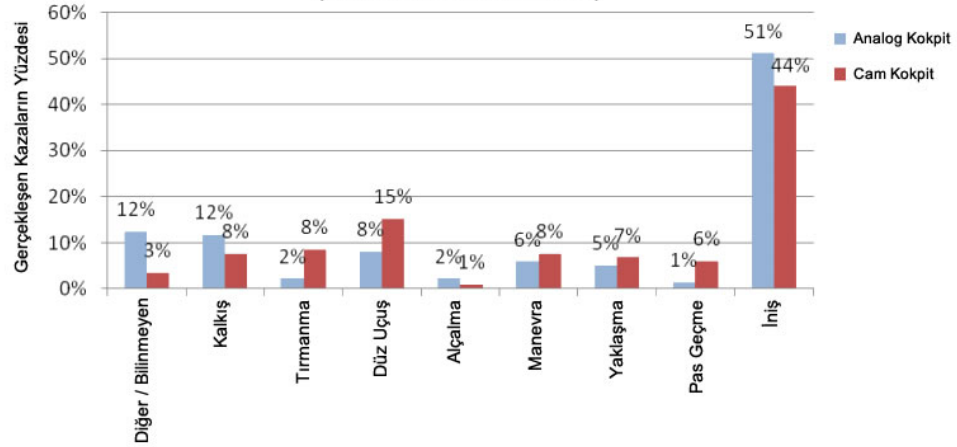
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.22. Kazaların uçuşun amacına göre dağılımı

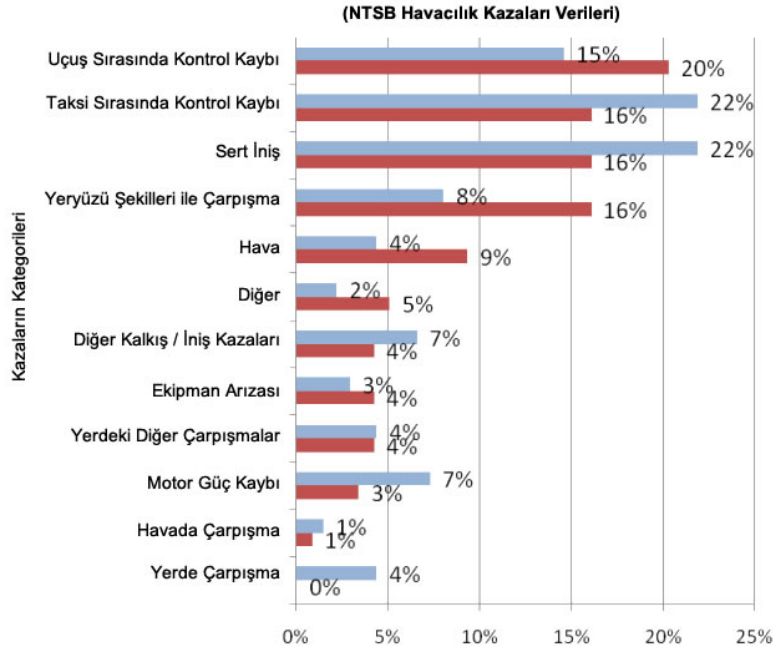
Kazaların Uçuş Aşamasına Göre Dağılımı, 2002 - 2008

(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



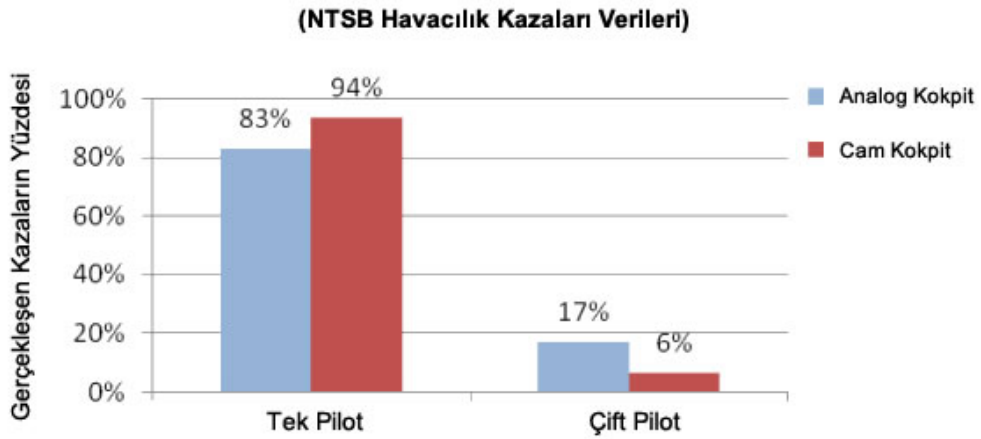
Şekil 3.23. Kazaların uçuş aşamasına göre dağılımı

Kazaların Nedenlerine Göre Dağılımı, 2002 - 2008



Şekil 3.24. Kazaların nedenlerine göre dağılımları

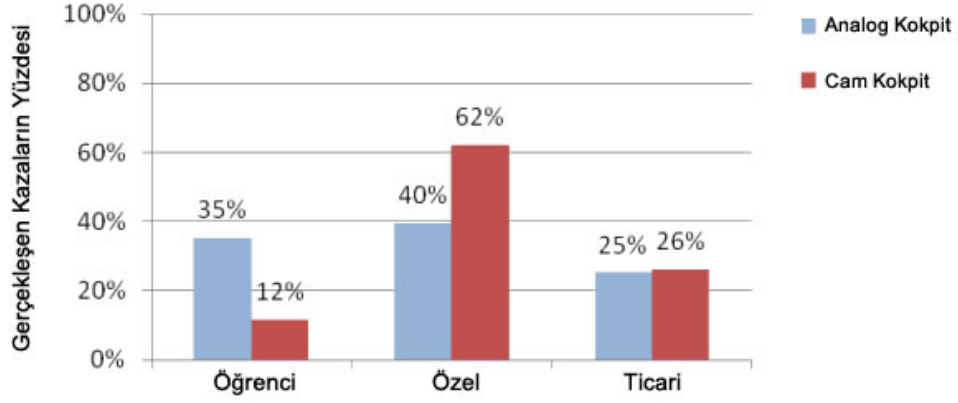
Kazaların Pilot Sayısına Göre Dağılımı, 2002 - 2008



Şekil 3.25. Kazaların pilot sayısına göre dağılımı

Kazaların Pilot Lisans Sayısına Göre Dağılımı, 2002 - 2008

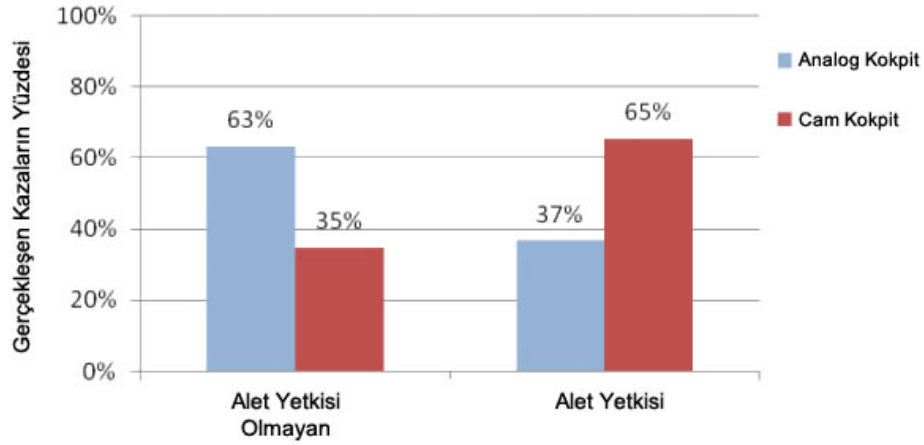
(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.26. Kazaların pilot lisans türüne göre dağılımı

Kazaların Aletli Uçuş Yetkisine Göre Dağılımı, 2002 - 2008

(NTSB Havacılık Kazaları Verileri)



Şekil 3.27. Kazaların aletli uçuş yetkisine göre dağılımı

Yapılan istatistiksel çalışmanın neticesinde elektronik uçuş gösterge sistemine sahip hava araçlarında kaza oranının daha az olduğu sonucuna

varılmıştır. Gerçekleşen kazalarda ise elektronik uçuş gösterge sistemine sahip hava araçlarında ölüm oranının daha fazla olduğu saptanmıştır. Elektronik uçuş gösterge sisteminde yer alan kazalar incelendiğinde bu kazaların göreceli olarak yüksek dereceli pilot lisansına sahip yaşlı pilotlar tarafından gerçekleştirildiği görülmektedir. Gece ve IMC uçuş şartlarında daha fazla kazaların yaşandığı da istatistikler sonucu ortaya konulmuştur.

Raporun ikinci aşamasında nicel araştırma yöntemleri kullanılarak elektronik uçuş gösterge sistemlerinde eğitimin gereklilikleri araştırılmıştır. Bu araştırma sonucunda şu bulgulara rastlanmıştır [43]:

- Pilotların eğitimi sırasında temel elektronik uçuş göstergeleri hakkında minimum gereklilikleri yerine getirmesi gerekmektedir.
- Pilotlar birincil uçuş göstergesinin operasyonel fonksiyonları sürekli olarak yerine getirememektedir.
- Genelleştirilmiş eğitimler, elektronik uçuş gösterge sistemleri için yeterli değildir. Uçuşun emniyetli bir şekilde gerçekleştirilmesi için kullanılacak sisteme özel eğitimin tasarlanması ve test edilmesi gerekmektedir.
- Simülatör ve prosedürel eğitim cihazları eğitim için en uygun cihazlardır. Bu sistemler ile ortaya çıkan arızalar tekrar edilebilmektedir.
- Uçuşların ve kazaların daha detaylı incelenebilmesi için hafif hava araçlarında uçuş verilerinin kaydedilmesi yaygınlaştırılmalıdır.

Benzer şekilde AOPA tarafından yürütülen bir başka çalışmada ise elektronik uçuş gösterge sistemlerinde emniyeti etkileyen bulgular şu şekildedir [42]:

- Genel havacılık pilotlarının yeni teknolojiye geçiş sürecinin sağlıklı bir şekilde yapılamadığından muhakeme yetenekleri azalmaktadır.

- İş yükünün arttığı durumlarda pilotların durumsal farkındalığı azalmakta ve dikkatleri dağılarak pilotajda sıkıntılar ortaya çıkmaktadır.
- Elektronik uçuş gösterge sistemlerinin emniyeti artırıcı potansiyelleri bulunmaktadır. Ancak bunun sağlanabilmesi için ilgili sistemler üzerinde ekstra eğitimin alınması gerekmektedir.
- Günümüzde var olan eğitim, elektronik uçuş gösterge sistemleri için yeterli değildir.

Her iki rapor incelendiğinde varılabilecek sonuç ortaya çıkan eğitim eksikliğidir. Mevcut otoritelerin pilotaj eğitiminde kullandıkları materyaller günümüz şartlarına uygun değildir. Ayrıca analog sistemlerden elektronik uçuş gösterge sistemlerine geçişin yarattığı sıkıntılar bulunmaktadır. Bu sebeple mutlak bir şekilde elektronik uçuş gösterge sistemleri için ekstra bir eğitim gerekmektedir. Bu eğitimler genel bir eğitim olmamalıdır. Gerçek ortamda kullanılacak sistemi içeren gerçekçi bir eğitim tasarlanmalıdır.

Sistemlere olan yabancılıktan dolayı uçuş emniyeti direkt olarak etkilenmektedir. Her iki raporun sonucunda elektronik uçuş gösterge sistemlerinin uçuş emniyetine önemli bir katkısı olduğu sonucu ortaya çıkmamıştır. Aksine bazı durumlarda sistemin pilotu negatif etkileyebildiği görülmüştür.

Elektronik uçuş gösterge sistemlerinin emniyet artırıcı, iş yükü azaltıcı çok önemli potansiyelleri olduğu her iki raporda çeşitli örneklerle açıklanmıştır. Ancak bunların sağlanabilmesi için gerekli çalışmaların yapılması zorunludur. Teknolojik olarak gelişmiş hava araçlarının üretilmesine paralel olarak karmaşıklaşan sisteme entegre bir eğitimin tasarlanması uçuş emniyetinin artırılması için mutlak bir gerekliliktir.

3.4.4. Elektronik Uçuş Gösterge Sistemleri Hakkında Anket Çalışması

Anket çalışması kapsamında otuz beş soru hazırlanmıştır. Soruların temel hedef kitlesini uçuş öğrencileri ve uçuş öğretmenleri oluşturmaktadır. Çalışma kapsamında Türkiye, Amerika ve Almanya’da yer alan uçuş okullarından hocalar

ve öğrencilere sorular yöneltilmiştir. Yapılan çalışmaya 82 pilotaj öğrencisi ve 15 uçuş öğretmeni katılmıştır. Anket Türkçe ve İngilizce olarak hoca ve öğrencilere ayrı bir şekilde hazırlanmıştır. Anket kapsamında hazırlanan soru-cevap ve istatistiki veriler şu şekildedir:

- **Soru1:**

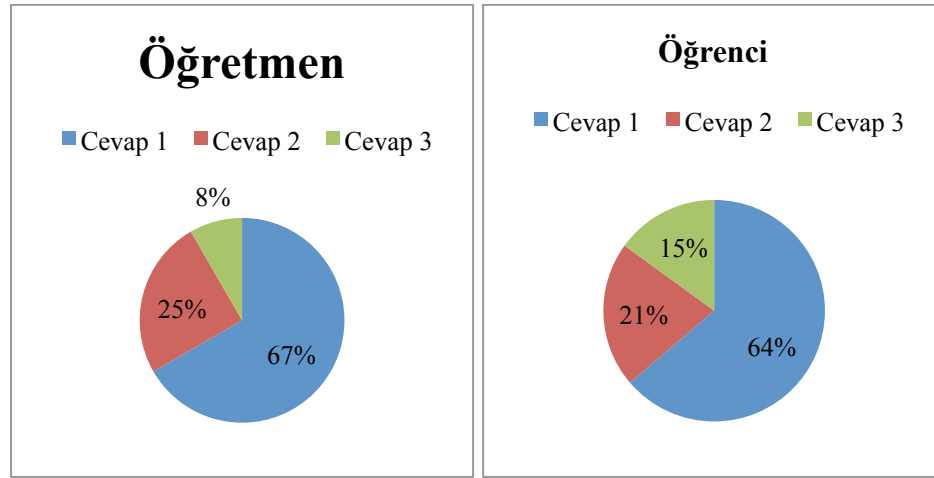
Glass Kokpit sistemlerinin geleneksel analog göstergelere göre daha emniyetli olduğunu düşünüyor musunuz?

Do you think that "Glass Cockpits" systems are safer than conventional analogue cockpit systems ?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.28. Anket Soru-1

- **Soru 2:**

Glass Kokpit sistemlerinin, pilotaj eğitiminde veya genel havacılıkta ilk defa kullanılacağı zaman bu sistemler için eğitim olması gerektiğini düşünüyor musunuz?

Dou you think that separate specific training is required to use "Glass Cockpits" system in flight training and general aviation?

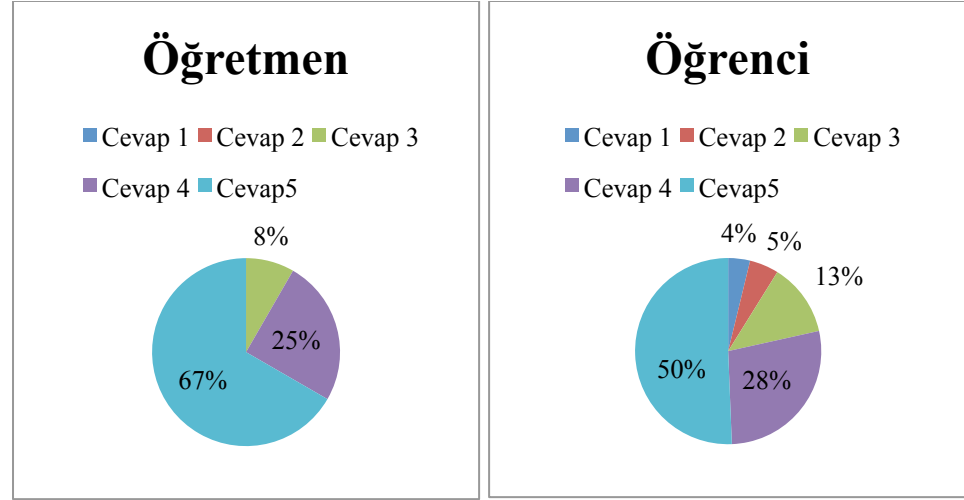
Cevap 1: 1-Düşünmüyorum

Cevap 2: 2

Cevap 3: 3

Cevap 4: 4

Cevap 5: 5-Kesinlikle Düşünüyorum



Şekil 3.29. Anket Soru-2

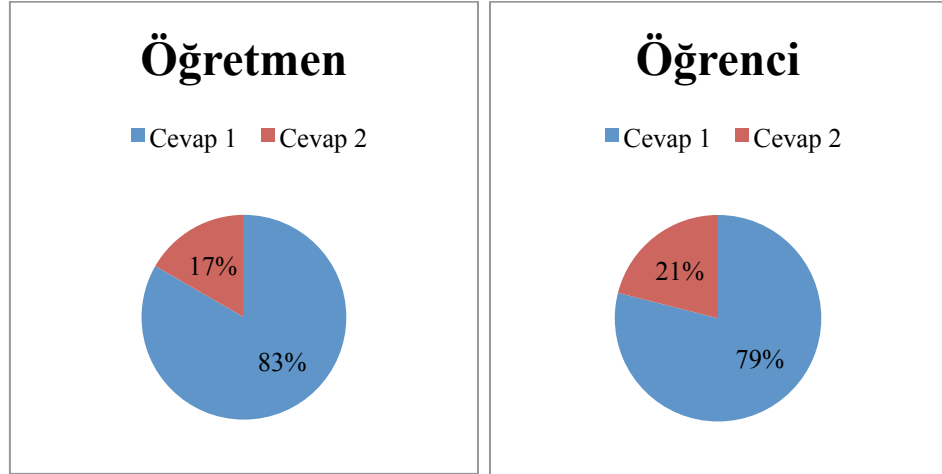
- **Soru 3:**

Glass Kokpit sistemlerinin yazılımsal checklist içermesini ister miydiniz?

Would you prefer to have aircraft checklists within a Glass Cockpit system (i.e fully integrated EFB)?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır



Şekil 3.30. Anket Soru-3

• **Soru 4:**

Sizce checklistler ne şekilde olmalıdır?

Checklists in the cockpit should be:

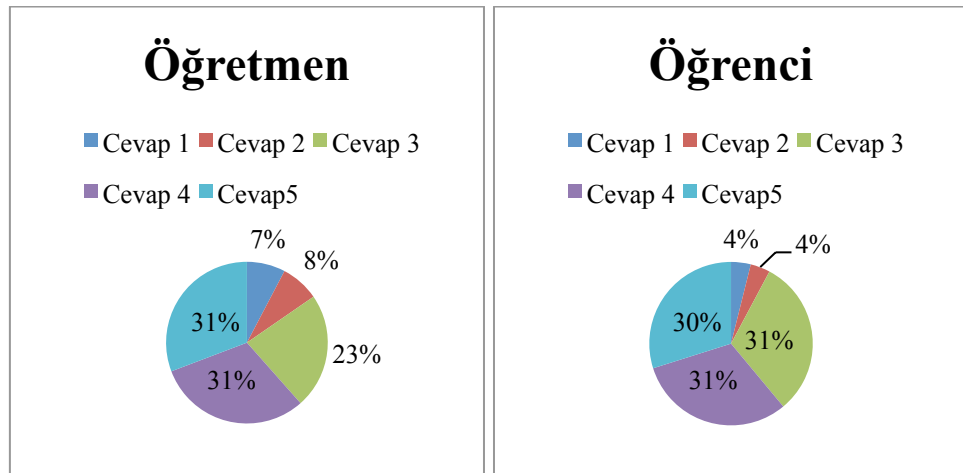
Cevap 1: Sadece yazılımsal

Cevap 2: Sadece kağıda yazılı

Cevap 3: Her ikisi (yazılımsal ve kağıt) eşit seviyede

Cevap 4: Her ikisi (yazılımsal ve kağıt) ancak yazılımsal öncelikli

Cevap 5: Her ikisi (yazılımsal ve kağıt) ancak kağıt öncelikli



Şekil 3.31. Anket Soru-4

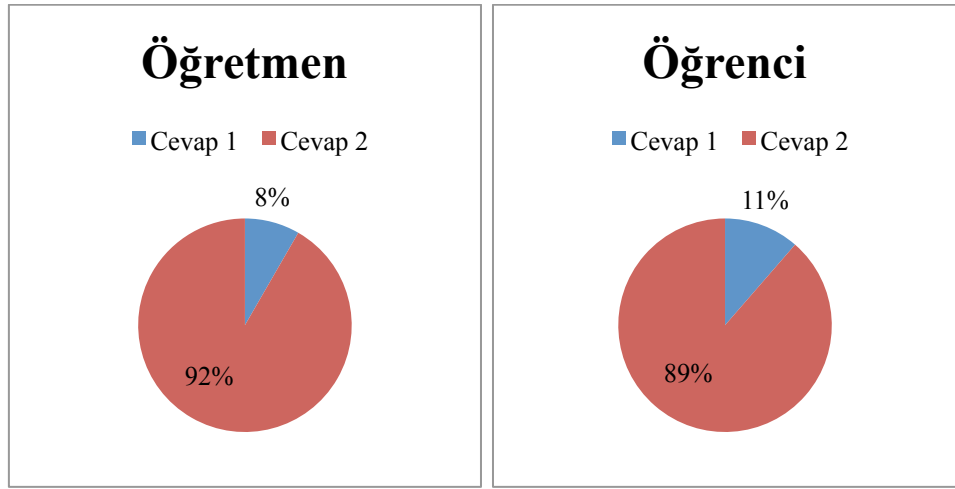
- **Soru 5:**

Checklistlerin doğru yapılmadığında glass kokpit sisteminin pilotu ne şekilde uyarmasını tercih edersiniz?

How would you like to receive feedback from the "Glass Cockpits" system in case of improper checklist application.

Cevap 1: Düzeltici hareket glass kokpit tarafından yapılmalıdır.

Cevap 2: Düzeltici hareket olmamalıdır. Sesli ve görsel uyarı yeterlidir.



Şekil 3.32. Anket Soru-5

- **Soru 6:**

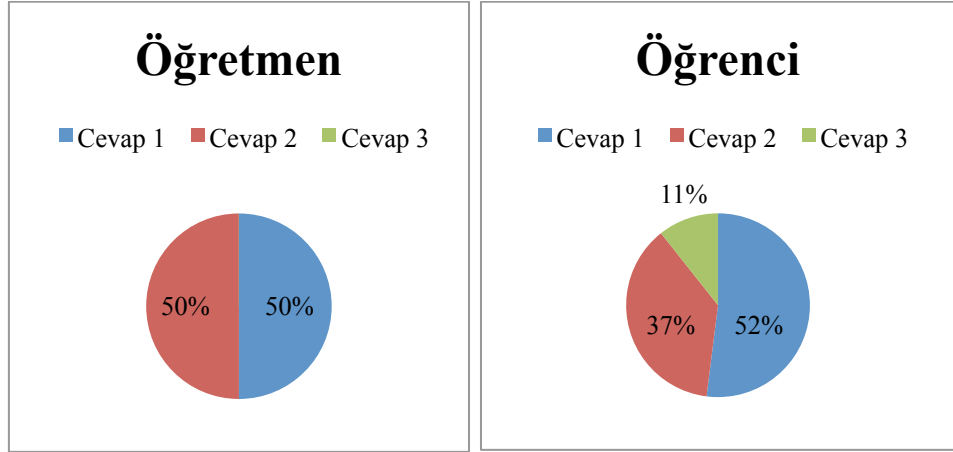
Pilotaj eğitiminde kullanılacak uçaklarda glass kokpit göstergeleri ne şekilde olmalıdır?

How should the "Glass Cockpit Display Arrangement" be in flights for training purposes?

Cevap 1: 1-PFD, 1-ND, 1-EMD

Cevap 2: 1-PFD, 1-MFD (motor gösterge parametreleri içermektedir)

Cevap3: 1 PFD (diğer göstergelere ekranın belirli bölgesinde değiştirilebilir şeklinde)



Şekil 3.33. Anket Soru-6

• **Soru 7:**

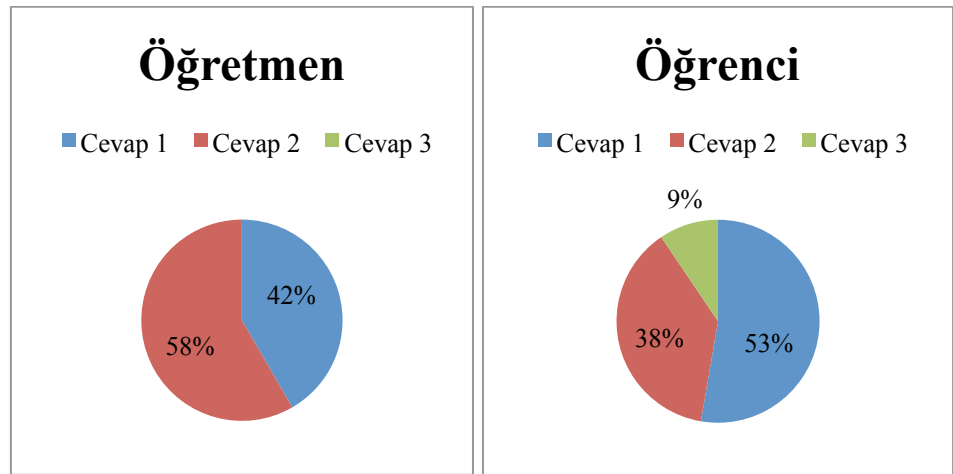
Genel Havacılıkta kullanılacak glass kokpit göstergeleri ne şekilde olmalıdır?

Which "Glass Cockpit Display Arrangement" should be used in general aviation aircraft?

Cevap 1: 1-PFD , 1-ND, 1-EMD

Cevap 2: 1-PFD, 1-MFD (motor gösterge parametreleri içermektedir)

Cevap 3: 1 PFD (diğer göstergelere ekranın belirli bölgesinde değiştirilebilir şeklinde)



Şekil 3.34. Anket Soru-7

- **Soru 8:**

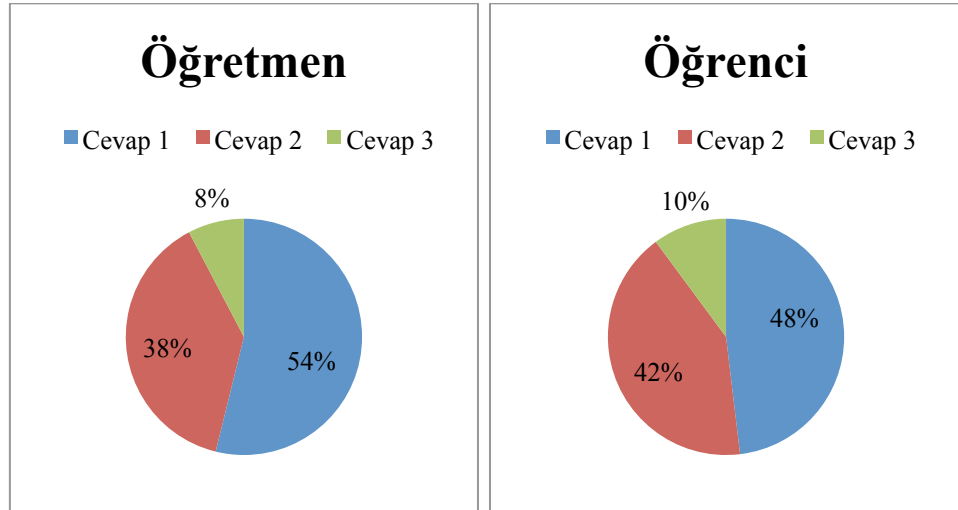
Pilotaj eğitiminde öğrencilerin havayollarına daha iyi uyum sağlaması amacıyla eğitimin glass kokpite sahip hava araçlarında yapılması fikrine katılıyor musunuz?

Do you agree with the idea that all training flights should be in a Glass Cockpit aircraft in order for an easier adaptation to airline operations for student pilots?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.35. Anket Soru-8

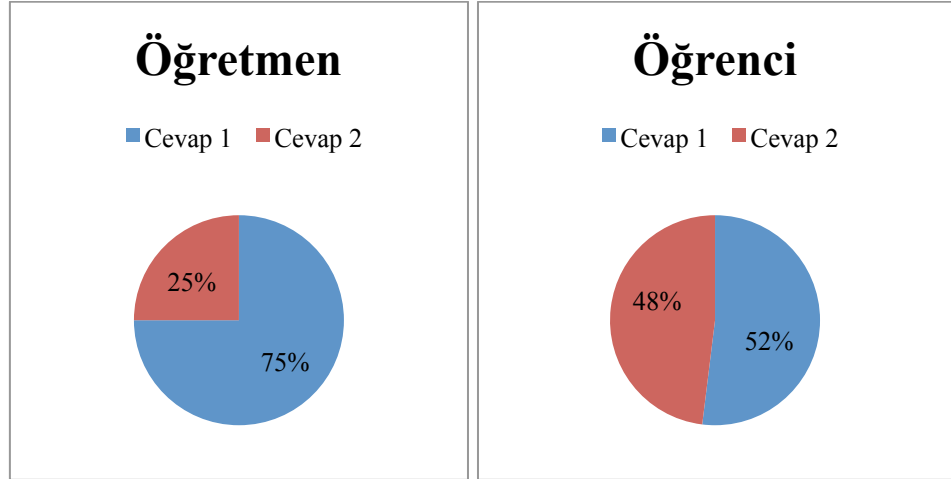
- **Soru 9:**

Sizin için hangisi doğrudur?

Which statement would you most agree with:

Cevap 1: Glass kokpite sahip hava araçlarını kullanmak daha kolaydır.

Cevap 2: Analog ve elektro-mekanik göstergelere sahip hava araçlarını kullanmak daha kolaydır.



Şekil 3.36. Anket Soru-9

• **Soru 10:**

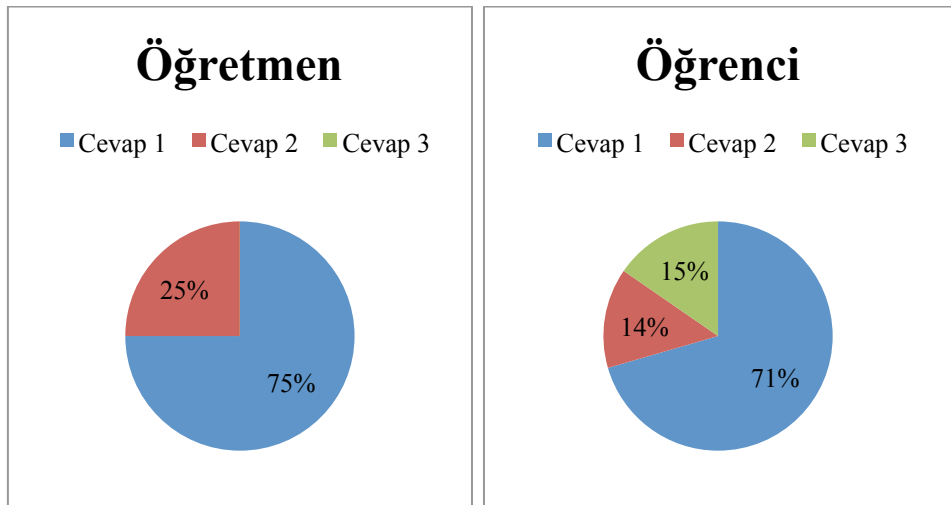
Glass kokpite sahip kokpit düzeninin diğer kokpit düzenine göre durumsal farkındalığı arttırdığına katılıyor musunuz?

Do you agree situational awareness is increased by "Glass Cockpits" arrangement?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.37. Anket Soru-10

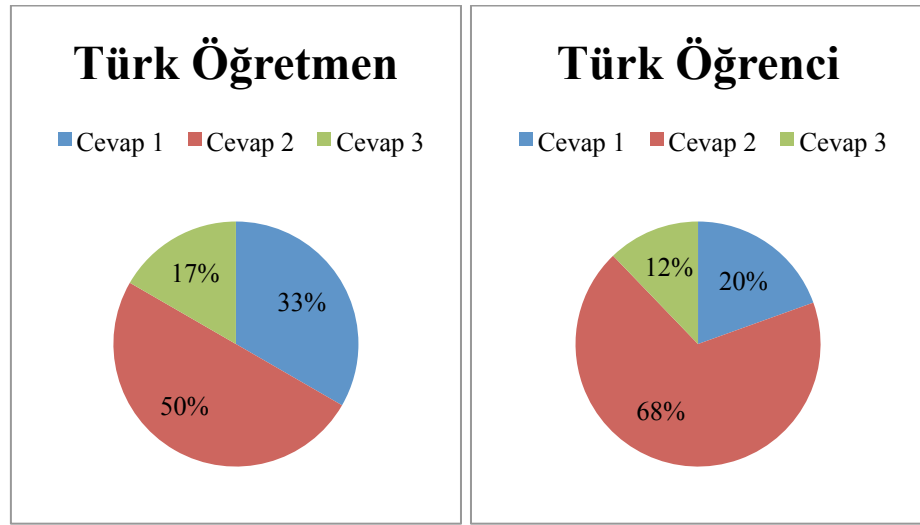
- **Soru 11:**

Ülkemizde glass kokpit üretimi için yeterli bir alt yapı olduğunu düşünüyor musunuz?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.38. Anket Soru-11

- **Soru 12:**

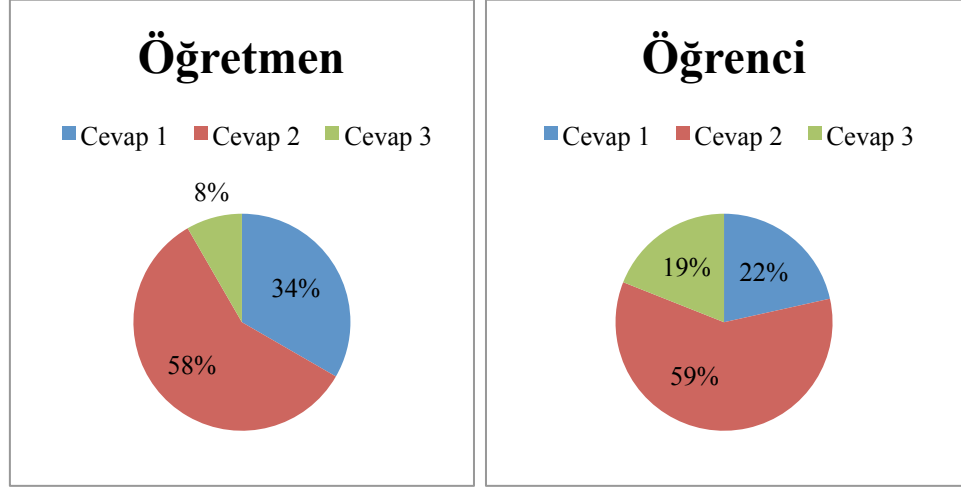
Analog kokpit düzeninden glass kokpit düzenine geçişin bir zorluk yarattığını düşünüyor musunuz?

Do you think it is hard to adapt the glass cockpit after having flown in analogue display cockpit for a long time?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.39. Anket Soru-12

• **Soru 13:**

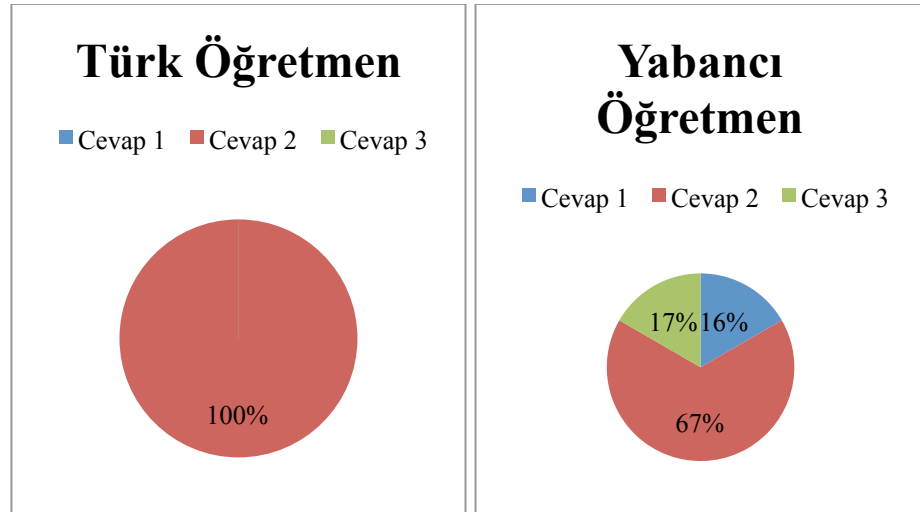
Pilotaj öğrencilerinin glass kokpit düzenine alışması zor oluyor mu?

Is it hard for students to get used to glass cockpit?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.40. Anket Soru-13

- **Soru 14:**

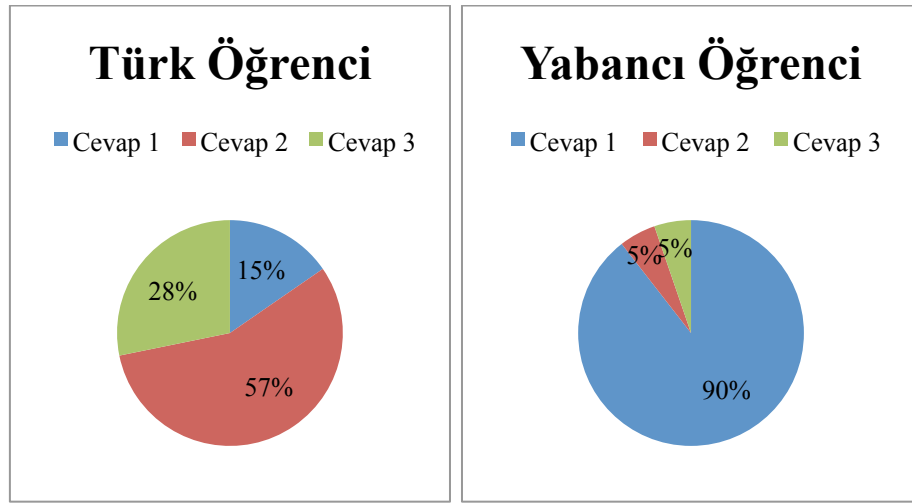
Öğrenci olarak glass kokpit düzenine alışmak zor oluyor mu?

Is it hard for you to get used to glass cockpit?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.41. Anket Soru-14

- **Soru 15:**

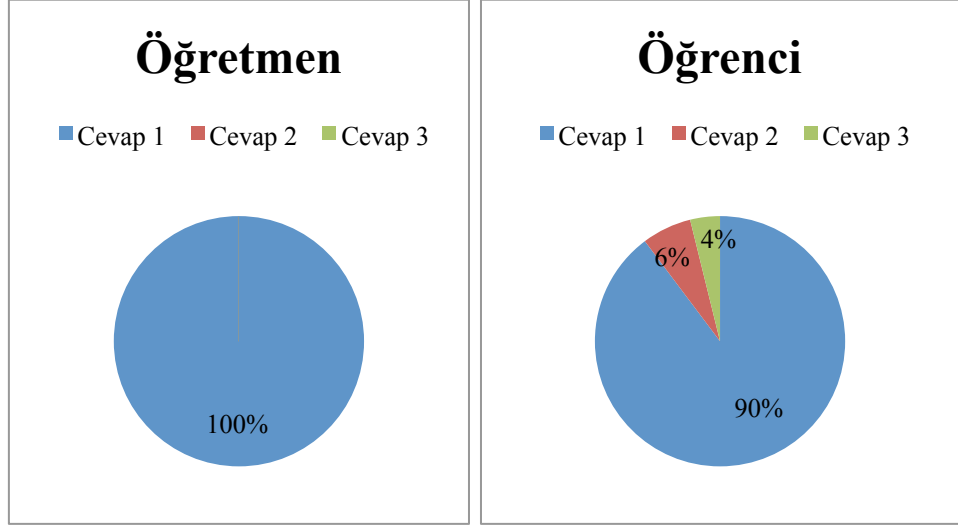
Glass kokpit düzenine geçilmeden önce yerde ilgili sisteminin simulatöründe çalışmalar yapmanın faydalı olabileceğini düşünüyor musunuz?

Do you think it will be useful to have a glass cockpit simulator training before experiencing real flights?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.42. Anket Soru-15

- **Soru 16:**

Temelinde glass kokpit düzeninden kaynaklanan (uyum eksikliği, sistemin tümüyle fonksiyonlarını bilmeme vb.) incident/accident yaşadınız mı?

Have you ever had an incident/accident based on "Glass Cockpit Displays" such as adaptation problems, lack of functional knowledge about the system and so on.

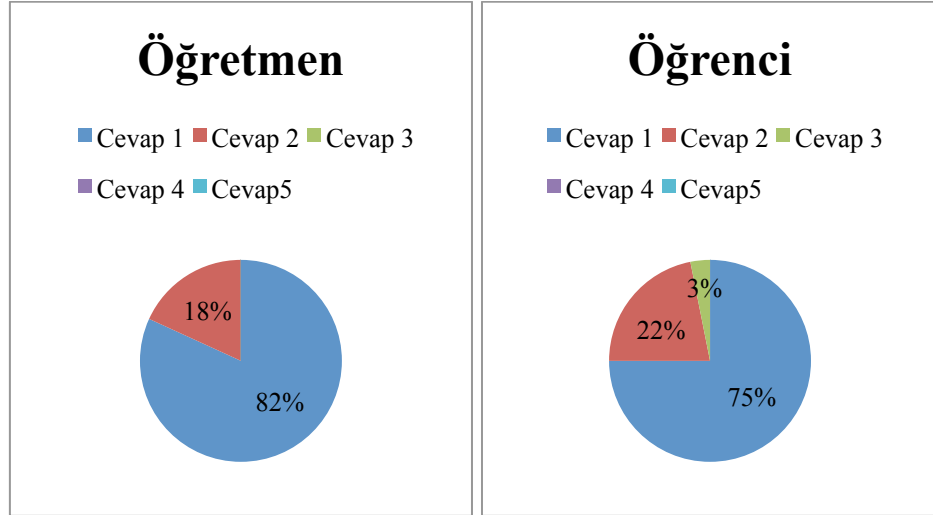
Cevap 1: 1-Yaşamadım

Cevap 2: 2

Cevap 3: 3-Incident

Cevap 4: 4

Cevap 5: 5-Accident



Şekil 3.43. Anket Soru-16

• **Soru 17:**

Temelinde analog kokpit düzeninden kaynaklanan (uyum eksikliği, sistemin tümüyle fonksiyonlarını bilememe vb.) incident/accident yaşadınız mı?

Have you ever had an incident/accident based on "Analogue Cockpit Displays" such as adaptation problems, lack of functional knowledge about the system and so on?

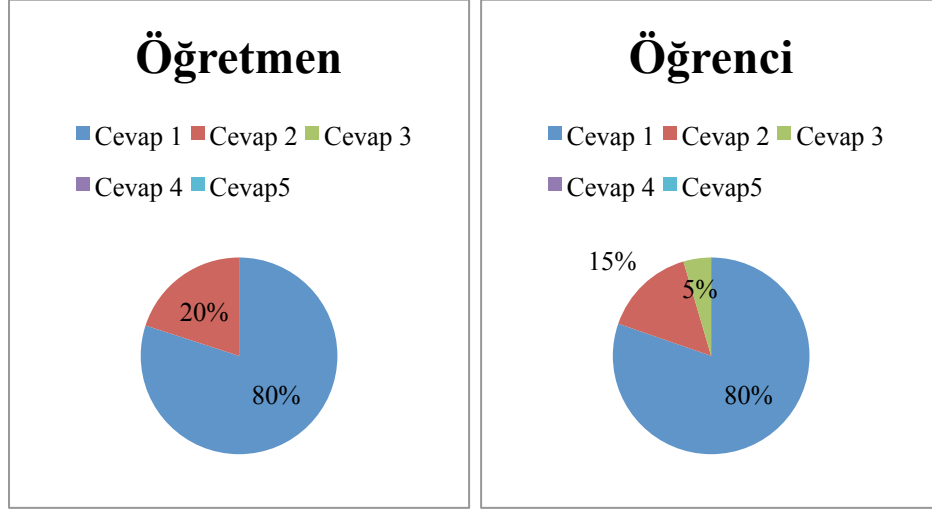
Cevap 1: 1-Yaşamadım

Cevap 2: 2

Cevap 3: 3-Incident

Cevap 4: 4

Cevap 5: 5-Accident



Şekil 3.44. Anket Soru-17

• **Soru 18:**

Öğrencilerin, temelinde analog kokpit düzeninden kaynaklanan (uyum eksikliği, sistemin tümüyle fonksiyonlarını bilmeme vb.) incident/accident yaşadığına tanık oldunuz mu?

Have you ever observed a student had an incident/accident based on "Analogue Cockpit Displays" such as adaptation problems, lack of functional knowledge about the system and so on.

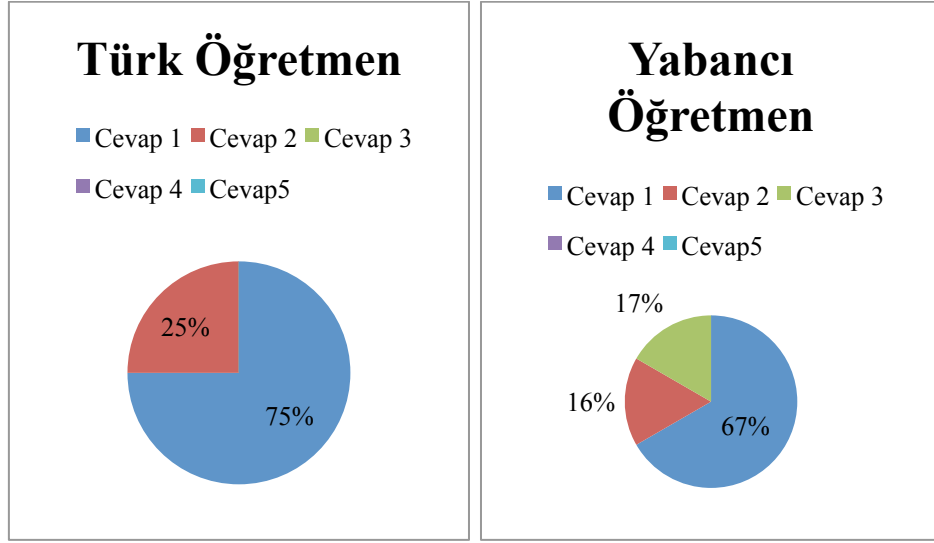
Cevap 1: 1-Yaşamadım

Cevap 2: 2

Cevap 3: 3-Incident

Cevap 4: 4

Cevap 5: 5 -Accident



Şekil 3.45. Anket Soru-18

- **Soru 19:**

Öğrencilerin, temelinde glass kokpit düzeninden kaynaklanan (uyum eksikliği, sistemin tümüyle fonksiyonlarını bilmeme vb.) incident/accident yaşadığına tanık oldunuz mu?

Have you ever observed a student having an incident/accident based on "Glass Cockpit Displays" such as adaptation problems, lack of functional knowledge about the system and so on ?

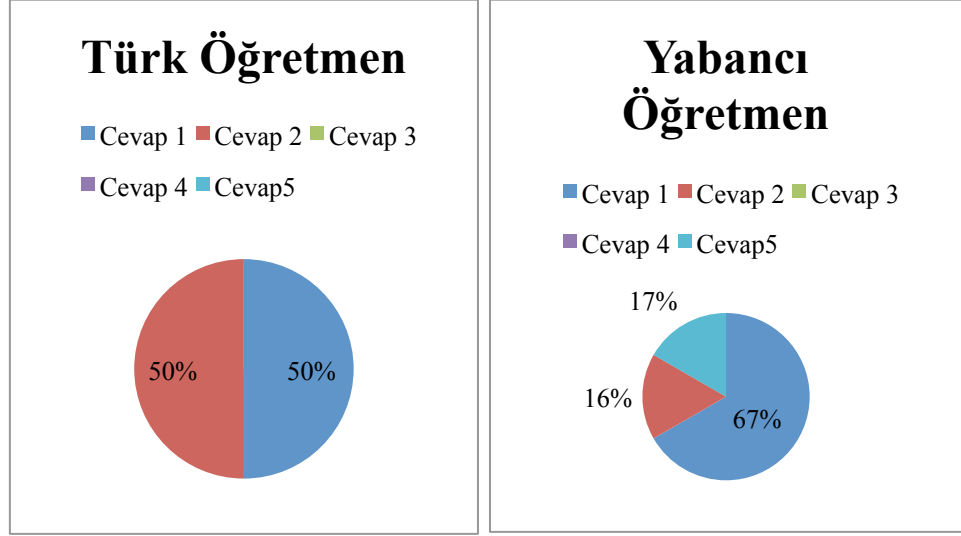
Cevap 1: 1-Yaşamadım

Cevap 2: 2

Cevap 3: 3-Incident

Cevap 4: 4

Cevap 5: 5-Accident



Şekil 3.46. Anket Soru-19

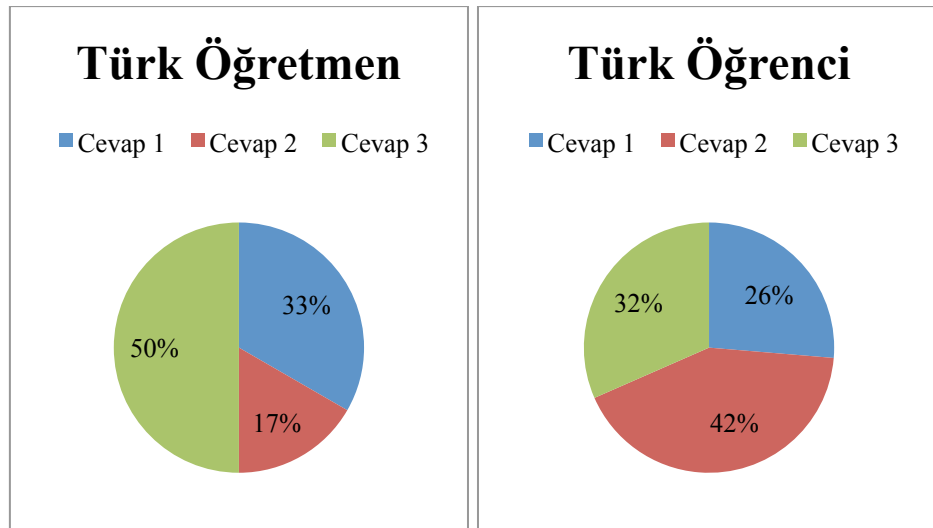
• **Soru 20:**

Glass kokpit sistemine uyum sağladıktan sonra tekrar analog kokpit sistemine geçişin nasıl olacağını düşünüyorsunuz?

Cevap 1: Kolay

Cevap 2: Zor

Cevap 3: Herhangi bir değişiklik yaratmaz



Şekil 3.47. Anket Soru-20

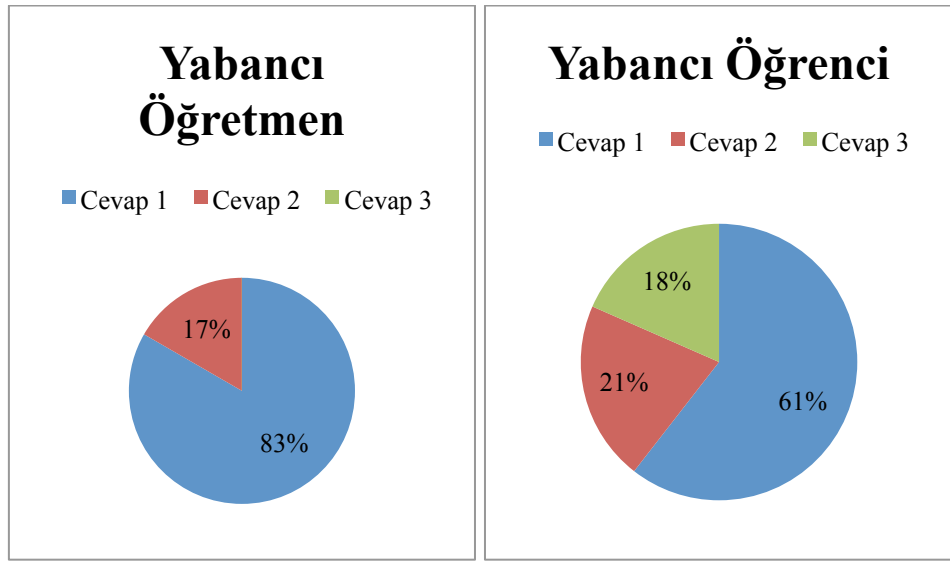
- **Soru 21:**

Do you think it is hard to adapt the "Analogue Cockpits" after having flown in "Glass Cockpits" for a long time.

Cevap 1: Yes

Cevap 2: No

Cevap 3: I am not sure.



Şekil 3.48. Anket Soru-21

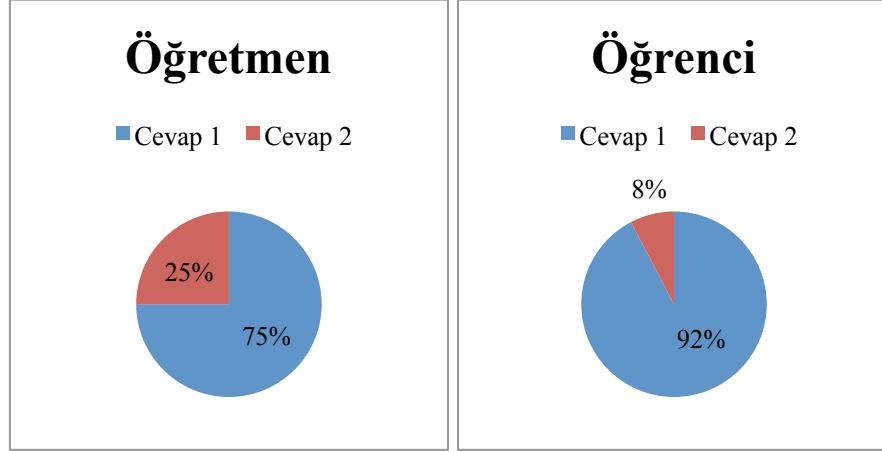
- **Soru 22:**

Hangi sistemi tercih edersiniz?

Which one would you prefer ?

Cevap 1: Glass kokpit

Cevap 2: Analog kokpit



Şekil 3.49. Anket Soru-22

• **Soru 23:**

Öğrencilerin glass kokpit sistemine kaç saatlik uçuş eğitiminden sonra uyum sağladığını/sağlayabileceğini düşünüyorsunuz?

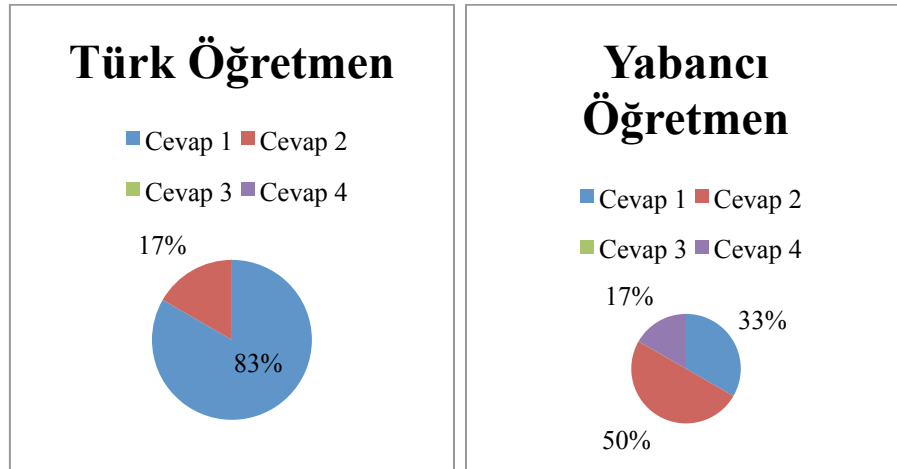
How many hours of flight training does a student need to get used to "Glass Cockpits" ?

Cevap 1: 1-20

Cevap 2: 20-50

Cevap 3: 50-100

Cevap 4: 100+



Şekil 3.50. Anket Soru-23

- **Soru 24:**

Glass kokpit sistemine kaç saatlik uçuş eğitiminden sonra uyum sağladığınızı/sağlayabileceğini düşünüyorsunuz?

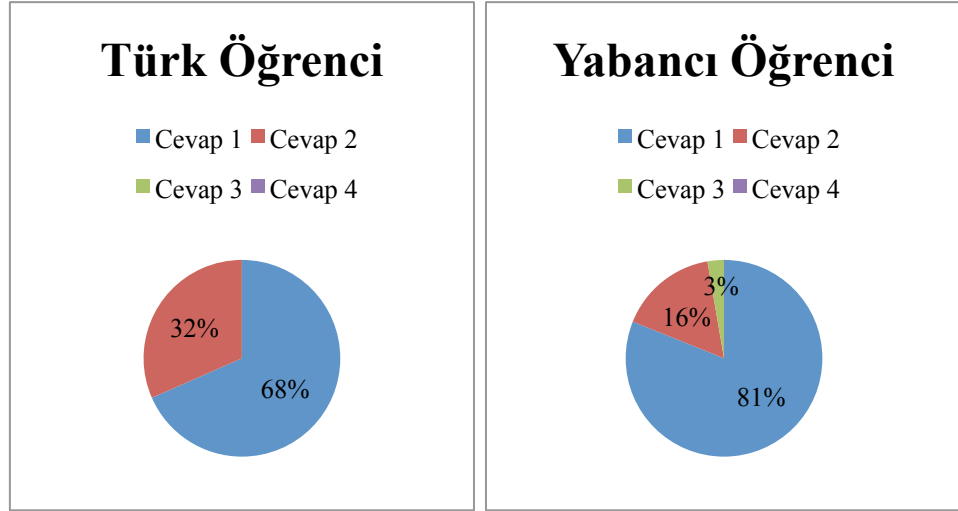
How many hours of flight training do you need to get used to "Glass Cockpits" ?

Cevap 1: 1-20

Cevap 2: 20-50

Cevap 3: 50-100

Cevap 4: 100+



Şekil 3.51. Anket Soru-24

- **Soru 25:**

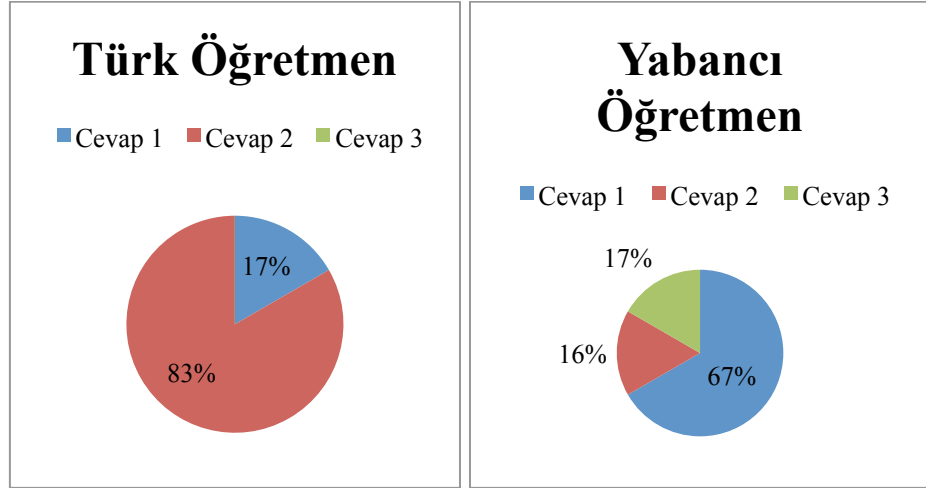
İlerleyen yaşla birlikte glass kokpit sistemine uyumun zorlaştığını düşünüyor musunuz?

Do you think that aging has adverse affect on getting used to "Glass Cockpits" ?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.52. Anket Soru-25

• **Soru 26:**

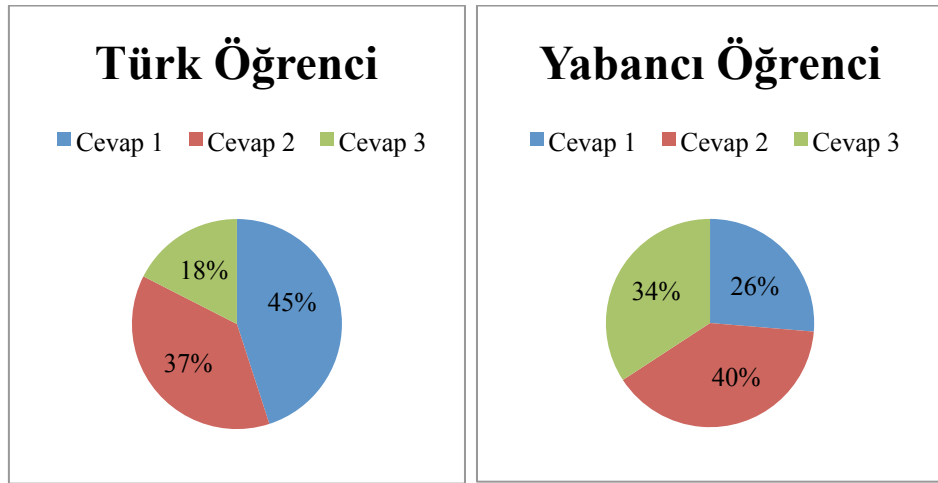
Pilotlarda ilerleyen yaşla birlikte glass kokpit sistemine uyumun zorlaştığını düşünüyor musunuz?

Do you think that aging has adverse affect on getting used to "Glass Cockpits" ?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır

Cevap 3: Kararsızım



Şekil 3.53. Anket Soru-26

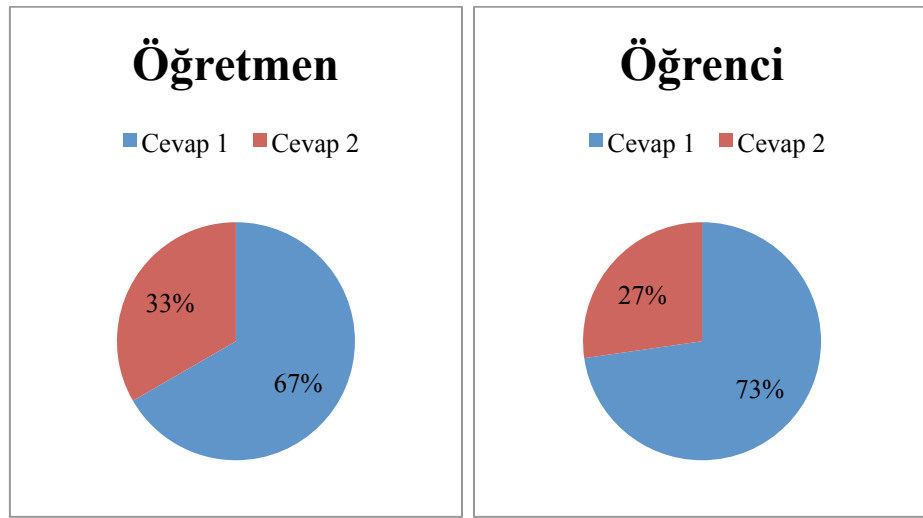
- **Soru 27:**

Uçuş emniyeti bakımından analog kokpit düzeninin yerini glass kokpite bırakması gerektiğini düşünüyor musunuz?

Do you think that "Glass Cockpits" should take the place of "Analogue Cockpits" in terms of flight safety?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır



Şekil 3.54. Anket Soru-27

- **Soru 28:**

Glass kokpit sisteminde öncelikle olması gerekenler nelerdir?

Please choose the most important properties of "Glass Cockpit":

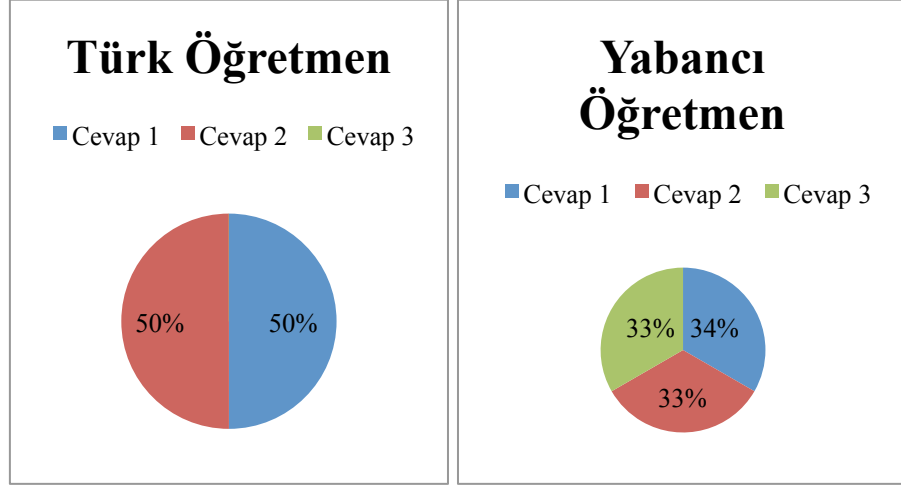
Cevap 1: Durumsal farkındalığı arttırmalıdır.

Cevap 2: İş yükünü azaltmalıdır

Cevap 3: Kullanımı kolay olmalıdır.

Cevap 4: Sistemin ezberlenmesi kolay olmalıdır.

Cevap 5: Hafif olmalıdır.



Şekil 3.55. Anket Soru-29

• **Soru 29:**

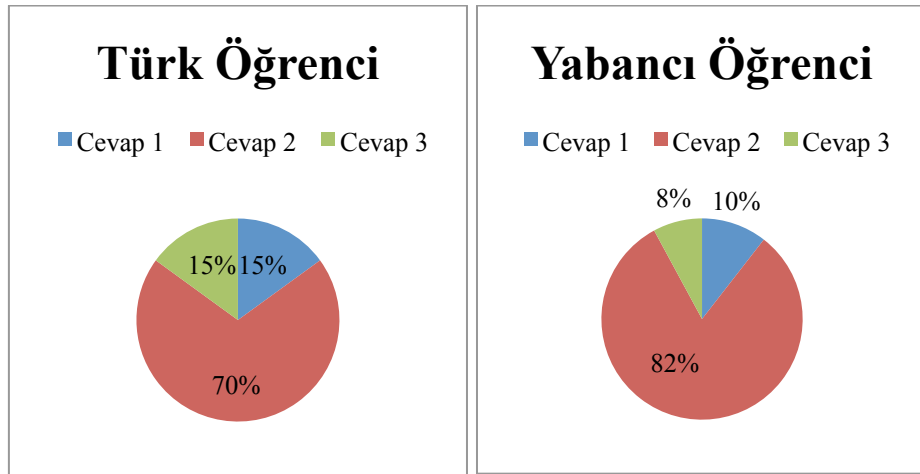
Glass kokpiti, uçuş eğitiminin hangi aşamasında kullanılması gerektiğini düşünüyorsunuz?

At which stage of training, "Glass Cockpits" should be introduced to the student?

Cevap 1: VFR

Cevap 2: IFR

Cevap 3: Type Rating



Şekil 3.56. Anket Soru-29

Soru 30:

Toplam uçuş tecrübeniz;

Total flight hours you have;

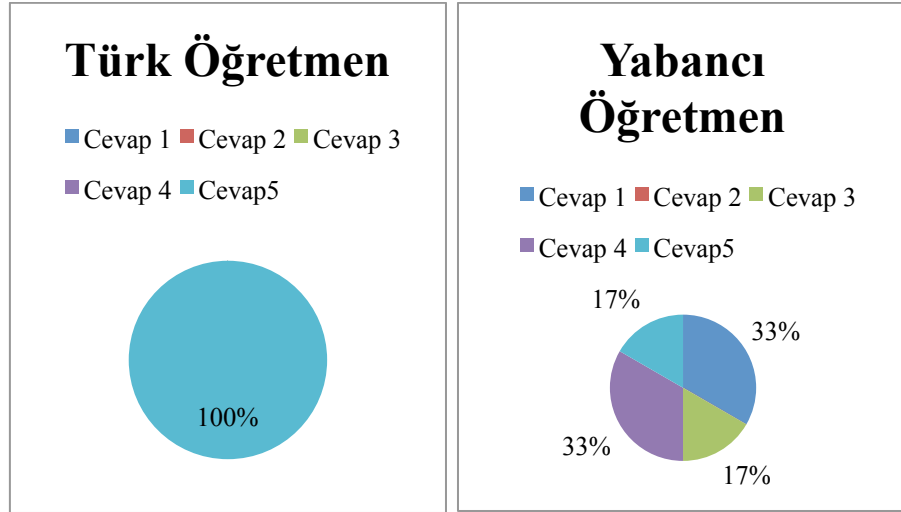
Cevap 1: 1-500 saat

Cevap 2: 500-1000 saat

Cevap 3: 1000-2000 saat

Cevap 4: 2000-5000 saat

Cevap 5: 5000+



Şekil 3.57. Anket Soru-30

• **Soru 31:**

Toplam uçuş tecrübeniz;

Total flight hours you have;

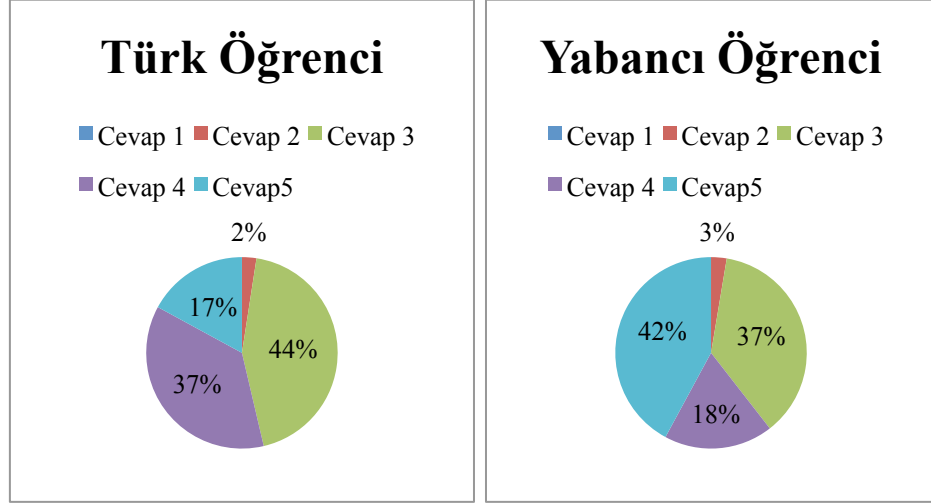
Cevap 1: 0-20 saat

Cevap 2: 20-50 saat

Cevap 3: 50-100 saat

Cevap 4: 100-200 saat

Cevap 5: 200+



Şekil 3.58. Anket Soru-31

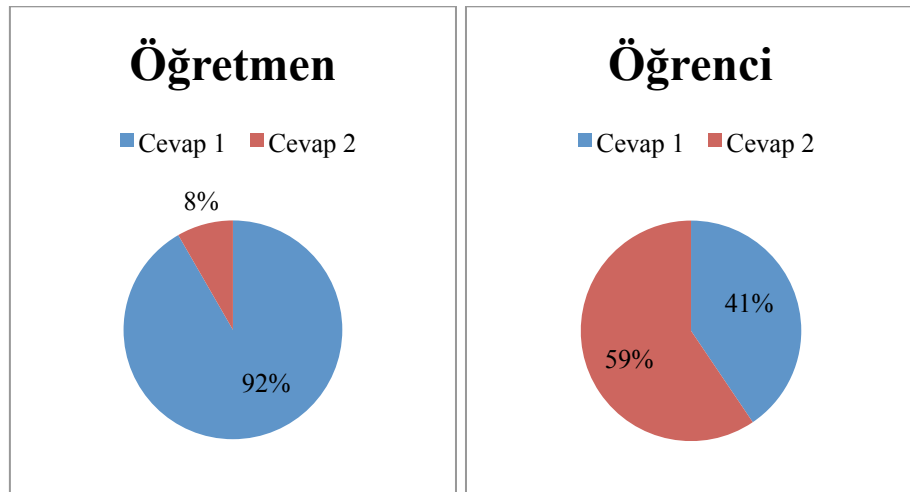
• **Soru 32:**

Glass Kokpit sisteminin bütün fonksiyonlarını kullanmayı biliyor musunuz?

Are you familiar with the all functions of the "Glass Cockpits" system which is used to train student pilots?

Cevap 1: Evet

Cevap 2: Hayır



Şekil 3.59. Anket Soru-32

- **Soru 33:**

Bu zamana kadar glass kokpit sisteminin tüm bileşenlerinin yüzde kaçını efektif olarak kullandınız?

What percentage of "Glass Cockpits" system you have used effectively?

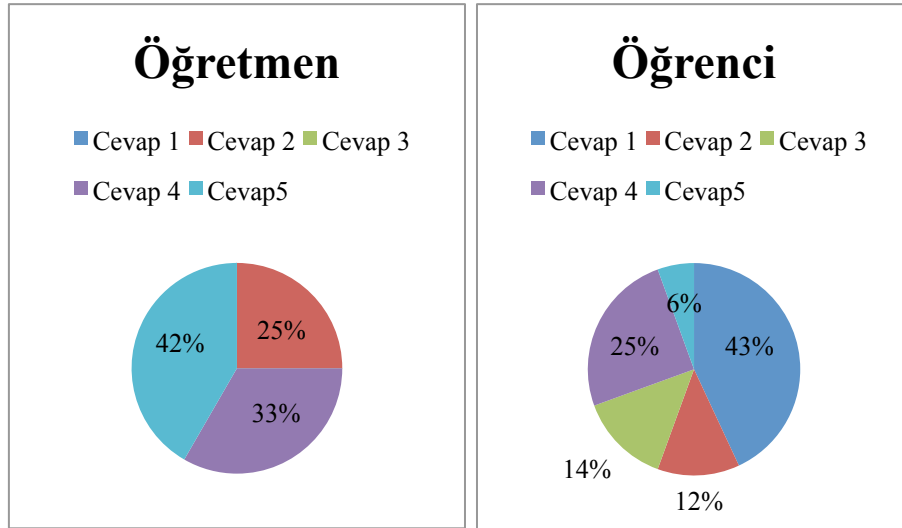
Cevap 1: 0-20

Cevap 2: 20-40

Cevap 3: 40-60

Cevap 4: 60-80

Cevap 5: 80-100



Şekil 3.60. Anket Soru-33

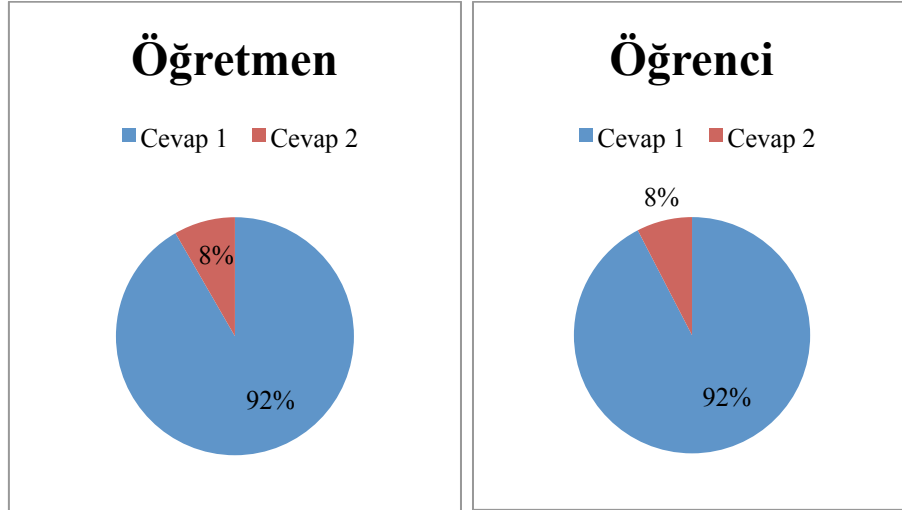
- **Soru 34:**

Cinsiyetiniz?

Gender;

Cevap 1: Erkek

Cevap 2: Bayan



Şekil 3.61. Anket Soru-34

• **Soru 35:**

Yaş aralığınız?

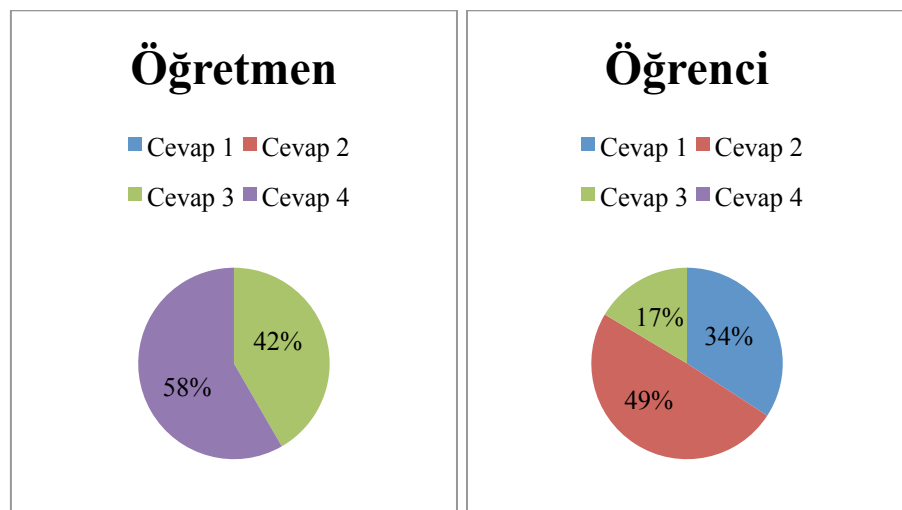
Your age:

Cevap 1: 18-25

Cevap 2: 25-30

Cevap 3: 30-45

Cevap 4: 45-60



Şekil 3.62. Anket Soru-35

Anket sonucunda elde edilen veriler incelendiğinde genel itibari ile öğrencilerin ve uçuş öğretmenlerinin cevapları paralellik göstermektedir. Deneyin katılımcıları anketlerinde elektronik gösterge sistemlerinin emniyeti arttırdığı düşüncesini savunmaktadır. Benzer şekilde öğrenciler ve öğretmenler elektronik gösterge sistemleri için ayrı bir eğitimin gerekliliğini düşünmektedir. Ayrıca hava aracında cam kokpit düzeneğine geçilmeden önce benzetim ortamında ilgili sistemlerin eğitiminin verilmesi gerekliliği bir diğer çıktı olarak öne çıkmaktadır. Var olan mevcut analog kokpit düzeninin eğitimin başlangıç aşamasında öğrencilere öğretilmesi daha sonra cam kokpit düzenine geçilmesi gerekliliği anket sonrasında ortaya çıkan bir diğer cevap olmuştur. Pilotların ve uçuş öğrencilerinin cam kokpit düzeninden beklentileri, sistemin; durumsal farkındalığı arttırması, iş yükünü azaltması ve kolay kullanılabilir yapıda olması şeklindedir. Bu bağlamda elektronik kokpit göstergelerinin tasarımında insan faktörlerinin ortaya konulması büyük önem taşımaktadır. Anket sonucunda ortaya çıkan bir diğer olgu ise değişik sistemler arasında geçişin tahmin edilenin aksine bir zorluk yaratmayacağı fikridir.

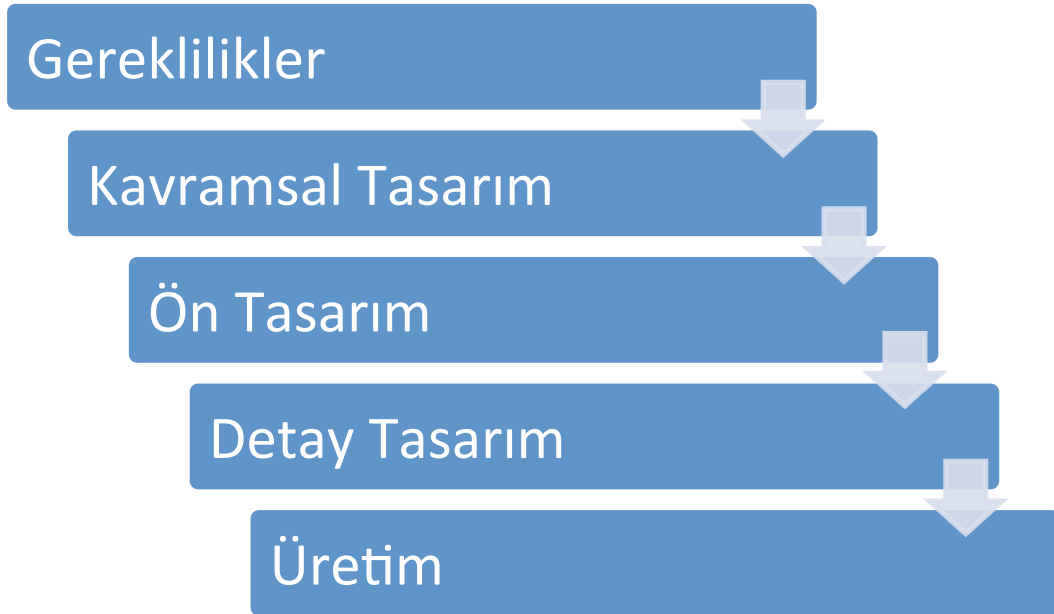
Anket kapsamında elde edilen veriler bir sonraki bölüm olan Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi Tasarımı başlığında karar matrislerinin belirlenmesinde girdi olarak kullanılmıştır. Ayrıca anket sonucunda elde edilen çıktıların FAA tarafından yayınlanan hafif hava araçlarında cam kokpit düzeninin emniyete etkisini araştıran raporu ile paralellik içermektedir. Glass kokpit sisteminin yeni sistemlere entegrasyonu gerekli eğitimler sağlandığı takdirde durumsal farkındalığı ve emniyeti arttırmaktadır. Ancak bunun için elektronik kokpit göstergelerini içeren sisteme özel eğitimin olması gerekmektedir. Bu sayede sistemler arasındaki farklar kolayca anlaşılabilir ve uygun bir şekilde sistemin idamesi sağlanacaktır.

4. DENEYSEL ELEKTRONİK UÇUŞ GÖSTERGE SİSTEMİ TASARIMI ve BENZETİMİ

Deneysel bir elektronik uçuş gösterge sisteminin tasarımı iki alt başlık altında incelenmiştir. Bunlardan ilki mühendislik tasarım sürecinde ilk aşamayı oluşturan kavramsal tasarımıdır. Bu süreçte minimum sistem gereksinimleri, sistem alt donanımları ve blok diyagram şeklinde sistem tasarımı gerçekleştirilmiştir. İkinci aşamada ise basit bir uçuş gösterge ekran benzetimi Processing programı kullanılarak geliştirilmiştir.

4.1. Kavramsal Tasarım

Mühendislik ürünlerinin tasarımından üretimine kadar geçen süre içerisinde birden fazla tasarım süreci gerçekleştirilmektedir. Hava araçlarının ve/veya alt birimlerinin tasarımında gerçekleştirilen tasarım aşamaları şekil 4.1’de gösterilmiştir. [44]



Şekil 4.1. Hava aracı ve/veya alt bileşenleri tasarım aşaması

Tasarımın ilk aşaması gerekliliklerdir. Gereklilikler, tasarımın ortaya çıkış parametrelerini oluştururlar. Bu sebeple iyi bir tasarımın gerçekleştirilmesi için gerekliliklerin en iyi şekilde ortaya konulması gerekmektedir.

Kavramsal tasarım tasarımın ilk aşamasını oluşturmaktadır. Bu tasarım aşamasında aracın konfigürasyonu belirlenmektedir (ekran sayısı ve fonksiyonları). Ayrıca sistemin boyutları, ağırlıkları, ekran tasarım aşamaları vb. süreçler hakkında tasarım parametreleri oluşturulmaktadır. Kavramsal tasarım süreci oldukça dinamik ve değişkendir. Tasarım sürecinin takiben sistem üzerinde büyük değişiklikler, eklentiler ve modifikasyonlar gerçekleştirilmektedir.

Ön tasarım aşaması sistem üzerinde önemli parametrelerin belirlendiği ve sabit olarak tutulduğu aşamadır. Bu süreçte tasarımda büyük değişiklikler gerçekleştirilmemektedir. Sistemin genelini engellemeyen küçük değişikliklere izin verilmektedir. Hava aracının elektronik uçuş gösterge sisteminde yer alacak ekran sayısı ve bunların fonksiyonları (PFD, MFD vb.) bu süreçte kesinleşmiş olması gerekmektedir. Bu tasarım aşamasında sistem modellemeleri, matematiksel modellemeler ve simülasyonlar üretilmektedir. Böylece, sistem testleri gerçekleştirilebilmektedir. Sistem maliyet analizi ön tasarım aşamasında gerçekleştirilmektedir. Ayrıca detay tasarıma geçişte öncü olduğu için sistemin en önemli yapı taşını oluşturmaktadır. Yanlış veya eksik tasarım aşaması sistem üzerinde çok önemli maliyet ve zaman sorunu yaratabilmektedir. Bu sebeple bu tasarım aşamasının büyük bir dikkatle gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Detay tasarımı sistemin gerçek tasarım parametrelerini oluşturmaktadır. Kavramsal ve ön tasarım aşamasında sistemler bütün olarak ele alınırken detay tasarımında sistemler alt bileşenlerine ayrılarak tasarım gerçekleştirilir. Konum ve Baş Açısı Referans Sistemi (AHRS) kavramsal ve ön tasarım sürecinde bir bütün olarak ele alınırken detay tasarımda bu sistem alt parametrelerine ayrılarak (jiroskop, ivmeölçer vb.) her bir sistemin ayrı ayrı tasarımı ve analizi gerçekleştirilmektedir. Tasarımın son aşamasını oluşturan bu sistem üretim hakkında bilgiler de içermelidir. Tasarlanacak yazılımın nasıl gerçekleştirileceği, donanımın hangi şartlar altında nasıl üretileceği vb. sorular bu tasarım aşamasında cevaplanmalıdır. Bu süreci takiben sistemin üretimine geçilmektedir. Bu şekilde gerekliliklerden-üretime olan tasarım döngüsü tamamlanmış olmaktadır.

Kavramsal tasarım aşamasında belirli kararların alınması gerekmektedir. Bu süreçte en zorlayıcı aşamalardan biri de eldeki yetersiz verilerden uygun kararların alınmasıdır. Bu bağlamda kavramsal tasarım aşamasında karar verme aşamasında en uygun doğru kararı vermek için bazı teknikler kullanılmaktadır. Kullanılan tekniklerden birkaçı şu şekildedir [45]:

- Tasarlanan sisteminin benzerini ve/veya alt sürümünü kullanan kullanıcılar ile görüşmeler yaparak sistem ve tasarım parametreleri hakkında bilgi toplamak,
- Ticaret Boşluk Analizi ile nicel olarak maksimum fayda analizini kullanarak dengenin sağlanması gerçekleştirmek,
- Beyin fırtınası yöntemi,
- Çiftli karşılaştırma yöntemi ile alternatifler arasında ağırlıklarına göre tasarım parametrelerini belirlemek.

Tasarım aşamasında kullanılan tekniklerden birden fazla olabilmektedir. Bu sayede sistem hakkında daha detaylı bilgi elde etmek ve tasarım sırasında kaynaklanan hataları minimuma indirmek mümkündür.

4.1.1. Karar Matrislerinin Oluşturulması

Karar matrisleri alternatifler arasında seçimlerin gerçekleştirilmesi için oluşturulan tablolardır. Kişilere ve gruplara tasarım, üretim, satın alma vb. süreçlerde yardımcı olması amacıyla geliştirilmiştir. Tablonun oluşturulması için ilk ihtiyaç duyulan kıstas var olan alternatifleri ve/veya tasarım parametrelerini belirlemektir. Alternatifler belirledikten sonraki aşama seçim kıstasını oluşturmaktır [46]. Seçim kıstasını oluştururken beyin fırtınası, uzman görüşleri, anket vb. farklı yöntemlerden faydalanılabilmektedir. Seçim ölçütleri belirlendikten sonra bu ölçütleri kendi içlerinde konunun önemine göre sınıflandırmak adına belirli ağırlıklara orantılanması gerekmektedir. Sistemin bir sonraki aşamasında var olan alternatifler, belirtilen seçim kıstaslarına göre puanlanmaktadır. Bütün puanlama işlemi sonucunda yer alan en yüksek puanlı alternatif seçilmektedir.

Kavramsal tasarımın gerçekleştirileceği sistem pilotaj eğitiminde kullanılan, iki kişilik, piston motora sahip, başlangıç tipinde genel havacılık hava aracı referans alınarak gerçekleştirilecektir. Alternatiflerin belirlenmesi için aynı kategoride yer alan hava araçları ve donanımları incelenmiş, uzman görüşü alınmış ve anket çalışması yapılmıştır. Bu çalışmaların sonucunda iki farklı karar matrisi için üç adet alternatif belirlenmiştir. Her bir alternatif için seçim kriterlerinin belirlenmesinde ise uzman görüşüne ve literatür taraması yöntemine başvurulmuştur.

Çizelge 4.1 Karar matrisinde kullanılan alternatif seçim kıstasları

	KISTASLAR	AĞIRLIKLAR
K1	Verilerin Çeşitliliği	0,15
K2	Emniyete Etkisi	0,2
K3	Maliyet	0,15
K4	Ağırlık	0,15
K5	Genel Havacılığa Uygunluk	0,25
K6	Boyut	0,1

Yapılan çalışmalar sonucunda karar matrisleri için altı adet kıstas ve bunların ağırlıkları belirlenmiştir. K1 numaralı “Verilerin Çeşitliliği” kıstası elektronik uçuş gösterge sisteminde uçuş, seyrüsefer ve motor göstergelerinin genelinde gösterilen gösterge sayısını belirtmektedir. K2 numaralı “Emniyete Etkisi” başlığı altında ise var olan alternatifler içerisinde sistemin uçuş emniyetine yaptığı katkıya göre puanlaması gerçekleştirilmiştir. K3 numaralı “Maliyet” kıstası ile elektronik uçuş gösterge sisteminin hava aracına getirdiği maliyetlerin alternatiflere göre kıyaslanması sağlanmıştır. K4 numaralı “Ağırlık” ile sistemin hava aracına olan ağırlık etkisi incelenmiştir. K5 numaralı “Genel Havacılığa Uygunluk” kıstası ile elektronik uçuş gösterge sisteminin, alternatiflerin ve var olan donanımların, başlangıç seviyesinde çift kişilik pistonlu motora sahip bir uçak için uygunluğu kıyaslanmıştır. K6 numaralı “Boyut” Kıstası ile alternatiflerin hava aracında kapladığı hacim karşılaştırılmıştır.

Kıstasların ağırlıklarının belirlenmesinde en önemli ölçüt elektronik uçuş gösterge sisteminin hangi uçak tipine uygun olacağının belirlenmesidir. Burada

belirlenen ağırlık oranları piston motorlu temel eğitim uçağı için elde edilen değerlerdir. Bu değerlerin uçak yapısı ve tipine göre çok büyük değişiklikler göstereceğı barizdir. Ağırlıkların belirlenmesi aşamasında en önemli faktörün alternatiflerin hava aracına olan uygunluğu (%25) olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bu faktör takiben alternatiflerin uçuş emniyetine katkısı (%20) ikinci sırada yer almıştır. Maliyet, ağırlık ve verilerin çeşitliliğı (%15) ile üçüncü sırada gelmektedir. Ağırlıklar açısından son sırada ise sistemin boyutları (%10) yer almaktadır.

Çizelge 4.2 Karar matrisinde kullanılan puanlar ve açıklamaları

Puan	Açıklama
1	Kötü
2	Yetersiz
3	Orta
4	İyi
5	Çok İyi

Bir sonraki aşamada karar matrisi için derecelendirmede kullanılacak puanlar belirlenmiştir. Puanlama yöntemi her bir alternatif için belirlenen seçim kistasını derecelendirmek için kullanılmıştır. Bu sayede belirli bir alternatif için her bir seçim kistasının derecelendirmesi mümkün olmuştur. Derecelendirme sırasında alternatife atanan puanlar seçim kistasının ağırlığı ile çarpılmıştır. Bu işlem her bir seçim kistası için tek tek yapılarak genel toplam elde edilmiş ve en uygun alternatif belirlenmiştir.

Çizelge 4.3 Alternatif elektronik uçuş gösterge sistemleri bileşenleri

Alternatif A	Alternatif B	Alternatif C
1 PFD 1 ND 1 ED	1 PFD 1 MFD	1 PFD

İlk karar matrisinde elektronik uçuş gösterge sisteminin sahip olacağı ekranların sayısı ve âdetinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Alternatif A üç adet ekrana sahip olmakla birlikte bu ekranlar birincil uçuş ekranı, seyrüsefer ekranı ve

motor durum ekranıdır. Alternatif B ise iki adet ekrana sahiptir. Bunlar; birincil uçuş ekranı ve çok fonksiyonlu ekrandır (seyrüsefer ve motor durum göstergesi birleştirilmiş). Alternatif C ise tek ekrandan oluşmakla birlikte birincil uçuş ekranına sahip elektronik uçuş gösterge sisteminin göstermektedir.

Alternatifler içerisinde A seçeneği en detaylı sistemi içerirken, B orta sınıf, C ise başlangıç sınıfı elektronik uçuş gösterge sistemini temsil etmektedir. Alternatif A verilerin çeşitliliği yönünden çok iyi imkanlara sahiptir. Buna paralel olarak bünyesinde barındırdığı emniyet kontrol araçları ile uçuş emniyetine en iyi katkıyı yapmaktadır. Ancak sistemin boyutlarının büyüklüğü, ağırlığı ve maliyeti küçük hava araçları için çok büyük yük oluşturmaktadır. Sözü edilen sistem daha çok yolcu uçaklarında uygulanabilir olduğundan karar matrisinden en az puanı almaktadır.

Çizelge 4.4 Karar matrisi – Elektronik uçuş gösterge sistemleri

			Alternatif A		Alternatif B		Alternatif C	
No	Kıstas	Ağırlık	Derece	Puan	Derece	Puan	Derece	Puan
1	K1	0,15	5	0,75	4	0,6	1	0,15
2	K2	0,2	4	0,8	4	0,8	2	0,4
3	K3	0,15	1	0,15	3	0,45	5	0,75
4	K4	0,15	2	0,3	4	0,6	5	0,75
5	K5	0,25	2	0,5	4	1	3	0,75
6	K6	0,1	1	0,1	3	0,3	5	0,5
Toplam		1		2,6		3,75		3,3

Alternatif C, veri çeşitliliği yönünden en az puan alan seçenektir. Bütün verileri tek bir ekran üzerinde gösterilmesi için göstergelerin olması gerekenden daha küçük tasarlanması veya sayfalı tasarım yapısının kullanılması gerekmektedir. Bu da durumsal farkındalığı ve uçuş emniyetinin negatif etkilemektedir. Sistem diğer alternatiflere göre daha az bileşen içerdiğinden maliyet, boyut ve ağırlıktan tasarruf sağlanabilmektedir. Sistem, tek bir elektronik uçuş ekranına sahip olduğu için pilotaj eğitiminde öğrenciyi ticari taşımacılıkta kullanılan uçaklara tam olarak hazırlamamaktadır. Ancak kişisel amaçlı uçuşlarda, deneysel hava araçlarında kullanılmasında bir sıkıntı bulunmamaktadır.

Alternatif B karar matrisinde en yüksek puanı alarak tercih edilmiştir. Sistem genel havacılık için ihtiyaç duyulan göstergelerin gösterilmesi amacıyla iki ekrandan oluşmaktadır. Çok fonksiyonlu ekran aracılığı ile seyrüsefer ve motor durum bilgileri görülebilmektedir. Bu bağlamda öğrencilerin eğitilmesi ve genel havacılık için uygundur. Alternatif C'ye göre ağırlık, boyut ve maliyet yönünden sağladığı dezavantaja rağmen uçuş emniyeti, eğitim ve komple bileşenleri sayesinde Alternatif B karar matrisinden en yüksek puanı almıştır.

Karar matrislerinden ikincisi elektronik uçuş gösterge sistemine dahil olacak donanımlar arasında seçim yapmak amacıyla hazırlanmıştır. Bir önceki karar matrisinde yer alan ağırlıklar, seçim kısıtları ve derecelendirme bu karar matrisi için de geçerlidir. Seçim yapılacak sistemler içerisinde ufak hava araçları için standart donanımlar bulunmamakla birlikte sadece opsiyonel olarak temin edilebilecek sistemlere yer verilmiştir.

A seçeneği konfigürasyonlar içerisinde en karmaşık sistemi göstermektedir. Günümüz modern yolcu uçaklarında bulunan tüm sistemler bu konfigürasyonda bulunmaktadır. Sistem sayesinde uçuş yönetim bilgisayarından (FMS) uçuş bilgilerini yönetebilir ve/veya düzenlenebilir. Hava durumunun anlık bilgisini çok fonksiyonlu ekran üzerinden görmek mümkündür. Uçuşun tüm parametreleri ve ses kayıtları FDR ve CVR aracılığı ile kaydedilmektedir. Sistem hava araçlarında çarpışma önleyici sistem olan TCAS ve yer yaklaşma ikaz sistemi (GPWS) sistemine sahiptir.

Çizelge 4.5 Alternatif elektronik uçuş gösterge sistemleri bileşenleri

Konfigürasyon A	Konfigürasyon B	Konfigürasyon C
Standart IFR Göstergeleri	Standart IFR Göstergeleri	Standart IFR Göstergeleri
Otopilot	Manuel Kontrol	Basit Otopilot
ADSB	x	x
Terrain Info	x	x
Redundancy 3	Redundancy 2	Redundancy 2
FDR	x	FDR
CVR	x	CVR
Satellite Weather	x	x
GPWS	x	x
TCAS	x	TCAS

B konfigürasyonu ise temel eğitim ve genel havacılık uçuşlarında kullanılan en temel donanımları içermektedir.

C konfigürasyonu standart donanımlara ek olarak uçak parametrelerini ve sesi kaydeden FDR ve CVR sistemine sahiptir. Buna ek olarak irtifa ve hızın sabit tutulmasını amaçlayan temel otopilot fonksiyonuna ve çarpışma önleyici TCAS sistemi C konfigürasyonunun bileşenlerini oluşturmaktadır.

Çizelge 4.6 Karar matrisi – Elektronik uçuş gösterge sistemi sistem bileşenleri

			Konfigürasyon A		Konfigürasyon B		Konfigürasyon C	
No	Kıstas	Ağırlık	Derece	Puan	Derece	Puan	Derece	Puan
1	K1	0,15	5	0,75	1	0,15	3	2,25
2	K2	0,2	5	1	2	0,4	4	4
3	K3	0,15	1	0,15	5	0,75	3	0,45
4	K4	0,15	1	0,15	5	0,75	3	0,45
5	K5	0,25	1	0,25	3	0,75	4	1
6	K6	0,1	1	0,1	4	0,4	2	0,2
Toplam		1		2,4		3,2		8,35

Karar matrisinde en az puanı alan sistem A konfigürasyonudur. Sistem emniyet ve donanım açısından en detaylı bileşeni oluştururken maliyeti tek başına hava aracını geçmektedir. Ağırlık, boyut gibi faktörler açısından da oldukça yer kaplayan sistem genel havacılık için uygun bulunmamıştır.

B konfigürasyonu en temel tabir edebileceğimiz göstergelere sahip sistemi oluşturmaktadır. Hava aracının sahip olması gereken minimum göstergeler ile karar matrisinden en yüksek ikinci puanı almaktadır.

C konfigürasyonu ise genel itibari ile karar matrisinden her iki sisteme göre ortalama sonuçlar almasına rağmen en yüksek puanı toplamıştır. Sistem temel eğitim ve genel maksatla kullanılmaya uygundur. Uzun uçuşları irtifa ve hız tutma fonksiyonlarına sahip otopilot sistemi ile rahat ve konforlu bir şekilde gerçekleştirmek mümkündür. Ayrıca TCAS sistemi ile uçuş emniyeti artırıcı önlemler alınmıştır. Temel uçakların en büyük eksiklerinden biri olan FDR ve CVR eksikliği bu sistemde gözükmemektedir. Bu sayede uçuş hakkında temel bilgilerin öğrenilmesi ve kayıtların tutulması mümkündür.

4.1.2. Blok Diyagramları

Elektronik uçuş gösterge sistemi tek başına ekranlardan oluşan bir sistem olarak düşünülmemelidir. Sistem, hava aracı üzerinde yer alan sensörler ve bilgisayarlar ile sürekli bir etkileşim halinde olan dinamik bir yapıyı temsil etmektedir. Bu sebeple bileşenleri oluşturan donanımların temel mantığı ve fonksiyonları kavramsal tasarım aşamasında büyük önem arz etmektedir.

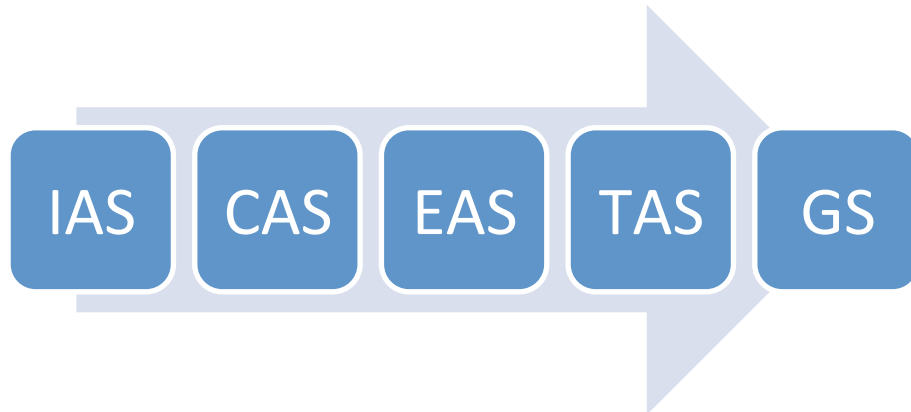
Hava veri bilgisayarı, hava aracı için kritik bilgileri sağlamaktadır. İrtifa, hız ve sıcaklık hava veri bilgisayarının parametrelerini oluşturmaktadır. Hava aracında genel olarak göstergelerde gösterilen hız değerleri IAS (Indicated Airspeed) olarak bilinen “Gösterilen Hava Hızı”dır. Gösterilen hava hızını hesaplamak için toplam basınç ve statik basınç arasındaki fark kullanılmaktadır. Bu bağlamda ekranda okunan IAS değerleri hava aracının gerçek hızını göstermemekte bunun yerine dinamik basınç değerini göstermektedir. Dinamik basıncın hız yerine kullanılması hava aracının karakteristiklerinin belirlenmesi sırasında avantaj sağlamaktadır. Hava araçlarında performansa dayalı hız parametrelerinden bazıları şu şekildedir:

- VS (Stall Hızı): Hava aracının stall şartlarına uğramadan uçaacağı minimum hızı göstermektedir. Stall hızı sabit bir olmayıp ağırlık, yük faktörü gibi sebeplerden dolayı değişebilmektedir.
- VNO (Normal Operasyon Hızı): Hava aracının normal operasyonu sırasında kullanılan maksimum hızdır.
- VNE (Hiçbir Zaman Aşılması Gereken Hız): Hava aracının maksimum yapısal elemanlara zarar vermeden uçabileceği hızdır. Bu hızın üzerinde uçulması hava aracına ve yapısal elemanlarına zarar vermektedir.
- VR (Kalkış Hızı): Hava aracının burun tekerleğinin yerden kesildiği hızdır. Bu hızda hava aracı kalkış gerçekleştirmektedir.

- VLO (İniş takımlarının indirilip kaldırılabilceğı maksimum hız): Emniyetli bir şekilde hava aracının iniş takımlarını indirip kaldırabilceğı maksimum hızı göstermektedir.
- VX: Hava aracının en yüksek açıda tırmanacağı hava hızını göstermektedir.
- VY: Hava aracının en iyi tırmanma gerçekleştireceğı hızı göstermektedir.

Yukarıda yer alan hava aracı performansına yönelik tüm hız göstergeleri IAS veya CAS cinsindendir. Performansa dayalı hız değerlerinin seyrüsefere yönelik bir amaçları olmadığından dinamik basıncı referans alması daha mantıklıdır.

Hava aracında yer alan gösterge ve pozisyon hatalarının düzeltilmesi ile CAS (Calibrated Airspeed – Kalibre Edilmiş Hava Hızı) elde edilmektedir [47]. Pozisyon hatasının bir diğeri adı basınç hatasıdır. Ölçülen statik basınç değerinin gerçekten farklı olmasından kaynaklanmaktadır. Gösterge hataları ise daha çok analog göstergelerde yer almaktadır. Sayısallaştırılmış verilerde gösterge hataları çok düşük değerler olup ihmal edilmektedir. EAS (Equivalent Air Speed – Eşdeğer Hava Hızı) hava aracının sıkıştırılabilirlik düzeltmesinin yapılmış halini göstermektedir. EAS hava aracının en doğru dinamik basıncını göstermektedir. Normalde irtifa ve hava hızının artması ile sıkıştırılabilirlik düzeltmesi önemli bir hal almaktadır. Ancak temel eğitim uçuşlarında kullanılacak tek piston motora sahip hava araçlarının uçuş tavanının düşük ve maksimum hızlarının limitli olmasından dolayı sıkıştırılabilirlik etkisi önemli bir faktör oluşturmamaktadır.



Şekil 4.2. Hava aracı hız türleri

Hava aracının seyrüsefer sırasında kullandığı hız göstergesi TAS (True Airspeed – Gerçek Hava Hızı) cinsindendir. EAS göstergesinin uçağın içinde bulunduğu havanın gerçek yoğunluk bilgisine göre düzeltilmesidir. Yani yoğunluk düzeltilmesi yapılmış halidir. TAS değeri hava aracının hızını vermektedir. Bir noktadan diğer noktaya gitme sırasında kullanılan hız ise GS (Ground Speed – Yere Göre Hız) verisidir. TAS üzerinden rüzgâr düzeltmesi yapılarak bulunur. Şekil 4.2, hava araçlarında yer alan hız türlerini göstermektedir.

Hava aracının sıkıştırılabilir şartlar altında toplam basıncı şu şekilde hesaplanır [48]:

$$P_t = P_s * \left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} * \frac{\rho V^2}{2P_s}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4.1)$$

Burada; P_t toplam basıncı, P_s statik basıncı, γ havanın özellikli ısı oranını (1.4) ve ρ ise yoğunluğu ifade etmektedir. Düşük hava hızlarında havanın sıkıştırılmaz olması durumunda yukarıda belirtilen formül şu şekilde sadeleştirilebilir:

$$P_t = P_s + \rho \frac{V^2}{2} \quad (4.2)$$

Böylece gösterilen hava hızı şu şekilde hesaplanır:

$$V_{IAS} = \sqrt{\frac{2 (P_t - P_s)}{\rho_{Deniz Seviyesi}}} \quad (4.3)$$

Hava aracında gerçek hava hızının hesaplanması V_{IAS} hızından veya Mach sayısından gerçekleştirilebilmektedir. Hava aracının o an içinde bulunduğu havanın yoğunluğunu ölçmesi için ekstra donanım ihtiyacı duyulacağından genellikle TAS ifadesi Mach sayısından türetilmektedir ve şu formülle hesaplanmaktadır:

$$V_{TAS} = \frac{38.967\sqrt{T} M}{\sqrt{1+0.2kM^2}} \quad (4.4)$$

Burada; k sıcaklık probu düzeltme katsayısını, M mach sayısını ve T ise mutlak sıcaklığı göstermektedir. Mach sayısının ses hızından düşük hızlarda hesaplanması ise şu şekildedir:

$$\frac{\gamma-1}{2} M^2 = \left(\frac{P_T}{P_S}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \quad (4.5)$$

Hava aracının irtifa bilgisi statik basıncın yükseklik ile değişmesi prensibi ile ölçülmektedir. Bunun için ICAO tarafından oluşturulan standart atmosfer kullanılmaktadır. Standart atmosferin özellikleri şu şekildedir [49]:

- Deniz seviyesinde sıcaklık +15°C
- Deniz seviyesinde basınç 1013.25 hPa
- Yoğunluk 1,225 kg/m³
- Sıcaklık-irtifa değişimi 1,98°C /1000ft
- Tropopoz yükseliği 11 km
- Tropopoz sıcaklığı -56.5°C
- Basınç-yükseklik değişimi 27ft/1 hPa
- Yer çekimi ivmesi 9.80665 2 ms⁻²
- Havanın gaz sabiti 287.05307 Jkg⁻¹K⁻¹

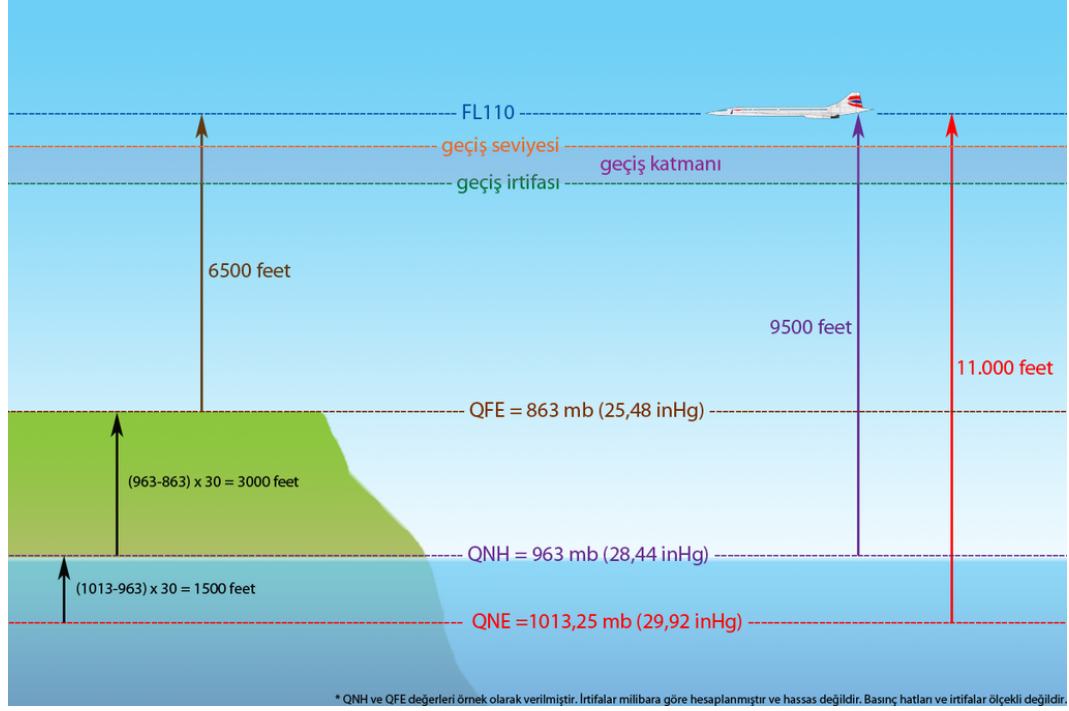
Hava veri bilgisayarında irtifanın hesaplanmasında kullanılan formüller şu şekildedir [50]:

$$H = -\frac{r}{g} * T_m * \ln\left(\frac{P_H}{P_0}\right), H \in \langle 0ft - 11000ft \rangle \quad (4.6)$$

$$H = -\frac{r}{g} * T_{Str} * \ln\left(\frac{P_H}{P_{11000}}\right) + 11000, H \in \langle 11000ft - 20000ft \rangle \quad (4.7)$$

Formüllerde H yüksekliği, r havanın gaz sabitini, g yer çekimi ivmesini göstermektedir. Hava veri bilgisayarının irtifayı hesaplaması sırasında ortam

basınç değerleri sürekli sabit kalmamaktadır. Meteorolojik durumlara göre aynı yerin basıncı saatlik dilimlerde ve/veya anlık olarak farklılıklar gösterebilmektedir. Bu sebeple altimetreler için ayar penceresi bulunmaktadır.



Şekil 4.3. Altimetre Q kodları

Altimetreler üzerinden ayar penceresinden girilen basınç değerlerine göre okunan değerler değişmektedir. Ayar olarak girilebilecek altimetre seçenekleri şu şekildedir (Şekil 4.3):

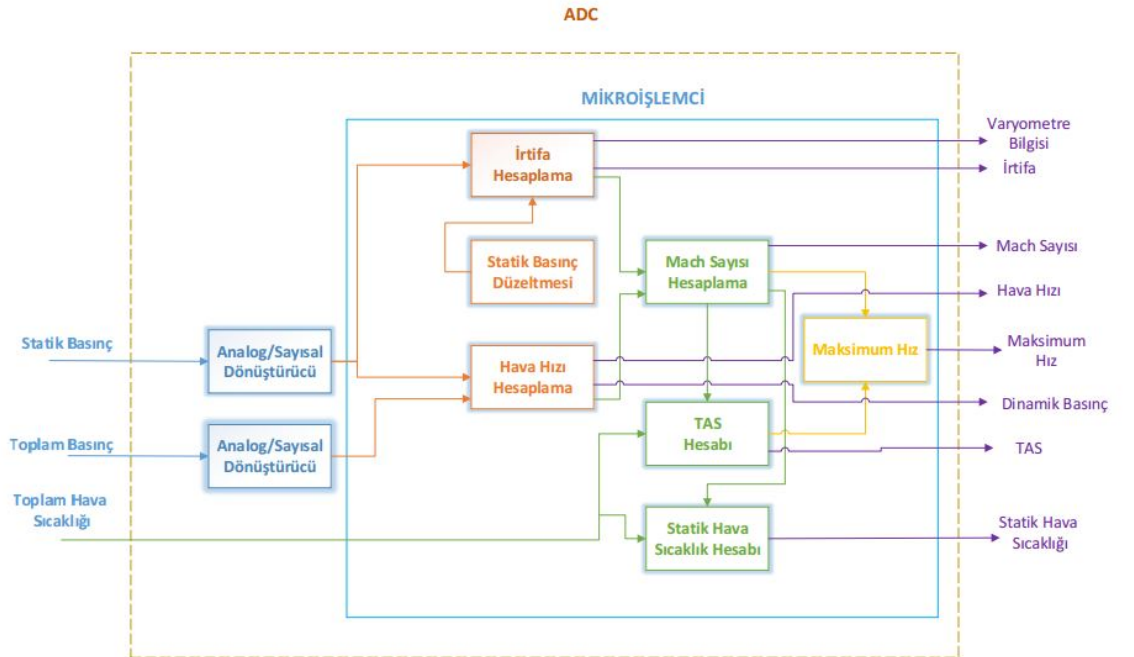
- **QNH**: Bu değer ayarlandığından hava aracının deniz seviyesinden yüksekliği gösterilmektedir. İrtifa bilgisini içermektedir. Geçiş irtifasına kadar hava araçları bu ayar ile uçmaktadır.
- **QFE**: Hava aracının ölçüm yapılan hava alanından yüksekliğini göstermektedir. Yükseklik bilgisini içermektedir. Hava aracı altimetresine QFE değerini ayarlayıp iniş yapıldığında 0 feet değerini okunmaktadır.
- **QNE**: Standart uçuş seviyesini göstermektedir ve 1013.25 hPa basıncı ile sabitlenmiştir. Sabit hayali bir hattı temsil eder. Deniz

seviyesinin altında veya üstünde olabilmektedir. QNH ve QFE değerleri sabit değerler olmadıklarından dolayı hava araçları arasında ayırım yapılabilmesi için standart değerlerin kullanılması zorunluluğu bulunmaktadır.

Hava veri bilgisayarında sıcaklık ölçümü için kullanılan prob toplam hava basıncı ölçümü yapan proba benzemektedir. Uçağın hareketi ile hava aracı ve hava partikülleri arasında oluşan sürtünme kuvveti nedeniyle ölçülen değer normalde olduğundan daha fazladır. Bu sebeple ölçülen değerlerin düzeltilmesinin yapılması gerekmektedir. Düzeltme işlemi sırasında kullanılan formül şu şekildedir:

$$T_M = T_S \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \mu M^2 \right) \quad (4.8)$$

Bu bilgiler ışığında hava veri bilgisayarının gerekli hesaplamaları yapabilmesi için sahip olması gereken mimari şekil 4.4’de görülmektedir.

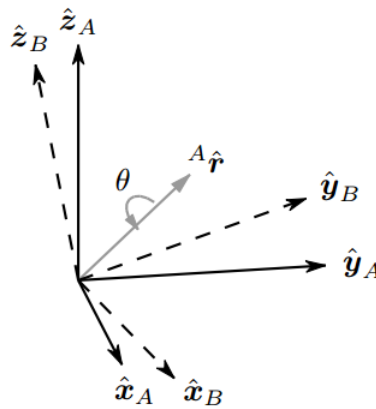


Şekil 4.4. Hava veri bilgisayar blok diyagramı

Konum ve baş açısı referans sistemi dâhili olarak üç eksenle barındırdığı sensörleri sayesinde hava aracının baş açısı (heading), yunuslama (pitch) ve yatış eksenini (roll) açılarını vermektedir. Sistemde yer alan jiroskoplar açısal hızın integralini hesaplayarak yönelim açılarını hesaplamaktadırlar. Bunun için sistem tarafından ilk pozisyon bilgisi bilinmelidir. Ancak jiroskoplarda gerçekleşen hata miktarları yönelim açılarını hesaplarken kümülatif olarak artmaktadır. Bu yüzden jiroskoplar, tek başlarına yönelim açılarının hesaplanmasında yeterli olamamaktadır. Oluşan hataların önlenmesi için manyetik alan ölçümü ve yer çekimi ivmesinin bilinmesi gerekmektedir. Bu bilgiler ise manyetometre ve ivmeölçer sensörlerinden alınmaktadır. Her biri üç eksen olan üç farklı sensörden alınan bilgiler ile yönelim açıları belirlenebilmektedir. Ancak sensörler üzerinde gürültü, sıcaklık vb. gibi durumlardan dolayı hatalar oluşmaktadır. Oluşan bu hataların engellenmesi ve en iyi sonucun verilmesi için filtreleme ve düzeltme işlemleri yapılması gerekmektedir.

Kalman filtresi AHRS sistemlerinde sıklıkla kullanılmaktadır. Kalman filtresinin amacı direkt ve doğru olmayan belirsiz durumlardan en optimum çözümü üretmektir. Öz yinelemeli algoritmaya sahip olan kalman filtresi ile gerçek zamanlı çözümler üretilebilmektedir [51].

Sistemin üç boyutlu uzayda yöneliminin belirlenmesinde dördeyler kullanılabilir. Dördeyler, dört boyutlu kompleks sayılardır.



Şekil 4.5. Yönelim hesaplama

Şekil 4.5’de b penceresi a penceresi ile θ açısı ile A_r eksenini etrafında döndürülmesi ile elde edilmiştir. Ayrıca şekilde x_A, y_A, z_A karşılıklı ortogonal birim vektörleri tanımlamaktayken, x_B, y_B, z_B ifadeleri A ve B pencerelerinin temel koordinat eksenini tanımlamaktadır. Matematiksel olarak dördeylerin bir cismin yöneliminde kullanılması şu şekildedir [52]:

$${}^A_B q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4] = \left[\cos \frac{\theta}{2} \quad -r_x \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_y \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_z \sin \frac{\theta}{2} \right] \quad (4.9)$$

Yukarıda yer alan formül B penceresinin A penceresine göre durumunu tanımlamaktadır. Benzer şekilde formülün eşleniği ise A penceresinin B penceresine göre durumunu tanımlamaktadır ve şu şekilde gösterilir:

$${}^A_B q^* = {}^B_A q = [q_1 \ -q_2 \ -q_3 \ -q_4] \quad (4.10)$$

İki dördeyin çarpma işlemi $\otimes$ sembolü ile gösterilir ve çarpma işlemi Hamilton kuralına göre gerçekleştirilir. Çarpma işleminin değişme özelliği bulunmamaktadır. ($A \otimes B \neq B \otimes A$). Dördeylerin çarpma işlemi şu şekilde gerçekleştirilir:

$$\begin{aligned} A \otimes B &= [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4] \otimes [b_1 \ b_2 \ b_3 \ b_4] \\ &= \begin{bmatrix} a_1 b_1 - a_2 b_2 - a_3 b_3 - a_4 b_4 \\ a_1 b_2 + a_2 b_1 + a_3 b_4 - a_4 b_3 \\ a_1 b_3 - a_2 b_4 + a_3 b_1 + a_4 b_2 \\ a_1 b_4 + a_2 b_3 - a_3 b_2 + a_4 b_1 \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (4.11)$$

Üç boyutlu bir vektör bir dördey etrafında döndürülebilir (dört elemanlı sütun vektörü elde edebilmek adına üç boyutlu vektörün ilk elemanına 0 atanır).

$$B_{\theta} = {}^A_B q^* * {}^B_A q * A_{\theta} \quad (4.12)$$

${}^A_B q$ Tarafından tanımlanan yönelim rotasyon matrisi ${}^A_B R$ ile tanımlanabilir ve şu şekilde gösterilir:

$${}^A_B R = \begin{bmatrix} 2q_1^2 - 1 + 2q_2^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2q_1^2 - 1 + 2q_3^2 & 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) & 2q_1^2 - 1 + 2q_4^2 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

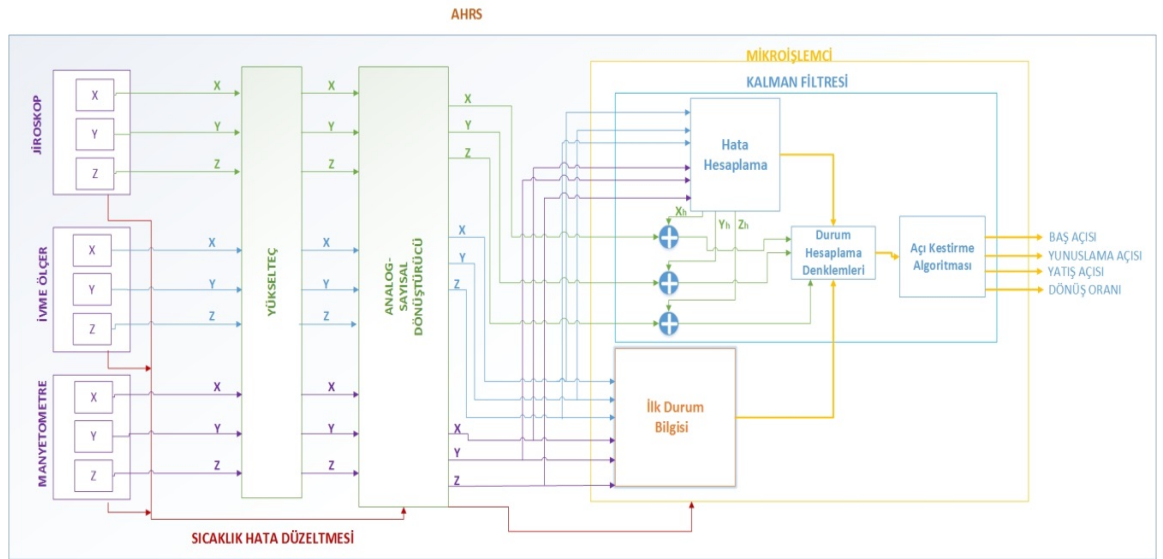
Euler açıları Ψ , θ ve Φ B penceresinin yöneliminin A penceresi etrafında (Ψ açısının z_B , θ açısının y_B ve Φ açısının x_B) hizalanıp ardışık şekilde rotasyonları ile elde edilir ve şu şekilde hesaplanır:

$$\Psi = \text{Atan2}(2q_2q_3 - 2q_1q_4, 2q_1^2 + 2q_2^2 - 1) \quad (4.14)$$

$$\theta = -\sin^{-1}(2q_2q_4 - 2q_1q_3) \quad (4.15)$$

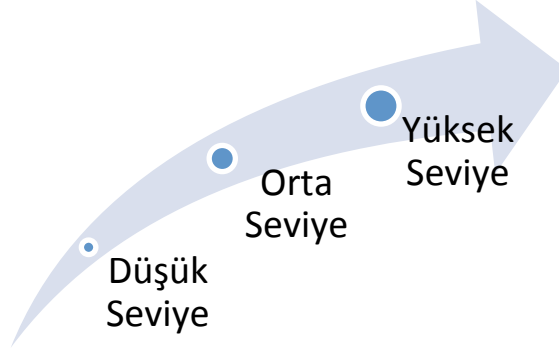
$$\Phi = \text{Atan2}(2q_3q_4 - 2q_1q_2, 2q_1^2 + 2q_4^2 - 1) \quad (4.16)$$

Açıların hesaplanmasından sonra filtreleme işlemi gerçekleştirilmektedir. Filtreleme işlemi için sırasıyla açısal değişim ve vektör yönelimleri hesaplanarak birleştirme algoritmaları çalıştırılır. Bir sonraki işlem basamağında ise manyetik alan ve jiroskop hata düzeltmeleri gerçekleştirilir ve filtre kazançları düzenlenerek çıktılar üretilmektedir. Şekil 4.6 sadeleştirilmiş AHRS blok diyagramını göstermektedir.



Şekil 4.6. AHRS blok diyagramı

Hava araçlarında otomasyon seviyeleri gün geçtik artmaktadır. Otomasyonun artması pilotlara iş yükü açısından kolaylık sağlamaktadır. Ancak otomasyonun getirdiği risklerin başında, pilotların pilotaj işlevinden uzaklaşarak otomasyon operatörü görevi görmesi gelmektedir. Şekil 4.7 hava araçlarında otomasyon sistemlerinin türlerini göstermektedir.

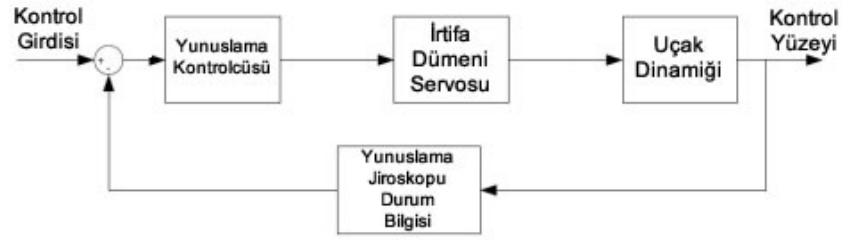


Şekil 4.7. Kokpit otomasyon türleri

Şekil 4.7, otomasyon seviyelerinin teknik formunu göstermemektedir. Bu sebeple mühendislik açısından oluşturulan otomasyon seviyeleri ile kıyaslanmamalıdır. Hava araçlarında düşük seviye otomasyon kontroller üzerine etki etmemektedir. Burada hava aracının manuel olarak kontrolü söz konusudur. Pilot hız, irtifa vb. gibi durumları pilotaj teknikleri ile kontrol etmektedir. Orta seviye otomasyon sistemlerinde hava aracının otopilot özelliği devrededir. Ancak otopilot ile yapılan işlemler tam otomatik olarak gerçekleştirilmemektedir. Pilotlar, kompleks hava araçlarında “Mod Kontrol Paneli” vasıtasıyla hava araçlarına direkt girdi sağlayabilirler. Benzer şekilde ufak genel havacılık uçaklarında otopilot fonksiyonları irtifa, hız tutma, baş açısı tutma gibi pilot girdisine ihtiyaç duymaktadır. Bu tür otopilot özellikleri orta seviye otomasyon sistemlerine örnek oluşturmaktadır. Yüksek seviye otopilot özelliğinde ise hava araçları sahip oldukları “Uçuş Yönetim Bilgisayarı (FMC) ve Uçuş Yönetim Sistemi (FMS)” ile uçuşun kalkış aşamasından inişine ve hatta park yerine taksisine kadar devrede tutulabilmektedir. Bu durumda bütün iş dâhili olarak otomasyon sistemi tarafından yapılmaktadır.

Eğitim ve genel havacılık için kullanılan hava araçlarında orta seviye otomasyon yeterlidir. Yüksek seviye otomasyon eğitimin temellerinin verilmesi aşamasında gereksiz olmakla birlikte çok maliyetlidir. Bu sebeple belirli fonksiyonları yerine getiren orta seviye otomasyon sistemi birçok yeni eğitim uçağında kullanılmaktadır.

Hava aracının yunuslama açısının kontrol edilebilmesi için hava aracının yunuslama bilgisinin alınması gerekmektedir. Otopilot, yunuslama açısı tutma modu aktif edildiğinde hava aracının sahip olduğu yunuslama açısını tutmaya çalışacaktır. Şekil 4.8 otopilot sistemde yunuslama açısı tutma blok diyagramının temel mantığını göstermektedir.

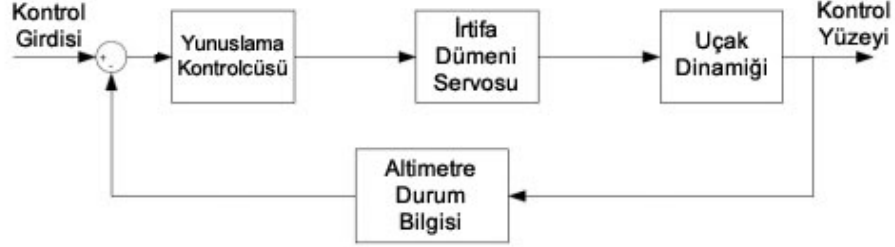


Şekil 4.8. Yunuslama açısı tutma blok diyagramı

Tasarım gerçekleştirilirken hava aracının kararlılık arttırma sisteminin ve irtifa dümeni servo modüllerinin matematiksel denklemlerinin tasarımının mutlak suretle doğru olması gerekmektedir. Matematiksel modellemede gerçekleştirilecek hata yunuslama açısının kontrolcüsünün doğru çalışmamasına ve/veya yanlış değer üretmesine sebep olacaktır. Kontrolcünün kullanılmasında oransal, integral ve türevsel katsayılardan yararlanılır. K_p , K_i , K_d katsayıları sırasıyla bu oranları temsil etmektedir. Modele uygun olarak üretilen katsayılar aracılığı ile hava aracının yunuslama açısı ve bu açıda oluşan değişiklikler giderilerek hava aracının sürekli aynı açıda seyretmesi sağlanacaktır.

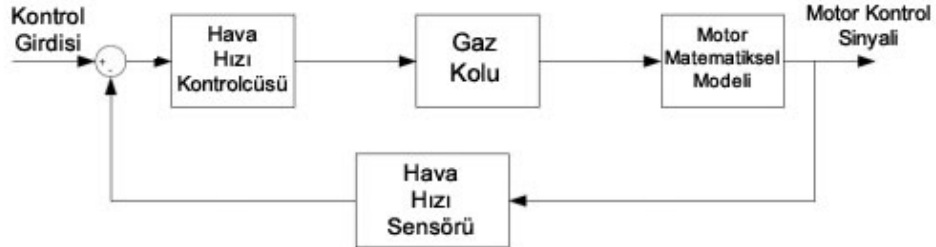
Hava araçlarında irtifanın sabit tutulabilmesi için hava aracının otomatik uçuş gerçekleştirilecek referans irtifasının girilmesi gerekmektedir. Geri bildirim olarak hava aracının irtifası ile mevcut irtifa karşılaştırılmalıdır. Bu bağlamda üretilen hata sinyali ile girdi sinyali karşılaştırılarak hava aracının irtifasının sabit

tutulması sağlanır. Şekil 4.9, otopilotun irtifa tutma blok diyagramını göstermektedir.



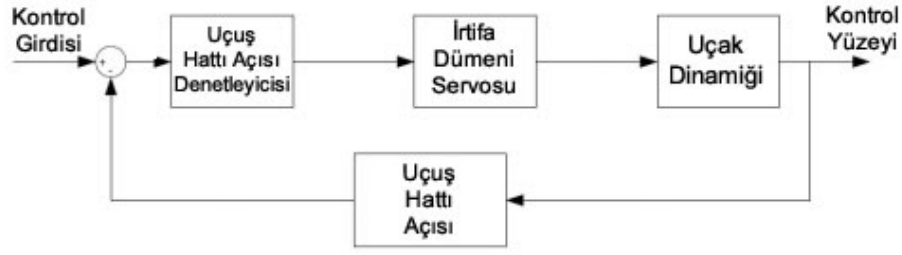
Şekil 4.9. İrtifa tutma blok diyagramı

Hava aracının hızının sabit tutulabilmesi için hava hız sensöründen alınan girdi, gaz kolunun kontrolü için kullanılmaktadır. Ayrıca motorun matematiksel modelinin bilinmesi gerekmektedir. Sistem için ilk girdi pilot tarafından manuel olarak “Mod Kontrol Paneli” kullanılarak girilebileceği gibi pilotun manuel olarak verdiği tepkinin miktarı ölçülerek de hesaplanabilir. Şekil 4.10, otopilotun hız tutma blok diyagramını göstermektedir.



Şekil 4.10. Hız tutma blok diyagramı

Hava aracının alçalma ve/veya yükselme oranının sabit tutulması yunuslama açısının sabit tutulmasına benzemektedir. Ancak burada girdi olarak uçuş hattı açısı kullanılmaktadır. Bu açının direkt ölçümü yoktur. Bu sebeple hücum açısı sensörü ve yunuslama açısı sensörü birlikte kullanılarak bu açı elde edilir. Şekil 4.11, otopilotun yükselme/alçalma oranı tutma blok diyagramını göstermektedir.



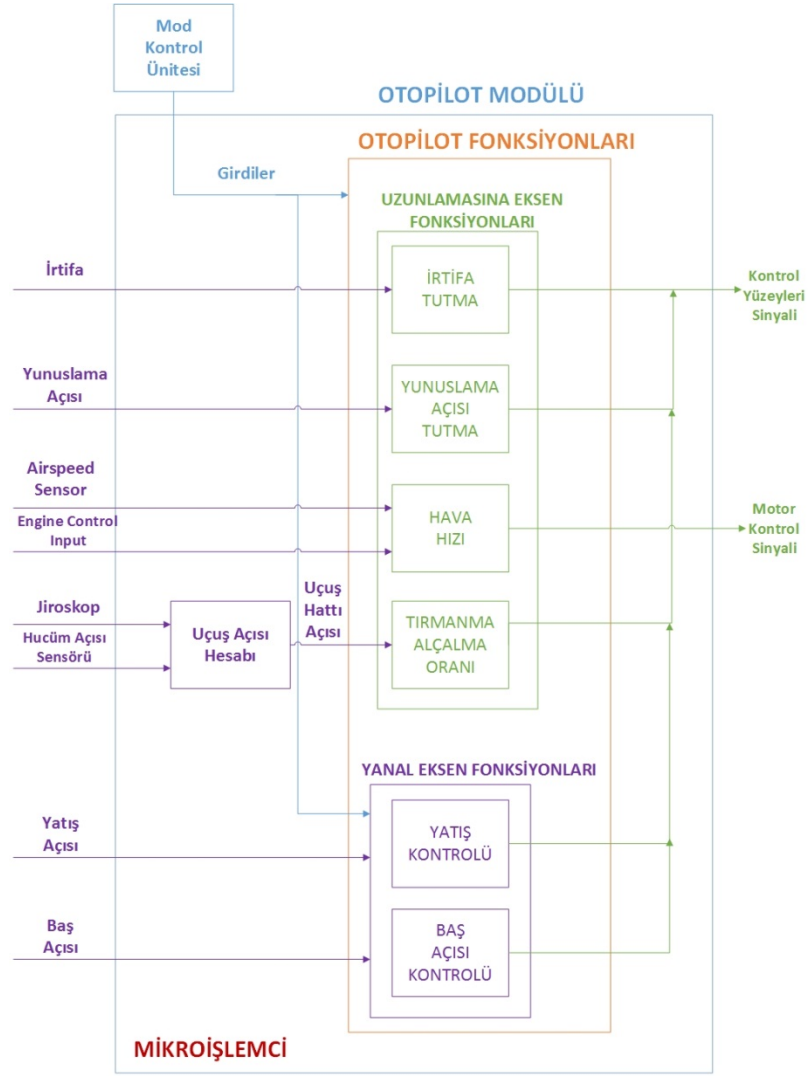
Şekil 4.11. Yükselme/Alçalma oranı tutma blok diyagramı

Hava aracının yanal eksen etrafında hareketleri baş açısı ve yatış değişimidir. Baş açısı değişimi için hava aracına verilen girdi yatış hareketidir. Bu hareket hava aracının istenilen baş açısına erişmesine kadar devam etmektedir. Otopilotun yatış koordinatörü, “Mod Kontrol Paneli” vasıtasıyla pilot tarafından ayarlanan yatış açısı ile hava aracının hareket etmesi sağlanmaktadır. Sistem tarafından üretilen çıktı kanatçıklara gönderilerek gerekli hareket sağlanır. Şekil 4.12, yanal eksen için otopilot blok diyagramını göstermektedir.



Şekil 4.12. Yanal eksen otopilot blok diyagramı

Şekil 4.13, elektronik uçuş gösterge sisteminin yapısında bulunan otopilot sisteminin genel yapısını göstermektedir. Bu yapıda otopilot sisteminin uzunlamasına ve yanal eksenlerinde ihtiyaç duyulan kontroller gösterilmiştir. Her otopilot sistemi sözü edilen fonksiyonlara sahip olmak zorunda değildir. Sistemin özelliği ve yapısına göre bazı fonksiyonlar hava araçlarında yer almayabilmektedir.



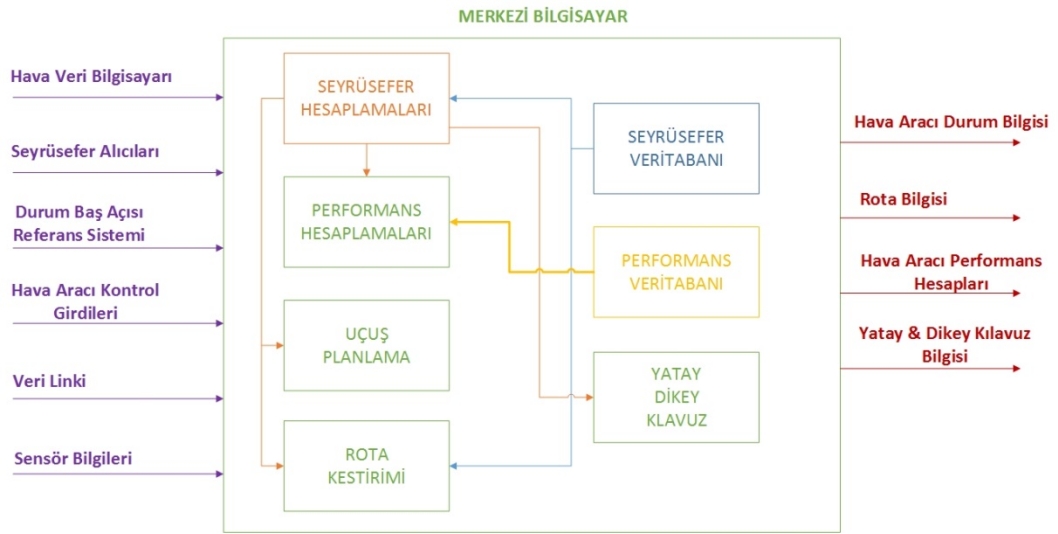
Şekil 4.13. Otopilot blok diyagramı

Merkezi bilgisayar hava aracının beynini oluşturmaktadır. Sistem, birçok alt bileşenden aldığı girdilere karşılık performans ve seyrüsefere dayalı sonuçlar üretmektedir. Üretilen çıktılar merkezi bilgisayar tarafından alt sistemlere iletilir. Sistemin sağladığı temel bilgiler şu şekildedir:

- Seyrüsefer,
- Uçuş planlama,
- Rota kestirimi, rota optimizasyonu ve optimum rota seçimi,
- Hava aracı performans hesapları,
- Hava aracına yatay dikey profilde kılavuzluk.

Sistem bu hesaplamaları yaparken hava aracının birçok donanımından bilgi almaktadır. Jenerik olarak hava araçlarında merkezi bilgisayara girdi sağlayan sistemler şu şekildedir [53]:

- Durum ve baş açısı referans sistemi,
- Hava veri bilgisayarı,
- Seyrüsefer Alıcıları,
- Motor, yakıt durum ve performans verileri,
- Uçak göstergeleri,
- Uçuş kontrol sistemi,
- Veri link sistemi,
- Gözetim sistemi.



Şekil 4.14. Merkezi bilgisayar blok diyagramı

Şekil 4.14 Hava araçlarında merkezi bilgisayarın görev ve fonksiyonlarını göstermektedir. Sistemde yer alan seyrüsefer hesaplamaları biriminin birincil görevi hava aracının anlık durum bilgisini üretmektedir. Bunun için üç boyutta konum, hız vektörü, rüzgar şiddeti ve yönü, irtifa, rota ve rotadan sapma, baş açısı, zaman bilgilerine ihtiyaç duyulmaktadır. Merkezi bilgisayarın performans hesaplarının yapıldığı alanında ise optimum uçuş için gerekli parametrelerin üretilmesi ve bu parametreler doğrultusunda hava aracının yönetilmesi

hedeflenmektedir. Bu sayede uçuşun her aşamasında (kalkış, tırmanma, düz uçuş, yaklaşma, iniş, taksi vb.) en uygun ekonomide ve optimum performans ile uçuş gerçekleştirilmektedir. Sistem dâhilinde yer alan performans ve seyrüsefer veri tabanları, hava aracına özel ön tanımlı parametreleri bünyesinde barındırmaktadır. Uçuş planlama modülü hava aracının seyrüsefer veri tabanından alınan hava yolları, şirket rotaları vb. bilgiler ile seyrüsefer alıcılarından aldığı sinyalleri işleme tutarak istenilen uçuş planının yatay ve dikey profilde hazırlanması ve devam ettirilmesini sağlar. Yatay ve dikey kılavuz bilgileri ile hava aracının yatay ve dikey ekseninde ihtiyaç duyduğu hesaplamalar yapılır. Sistem, oluşan rota hatalarının hesaplanması ve bu hataların hava aracının yönlendirilmesi sırasında kümülatif olarak arttırılmamasını sağlamaktadır. Rota kestiriminin temel amacı hava aracının dört boyutta (x, y, z eksenleri ve zaman) uçuş profilinin kestiriminin yapılmasını sağlamaktadır. Sistem ayrıca yatay ve dikey eksen etrafında oluşturulan kestirim işleminin sürekli ve kesintisiz olarak devam ettirilmesini sağlar.

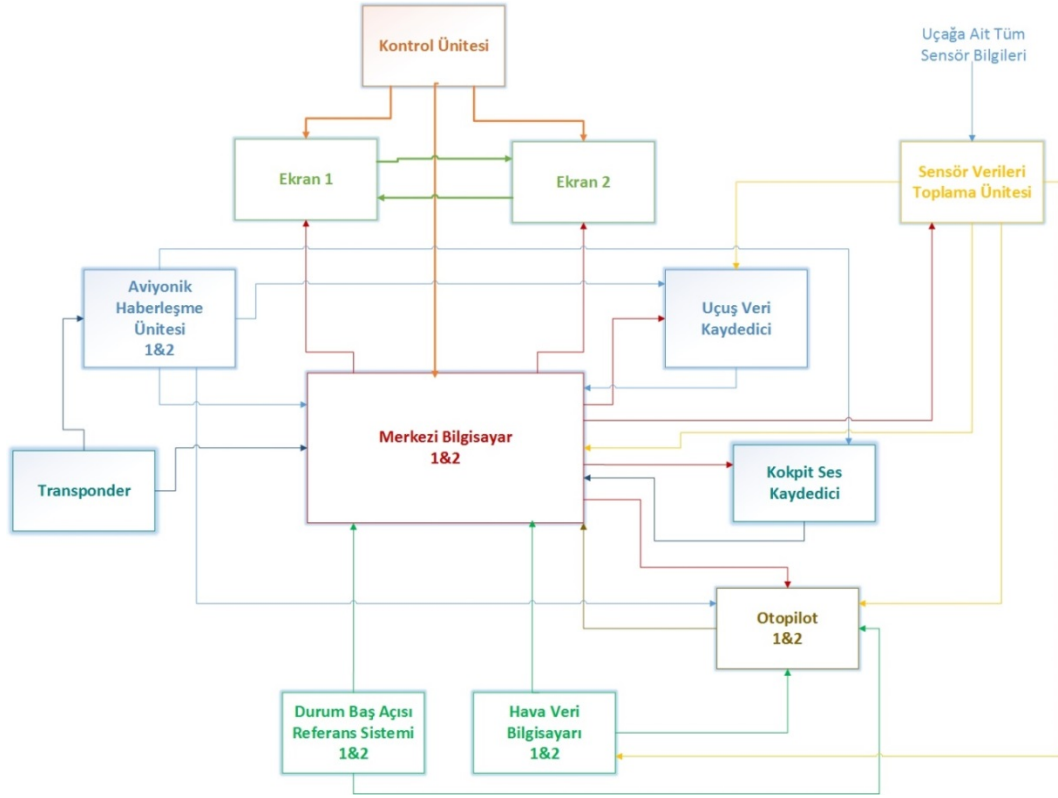
Tasarım kriterlerinin belirlenmesi aşamasında karar matrislerinin belirlenmesi bölümünde yer alan karar matrisleri sonucu ortaya çıkan yapılar göz önünde bulundurulmuştur. Buna göre hava aracının elektronik kontrol sistemi iki ekrandan oluşmaktadır. Bu ekranların donanımsal açıdan birbirlerinden bir farkı bulunmamaktadır. Ekranlar birbirleri arasında verileri değiştirme fonksiyonuna sahip olarak düşünülmüştür. Ayrıca ekranlar birbirleri ile haberleşmeyi sağlayan dahili haberleşme/kontrol modülüne ve uçuş göstergeleri için sembol oluşturma modülüne sahiptir. Kontrol ünitesi hava aracı üzerinde yer alan elektronik göstergelerin kontrollerini içermektedir. Pilot tarafından sağlanan kontrol girdileri elektronik göstergelere ve merkezi bilgisayara gönderilmektedir. Elektronik uçuş gösterge sisteminin tasarımında referans alınan hava aracı tek piston motorlu temel eğitim uçağıdır. Blok diyagram üzerinde yer alan sensör verileri toplama ünitesi uçak üzerinde motor, yapısal, elektriksel, basınç vb. tüm sensörlerin tek bir üniteye toplanmasını sağlamaktadır. Toplanan veriler elektriksel format üzerinden sayısal veri hattı aracılığı ile diğer sistemlere aktarılmaktadır. Akış diyagramlarında yer alan verilerde gösterilen oklar elektriksel veri hatlarını

göstermektedir. Tüm veriler hava aracı sistemleri arasında sayısal olarak aktarılmaktadır.

Merkezi bilgisayar, sistemin beynini oluşturmaktadır. Tüm sistemden aldığı verileri işler ve sonuçları karşılaştırır. Bu şekilde sistemde olabilecek hataların minimuma indirilmesi hedeflenmektedir. Merkezi bilgisayar ayrıca herhangi bir hata durumunda elektronik uçuş göster sisteminin ekranlarına hata mesajının gönderilmesinden sorumludur. Sistem tasarımında ikili yedekleme kullanılmıştır. Alt donanım modülleri birbirinden bağımsız olarak çalışarak merkezi bilgisayara verileri ve çıktıları göndermektedir. Bu sayede hava aracında emniyetin arttırılması hedeflenmiştir.

Temel eğitim uçaklarının bir çoğunda uçuş veri kaydedicisi ve kokpit ses kayıt cihazı bulunmamaktadır. Bu da ufak hava araçlarında emniyetin ölçülmesi ve gerekli analizlerin yapılmasını zorlaştırmaktadır. Sistem üzerinde gerekli analizlerin yapılması ve emniyetin arttırılması amacıyla bu iki donanıma yer verilmiştir. Bu sistemlerin ticari hava taşımacılığında kullanılan donanımlar ile aynı standartlarda olmasına gerek yoktur. Basit yapıda temel ihtiyaçları karşılayacak düzeyde donanımlar bu tür operasyonel işlemler için yeterlidir.

Aviyonik haberleşme ünitesi, hava aracının seyrüsefer yardımcılarının alıcılarını ve havada çarpışma önleyici sisteminin tümünü içermektedir. Sistemler arasında döngülü bir tasarım gerçekleştirilmiştir. Elektronik uçuş gösterge sistemi bünyesinde yer alan alt donanımlar kendi aralarında direkt ve merkezi bilgisayar aracılığı ile haberleşmektedir. Bu sayede merkezi bilgisayar sistem parametreleri ve durumu hakkında gerçek zamanlı bilgi sahibi olabilmektedir. Şekil 4.15, sistem blok diyagramını göstermektedir.



Şekil 4.15. Sistem tasarımı

4.1.3. Minimum Sistem Gereksinimleri

Deneysel elektronik uçuş gösterge sisteminin tasarım kısıtları hedef alınan hava aracının ihtiyacını karşılamalıdır. Tasarımın ana hedefi, tek piston motorlu genel havacılığa hitap eden bir hava aracının minimum gereksinimleri kapsayan elektronik uçuş gösterge sisteminin kavramsal tasarımıdır. Bu bağlamda sistem ve alt bileşenlerinin sahip olması gereken minimum özellikler bulunmaktadır. Sistemin tasarım gereksinimlerini, sistemi oluşturan alt donanım bileşenleri ve uçuş kompartımanı ekranları olarak ikiye ayrılmaktadır.

Elektronik uçuş gösterge sistemini oluşturan ana alt bileşenler hava veri bilgisayarı, konum ve baş açısı referans sistemi, aviyonik haberleşme modülü, merkezi kontrol bilgisayarı ve otopilot modülüdür.

Hava veri bilgisayarının tasarım aşamasında bulundurması gereken temel özellikler “T” ile işaretlenmiş olup ekstra sağlanabilecek bilgiler “O” ile

işaretlenmiştir. Uçuş gösterge sistemi deneysel amaçlarla tasarlanacağından dolayı sertifikasyon gerekliliği bulunmamaktadır. Ana hedef minimum maliyet ile sistemi oluşturmaktır. Sistemin özellikleri şu şekildedir.

- O-RVSM uyumlu olmalıdır.
- T-En az iki yedeklemeli yapıya sahip olmalıdır.
- T-Sayısal veri aktarımını destekleyecek veri yoluna sahip olmalıdır.
- O-FAA teknik standartlarıyla (STO) uyumlu olmalıdır.
- O-Hava araçları sistemleri ve donanımları çevresel durum ve test ekipmanları belgesine (DO-160) sahip olmalıdır.
- O-Kullanılacak yazılım, hava aracı sistemleri ve ekipmanları sertifikasyonuna sahip olmalıdır (DO-172B).
- T-Minimum Sistem Çıktısı; basınç yüksekliği, dış hava sıcaklığı, toplam hava sıcaklığı, gösterilen ve/veya kalibre edilmiş hava hızı, toplam hava sıcaklığı, mach sayısı, varyometre
- T-Çalışma sıcaklığı aralığı -50°C ile +75°C arasında olmalıdır.
- O-LRU özelliği olmalıdır.
- O-Dahili test sistemine sahip olmalıdır.
- T-İrtifa aralığı -1000ft – 18000Ft
- O-İrtifa aralığı -1000 ft – 60000Ft
- T- Maksimum boyut 15cmx15cmx15cm olmalıdır.

Diğer bir alt bileşen olan baş açışı referans sisteminin gereklilikleri şu şekildedir:

- T-En az iki yedeklemeli yapıya sahip olmalıdır.
- T-Sayısal veri aktarımını destekleyecek veri yoluna sahip olmalıdır.
- O-FAA teknik standartlarıyla (STO) uyumlu olmalıdır.
- O-Hava araçları sistemleri ve donanımları çevresel durum ve test ekipmanları belgesine (DO-160) sahip olmalıdır.

- O-Kullanılacak yazılım, hava aracı sistemleri ve ekipmanları sertifikasyonuna sahip olmalıdır (DO-172B).
- O-Çalışma irtifası maksimum 60000 ft
- T-Çalışma sıcaklığı aralığı -50°C ile +75°C arasında olmalıdır.
- O-LRU özelliği olmalıdır.
- O-Dâhili test sistemine sahip olmalıdır.
- T-Sistem çözünürlükleri yunuslama, baş, yatış açıları için 0.1 derece olmalıdır.
- O- Sistem çözünürlükleri yunuslama, baş, yatış açıları için 0.01 derece olmalıdır.
- T- Yük faktörü çözünürlüğü minimum 0.001G olmalıdır.
- T- Kapsama alanları; yatış açısı için $\pm 180^\circ$, yunuslama açısı için $\pm 90^\circ$, manyetik baş açısı için $\pm 360^\circ$, Dönüş oranı göstergesi için $\pm 450^\circ$ olmalıdır.
- T- Maksimum boyut 30cmx30cmx30cm olmalıdır.
- T-Sıcaklıktan etkilenmeden kaynaklanan hata maksimum 0.3 dereceyi geçmemelidir.

Otopilot sistemi için ihtiyaç özellikler ise şu şekildedir:

- O-Yatay durum göstergesi ile otopilot bağlantısı özelliği olmalıdır.
- T-Otopilotun baş açısına otomatik dönmesi gerekmektedir.
- T-İrtifa tutma özelliği olmalıdır.
- T-Koordineli dönüş özelliği olmalıdır.
- O-Otomatik varyometre özelliği olmalıdır.
- O-Seyrüsefer yardımcıları ile yaklaşma özelliği olmalıdır.
- O-Elektriksel trim özelliği olmalıdır.
- T-Çalışma sıcaklığı aralığı -50°C ile +75°C arasında olmalıdır.
- O-LRU özelliği olmalıdır.
- T-Sayısal veri aktarımını destekleyecek veri yoluna sahip olmalıdır.
- O-Dâhili test düzeneğinin olması gerekmektedir.

- O-Seçilen rotaya hava aracını hizalama özelliği olmalıdır.
- O-Hava araçları sistemleri ve donanımları çevresel durum ve test ekipmanları belgesine (DO-160) sahip olmalıdır.
- O-Kullanılacak yazılım, hava aracı sistemleri ve ekipmanları sertifikasyonuna sahip olmalıdır (DO-172B).
- Seçilen irtifa ve hava hızından sapma olduğunda uyarı üretebilmelidir.

Hava aracının seyrüsefer amaçlı radyo sinyallerinin alabilmesini sağlayan donanım çok modlu alıcıdır. Sistemin özellikleri şu şekilde olmalıdır:

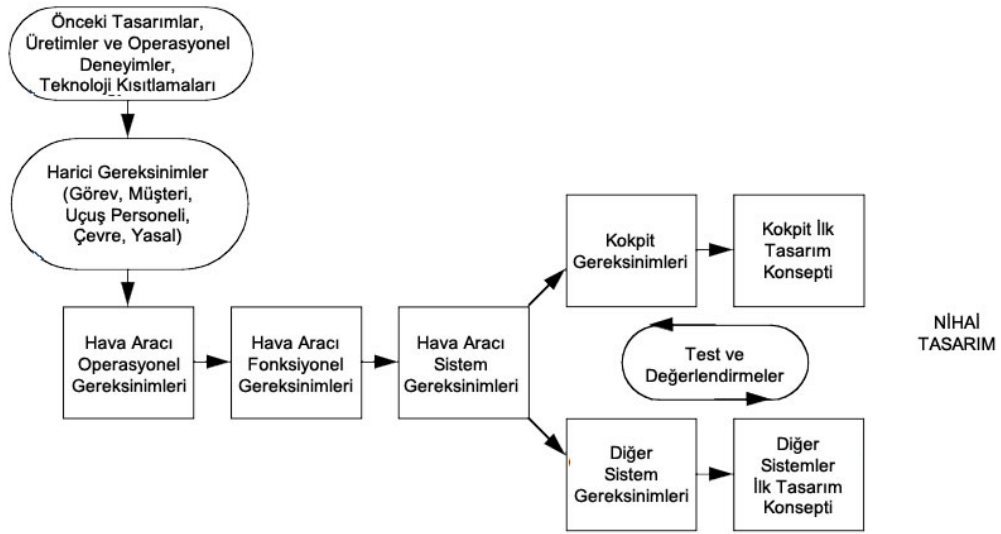
- O-Modüler tasarım olmalıdır.
- T- ILS, Glidepath, Marker beacon, VOR, GPS, DME sinyallerinin sistem tarafından alınıp işlenmesi gerekmektedir.
- O-Sistem bileşenleri bir modül olarak tasarlanmalıdır.
- T-Sinyaller ICAO Ek 10 FM sinyal gereksinimlerine uygun olmalıdır.
- O-Hava araçları sistemleri ve donanımları çevresel durum ve test ekipmanları belgesine (DO-160) sahip olmalıdır.
- O-Kullanılacak yazılım, hava aracı sistemleri ve ekipmanları sertifikasyonuna sahip olmalıdır (DO-172B).
- T-Sinyallerin birbirlerine karışmaması için gerekli tasarımın ve sistem testlerinin yapılması gerekmektedir.
- T-Çalışma sıcaklık aralığı -50°C ile +75°C arasında olmalıdır.
- O-LRU özelliği olmalıdır.
- O-En az iki yedeklemeli sisteme sahip olmalıdır.
- T-Sistem frekans eşleşmeleri otomatik olarak yapılmalıdır (ILS-DME, Localizer-GlidePath vb.)
- O-Gürültü maksimum değeri ile sinyal kuvveti minimum değerinin tasarım kriterlerinin sağlanması gerekmektedir.
- O-Sistem sayısal veri yolunu desteklemelidir.

4.1.4. Çok Göstergeli Uçuş Kompartımanı Tasarım Gereklilikleri

Çok göstergeli hava araçlarında tasarımda göz önünde bulunması gereken birçok faktör bulunmaktadır. Ekranların donanımı, elektronik verilerin çeşitliliği, üretilen semboller, göstergelerin ekrandaki konumu, uyarıların biçimi ve gösterimi, insan faktörleri, iş yükü ve otomasyon parametreleri hava aracının ekranlarının tasarımında göz önünde bulundurulacak faktörlerin başında gelmektedir. Hava araçlarında çok göstergeli ekran tasarımlarında kullanılacak standart ve referansları belirleyen dokümanlar şu şekildedir [54]:

- FAA, AC 25-11A, Elektronik Kokpit Göstergeleri
- Notice (N) 8110.98, Kompleks Entegre Aviyonik Sistemler için İnsan Faktörleri ve Pilot Arayüzü Bölümü
- ARP (Aerospace Recommended Practice-Tavsiye edilen Havacılık Pratikleri) 4033, Pilot Sistem Entegrasyonu Dokümanı
- ARP 4102, Kokpit Paneli, Kontrolü ve Göstergeleri Tasarım Dokümanı
- ARP 4102/7, Elektronik Göstergeler Dokümanı
- Hava Personeli İstasyonlarında Kontrol ve Göstergeler için İnsan Faktörleri Tasarım Kriterleri Dokümanı (NATO Standardı)
- ARP 4155A, Entegre Gösterge Sembolleri için İnsan Arayüz Dizayn Dokümanı
- ARP 5364, Çok Fonksiyonlu Göstergelerde Sivil Uçaklar için İnsan Faktörleri Değerlendirmeleri Dokümanı
- Genel Havacılık Üreticileri Derneği (GAMA) yayın 10, Bölüm 23 Kokpit Tasarımı için Tavsiye Edilen Pratikler ve Kılavuzlar Dokümanı

Kokpit ve kokpit gösterge ekranlarının tasarımı birçok alt aşamadan oluşan ve içine birden fazla disiplini alan bir süreci içermektedir. Bu süreç, tasarımı uzun ve birçok test gerektiren alt aşamalardan oluşmaktadır. NASA tarafından kokpit tasarımına yönelik oluşturulan iş akış şeması şu şekildedir [55]:



Şekil 4.16. Kokpit tasarımı süreci

Tasarımın gerçekleştirilmesinin ilk aşaması var olan tecrübelerin ve eski sistemlerin incelenmesi ile başlamaktadır. Eski tecrübeler sistem tasarım sürecini önemli ölçüde kısıltacaktır. Tasarımda bir sonraki aşama, hava aracının ve kullanılış amacının belirlenmesidir. Amaca yönelik tasarım hava aracında optimum çözümlerin üretilmesini sağlamaktadır. İyi bir tasarım için kokpit tasarım parametrelerinin mutlak suretle iyi belirlenmiş olması gerekmektedir. Kokpit ve gösterge ekranlarının tasarımı birbirinden ayrılmaz bir bütünü oluşturmaktadır. Bu sebeple iyi bir kokpit için iyi bir uçuş gösterge sisteminin tasarımı gerekmektedir.

Elektronik uçuş gösterge sistemlerinde göstergelerin sahip olması gereken tasarım gereklilikleri şu şekilde sınıflandırılabilir [56]:

- Ekran donanımı
 - Ekran karakteristikleri
 - Ekran montajı ve entegrasyonu
 - Görüş açısı
- Elektronik gösterge bileşenleri
 - Etiketler
 - Semboller

- İşaretler
- Grafik ve resimler
- Renklendirmeler
- Harita veri tabanı
- Uyarılar
 - Uyarıların çeşitliliği
 - Uyarıların yönetimi
 - Uyarıların güvenilirliği ve entegrasyonu
- Elektronik göstergelerin ekran üzerinde yerleşimi
 - Temel T dizilimi
 - Gösterge bilgilerinin yönetimi
 - Sistem hataları durumunda göstergelerin yeniden düzenlenmesi
- Kontroller
- Tasarım filozofisi
- İş yükü
- Otomasyon
- Hata Yönetimi

Ekran donanımlarında sistemin teknolojik alt yapısı ve insan faktörlerine etkisi göz önünde bulundurulmalıdır. Ekran boyutu, çözünürlüğü, parlaklığı, ekranın yansıma değeri, ekran yenileme oranı, tasarım sırasında elektronik uçuş gösterge sisteminin donanım teknolojik alt yapısını oluşturmaktadır. Göstergelerin, pilotların kokpitteki pozisyonuna uygun olması, hava aracının görevsel niteliklerini kapsamaları, insan faktörleri açısından pozisyonlarının ayarlanması, kokpit içerisindeki yerinin diğer donanımlar ve insan açısından sorun engel etmemesi ise sistemin montaj ve entegrasyon sürecinde göz önünde bulundurulması gereken zorunluluklardır. Gösterge ekranlarının; pilotların ortalama uzunluğuna, yatayda ve dikeyde okunabilmesine, göz referans pozisyonuna göre tasarımı ise elektronik uçuş göstergelerinin görüş açısına dayalı gerekliliklerini oluşturmaktadır.

Elektronik göstergeleri oluşturan bileşenlerden etiketlerin kullanımı sırasında; bilgilerin diğer sistemlerden bağımsız gösterilmesi, etiketlerinin birbirlerinden ayrılması, sistem kontrol girdilerinin net bir şekilde gösterilmesi, kısaltmalarda standart gösterimlerin kullanılması, verilerin birimlerinin (derece, sıcaklık hız vb.) gösterilmesi tasarım gerekliliklerini ortaya koymaktadır. Ayrıca etiketlerinin boyutlarının, büyüklüklerinin ve renklerinin tasarımında standartta belirtilen özelliklere bağlı kalınması gerekmektedir. Hava aracı elektronik göstergelerinde kullanılan semboller birbirleriyle karışmayacak tasarıma sahip olmalıdır. Bir sembolün göstergelerde birden çok anlama gelmemesi gerekmektedir. Sembollerin yönelim referans noktası olarak aksi gerekli olmadıkça dikey olmalıdır. Ayrıca, sembollerde üstü üste gelen ifadelerde öncelikli olanın gösterilmesi, yönsel tasarıma sahip olanların yönelimlerinin doğru olması, ekranda uygun noktada gösterilmesi diğer tasarım parametrelerini oluşturmaktadır. Göstergelerde kullanılan işaretlendirmelerin renk parametreleri doğru atanmalıdır. Ayrıca sistem parametreleri değiştikçe renklendirmelerin de değişmesi gerekmektedir. Dairesel veya lineer tasarıma sahip göstergelerin gösterge aralıkları tasarım dokümanlarında belirtilen değerleri aşmamalıdır. Grafik ve resim dosyalarının pilotların iş yükünü kolaylaştırması gerekmektedir. Tasarım sırasında grafiklerin kolay anlaşılabilir ve/veya yorumlanabilir olması tasarımın temel noktasını oluşturmaktadır. Birden fazla resim dosyasının olması durumunda diğer resimlerin ön görünümünün sistemde yer alması gerekmektedir. Tüm grafik ve resimlerinin yönelimlerinin aynı olması, haritaların ana ekran ile orantılı olması ve grafiklerin yenileme oranlarının uyumlu olması sistemin diğer tasarım gerekliliklerini oluşturmaktadır. Haritalarda dünyayı modelleyen sistemlerin kullanılması gerekmektedir. Haritalara veri tabanı verileri (ara noktalar, hava alanı, seyrüsefer yardımcıları vb.) bilgileri ile trafik bilgisi eklenebilmelidir. Ölçeklendirmelerde gerçekleşen hatalar, standartların dışına çıkmamalıdır. Renklendirmeler hava araçlarında genel kabul görmüş ve standartlarda belirtilen şekillerde gerçekleştirilmelidir.

Uyarılar normal dışı durumlarda uçuş ekibinin dikkatinin çekecek biçimde tasarlanmalıdır. Problem çözüldüğünde sistem uyarısı ekranda gösterilmemelidir. Görsel ve sesli olarak verilen uyarılar kokpit ile uyumlu olmalıdır. Sesli, görsel

uyarların şiddetinin tasarım dokümanında belirtilen değerlerin altında ve üstünde olmaması gerekmektedir. Sistem uyarıları hatanın önem ve çeşitliliğine göre sıralanmalıdır. Tüm uyarılarda uygun renklendirme kullanılmalıdır. Sistemin uyarı gösterme, düzenleme ve verileri yenileme sıklıkları standartlara uygun olmalıdır. Göstergelerde meydana gelecek arızalar ve/veya tehlikeli durumlarda uyarıların ekranda mutlak suretle görünmesi için gerekli önlemlerin alınması gerekmektedir. Mevcut sistemlerden veri alınamadığı zaman bu veriler yerine ekranda ön tanımlı grafiklerin (X, NULL vb.) kullanılması gerekmektedir.

Hava araçlarının uçuş göstergeleri “Temel T” düzenine sahip olmalıdır ve uçuşun her aşamasında mutlak suretle pilota bu bilgiler aktarılmalıdır. Göstergelerin merkez noktaları birbirleri ile hizalanmış olmalıdır. Çok fonksiyonlu ekranlarda göstergeler arası geçişin yapıldığı pencerelerin ekran geçiş, kapatma vb. fonksiyonlarının yerleri her pencere için sabit olmalıdır. Menülerin tasarımı insan faktörlerine uygun olmalıdır. Tasarımın istenilen verilere hızlı ulaşımı sağlaması gerekmektedir. Herhangi bir gösterge ve/veya ekran hatasında, sistemin yedek sistemden aldığı verileri göstermesi gerekmektedir. Göstergelerin, birden çok ekranın yer aldığı sistemlerde verileri ekranlar arası değiştirilebilir şekilde tasarlanması gerekmektedir. Hata durumunda sistemin hatalı göstergeyi kolayca pilota göstermesi gerekmektedir.

Elektronik uçuş göstergelerine girdi sağlayan kontrollere pilotlar kolaylıkla erişebilmelidir. Donanımların, insandan kaynaklanacak hataları minimuma indirecek tasarıma sahip olması gerekmektedir. Kontroller aracılığı ile sisteme girilen veri aralıklarının standartlarda belirtilen değerleri karşılaması gerekmektedir. Sık kullanılan kontrollerin öncelik sırasına göre daha kolay erişilebilecek şekilde tasarlanması gerekmektedir. Açma, kapama, arttırma, azaltma vb. kontrollerin insan faktörlü kazaları engelleyebilmek adına standartlarda belirtilen şekilde tasarımının yapılması gerekmektedir. Buton, düğme, tuş takımı, ayar penceresi vb. kontrol girdilerinin her birinin fiziksel tasarımının standartlara uygun olması gerekmektedir. Dokunmatik ekran kontrollerinin kolay algılanabilir ve diğer kontroller ile aralarında hatayı önceleyecek kadar boşluk olacak şekilde tasarlanması gerekmektedir. Etiketler ile gösterilen butonların dokunmatik olduğu bilgisinin kullanıcı tarafından kolay anlaşılması gerekmektedir.

Tasarım filozofisi, elektronik uçuş gösterge sistemlerinin; renklendirme, bilgi yönetimi, yedekleme ve etkileşim gerekliliklerin düşünüldüğü aşamadır. Bu sürecin tasarımının iyi olması sonucunda sistem tasarımı başarıya ulaşmaktadır. Bu sebeple, sistem üzerinde iyi sonuçlar elde edebilmek için tasarım filozofisi iyi belirlenmelidir. Ayrıca sistem tasarımında standart ve düzenlemelere olan uygunluk bu aşamada dikkate alınmalıdır.

İş yükü, elektronik uçuş gösterge sistemlerinin performansını belirleyen en önemli etkenlerden birisidir. Bu sebeple sistemin iş yükünü azaltan şekilde tasarlanması gerekmektedir. Sistemin ayrıca yetenek, prosedür, karar temelli hataları minimuma indirecek tasarım parametrelerine sahip olması gerekmektedir.

Elektronik uçuş göstergelerinde sistem tarafından yürütülen otomasyon derecesi ekranda mutlak suretle gösterilmelidir. Pilot, otopilotun modları hakkında ekranlar aracılığı ile sürekli bilgileri almalıdır. Sistem tasarımı sırasında otopilot tarafından gerçekleştirilen uçuşun tüm bilgilerinin elektronik göstergeler üzerinde gerçek zamanlı gösterilmesi gerekmektedir. Manuel ve otopilot uçuşları arasında geçişler pilotun istediği zamanda hızlı bir şekilde gerçekleştirilmelidir.

4.2. Deneysel Elektronik Uçuş Gösterge Sistemi Ekran Benzetimi

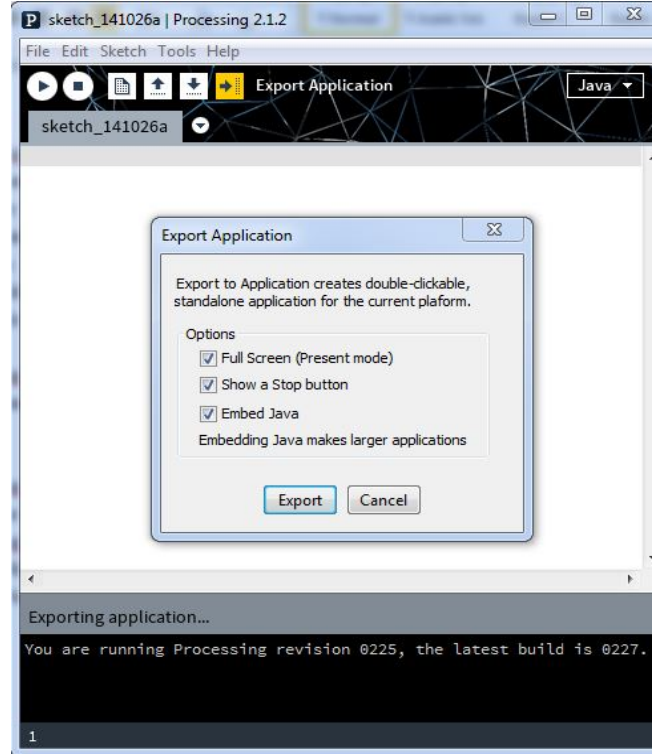
Deneysel elektronik uçuş gösterge sisteminin tasarımı sırasında kullanılacak kolay bir benzetim ortamına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sayede sistem üzerinde kullanılan sensörlerin testlerini gerçekleştirmek, kalibrasyonunu yapmak mümkündür. Ayrıca, sistem tasarımı sırasında göstergelerin diziliminin nihai konumunun belirlenmesi, insan faktörleri açısından değerlendirilmesinin yapılması için benzetim ortamı kullanılmaktadır. Tasarım sürecinde ön parametrelerin belirlenmesi için modüler bir deneysel arayüz benzetimi tasarımı gerçekleştirilecektir. Arayüzün oluşturulması sırasında “Processing” programlama dili kullanılmıştır.

4.2.1. Processing Geliştirme Ortamı

Processing programlama dili 2001 yılında orta çıkarılmış temelinde görsel tasarım, elektronik sanat amacıyla programlar geliştirmeye olanak sağlayan açık kaynak kodlu bir programlama dilidir. Processing, Java programlama dilinin alt yapısını kullanmaktadır. Geliştirilmeye başlamasıyla büyük ilgi toplayan Processing programlama diline birçok kurum, kuruluş ve kişiler destek olmaktadır. Bu sayede birçok hazır fonksiyon seçeneği ile hızlı programlar oluşturmak mümkündür.

Processing programlama dili sadece hazır fonksiyonların kullanılmasıyla program oluşturmaya izin vermektedir. Bu sayede programlama dilleri hakkında çok fazla bilgisi olmayan kişilerin hızlı bir şekilde amaca yönelik tasarımlar ortaya çıkarmasını sağlamaktadır.

Processing dili Java'ya çok benzemekle birlikte grafikler ve iletişim metodları yönünden farklılıklar göstermektedir. Geliştirme arayüzü “Processing Development Environment (PDE)” özel tasarlandığı için çok basit, sade ve bir o kadar da kolay bir arabirim olarak düşünülebilir. Yazılan programları çalıştırmaya hazır hale getirebilmek için sadece PDE deki “Export” butonunu kullanmak yeterlidir. Şekil 4.17, PDE ortamını göstermektedir.



Şekil 4.17. PDE üzerinden program yükleme

4.2.2. PDE Arayüzü

PDE üzerinde “File”, “Edit”, “Sketch”, “Tools” ve “Help” olmak üzere beş menü bulunmaktadır.

File menüsü, yeni projenin açılması, var olan projelerin PDE üzerine yüklenmesi, programın kurulumunda gelen örnek projelerin açılması, en son açılan projelerin listelenmesi, yapılan projenin kapatılması, kaydedilmesi, yazdırılması ve programın kapatılması amacıyla kullanılmaktadır.

Edit menüsü, geri, ileri alma, kes, kopyala, yapıştır, tümünü seç, yorum satırı ekleme, yazılım içerisinde arama yapma gibi komutları barındıran menüdür.

Sketch menüsü, yazılan programın çalıştırılması, ön izlemesi, durdurulması, programa kütüphane, dosya eklenmesi amacıyla kullanılan menüdür.

Tools menüsü PDE yazı boyutunun ve renginin ayarlandığı, Movie Maker ile yapılacak projenin ayarlandığı menüdür.

Help menüsü Processing dilinin nasıl kullanılacağını, hazır fonksiyonların ve görevlerinin tanıtıldığı, örnek projelerin anlatıldığı, karşılaşılabilecek sorunların çözümlerinin yer aldığı yardım menüsüdür.

Şekil 4.18, yazılım üzerinde yer alan altı adet kısayol simgesini göstermektedir.



Şekil 4.18. PDE kısayollar menüsü

Bu kısayollar sırasıyla şu işlemler için kullanılmaktadır:

1. Run: Programın çalıştırılmasını sağlar.
2. Stop: Çalıştırılan programın durdurulmasını sağlar.
3. New: Yeni çalışma sayfası açılmasını sağlar.
4. Open: Var olan projelerin açılmasını sağlar.
5. Save: Projenin ya da proje üzerindeki değişikliklerin kaydedilmesini sağlar.
6. Export Application: Projenin farklı bir ortamda (masaüstü, internet) çalıştırılmasını sağlar.

4.2.3. Processing Örnek Uygulaması

Processing dilinin daha iyi anlaşılmasını sağlayan basit komutlar örnek bir program üzerinden anlatılacaktır.

```
void setup() {  
    size(300, 400);  
    stroke(255,0,0);  
    background(255);  
}  
  
void draw() {  
    rect(10, 25, mouseX, mouseY);  
}
```

```

void mousePressed()
{
    saveFrame("output-####.png");
    background(255);
}

```

Yukarıda belirtilen kod bloğu arka planı beyaz olarak ayarlanan bir ekrana farenin hareketlerine göre kırmızı renkli dörtgenler çizmektedir (Şekil 8.3). Sırasıyla program içerisindeki komutlar şu amaçla kullanılmaktadır:

➤ **void setup();** program ilk başlatıldığında bir kerelik çalıştırılır. Ekran, haberleşme hızı, haberleşme portu gibi temel özelliklerin belirlendiği fonksiyondur. Bu bloktaki kodlar program ilk çalıştırıldığında işletilir ve program yeniden çalıştırılana kadar tekrar işletilmez.

➤ **size(x,y);** Program çalıştığında açılacak pencerenin boyutunu piksel cinsinden belirlemek için kullanılır. X genişliği, y ise yüksekliği ifade etmektedir.

➤ **stroke(r,g,b);** Ekrana yazdırılacak ya da çizdirilecek nesnelerin rengini belirlemek için kullanılır. Renk yoğunlukları 0-255 arasındaki sayılarla belirlenir. "r" kırmızı yoğunluğunu, "g" yeşil yoğunluğunu "b" mavi yoğunluğunu belirtir. Fonksiyon `stroke(r,g,b,t)` şeklinde kullanıldığında t değişkenine girilen değer (0-255 aralığında) bulanıklığı ayarlar. Ayrıca renk seçimi için "Tools" menüsü altındaki "Color Selector" kullanılabilir.

➤ **background(r,g,b);** Arka plan renginin belirlenmesinde kullanılır. Çalışma yapısı `stroke()` fonksiyonu ile aynıdır.

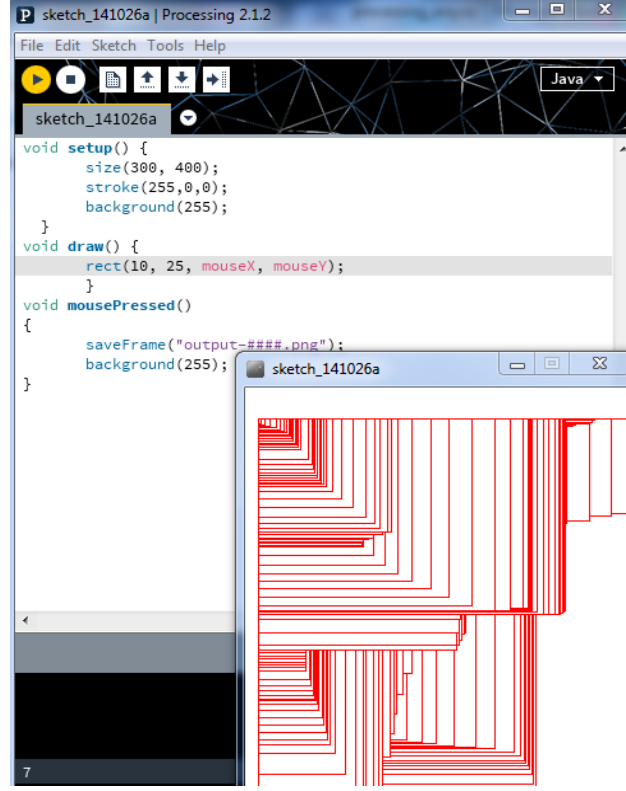
➤ **void draw();** Çizim yapmak için kullanılır. Bu blok içine yazılacak kodlar, çizilecek nesnenin özelliklerini belirtir. Program akışı esnasında bu bloğun sonuna gelindiğinde program tekrar bloğun başına döner ve kapatılana kadar döngü şeklinde çalıştırılır. Geleneksel programlama dillerindeki döngü fonksiyonlarına karşılık gelmektedir.

➤ **rect(x,y,w,h);** Dörtgen çizme fonksiyonudur. X ve Y çizginin başlangıç koordinatlarını w ve h ise dörtgenin genişlik ve yüksekliğini belirtir. Burada "10, 25" çizilecek çizgilerin başlangıç noktasıdır. `mouseX` ve `mouseY` ise fare imlecinin bulunduğu noktanın koordinatlarıdır. Yani "Draw" bloğu her çalıştığında başlangıç noktasından fare imlecinin verdiği değer genişlik ve yüksekliği kadar bir dörtgen çizilir. "mouseX" komutu farenin yatay, "mouseY" ise dikey eksenindeki koordinatını vermektedir.

➤ **void mousePressed();** Farenin butonuna tıklandığında çalışan fonksiyondur.

➤ **saveFrame("output-####.png");** Fonksiyon her çalıştırıldığında projenin kaydedildiği kısma "output-####.png" adında pencerenin ekran

görüntüsünü kaydeder. "#####" kısmına her defasında farklı bir sayı verilerek ekran görüntülerinin üst üste yazılmasını önlenir.



Şekil 4.19. Örnek uygulama

4.2.4. Deneyisel Uçuş Ekranı Benzetim Tasarımı

Deneyisel uçuş ekranı benzetimi sırasında jenerik tasarım parametreleri kullanılmıştır. Bu sayede insan faktörleri testleri gerçekleştirilirken aynı ekranda yer almayan göstergelerin birbirleri ile etkileşimlerini analiz etmek mümkün olmaktadır. Benzetim ortamının ilk tasarımında pilotaj, motor durum, haberleşme ve uçuş planına yönelik göstergelerin tasarımı gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.20, göstergelerin benzetim ortamında tasarımını göstermektedir. Sistemde yer alan göstergeler şu şekildedir:

- Sürat saati,
- Suni ufuk,
- Altimetre,

- [illegible]

Arayüz tasarımı sırasında kullanılan komutlar ve kullanım amaçları şu şekildedir:

- 159

➤ **fill(r,g,b):** Geometrik şekillerin içinin doldurulacağı rengi belirler. R, g, b simgeleri yerine sırasıyla kırmızı, yeşil ve mavi renkleri için 0-255 aralığında değerler girilebilmektedir.

➤ **strokeWeight():** Simgelerin ya da yazılan yazıların kalınlığını belirlemektedir.

➤ **ellipse(x,y,w,h):** Ekranı elips çizilmesini sağlar. X ve y simgeleri sırasıyla x ve y koordinatlarını, w ve h simgeleri sırasıyla elipsin genişliğini ve uzunluğunu belirlemektedir.

➤ **textSize():** Uygulamaya yazılan yazıların boyutlarını belirlemektedir.

➤ **text("word",x,y,w,h):** Ekranı yazı yazdırmak için kullanılır. X ve y koordinatlarını, w ve h simgeleri sırasıyla yazının genişliğini ve uzunluğunu belirlemektedir.

➤ **line(x1,y1,x2,y2):** Ekranı çizgi çizdirilmesini sağlar. x1, y1 birinci x ve y koordinatlarını, x2, y2 ise ikinci x ve y koordinatlarını simgelemektedir.

➤ **triangle(x1,y1,x2,y2,x3,y3):** Ekranı üçgen çizdirilmesini sağlar. x1, y1 birinci x ve y koordinatlarını, x2, y2 ise ikinci x ve y koordinatlarını, x3, y3 ise üçüncü x ve y koordinatlarını simgelemektedir.

➤ **textAlign():** Yazılacak yazının girilen koordinata göre konumunu belirlemek amacıyla kullanılır. CENTER, LEFT, RIGHT olmak üzere yazının ekranın çeşitli bölgelerine yazdırılmasını sağlar.

Processing dilinde arayüz tasarımı için şekillerin oluşturulması ekran üzerindeki piksellerin hesaplanmasını gerektirir. Örneğin, arayüz uygulamasında bulunan pusula göstergesi için aşağıdaki kod kullanılmıştır:

```
void pusula()
{
    scale(CompassMagnificationFactor);
    fill(50,40,200);
    stroke(100);
    strokeWeight(70);
    stroke(40);
    fill(0,0,75);
    ellipse(-1270,1370,550,550);
    for (int k=255;k>0;k=k-5)
    {
        noStroke();
        fill(0, 0, 255-k);
        ellipse(-1270, 1370, 2*k, 2*k);
    }
}
```

```

}

strokeWeight(20);
SpanAngle=180;
rotate(PI);
SpanAngle=180;
rotate(-PI);
fill(90,200,15);
textSize(60);
textAlign(CENTER);
text("B", -1605, 1380, 100, 80);
text("D", -940, 1380, 100, 80);
text("K", -1260, 1045, 100, 80);
text("G", -1260, 1715, 100, 80);
rotate(PI/4);
textSize(50);
text("KB", -265, 1890, 100, 60);
text("GD", 415, 1855, 100, 60);
text("KD", 80, 1540, 100, 60);
text("GB", 70, 2205, 100, 60);
rotate(-PI/4);
strokeWeight(13);
stroke(50,10,200);
line(-1575,1375,-1540,1375);
line(-970,1375,-1005,1375);
line(-1260,1100,-1260,1065);
line(-1260,1675,-1260,1640);
strokeWeight(10);
stroke(50,10,200);
line(-1505,1170,-1480,1195);
line(-1055,1170,-1085,1195);
line(-1055,1570,-1085,1545);
line(-1505,1570,-1480,1545);
pusulaPointer();
}

void pusulaPointer()
{
stroke(0);

```

```

strokeWeight(4);
fill(140, 205, 250);
triangle(-1290, 1160, -1250, 1160, -1270, 1640);
triangle(-1285, 1580, -1255, 1580, -1280, 1640);
ellipse(-1270, 1370, 45, 45);
fill(0, 0, 50);
noStroke();
ellipse(-1270, 1370, 10, 10);
triangle(-1290, 1157, -1250, 1157, -1270, 1180);
triangle(-1285, 1155, -1255, 1155, -1270, 1170);
rotate(-PI-radians(GuneyAcisi));
}

```

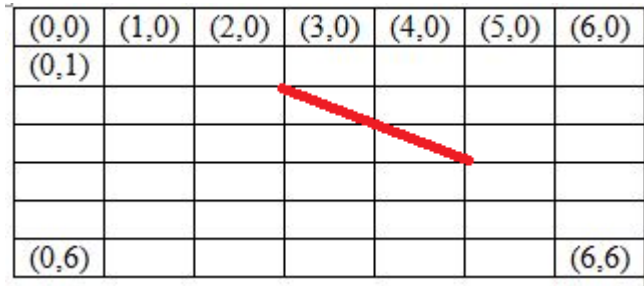
Kod içerisinde yer alan:

```

for (int k=255;k>0;k=k-5)
{
  noStroke();
  fill(0, 0, 255-k);
  ellipse(-1270, 1370, 2*k, 2*k);
}

```

Kod bloğu, pusulanın arka plan renginin mavi ve tonlarında koyulaşarak devam etmesi için yazılmıştır. Oluşturulan döngü ile “-1270,1370” koordinatlarından başlayan elipsin mavi ve tonlarında doldurulması sağlanmaktadır. Programda yer alan noStroke() komutu sayesinde her döngü sırasında çizilen elipsin sınır çizgilerinin belirgin olmaması sağlanmıştır.



Şekil 4.21. Bir doğrunun piksel hesaplaması

Şekil 4.21’de pikseller temsili bir şekilde gösterilmiştir. Kırmızı olarak çizilen çizginin ekrana çizdirilmesi için, çizginin eksenleri kesen noktalarındaki koordinatları bilinmelidir. Processing dilinde doğru çizmek için “line(x1,y1,x2,y2)” komutu kullanılmaktadır. Şekil 4.21’de yer alan doğrunun Processing dili ile çizilmesi için şu komutlar “draw” fonksiyonu içerisinde çalıştırılmalıdır:

```
stroke(255,0,0);
strokeWeight(2);
line(3,2,5,4);
```

“text()” komutuna pusula üzerinde gösterilmesi ve istenen değerlerin uygun yerlere yazdırılması için tüm karakterlerin ekran içerisinde geleceği nokta hesaplanarak koordinatları eklenmiştir. Hesaplamalar analitik geometri kullanılarak yapılmıştır. Örneğin pusula üzerine “B” ve “D” simgelerinin yazdırılması için düşey yükseklikler sabit tutulup yataydaki uzaklıklar elipsin boyutuna göre ayarlanmıştır.

“line()” komutu ile pusula üzerindeki kadrantları çizerken hipotenüs bağıntısından yararlanılmıştır. “K”, “B”, “G” ve “D” kadrant çizgileri bulunduktan sonra “KB”, “KD”, “GB” ve “GD” için çizilecek kadrant çizgileri şu formülle bulunmaktadır:

$$KB \text{ kadrant koordinatı} = \text{orjin} - K \text{ çizgisi arası uzaklık} * \cos 45 \quad (4.17)$$

Suni ufuk göstergesinin kadrant çizgileri şu kod satırları ile hesaplanmaktadır:

```
float DivCloserPhasorLenght=GaugeWidth/2-GaugeWidth/9-StrokeWidth;
float DivDistalPhasorLenght=GaugeWidth/2-GaugeWidth/7.5-StrokeWidth;
for (int Division=0;Division<NumberOfScaleMinorDivisions+1;Division++)
{
    an=SpanAngle/2+Division*SpanAngle/NumberOfScaleMinorDivisions;
    DivxPhasorCloser=DivCloserPhasorLenght*cos(radians(an));
```

```

DivxPhasorDistal=DivDistalPhasorLenght*cos(radians(an));
DivyPhasorCloser=DivCloserPhasorLenght*sin(radians(an));
DivyPhasorDistal=DivDistalPhasorLenght*sin(radians(an));
line(DivxPhasorCloser, DivyPhasorCloser, DivxPhasorDistal, DivyPhasorDistal);
}
DivCloserPhasorLenght=GaugeWidth/2-GaugeWidth/10-StrokeWidth;
DivDistalPhasorLenght=GaugeWidth/2-GaugeWidth/7.4-StrokeWidth;
for (int Division=0;Division<NumberOfScaleMajorDivisions+1;Division++)
{
an=SpanAngle/2+Division*SpanAngle/NumberOfScaleMajorDivisions;
DivxPhasorCloser=DivCloserPhasorLenght*cos(radians(an));
DivxPhasorDistal=DivDistalPhasorLenght*cos(radians(an));
DivyPhasorCloser=DivCloserPhasorLenght*sin(radians(an));
DivyPhasorDistal=DivDistalPhasorLenght*sin(radians(an));
if (Division==NumberOfScaleMajorDivisions/2|
    Division==0|Division==NumberOfScaleMajorDivisions)
{
strokeWeight(15);
stroke(0);
line(DivxPhasorCloser, DivyPhasorCloser, DivxPhasorDistal, DivyPhasorDistal);
strokeWeight(8);
stroke(100, 255, 100);
line(DivxPhasorCloser, DivyPhasorCloser, DivxPhasorDistal, DivyPhasorDistal);
}
else {
strokeWeight(3);
stroke(255);
line(DivxPhasorCloser, DivyPhasorCloser, DivxPhasorDistal, DivyPhasorDistal);
}}}

```

$DivxPhasorCloser=DivCloserPhasorLenght*\cos(radians(an))$; kod satırı bir üst satırda hesaplanan “an” değişkenini radyan cinsinden derece cinsine çevirerek, bu açının kosinüsü ile hesaplanan “DivCloserPhasorLenght” değişkeni ile çarpar ve çizilecek çizginin birinci x koordinatını belirler. Suni ufuk göstergesindeki tüm çizgiler döngülerde yer alan bu formüllerle hesaplanmaktadır.

4.2.5. Processing Sensör Haberleşmesi

Arayüz verilerinin dış ortamlardan alınması için sensörler ile haberleşmesi gerekmektedir. Bunun için kod üzerinde bazı tanımlamaların yapılması gerekmektedir. Deneysel çalışmadan haberleşme seri port üzerinden gerçekleştirilmiştir. Seri port kullanımı için programa aşağıda yer alan ifadeler eklenmelidir.

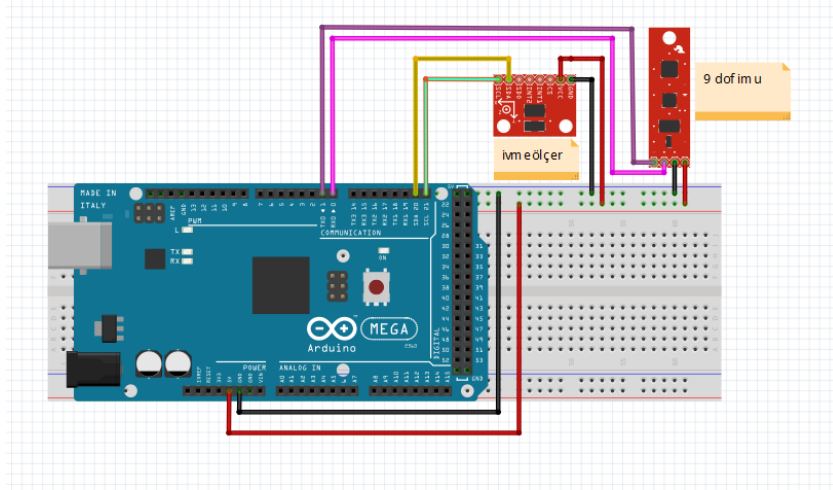
```
import processing.serial.*;  
Serial port;
```

Programın “setup” kısmında ise seri port bilgilerinin ve haberleşme hızının belirlendiği ifadelerin yer alması gerekmektedir. Bu ifadeler şu şekildedir:

```
String portName = Serial.list()[0];  
port = new Serial(this, portName, 9600);
```

Programda “draw” fonksiyonu içerisinde porttan değerin okunma işlemi *int deger = myPort.read();* komutu ile yapılmaktadır.

Deneysel tasarımında AHRS sisteminin yerine IMU sensörleri ile çalışılmıştır. Şekil 4.22, Arduino Mega 2560 geliştirme kartının 9 serbestlik derecesine sahip IMU ve 3 eksen ivmeölçer ile bağlantısını göstermektedir. IMU ve ivmeölçer sensörlerinden alınan ham veriler arduino 2560 işlemcisinde işlenerek seri porttan Processing geliştirme ortamına (PDE) gönderilmektedir. Bu sayede suni ufuk ve pusula göstergesi için gerekli veriler elde edilmiş olmaktadır.



Şekil 4.22. Arduino Mega 2560 geliştirme kartı, IMU ve ivmeölçer sensörlerinin bağlantı şeması

5. SONUÇ

Hava araçlarında elektronik uçuş göstergeleri günümüzde birçok uçakta standart donanım olarak yer almaya başlamıştır. Gelişen teknoloji ile birlikte sahip olunan imkânlar artmış ve hava aracına ait birçok bilgi birkaç ekran aracılığı ile pilotlara aktarılmaya başlanmıştır. Bu süreçte teknolojinin getirdiği avantajlardan yararlanırken uçuş emniyetinin etkilenmemesi temel hedeftir. Mevcut sistemlerin analizi gerçekleştirildiğinde hava araçlarında elektronik göstergelere yönelik genel bir eğitim eksikliği bulunmaktadır. Elektronik gösterge sistemlerin doğru ve amacına yönelik kullanımı uçuş emniyetini arttırmaktadır. Ancak sistemlere alışmak için jenerik eğitimden ziyade sisteme özel eğitimler gerekmektedir. Bu sayede karmaşıklaşan sistemlere özel bir eğitim ile maksimum emniyet sağlamak mümkün olacaktır.

Tez kapsamında yapılan anket çalışması ile elde edilen bulgular elektronik gösterge sistemlerinin emniyete etkisi kapsamında yapılan araştırmalarla paralellik içermektedir. Bu bağlamda daha emniyetli bir sistem için sisteme yönelik eğitim gerekmektedir. Sisteme yönelik eğitimleri donanımlar ve benzetim ortamları üzerinden gerçekleştirmek mümkündür. Anket çalışması, ayrıca, deneysel bir elektronik uçuş gösterge sistemi için ekran tasarım parametrelerinin belirlenmesinde kullanılmıştır. Bu sayede tasarım sürecinden insan etkisi ve limitleri göz önünde bulundurulmuştur.

Otomasyon sistemin içerisinde en önemli faktör insan olduğundan tasarımın insanı merkeze alacak şekilde gerçekleştirilmesi temel hedeftir. Bu bağlamda tasarım süreçlerinin her aşamasında insan-makine etkileşim analizinin mutlak suretle gerçekleştirilmiş olması gerekmektedir. Çalışma boyunca blok diyagramların oluşturulmasında, ekran benzetim uygulamasının geliştirilmesinde, minimum sistem gereksinimlerinde son kullanıcı referans alınarak ve insan faktörleri etkileri göz önünde bulundurularak tasarım geliştirilmiştir.

Günümüzde havacılık elektronik kokpit gösterge sistemleri ile ilgili çalışmalar teorik olarak gerçekleştirilmektedir. Öğrencilerin sistemler hakkında deneyim ve bilgisinin artırılması amacıyla sistemlerin pratik uygulamalarını yapması deneysel uçuş gösterge sistemleri aracılığı ile mümkündür. Deneysel

sistemler herhangi bir sertifikasyon işlemi gerektirmediğinden dolayı ucuza ve amaca yönelik olarak üretilebilmekte ve güncellenebilmektedir. Tez çalışmasında gerçekleştirilen işlemler deneysel bir uçuş gösterge sisteminin üretilmesine katkıda sağlayacak ön bilgileri ve çalışmaları içermektedir. Bu çalışma ile tasarım sürecinde bir üst basmağa hızlı ve ekonomik olarak ulaşılabilmesi hedeflenmiştir.

Tez süresince ortaya konulan çalışmanın bir diğer amacı ise akademik çalışmalarda ihtiyaç duyulacak benzetim ortamlarının tasarlanması ve gerçekleştirilmesine katkıda bulunmaktır. Processing programlama dilinin kolay öğrenilebilmesi ve hızlı bir şekilde program geliştirmeye elverişli olması nedeniyle tasarım sürecinde tercih edilmiştir. Processing programı kullanılarak tasarlanan benzetim ortamı yapısı itibari ile kolay güncellenebilir yapıdadır. Bu sayede programa ekstra özellikler yapılan akademik çalışmanın içeriğine bağlı olarak kolay bir şekilde eklenebilecek düzeydedir.

Tez sonucunda elde edilen veriler ileride gerçekleştirilebilecek tasarım ve benzetim çalışmalarına öncü oluşturabilecek düzeydedir. Tez kapsamında sınırları belirlenen deneysel elektronik uçuş gösterge sistemi için bir sonraki tasarım aşamalarına geçiş süreci veya başka benzetim ortamlarında ekran benzetiminin gerçekleştirilmesi durumunda bu çalışmalara temel oluşturabilecek yapıdadır.

KAYNAKÇA

- [1] Administration, F. A. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Unit 7,Part 7.2*
- [2] Pooley, Dorothy, & Robson, D. *Pitot Tüpü*.
Wikipedia: http://tr.wikipedia.org/wiki/Pitot_t%C3%BCp%C3%BC
- [3] Houston, S. (2014). *Aircraft Systems: Pitot-Static System*.
About.com:<http://aviation.about.com/od/Aircraft/a/Aircraft-Systems-Pitot-static-System.htm>.
- [4] *Variometer*. Wikipedia: <http://en.wikipedia.org/wiki/Variometer>.
- [5] *The Airspeed Indicator*. Aviaton Ground School:
http://www.aviationgroundschool.com/sample_pages/airspeed.html
- [6] Oxford Aviation Jeppsen (2008). Flight Instrument. *ATPL Ground Training Series*. England: KHL Printing Co. Pte Ltd.
- [7] Administration, F. A. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Unit 7,Part 7.15*.
- [8] PTN Instrumentation Lecture Notes Phase 1.
- [9] Ralph Graves. *Avionics News*.
- [10] *Direction/Heading Indicator*. Pilot Friend:
http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/di.htm
- [11] *Turn and slip indicator*.
Wikipedia: http://en.wikipedia.org/wiki/Turn_and_slip_indicator
- [12] *Compass Use*. Civil Aviation Authority:
<http://www.caa.govt.nz/fig/instrument-flying/compass-use>.
- [13] *Magnetic Compass*. Pilot Friend:
http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/comp.htm
- [14] FAA. (2008). *Aircraft Maintenance Handbook*. Aviation Supplies & Academics, Inc.
- [15] Meşeli, İ. (2001, Mayıs). *Basınç Ölçümü ve Uygulamaları*.
ILKAYMESELI.COM: <http://www.ilkaymeseli.com/2011/05/basinc-olcumu-ve-uygulamalari/>

- [16] *Manifold Pressure and Engine RPM*. Avstop:
<http://avstop.com/ac/flighttraininghandbook/manifold.html>
- [17] *Termokupl*. Wikipedia: <http://tr.wikipedia.org/wiki/Termokupl>
- [18] Haroon, K. (2013, Şubat 26). *Tachometer*. The Airline Pilots Forum & Resource: <http://www.theairlinepilots.com/forum/viewtopic.php?t=927>
- [19] Seyrüsefer Daire Başkanlığı. Hava Seyrüsefer Ders Notları. Hava Trafik Müdürlüğü.
- [20] *List of selected stars for navigation*. Wikipedia:
http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_selected_stars_for_navigation
- [21] Başkanlığı, S. D. Radyo Seyrüsefer Yardımcıları . *Hava Seyrüsefer Yardımcıları Ders Notları*. Hava Trafik Müdürlüğü.
- [22] Oxford Aviation Academy. (2008). Radio Navigation. *ATPL Ground Training Series*. England: KHL Printing Co. Pte Ltd.
- [23] *Instrument Landing System - ILS*. Landing System:
<http://instrument.landingsystem.com/>
- [24] *Horizontal Situation Indicator (HSI)*. Pilot Friend:
http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/hsi.htm
- [25] *The 747 Flight Deck - 30 Years of Modern Technology*. Emory Education:
<http://www.emory.edu/BUSINESS/et/552fall2004/glasscockpits/glass2.htm>
- [26] EFIS, EICAS, ECAM, FMS. *Aircraft and Spacecraft Instrument Lecture Notes*. Czech Technical University, Department of Measurement.
- [27] *Garmin G100 Integrated Flight Deck Pilot's Guide Cessna Nav III*. (2011). USA: Garmin International Inc.
- [28] *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide Cessna Nav III*. (2011). Garmin International Inc.
- [29] *Garmin G1000 Guide for Designated Pilot Examiners & Certified Flight Instructors*. (2004). Garmin International Inc.
- [30] Wiolland , K. (2005). Air Data Computers. *Avionics News*.
- [31] Lik, H. AIR DATA INERTIAL REFERENCE SYSTEM. 737-600/700/800 *Gövde Tip Aviyonik*. THY Eğitim Merkezi Teknik Eğitim Müdürlüğü.

- [32] Townsend, K. *AHRS for Adafruit's 9-DOF, 10-DOF, LSM9DS0 Breakouts*. Adafruit: <https://learn.adafruit.com/ahrs-for-adafruits-9-dof-10-dof-breakout/introduction>
- [33] Polak , R. (2012, Nisan 1). *A Layman's Guide to Attitude Heading Reference Systems (AHRS)*. Helicopter Maintenance: <http://www.helimx.com/article/layman%E2%80%99s-guide-attitude-heading-reference-systems-ahrs>
- [34] NTSB-Earl L. Wiener, B. G. (1993). *Cockpit Resource Manegement*.
- [35] Aktaş, H., & Tekarslan, E. (2013). Uçuş ekibi kaynak yönetimi: Pilotların uçuş ekibi kaynak yönetimi. *İU İşletme Fakültesi Dergisi*.
- [36] Abbott, K. (2001). *Human Factors Engineering and Flight Dect Design*. FAA.
- [37] Hawkins, F., & Orlady, H. (1993). *Human factors in flight (2nd ed.)*. Ashgate Publishing.
- [38] Austurulian Government Civil Aviation Safety Authority. (2012). *SMS for Aviation–A Practical Guide*.
- [39] *Threat and error management (TEM)*. (2009, Ağustos 17). Flight Safety: <http://www.flightsafety.org/doc/tem/maurino.doc>
- [40] Nielsen, & Jakob. (1993). Usability Engineering. *New York Academic Press*.
- [41] General Aviation Airplane Shipment Report, End-of-Year 2006. (2007). *Washington, DC: General Aviation Manufacturers Association*.
- [42] Technically Advanced Aircraft Safety and Training. (2005). *AOPA Air Safety Foundation*.
- [43] Introduction of Glass Cockpit Avionics. (2010). *NTSB* .
- [44] Raymer, D. P. (2002). *Aircraft Design: A Conceptual Aproach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [45] Masur, A., & Salustri, F. A. The IDEA Conceptual Design Process.
- [46] Xiao, A., Park, S. S., & Freiheit, T. A Comparison of Concept Selection in Concept Scoring and Axiomatic Design.
- [47] *Instrumentation Book*. Oxford Aviation Academy.
- [48] *ELEC4504 Avionics Systems - Ders Notu*.

- [49] *METEOROLOJİ Ders Kitabı*. DHMI.
- [50] Cizmar, J., & Andrie, M. Accuracy of Aircraft Barometric Altimeters.
- [51] Kleeman, L. Understanding and Applying Kalman Filtering.
- [52] Madgwick, S. O. (2010, Nisan 30). An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays.
- [53] Walter, R. Flight Management. *Avionics Handbook*.
- [54] *Advisory Circular*. (2011). FAA.
- [55] Palmer, M. T., Rogers, W. H., Press, H. N., Latorella, K. A., & Abott, T. S. (1995). *A Crew-Centered Flight Deck Design Philosophy for High-Speed Civil Transport (HSCT) Aircraft*. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration.
- [56] Yeh, M., Jo, Y. J., Donovan, C., & Gabree, S. (2013). *Human Factors Considerations in the Design and Evaluation of Flight Deck Display and Controls*.

ŞEKİLLER KAYNAKÇASI

- 1.1 Cessna 172 ve Airbus A380 Kokpit Panelleri. <http://iho.hu/hir/nem-biztonsagosabb-a-digitalis-muszerfal-120305>
- 1.1 Cessna 172 ve Airbus A380 Kokpit Panelleri. http://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380
- 2.1 Temel T Düzeni. *Aircraft Maintenance Handbook* (s. Chapter 11). FAA.
- 2.2 Pitot Statik Tüpü. http://tr.wikipedia.org/wiki/Pitot_t%C3%BCp%C3%BC
- 2.3 Pitot Statik Sistem. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7, Part 7.2). FAA.
- 2.4 Altimetre. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7, Par 7.2). FAA.
- 2.5 Varyometre. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7, Part 7.8). FAA.
- 2.6 Sürat Saati. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7, Part 7.8). FAA.
- 2.7 Jiroskop. <http://www.nkfu.com/cayroskop-jiroskop-nedir-nasil-calisir/>
- 2.8 Suni Ufuk. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7, Part 7.19). FAA.
- 2.9 Suni Ufuk Göstergesinde Uçak Pozisyonları. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7 , Part 7.19). FAA.
- 2.10 İstikamet Jiroskopu. <http://www.cfnotebook.net/notebook/instruments/heading-indicator.html>
- 2.11 Dönüş Koordinatörü. (2008). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (s. Chapter 7,Part 7.18). FAA.
- 2.12 Pusula. http://en.wikipedia.org/wiki/File:Aero_Magnetic_Compass.jpg
- 2.13 Burdon Tüpü. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.5). FAA.
- 2.15 Diyafram. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.6). FAA.
- 2.16 Motor Yağ Basınç Göstergesi. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.8). FAA.

- 2.17 Manifold Basınç Göstergesi. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.1). FAA.
- 2.18 Yakıt Basınç Göstergesi. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.11). FAA.
- 2.19 Direkt Ölçüm Yöntemi İle Sıcaklık Ölçümü. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.36). FAA.
- 2.20 Takometre. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.30). FAA.
- 2.21 QDR QTE QDM QUI.
http://tr.wikipedia.org/wiki/Radyo_seyr%C3%BCseferi (2008).
- 2.22 VOR Sinyali.
http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/nav/rad_nav_overview.htm
- 2.23 ILS Lokalizer. http://en.wikipedia.org/wiki/File:ILS_illustration.jpg
- 2.24 ILS Glide Path. http://en.wikipedia.org/wiki/File:ILS_illustration.jpg
- 2.25 ILS Sistemi. <http://niquette.com/books/chapsky/skypix/ILS.gif>
- 2.26 DME.
http://tr.wikipedia.org/wiki/DME#mediaviewer/File:DME_overfly.png
- 2.27 Birincil ve İkincil Radar.
<http://www.airwaysmuseum.com/ML%20RSR%2084.htm>
- 2.28 CDI. http://en.wikipedia.org/wiki/Course_deviation_indicator (2008).
- 2.29 CDI-VOR. *Oxford Aviation Academ, ATPL ground Training Series, Radio Navigation* (s. Chapter 8, Part 8.10). Oxford.
- 2.30 CDI-ILS. *ATPL ground Training Series, Radio Navigation* (s. Chapter 9, Part 9.6). Oxford Aviation Academy.
- 2.31 HSI. http://en.wikipedia.org/wiki/Horizontal_situation_indicator
- 3.1 Boeing 747 Elektronik Kokpit Göstergelerine Geçiş.
<http://www.emory.edu/BUSINESS/et/552fall2004/glasscockpits/glass2.htm>
- 3.2 Boeing 747 EFIS Sistemi. *Aircraft and Spacecraft Instrument Lecture Notes*. Czech Technical University, Department of Measurement.
- 3.3 Airbus A320 EFIS Sistemi. *Aircraft and Spacecraft Instrument Lecture Notes*. Czech Technical University, Department of Measurement.

- 3.4 EFIS Mimarisi. *Aircraft and Spacecraft Instrument Lecture Notes*. Czech Technical University, Department of Measurement.
- 3.5 GARMIN G1000 Mimarisi. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 5, Figure 1-1).
- 3.6 PFD Garmin G1000 ve PFD Açıklama. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 48,49 Figure 2-1, Figure 2-2).
- 3.7 GARMIN G1000 PFD Ekstra Göstergeler. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 84, Figure 3-4).
- 3.8 Cessna 172 Motor Parametreleri. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 88, Figure 3-7).
- 3.9 Seyrüsefer Sırasında MFD Ekranı. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 134, Figure 5-2).
- 3.10 Hava Sahaları. (2011). *Garmin G100 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide* (s. 182, Figure 5-48).
- 3.11 Hava Veri Bilgisayarı. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook* (s. Chapter 10, Part 10.29). FAA.
- 3.12 Boeing 737 Sisteminde ADIRS. *AIR DATA INERTIAL REFERENCE SYSTEM* (s. 5 , 34-21-00). Thy Eğitim Merkezi, Tip Eğitim Müdürlüğü.
- 3.13 Hava Aracının Üç Eksende Hareketi.
<http://www.helimx.com/article/layman%E2%80%99s-guide-attitude-heading-reference-systems-ahrs>
- 3.14 EHSI. <http://pilotnavi.pl/EN/13/EHSI.html>
- 3.18 Kokpit Tiplerine Göre Kazaların Boyutu. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics - NTSB*.
- 3.19 Kazaların Gece-Gündüz Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.20 Kazaların Uçuş Şartlarına Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.21 Kazaların Uçuş Planı Tiplerine Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.22 Kazaların Uçuşun Amacına Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.

- 3.23 Kazaların Uçuş Aşamasına Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.24 Kazaların Nedenlerine Göre Dağılımları. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.25 Kazanların Pilot Sayısına Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.26 Kazaların Pilot Lisans Türüne Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 3.27 Kazaların Aletli Uçuş Yetkisine Göre Dağılımı. (2010). *Introduction of Glass Cockpit Avionics- NTSB*.
- 4.3 Altimetre Q Kodları.
http://tr.wikipedia.org/wiki/Atmosfer_bas%C4%B1nc%C4%B1
- 4.5 Yönelim Hesaplama. *AHRS Madgwwidck*.