

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Uçaklardaki Sey. ve Uçuş Sist. Inc.

Yüksek Lisans Tezi

Kadir Dokuyucu

1991

1237

Bilgi sayfa
Etki
20.000/2

1-5

T.C.
YILDIZ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAKLARDAKİ SEYRÜSEFER VE UÇUŞ
SİSTEMLERİNİN İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELK. MÜH. KADIR DOKUYUCU

İSTANBUL-1991

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
KÜTÜPHANE DOKÜMANTASYON
DAİRE BAŞKANLIĞI

Kot : R.152.....
Alındığı Yer : Fen Bil. Enst. 237.....
Tarih : 17.4.1995.....
Fatura :
Fiyatı : 20.000TL.....
Ayniyat No : 1-5.....
Kayıt No : 51094.....
UDC DDC :
Ek :

YILDIZ ÜNİVERSİTESİ

D.B. No 4910

T.C.
YILDIZ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAKLARDAKİ SEYRÜSEFER VE UÇUŞ SİSTEMLERİNİN İNCELENMESİ



YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELK. MÜH. KADİR DOKUYUCU

İSTANBUL-1991

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	II
ÖZET	III
ABSTRACT	V
TERMİNOLOJİ VE KISALTMALAR	VII
1 GİRİŞ	1
2 VOR - VHF OMNI-DIRECTIONAL RANGE	9
3 ALETLİ İNİŞ SİSTEMİ - ILS	25
4 OTOMATİK YÖN BULMA - ADF	41
5 HAVA TRAFİK KONTROLU - ATC TRANSPONDER	52
6 MESAFE ÖLÇME CİHAZI - DME	61
7 RADYO ALTİMETRE	75
8 YERE YAKLAŞMA UYARI SİSTEMİ - GPWS	78
9 HAVA VERİ SİSTEMLERİ	81
REFERANS	93
ÖZGEÇMİŞ	94

ÖNSÖZ

Havacılık teknolojisi elektronik ve bilgisayar alanındaki gelişmelere bağlı olarak çok hızla gelişmekte olan bir sektördür. Günümüzde uçaklarda kullanılan uçuş ve seyrüsefer sistemleri tamamen bilgisayarla yönlendirilmektedir.

Ülkemizde de sivil havacılık konusunda son yıllarda büyük gelişmeler olmuştur. Fakat bu konuyla ilgili akademik çalışmalar yeterli düzeye ulaşamamıştır. Bu yüzden Türkçe havacılık terminolojisi de gelişmemiştir.

Lisansüstü tez konusu olarak böyle bir alanın seçilmesindeki amaç; havacılıkla ilgili akademik çalışmalara mütevazî bir promosyon olması ve ilgili Türkçe terminolojiye katkı sağlamaktır. Bununla beraber havacılıkta kullanılan İngilizce deyimler (VOR, ADF, RADIAL vs.) uluslararası bir nitelik taşıdıkları için metinde olduğu gibi korunmuşlar, fakat terminoloji ve kısaltmalar bölümünde Türkçe karşılıkları verilmeyle çalışılmıştır.

Tezimizin konusu ağırlıklı olarak seyrüsefer (Navigation) sistemlerinin incelenmesi olduğu için, her biri bir akademik çalışma konusu olan sistemler genel hatlarıyla ele alınmış ve özellikle pilot açısından yorumlanmaya çalışılmıştır.

Bu çalışmamın üniversite çevresinde gereken ilgiyi uyandırarak, ülkemiz sivil havacılığına akademik ve teknolojik katkılara vesile olması dileğiyle, bana ve konuya ilgi gösterip, teşvik eden tez hocam Sayın Doç. Dr. Halit PASTACI'ya teşekkür ederim.

ÖZET

Tezimizin konusu olan "uçaklardaki seyrüsefer ve uçuş sistemlerinin incelenmesi" dokuz bölümde ele alınmıştır. Bu dokuz bölümde ele alınan konular bütün sistemleri kapsamaz, fakat başlıca temel sistemleri inceler.

Giriş bölümünde tez konusunu oluşturan sistemlerin ruhu diyebileceğimiz elektromanyetik radyo dalgaları, modülasyon ve frekans spektrumları konumuza bakan yönleriyle kısaca ele alınmışlardır:

İkinci bölümde günümüz seyrüsefer sistemleri arasında halen en önemli yerini koruyan VOR (VHF Omni-bearing radio range, okunuşu Vİ-O-AR) sistemi teknik ve pilotaj açısından ele alınmış, çalışma prensibinin yanında ilgili havacılık terimlerinin açıklamaları da şekillerle verilerek, konunun anlaşılması açısından bu deyimlerin önemleri vurgulanmıştır.

Üçüncü bölümün konusu ise Aletli iniş sistemi, ILS'dir. Bu sistemde teknik ve pilotaj açısından incelenmiş, anlaşılmasını kolaylaştırıcı şekillerle desteklenmiş ve sistemin uygulamadaki önemi vurgulanmıştır.

Benzer şekilde dördüncü bölümde otomatik yön bulma, ADF, beşinci bölümde hava trafik kontrol sistemleri, altıncı bölümde mesafe ölçme cihazı, yedinci bölümde Radyo Altimetre, sekizinci bölümde yere yaklaşma uyarı sistemleri ve son bölümde de hava veri sistemleri ele alınarak teknik ve pilotaj açısından incelenmişler, sistemlerin uçuş kontrol ve kumandasındaki önemleri ve uçuş emniyetine sağladıkları

katkıları vurgulanmaya çalışılmıştır:

Konuların sunulmasında izlenen yöntem : Konuların anlatımı, tanımlamalar ve bunların şekillerle desteklenmeleri şeklindedir: Dikkate değer özellikleri ise sahasındaki akademik çalışmalara bir başlangıç olması ve havacılık konusundaki Türkçe terminolojinin yetersizliğine dikkati çekerek ilgilileri harekete geçirip konuya eğilmelerini sağlamaya çalışması olarak ifade edilebilir:

In the introductory chapter, the concept of electromagnetic radio waves which can be regarded as the spirit of the associated systems, is considered briefly in terms of modulation and frequency spectrum.

The VOR system comprises the second chapter; this highly valuable navigation system is surveyed to emphasize its logic of construction, operation and piloting technique. Besides, relevant aviation terminology is given by some explanatory illustrations to help VOR operation be understood.

Third chapter is one of the major navigation systems, ILS, Instrument Landing System. This system is also considered in terms of technology and piloting. It is supported by illustrations to make it easy to understand. The essence of the system in the aircraft operations is emphasized too.

Similarly, Fourth chapter deals with ADF, Automatic Direction Finding, fifth one with Air Traffic Control Systems, sixth one with IFR, Passenger Measuring Equipment, Seventh one with Radio Altimeter, eighth one with Ground Proximity Warning Systems, and the last one chapter also deals with Air Data Systems. All these systems

ABSTRACT

The topic of "Survey of Navigation and Flight Systems on Airplanes", which forms the subject of our thesis, is studied in nine chapters. These chapters do not contain all the systems but basic navigation and flight systems.

In the introduction chapter, the concept of electromagnetic radio waves, which can be regarded as the spirit of the associated systems, is considered briefly in terms of modulation and frequency spectrum.

The VOR system comprises the second chapter. This highly valuable navigation system is surveyed to emphasize its logic of construction, operation and pilotage technic. Besides, Relevant aviation terminology is given by some explanatory illustrations to help VOR operation be understood.

Third chapter is one of the major navigation systems, ILS, Instrument Landing System. This system is also considered in terms of technology and pilotage. It is supported by illustrations to make it easy to understand. The essence of the system in the aircraft operations is emphasized too.

Similarly, fourth chapter deals with ADF, Automatic Direction Finding, fifth one with Air Traffic Control Systems, sixth one with DME, Distance Measuring Equipment, Seventh one with Radio Altimeter, eighth one with Ground Proximity Warning Systems, and the last one chapter nine deals with Air Data Systems. All these systems'

contribution to the flight safety and their importance in the flight control and management are the highlighted points in the text:

AUTOMATIC DIRECTION FINDING (ADF) : Otomatik yön bulma, uçaklarda kullanılan manyetofor cihazı (bkz. bölüm 4):

ALTIMETER : Uçanın sağa veya sola yatarak düşmesini sağlayan basınç yüksekliği ölçme cihazı olarak kullanılan kontrol yüzeyleri:

ALTIMETER : İrtifa ölçer (bkz. bölüm 9-2)

ATC : Air Traffic Control, Hava trafiki kontrol birimi:

BEARING : Bir yerden bir başka yere göre ifade edilen manyetik veya cisal yön, kurtuluş:

COMPASS : Pusula:

DDM : Difference in depth of modulation (bkz. bölüm 3-2):

DECISION HEIGHT (DH) : Bir hava aracı için belirlenmiş minimum irtifa veya yükseklik, otomatik olarak uçuşu durdurma veya uçuşu devam ettirme kararı verildiği yükseklik veya yükseklik aralığı:

DISTANCE MEASURING EQUIPMENT (DME) : Mesafe ölçer (bkz. bölüm 9-2)

ENROUTE : Uçuşun diğer hava trafiği kontrol alanına, büyük ölçekte, pilotun sorumluluğu veya sorumluluğu belirlenen kontrol yüzeyleri:

FAA : Federal Aviation Administration, Amerikan sivil havacılık idaresi:

TERMİNOLOJİ VE KISALTMALAR

AUTOMATIC DIRECTION FINDING (ADF) : Otomatik yön bulma, uçaklarda kullanılan seyrüsefer cihazı (bkz. bölüm 4).

AILERON : Uçağın sağa veya sola yatarak dönmesini sağlayan kanat arka kenarlarında yer alan kontrol yüzeyleri.

ALTIMETRE : İrtifa ölçer (bkz. bölüm 9.2)

ATC : Air Traffic Control. Hava trafik kontrol birimi.

BEARING : Bir yerden bir başka yere göre ifade edilen manyetik açısıl yön, kerteriz.

COMPASS : Pusula.

DDM : Difference in depth of modulation. (bkz. bölüm 3.2).

DECISION HIGHT (DH) : Bir hava meydanı için belirlenen minimum irtifaya inen pilotun, pisti görüp görmemesine göre, inişe veya pas geçmeye karar verdiği yükseklik. Karar yüksekliği.

DISTANCE MEASURING EQUIPMENT (DME) : Mesafe ölçer (bkz. bölüm 6).

ELEVATOR : Uçağın dikey hareketlerini kontrol eden, kuyruk tarafındaki yatay dengeleyici veya üzerinde bulunan kontrol yüzeyleri.

FAA : Federal Aviation Administration, Amerikan sivil havacılık idaresi.

VIII

FD : Flight Director.

GLIDE PATH : Aletli iniş sistemiyle son yaklaşımda dikey kılavuzluk yapan alçalma profili, süzülme hattı.

GYRO COMPASS : Coğrafi pusula yönlerini gyroscope (cayroskob) aracılığıyla dairesel bir kart üzerine aktaran sistem.

HEADING : Uçuş esnasında uçak burun istikametinin gösterdiği yön.

HF : High Frequency. Kısa dalga (3-30 MHz).

HSI : Horizontal Situation Indicator. Gyro compass ile VOR/ILS göstergelerinin kombinasyonuyla oluşturulmuş komple bir seyrüsefer cihazı (bkz. bölüm 2:5).

IAS : Indicated Airspeed. Görünen hava hızı, IAS göstergesinde okunan değer.

ICAO : International Civil Aviation Organization. Uluslararası sivil havacılık teşkilatı.

ILS : Instrument Landing System. Aletli iniş sistemi (bkz. bölüm 3).

IVSI : Instantaneous Vertical Speed Indicator. Gecikmesiz dikey hız göstergesi (bkz. bölüm 9:5).

LF : Low Frequency. Uzun dalga (30-300 kHz).

LOCALIZER : Aletli iniş sisteminin yatay kılavuzluk yapan komponenti (bkz. bölüm 3).

MACHMETER : Uçak hava hızını ses hızı cinsinden veren gösterge (bkz: bölüm 9.4)

MARKER BEACON : 75 MHz'lik dikey fan şeklinde pattern yayınlayan bir elektronik seyrüsefer yardımcısı (bkz: bölüm 3.9)

MF : Middle Frequency: Orta dalga (300-3000 kHz)

MIDDLE MARKER (MM) : ILS yaklaşmada glide path üzerinde bir noktayı belirleyen, normalde karar yüksekliği noktasına veya yakınına yerleştirilen marker beacon (bkz: bölüm 3)

MLS : Microwave Landing System: Mikrodalga iniş sistemi

NAVIGATION : Uçak ve gemilerde alet ve harita kullanarak yön, pozisyon bulma tekniği, seyrüsefer

NDB : Non-directional Beacon: LF/MF bandlarında yayın yapan, uçaklara seyrüsefer yardımcısı olarak hizmet veren bir yer radyo istasyonu (bkz: bölüm 4)

OUTER MARKER : ILS yaklaşmada glide path'ı yakalama yüksekliğine veya yakınına yerleştirilen marker

PAR : Precision Approach Radar: Hassas yaklaşma radarı

PITCH : Uçak uzunlamasına ekseninin ufka göre yer değiştirme miktarının açısal ifadesi

PITCH ANGLE : Pitch açısı

PITOT SYSTEM : Açık hava akımına maruz bir tüpten veya tüplerden oluşan, hava veri sistemine ve/veya uçuş enstrümanlarına dinamik basınç sağlayan sistem.

PRF : Pulse Recurrence Frequency. Bir saniyede gönderilen pulse sayısı.

QFE : Uçağın lokal istasyon basıncına göre yerden yüksekliğini ifade eden kod.

QNE : Seyrüseferdeki bütün uçaklar tarafından kullanılan değeri 29.92 inHg veya 1013.2 mb olarak tayin edilmiş standart altimetre ayarı.

QNH : Uçağın lokal istasyon basıncına göre ortalama deniz seviyesinden yüksekliğini ifade eden kod.

RBI : Relative Bearing Indicator (bkz. bölüm 4)

RELATIVE BEARING : Uçağın bir radyo istasyonuna göre pozisyonunun açı cinsinden ifadesi.

RMI : Radio Magnetic Indicator. Uçağın kuzeye ve radyo istasyonuna göre pozisyonunu (relative bearing + heading) veren göstergesi.

ROLL : Uçağın uzunlamasına eksenini etrafındaki hareketi.

RUDDER : Uçağın dikey eksenini etrafında hareketini sağlayan genellikle dikey dengeleyici üzerine monte edilmiş kontrol yüzeyi.

RVR : Runway Visual Range. Yaklaşma ucundan pistin pilot tarafın-

dan görünebilir mesafesini ifade eden, aletle ölçüm sonucu elde edilen değer:

SLS : Side Lobe Suppression (bkz. bölüm 5:5):

SSB : Single Side band (bkz. bölüm 1):

VDF : VHF direction Finding: Yerden kontrollü yön bulma:

VHF : Very High Frequency: Çok kısa dalga (30-300 MHz):

VHF RT : VHF Radio Telephony: Uçuş ekibi ile hava trafik kontrol personeli arasında yapılan standart telsiz konuşmaları:

VLF : Very Low Frequency: Çok uzun dalga:

VOR : VHF Omnidirectional Range (bkz. bölüm 2):

VSI : Vertical Speed Indicator: Dikey hız göstergesi (bkz. bölüm 9:5):

YAW : Uçağın dikey eksen etrafındaki dönüşü:

1:

GİRİŞ

Tezimizin konusunu oluşturan seyrüsefer (Navigation) cihazlarının hemen hemen hepsinin bir yer istasyonu ile ilişkisi vardır. Bu ilişki elektromanyetik radyo dalgaları aracılığıyla gerçekleşir. Uçak ve yer istasyonu arasındaki iletişim bilgisinin radyo dalgalarına (carrier waves, CW) taşınmasıyla sağlanır. Bu işleme ise modülasyon denir.

Hava yolu uçaklarında (airliner) yer istasyonlarıyla bağlantı hayatı bir öneme sahiptir. Çünkü bütün "airliner" uçuşları aletli uçuş kuralları (Instrument Flight Rules, IFR)'na göre yapılır ve dışarıyla kural olarak görsel bir ilişki yoktur. Bütün uçuş, seyrüsefer cihazlarının uçuş ekibi tarafından yer istasyonlarına bağlanmasıyla yönlendirilir. Ayrıca trafiğin düzenlenmesi ve uluslararası uçuş kontrolü için radar sistemlerine gereksinim vardır.

Bütün bu sistemler bilgiyi modülasyon yöntemleriyle işlemekte olup sistemin karakterine göre modülasyon yöntemi değişmektedir. Avionik teknolojisinde kullanılan modülasyon yöntemleri ve kullanıldıkları sistemler hakkında şu kısa bilgileri vermek yerinde olacaktır.

a. Anahtarlama Yöntemi (Keying) : Bu yöntem seyrüsefer istasyonlarının (VOR, NDB vs.) tanıtılmasında (identification) kullanılır.

b. Genlik Modülasyonu (Amplitude Modulation) : Anahtarlama yöntemiyle kodlanmış ses frekansı (seyrüsefer istasyonu tanıtma sinyali) RF taşıyıcı dalga üzerine bindirilerek yayınlanır. LF ve MF bandlarında yayın yapan istasyonlar ve sivil havacılık VHF

RT konuşmalarında genlik modülasyonu kullanılır.

c. Frekans modülasyonu (Frequency Modulation) : Sivil havacılıkta VOR'larda taşıyıcı frekans olarak ve radyo altimetrede kullanılır.

d. Puls modülasyonu (Pulse Modulation) : Puls modülasyonunun kullanım alanı radarlardır. Günümüz kullanımında bir çok varyasyonu vardır.

e. Kenar Bandlar (Sidebands) : HF SSB haberleşmesinde ve Selcal çağrı sisteminde kullanılır.

1.1. YAYIN TASARIMI VE SINIFLANDIRILMASI

Sivil havacılıkta kullanılan bütün radyo yayınları tanımlarına ve istenen band genişliklerine göre ICAO tarafından tasarımlanmıştır. Radyo istasyonlarının artması ve teknolojideki ilerlemeler göz önüne alınarak 1 Ocak 1982'de yeni bir yayın düzenleme sistemi takdim edilmiştir. Eski sisteme göre bir takım değişiklikler de bu arada yer almıştır.

YAYIN	YAYIN BELİRLEYİCİLER	
	Yeni	Eski
NDB	NON A1A	AOA1
	NON A2A	AOA2
HF (Haberleşme)	J3 E	A3J
VHF (Haberleşme)	A3E	A3
VDF	A3E	A3

ILS	A8W	A2
VOR	AOW	A9
DME	PON	P

Birinci Sembol : Ana taşıyıcıya uygulanan modülasyon tipi. Burada : N Module edilmemiş bir taşıyıcı yayını gösterir. Ana taşıyıcının genlikçe module edildiği yayınlar için (bu ikincil taşıyıcıların açışal module edilmeleri durumunu da içerir).

- A Çift kenarband,
- H Tek kenarband,
- J Tek kenarbandlı, bastırılmış taşıyıcı.

Ana taşıyıcının açışal module edildiği yayınlar için:

- F Frekans modülasyonu,
- G Faz modülasyonu.

Puls modülasyonlu yayınlar için:

- P Module edilmemiş puls sıralaması,
- K Genlikçe module edilmiş pulse sıralaması.

İkinci Sembol : Ana taşıyıcıyı module eden sinyalin karakteri:

- O Modülasyon sembolü yok,
- 1 Module edici ikincil taşıyıcı kullanmayan, nicelikli sayısal bilgi içeren tek kanal,

- | | |
|---|--|
| 2 | Module edici ikincil taşıyıcı kullanan, nicelikli veya sayısal bilgi içeren tek kanal, |
| 3 | Analog bilgi içeren tek kanal, |
| 7 | Nicelikli veya sayısal bilgi içeren iki veya daha fazla kanal, |
| 8 | Analog bilgi içeren iki veya daha fazla kanal, |
| 9 | Yukarıdaki 1, 2 veya 7 ile 3 ve 8'i birleştiren kompozit sistem; |
| X | Yukarıdakilerin dışında; |

Üçüncü Sembol : Gönderilecek bilgi cinsi:

- | | |
|---|--------------------------------------|
| N | Her hangi bir bilgi yok, |
| A | Telgraf - kulakla alınabilir, |
| B | Telgraf - Otomatik alınabilir, |
| C | Faksimile, |
| D | Bilgi akışı, telemetri, telecommand, |
| E | Telefon (ses yayını dahil), |
| F | Televizyon (video), |
| W | Yukarıdakilerin kombinasyonu, |
| X | yukarıdakilerin dışında; |

1.2: FREKANS SPEKTRUMU VE ÖZELLİKLERİ

Havacılıkta kullanılan elektromagnetik dalga frekans spektrumu aşağıdaki tabloda özetlenmiştir:

Frekans Bandı	Sembolü	Frekans	Dalga Boyu
Haberleşme ve Seyrüsefer Yardımcıları			
Çok uzun dalga	VLF	3 - 30 kHz	100 - 10 km
Uzun dalga	LF	30 - 300 kHz	10 000 - 1 000 m
Orta dalga	MF	300 - 3 000 kHz	1 000 - 100 m
Kısa dalga	HF	3 - 30 MHz	100 - 10 m
Radar			
Çok kısa dalga	VHF	30 - 300 MHz	10 - 1 m
Ultra kısa dalga	UHF	300 - 3 000 MHz	100 - 10 cm
Süper kısa dalga	SHF	3 - 30 GHz	10 - 1 cm
Son derece kısa dalga	EHF	30 - 300 GHz	1 - 0,1 cm

Bir elektromagnetik dalganın propagasyonunda şüphesiz en etkili faktör frekansıdır. Yayın frekansına göre dalgalar çeşitli karakteristikler edinirler. Bir başka ifadeyle çeşitli formlarda bulunabilen radyo dalgaları çeşitli frekanslara göre farklı propagasyon özelliklerine sahiptirler.

a. Yüzey Dalgaları (Surface Waves) : Yeryüzü şekillerine uyum göstererek yüzeyden yayılan dalgadır. Düşük frekanslara oldukça iyi cevap verirler.

b. Gökyüzü Dalgaları (Sky Waves) : Bir alıcının elde ettiği sinyal her hangi bir bandda olduğu halde ionosphere tabakasından yan-

sıyarak gelebilir bu yansıyarak gelenler gökyüzü dalgaları olarak adlandırılır.

c. Uzay Dalgaları (Space Waves) : Bu dalgalar verici ve alıcı arasında doğrudan bir hat (line of sight) üzerinde yayılan dalgalardır ve çok yüksek frekans karakteristiğine sahiptirler.

Frekans bandları, propagasyon karakteristikleri ve ilgili uygulamalar aşağıdaki tabloda özetlenmiştir.

Dalga Boyu Sınıfı	Frekans Bandı	Karakteristiği	Uygulaması
Onbin Metre Üzeri	VLF	<p>Propagasyon : Yer ve gökyüzü dalgası.</p> <p>Erişme Uzaklığı : Yüzey dalgası ile 4 000 Nm.</p> <p>Statik : Şiddetli.</p> <p>Anten : Çok büyük.</p>	<p>Çok uzun mesafe seyrüsefer yardımcıları, Omega.</p> <p>Uzun mesafe haberleşmesi.</p>
Kilometrik	LF	<p>Propagasyon : Gündüz yer dalgası, gece yer ve gök dalgası.</p> <p>Erişme Uzaklığı : Yüzey dalgası ile 1 500 Nm.</p> <p>Statik : Daha az fakat oldukça etkili.</p> <p>Anten : Büyük.</p>	<p>Decca, NDB, Loran, Radio Range, Radyo yayını.</p>

Hektometrik	MF	<p>Propagasyon : LF'deki gibi</p> <p>Erişme Uzaklığı : Gündüz karada max. 300-500 Nm. Su yüzeyinde 1 000 Nm. Gece gök dalgaları vasıtasıyla biraz daha uzaklara erişir.</p> <p>Statik : Var ve yine etkili.</p>	<p>PAR, Doppler, Surveillance Radar, UHF IFF, IIR Radar, HF ye alimetre</p>
Dekametrik	HF	<p>Propagasyon : Esas olarak gece ve gündüz gök dalgalarıyla.</p> <p>Erişme Mesafesi : Yer dalgalarıyla yaklaşık 100 Nm. Gök dalgalarıyla 3 000- 4 000 Nm.</p> <p>Statik : Yine var, fakat etkisi az.</p>	<p>Uzun mesafe haberleşmesi telsiz, telg raf, SSB RT</p>
Metrik	VHF	<p>Propagasyon : Görüş hattı mesafesi veren space waves.</p> <p>Statik : Yok denecek kadar az.</p>	<p>VHF RT, ILS LOC, VDF, VOR Fan Markers.</p>
Desimetrik	UHF	<p>Propagasyon : Görüş hattı zayıflama; 1 000 MHz'den itibaren su buharından zayıflama başlar fakat önemli değil.</p>	<p>ILS GP, DME Surveillance Radar UHF RT</p>

Şantimetrik	SHF	Yukarıdaki gibi, zayıflama artar.	PAR, Doppler, Surveillance Radar, Uçak-taki hava radarı, Radyo altimetre
Milimetrik	EHF	Yukarıdaki gibi, zayıflama şiddetli, çok küçük antenler.	Hava alanı yüzey radarı, deneysel radar.

2: VOR - VHF OMNI-DIRECTIONAL RANGE

2.1. GİRİŞ

İkinci dünya savaşı öncesinde gittikçe kalabalıklaşan bir gökyüzü için düşük ve orta frekansların standart sistemler olarak kullanılmayacağı, bir takım yetersizliklerin ortaya çıkmasıyla anlaşıldı. 1930' larda Amerika'da kullanılan "4 Yönlü Düşük Frekans Sistemi" olarak anılan sistem, bir istasyonun ancak 4 yöne hizmet verebilmesini sağlıyordu. Bu birbiriyle kesişen iki hava yolunun ihtiyacını karşılıyordu fakat daha fazla yolların kesişmesi ihtiyacı ile birlikte sistem yetersiz kalıyordu. Havacılıkta yükselen irtifayla birlikte görüş hattı (VHF) frekanslarının haberleşmede kullanılmaya başlaması VOR'ların standart bir seyrüsefer (Navigation) sistemi olarak 1946 yılında Amerika'da, 1949 yılında ise bütün dünyada kabulünü getirdi.

VOR sistemi 108 - 118 MHz bandında 50 kHz aralıklarla oluşturulan frekans kanallarını kullanır. Bu band'daki 200 kanalın 160 tanesi VOR için, 40 tanesi de ILS Localizer için ayrılmıştır. 160 kanaldan 120'si ise hava yolu VOR'ları için, kalan 40 kanal ise kısa mesafeli terminal tipi VOR'lar için ayrılmıştır. Bir hava yolu VOR istasyonunun çıkış gücü 200 W civarında olup, 200 NM (370 km)'ye kadar hizmet verebilmektedir. Frekans bandı 112 - 118 MHz arasındadır. Bir terminal VOR; yaklaşık 50 W çıkış gücünde olup, 25 NM (46 km) mesafeye kadar ulaşabilmektedir. Frekansı ise 108 - 112 MHz bandı içerisindedir. Bu bandı ILS ile paylaşır. VOR çift sayılı kesirlere sahip frekansları kullanır (108.2, 108.4 vs.). ILS ise tek sayılı kesirleri kullanır (108.1, 108.3 vs.).



Uygun şekilde donatılmış bir uçağın uçuş ekibi, cihazlarını yayın mesafesi içindeki bir VOR istasyonuna ayarlayarak istasyonun ne yönde (Bearing) olduğunu, uçağın istasyona göre pozisyonunu (relative bearing) VOR veya HSI göstergelerinden okuyabilirler. Ayrıca VOR radyallerinden kendisine uygun olanı seçen pilot bir istasyondan (FROM) diğer istasyona (TO) hava yolu boyunca uçabilir veya otopilota uçağını teslim edebilir. Eğer bir VOR istasyonu bir DME istasyonu ile aynı frekansdan yayın yapıyorsa pilot bearing ve course bilgisinin yanında mesafe bilgisini de elde edebilir. VOR/DME sistem günümüzde kısa ve orta menzil standart navigation sistemi olarak kullanılmaktadır.

2.2. RADIAL, BEARING, HEADING, COURSE

VOR çalışma prensiplerine geçmeden önce havacılık terminolojisinde çok önemli yeri olan yukarıdaki deyimleri açıklamamız VOR'ı anlamak bakımından yerinde olur.

Bir VOR istasyonunun gösterdiği bütün yönler manyetik kuzey'e göre düzenlenmiştir (Bazı uzun mesafe navigation haritaları ve özel bir takım navigasyon haritaları hariç):

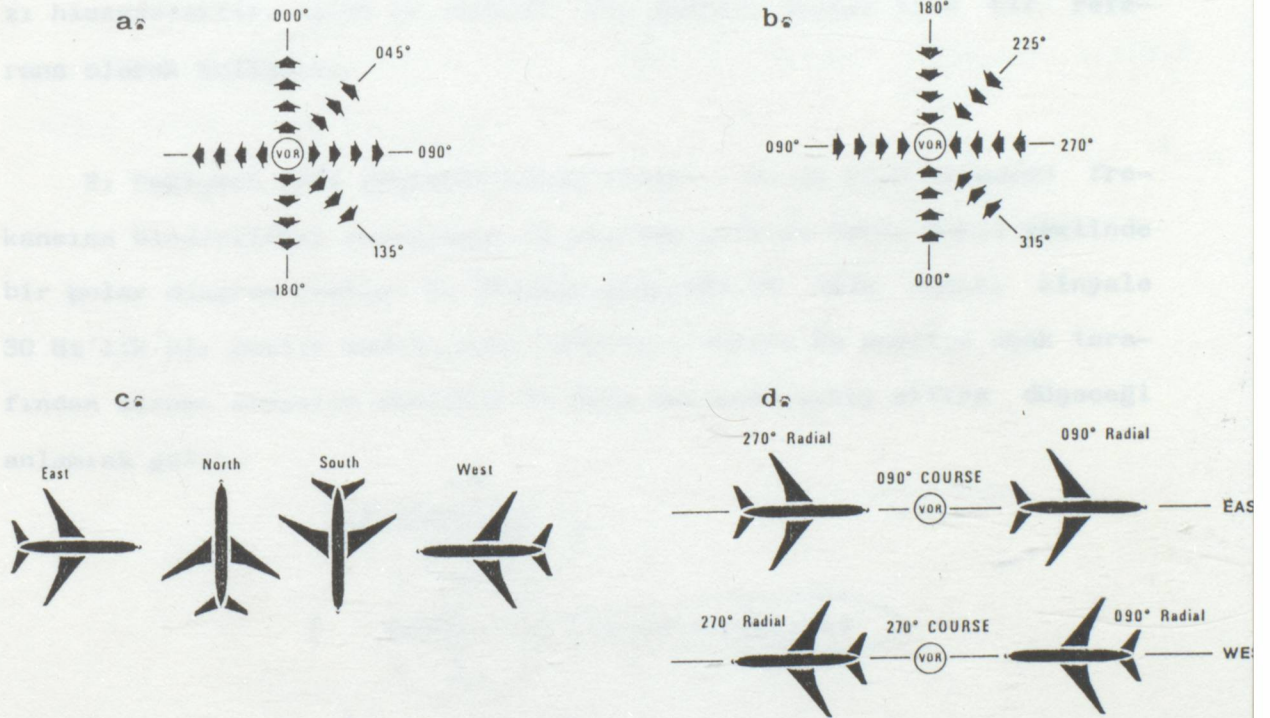
Radialler bir VOR istasyonunun gösterdiği yönler olup 360 dereceye bölünmüşlerdir. Teorik olarak sonsuz sayıda radyal vardır. Şekil 2.1'de bir VOR istasyonundan çıkan radyaller gösterilmiştir.

Şekil 2.1'de görüldüğü gibi bearing kelimesi bir yerin bir başka yere yönü ile ilgilidir. Buradaki kullanımı bir uçağın bir istasyona olan yönü anlamındadır. Bu tanıma göre radial ve bearing birbirinin karşılığıdır. Eğer uçağın üzerinde bulunduğu radyali biliyorsak bearing'i de biliyoruz demektir. Bu da uçağın uzaydaki pozisyonunu verir. Uçağın

heading'inin hangi yönü gösterdiğinin önemi yoktur:

Şekil 2.1'in gösterdiği gibi heading uçağın başının gösterdiği yöndür. Bunun compass heading ten başka şeyle ilgisi yoktur. Seyahat yönünü belirtmez. Şöyle ki; uçağın başı kuzeyi gösterirken uçak rüzgâr etkisiyle bir başka yöne, örneğin; kuzey batıya doğru seyahat edebilir:

Course kelimesi bir yolun her iki yönünü içeren fakat seyahat yönüne göre adlandırılan bir deyimdir. Şekil 2.1'in üst parçasında görülen örnekte 90° course'u verilmiştir. Bu course 90° ve/veya 270° rad-yallerinden oluşmakta olup, hareket yönü 90° 'dir. Alttaki örnekte ise 270° course'u görülmektedir.



Şekil 2.1 - a VOR'dan RADIAL'ler b VOR'a BEARING'ler

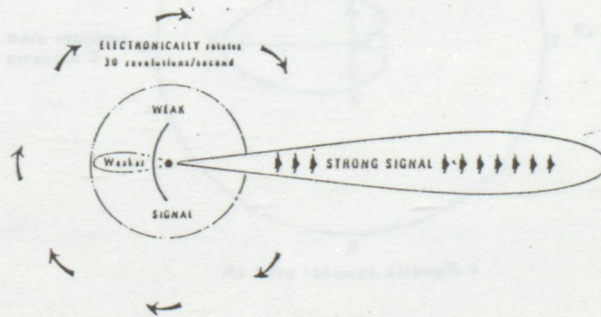
c HEADING d COURSE: Karşılıklı iki radyalden oluşan hat ve üzerindeki Heading

2.3. VOR ÇALIŞMA PRENSİBİ

VOR çalışma prensibi faz karşılaştırma yoluyla yön ölçümü esasına dayanır. VOR yer istasyonunun gönderdiği yönlendirilmiş sinyali alan uçaktaki alıcı cihaz bunu referans sinyali ile karşılaştırıp yorumlayarak yön bilgisini verir. Yer istasyonu aşağıda belirtileceği üzere iki ayrı sinyal yayar:

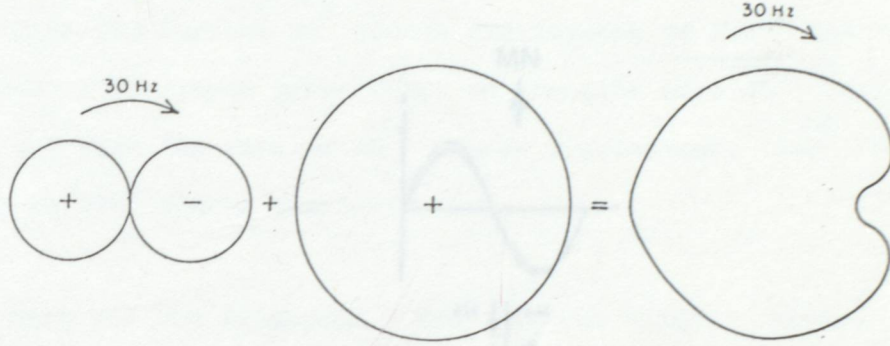
1: Referans Sinyali : Referans sinyali yer istasyonu tarafından istasyon için ayrılmış frekans üzerinden dört bir yöne gönderilen devamlı bir sinyaldir. 9960 Hz'lik ve 30 Hz'de module edilmiş bir ikincil taşıyıcıyı taşır. Dört bir yöne yayıldığı için polar diagramı dairedir. Bunun anlamı bir uçak istasyona göre nerede olursa olsun alıcı aynı fazı hissedecektir. Alıcı bu sinyali faz farkını ölçmek için bir referans olarak kullanır.

2: Değişken veya Yönlendirilmiş Sinyal : Bu da yine istasyon frekansına bindirilerek yayınlanır ve yayılma paterni dönen sekiz şeklide bir polar diagram üretir. Bu dönüşün saniyede 30 defa olması sinyale 30 Hz'lik bir genlik modülasyonu karakteri verir. Bu basitçe uçak tarafından alınan sinyalin saniyede 30 defa maximuma çıkıp sifıra düşeceği anlamına gelir.



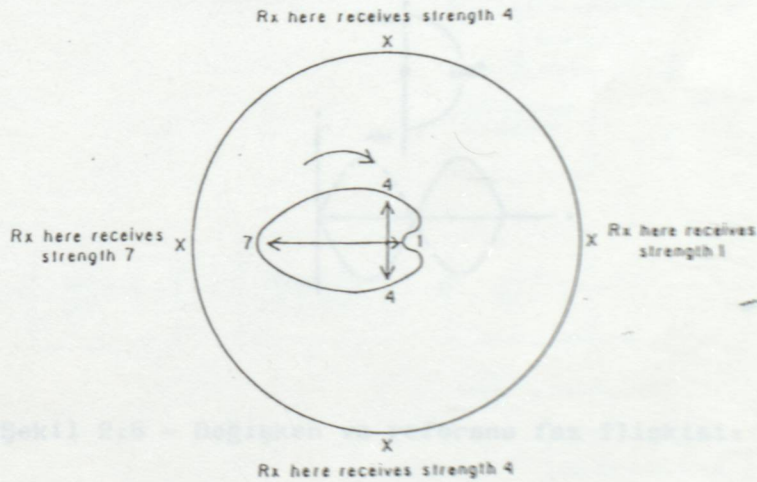
Şekil 2.2 - Elektronik döner anten prensibi. Taşıyıcı frekans 9960 Hz alt taşıyıcı ile genlik modülasyonuna, 9960 Hz alt taşıyıcı ise 30 Hz referans sinyali ile frekans modülasyonuna sahiptir.

Referans sinyali değişken sinyal ile birleştirildiği zaman ortaya dönen bir "Cardioid" çıkar. ADF halka anteni Cardioid'ine aykırı olarak VOR cardioid sinyalin sıfır olduğu bir pozisyona sahip değildir. Bu ise referans sinyali ve değişken sinyal arasındaki güç ilişkisinin ayarlanmasıyla sağlanır:



Şekil 2:3 - Döner anten sinyali ve referans sinyali toplamı kardioid.

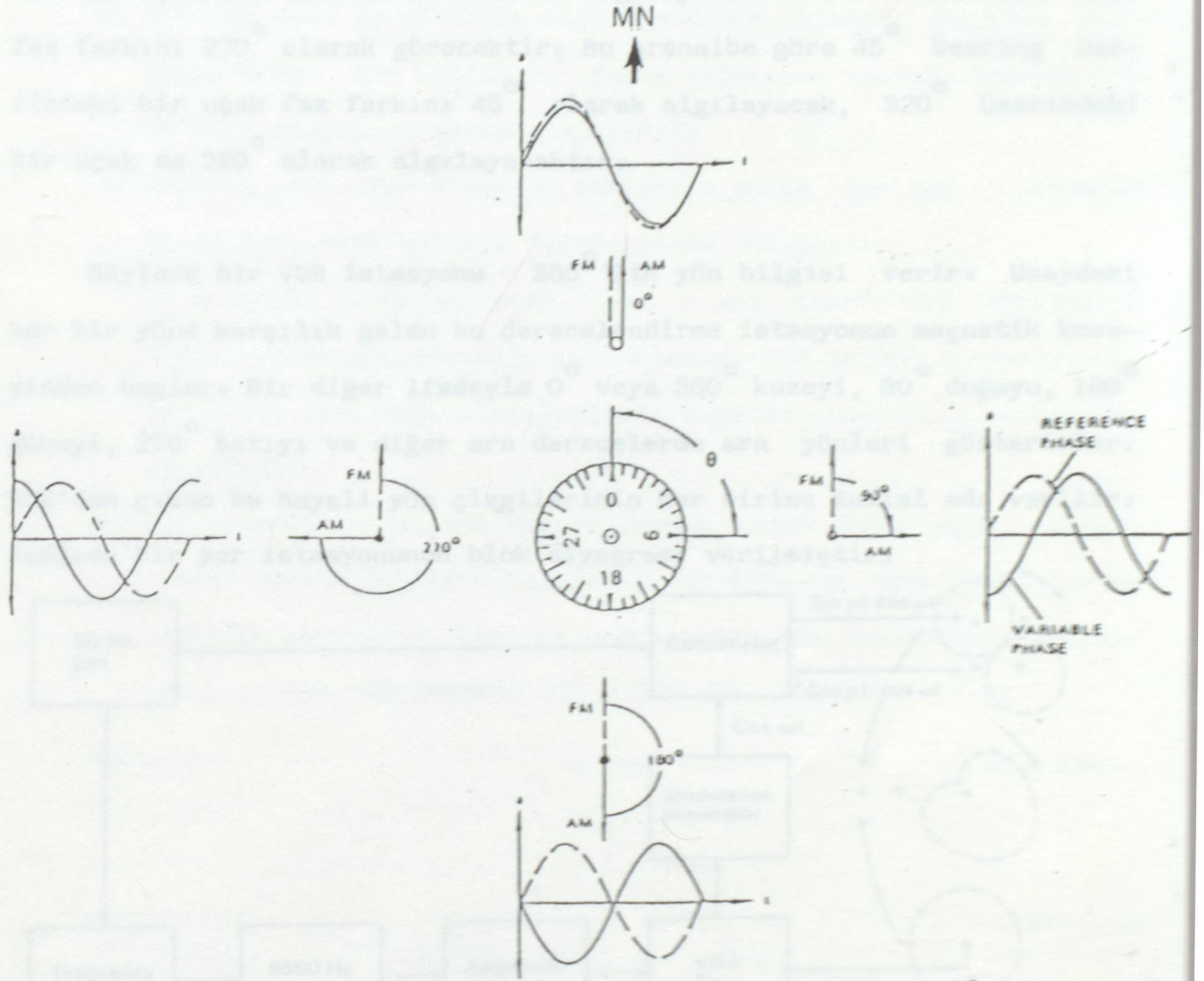
Elde edilen alan gücü dört kardinal noktada sırasıyla: 4:1:4:7 oranlarıyla ifade edilebilir.



Şekil 2:4 - Değişken referans faz ilişkisi.

Yukarıdaki şekilde görüldüğü gibi iki sinyalden referans sinyali sabit bir faz üretirken değişken sinyal yön değişir. Faz vermektedir. Şekil 2:4: Dört kardinal noktada elde edilen alan şiddeti.

Alttaki şekilde, bu dört noktada bulunan dört ayrı alıcının alınan sinyallerin genliklerinin zaman ekseninde çizilmesiyle karşılaştırmaları yapılarak yön bildirici karakteristikleri ortaya konmuştur:



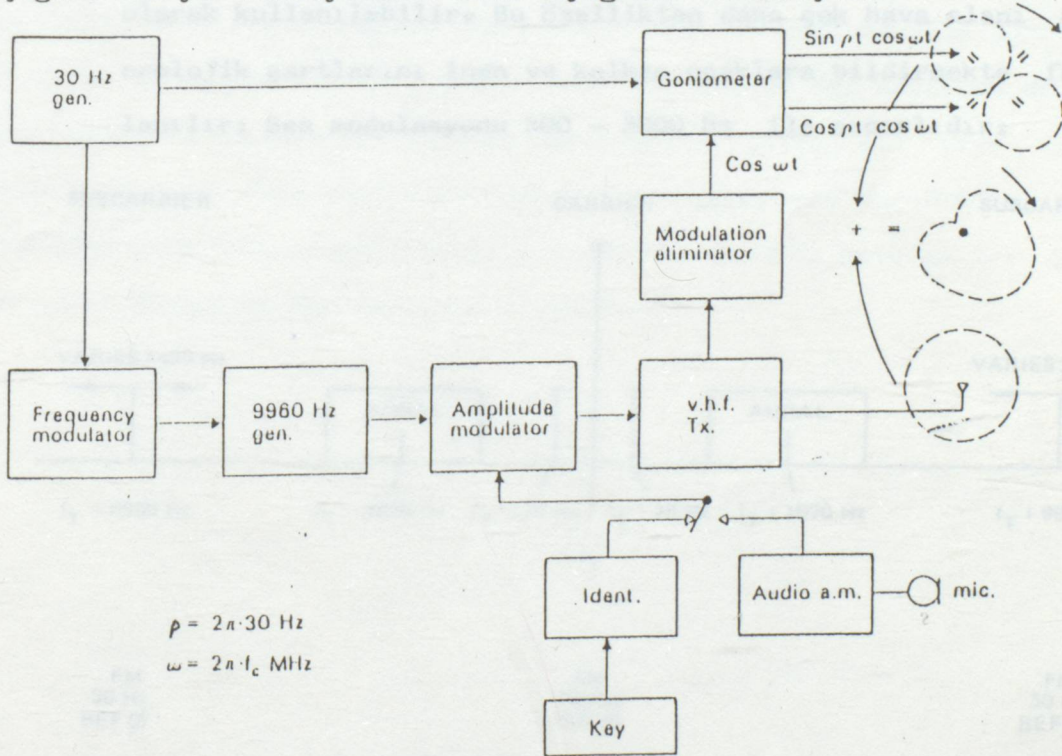
Şekil 2:5 - Değişken ve referans faz ilişkisi:

Yukarıdaki şekilde görüldüğü gibi iki sinyalden referans sinyali sabit bir faz üretirken değişken sinyal yön bağımlı faz vermektedir. Burada önemli bir nokta şudur: İstasyonun kuzeyindeki alıcı her iki

sinyali de aynı fazda görmektedir, sinyaller arasındaki faz farkı sıfır. Bu durum kasden üretilerek istasyonun magnetik kuzeyinin bir ölçme tabanı olarak görev alması sağlanmıştır.

Yine şekilden görüleceği gibi 90° magnetik bearing üzerinde bulunan bir uçak faz farkını 90° olarak algılayacak ve 270° üzerinde iken faz farkını 270° olarak görecektir. Bu prensibe göre 45° bearing üzerindeki bir uçak faz farkını 45° olarak algılayacak, 320° üzerindeki bir uçak da 320° olarak algılayacaktır.

Böylece bir VOR istasyonu 360° 'lik yön bilgisi verir. Uzaydaki her bir yöne karşılık gelen bu derecelendirme istasyonun magnetik kuzeyinden başlar. Bir diğer ifadeyle 0° veya 360° kuzeyi, 90° doğuyu, 180° güneyi, 270° batıyı ve diğer ara derecelerde ara yönleri gösterirler. VOR'dan çıkan bu hayali yön çizgilerinin her birine Radial adı verilir. Aşağıda bir yer istasyonunun blok diyagramı verilmiştir:

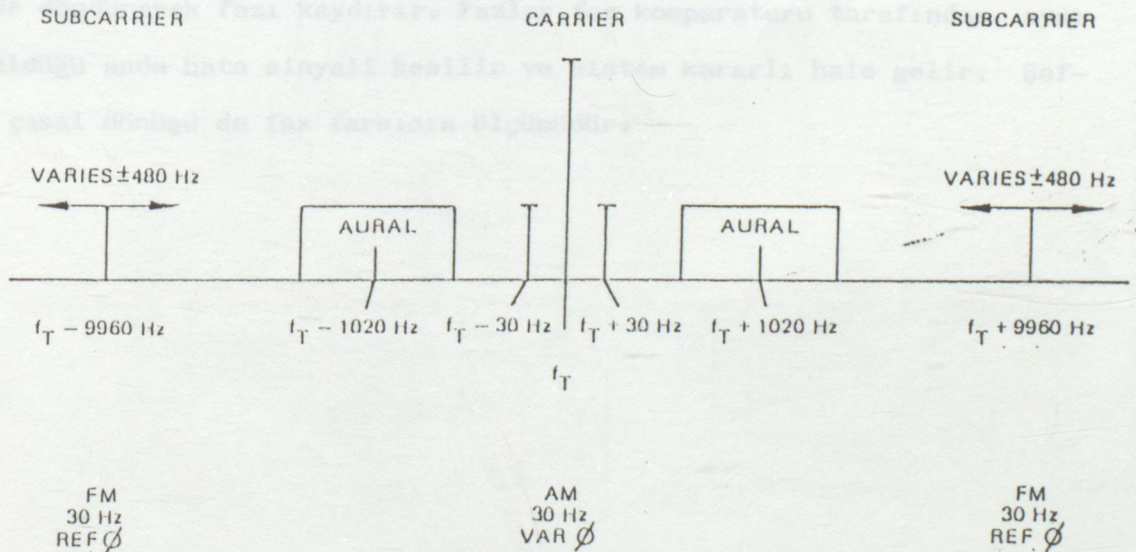


Şekil 2.6 - VOR yer istasyonu blok diyagramı.

2.4. FREKANS SPEKTRUMU

Geleneksel bir VOR istasyonunun yaydığı sinyaller yatay polarize edilmiş VHF dalgalarıdır. Bunlar:

1. 30 Hz a.m: Değişken faz sinyali.
2. 9960 Hz a.m: Bu 30 Hz'de module edilmiş ikincil taşıyıcı frekansı olup 480 Hz'lik bir sapma toleransı vardır. Buradaki 30 Hz'lik sinyal referans sinyalidir.
3. 1020 Hz a.m: Her 30 sn'de bir yayın yapan tanıtma sinyali. Morse kodu elde edilmek üzere module edilmiştir. Bu sinyalle üretilen morse kodu pilot tarafından dinlenerek doğru istasyonun alındığı gerçekleşir. VOR ve DME transmisyununun ortak yapıldığı istasyonlarda tanıtma sinyalleri senkronize edilmiştir.
4. Ses sinyali a.m: VOR sistem yerden havaya haberleşme kanalı olarak kullanılabilir. Bu özellikten daha çok hava alanı meteorolojik şartlarını inen ve kalkan uçaklara bildirmekte faydalanılır. Ses modülasyonu 300 - 3000 Hz ile sınırlıdır.

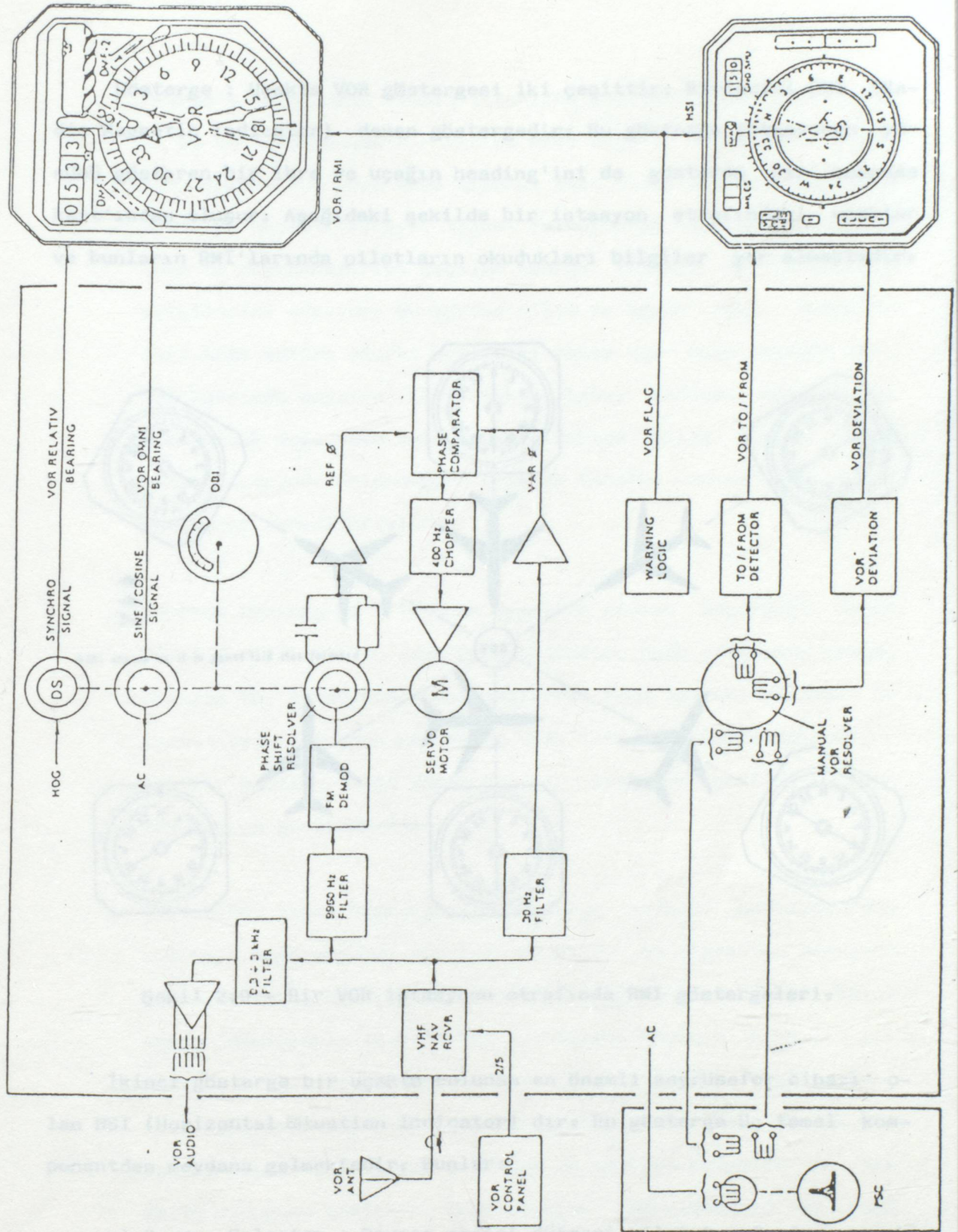


Şekil 2.7 - VOR yayın spektrumu.

2.5: UÇAK ÜSTÜNDEKİ CİHAZLAR

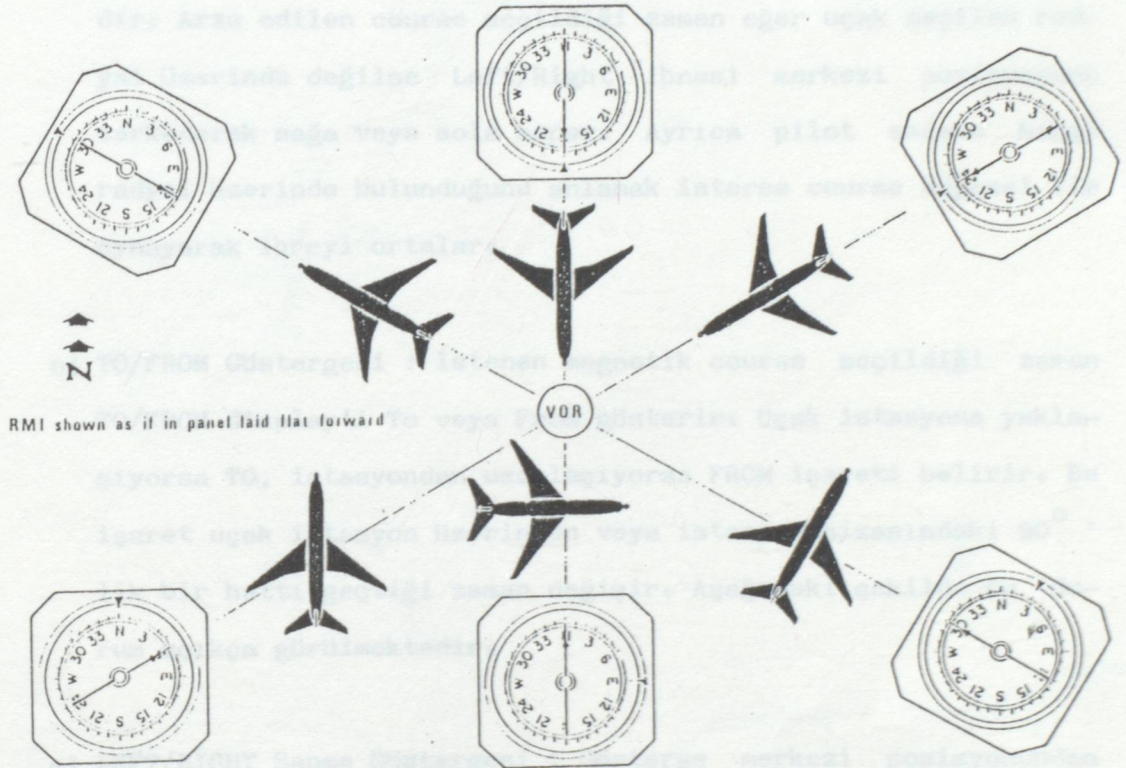
Anten : Uçaktaki VOR antenleri 108 - 118 MHz arası yatay polarize edilmiş sinyalleri alma kabiliyetine sahip küçük yatay dipollerdir. Uçakta her bir yönden VOR sinyallerini alabilecek fakat VHF RT haberleşme anteninden etkilenmeyecek şekilde yerleştirilirler. Bir VOR anteni aynı zamanda ILS localizer sinyallerini de kabul eder.

Alıcı : Bir VOR alıcısı referans sinyali ve değişken sinyali karşılaştırarak ortaya çıkan faz farkını uygun bir forma sokup çeşitli gösterge komponentlerine yollar. İki sinyal iki farklı kanalda işleme tabi tutulup taşıyıcı sinyallerinden gerekli kartlarda filtrelenip kurutulurlar. 30 Hz'lik FM referans sinyali bir ayırıcı vasıtasıyla 30 Hz a.m. sinyale çevrilir ve bundan sonra 30 Hz a.m. değişken sinyal ile faz komparator ünitesinde karşılaştırılır. Eğer iki sinyal aynı fazda ise devreler dengede demektir ve gösterge doğru bearing gösterir. Eğer iki sinyal aynı fazda değilse faz komparatoru bir hata sinyali göndererek servo motoru çalıştırır. Servo motor bir şaftla faz kaydırma devresine bağlıdır. Böylece enerjilenen servo motor şaftı bir veya diğer yönde döndürerek fazı kaydırır. Fazlar faz komparatoru tarafından aynı görüldüğü anda hata sinyali kesilir ve sistem kararlı hale gelir. Şaftın çısal dönüşü de faz farkının ölçümüdür.



Şekil 2:8 - Uçakta VOR sistem yerleşimi:

Gösterge : Uçakta VOR göstergesi iki çeşittir: Birincisi RMI (Radio Magnetic Indicator) denen göstergedir. Bu gösterge istasyonun yönünü gösteren bir ibre ve uçağın heading'ini de gösteren bir compass kart'ından oluşur. Aşağıdaki şekilde bir istasyon etrafındaki uçaklar ve bunların RMI'larında pilotların okudukları bilgiler yer almaktadır:



Şekil 2:9 - Bir VOR istasyonu etrafında RMI göstergeleri:

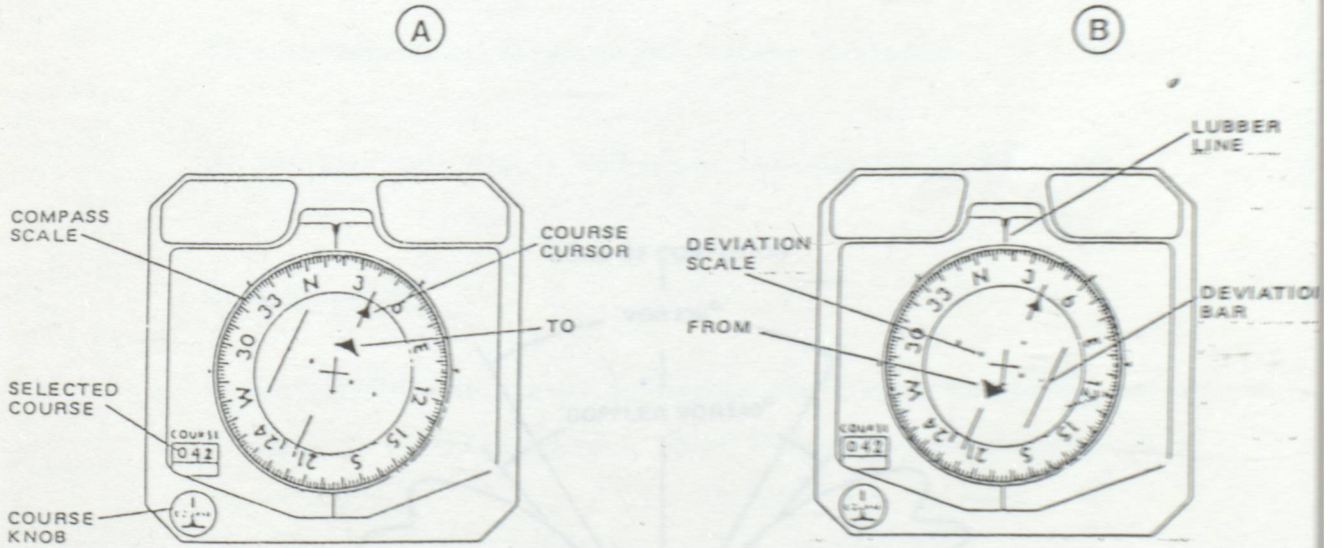
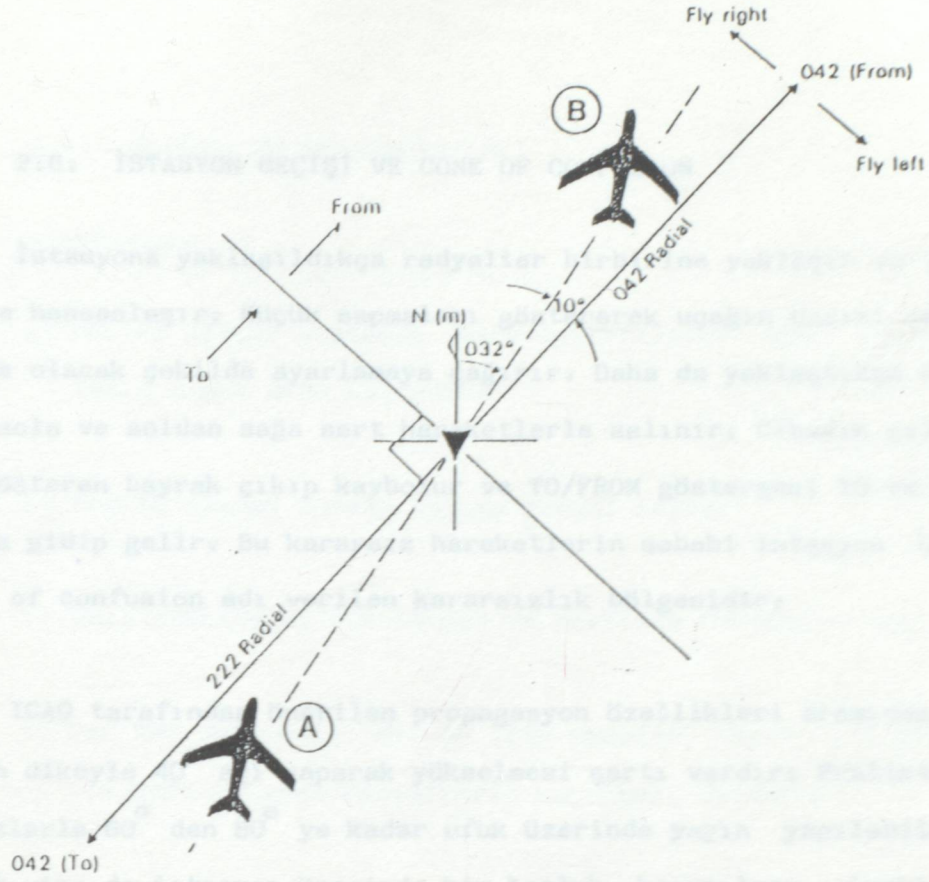
İkinci gösterge bir uçakta bulunan en önemli seyrişer cihazı olan HSI (Horizontal Situation Indicator) dir. Bu gösterge üç temel komponentden meydana gelmektedir. Bunlar:

- Course Selector : Course seçici düğmesi pilot tarafından uçmak istediği yöndeki magnetik course'u seçmek üzere kullanılır. Bir istasyona doğru uçmak için kendisini istasyona götürecektir.

course'u veya takip etmesi istenilen course'u yahut karşılığını, ki bu istasyondan bir radial'dır, seçer. İstasyona doğru 042° magnetik course'unda seyahat eden pilot HSI'da 042° veya 222° 'yi seçebilir. Aynı işlemi istasyondan uzaklaşan bir uçak için de düşünebiliriz. Seçilen course TO/FROM ve Left/Right bilgilerini etkiler. Bu yüzden pilot en uygun ayarı seçmelidir. Arzu edilen course seçildiği zaman eğer uçak seçilen radial üzerinde değilse Left/Right ibresi merkezi pozisyonunu terkederek sağa veya sola sapar. Ayrıca pilot sadece hangi radial üzerinde bulunduğunu anlamak isterse course düğmesi ile oynayarak ibreyi ortalar.

b) TO/FROM Göstergesi : İstenen magnetik course seçildiği zaman TO/FROM display'i To veya From gösterir. Uçak istasyona yaklaşıyorsa TO, istasyondan uzaklaşıyorsa FROM işareti belirir. Bu işaret uçak istasyon üzerinden veya istasyon hizasındaki 90° 'lik bir hattı geçtiği zaman değişir. Aşağıdaki şekilde bu durum açıkça görülmektedir.

c) LEFT/RIGHT Sapma Göstergesi : Gösterge merkezi pozisyonundan sol veya sağa saparak seçilen radyalin ne tarafta olduğunu gösteren dikey bir ibreden ibarettir. İğnenin hareketi belli sayıda noktalarla işaretlenen bir açısal skalaya karşılık gelir. Uçak eğer radial üzerindeyse ibre ortadadır. Değilse ibre sola veya sağa saparak seçilen radial ile üzerinde bulunan radial arasındaki açısal uzaklığı ve seçilen radyalin ne tarafta olduğunu gösterir. Uçak seçilen radyalden 10° ve daha fazla uzaksa ibre tam sapar. Skala sola ve sağa 10° 'ar derecelik sapmaları gösterir. Cihaz iki veya beş noktalı skalaya sahip olabilir. 2 noktalı olması durumunda bir nokta 5° yi gösterir. 5 noktalı skalada ise bir nokta 2° 'ye karşılık gelir.

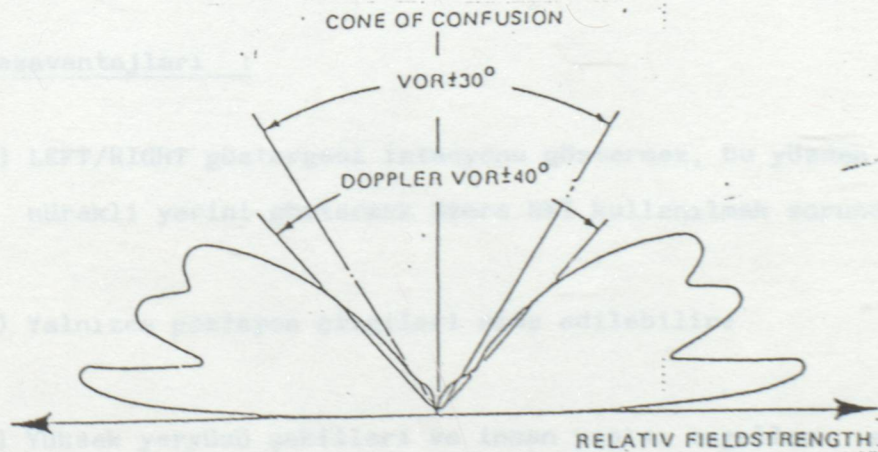


Şekil 2:10 - Seçilmiş olan 042 Course (kors)'u için bu uçağın VOR istasyonunu geçmeden önce ve geçtikten sonraki HSI göstergesi.

2.6: İSTASYON GEÇİŞİ VE CONE OF CONFUSION

İstasyona yaklaşıldıkça radyaller birbirine yaklaşır ve ibre git-tikçe hassaslaşır. Küçük sapmaları göstererek uçağın başını radyal üze-rinde olacak şekilde ayarlamaya çağırır. Daha da yaklaştıkça ibre sağ-dan sola ve soldan sağa sert hareketlerle salınır. Cihazın çalışmadığı-nı gösteren bayrak çıkıp kaybolur ve TO/FROM göstergesi TO ve FROM ara-sında gidip gelir. Bu kararsız hareketlerin sebebi istasyon üzerindeki cone of confusion adı verilen kararsızlık bölgesidir.

ICAO tarafından önerilen propagasyon özellikleri arasında sinyal-lerin dikeyle 40° açı yaparak yükselmesi şartı vardır. Pratikte modern cihazlarla 60° den 80° ye kadar ufuk üzerinde yayın yapılabilir. Fakat yine de istasyon üzerinde bir boşluk kaçınılmaz olmaktadır. Bu bölge içinde kalma süresi uçuş yüksekliğine ve uçağın yere göre hızına bağlıdır.



Şekil 2.11 - VOR istasyonu üzerindeki kararsızlık bölgesi.

2.7. AVANTAJ VE DEZAVANTAJLARI

Avantajları :

- a) Yerini aldığı sistemle karşılaştırılırsa VOR göstergelerini takip etmek daha kolaydır.
- b) Teorik olarak sonsuz sayıda radyal sağlar.
- c) Gece etkisinden etkilenmez ve pratikte statikten bağımsızdır.
- d) Bir VHF yardımcısı olduğu için mesafesi hassas bir şekilde tayin edilip başka sinyallerle karışması önlenir.
- e) DME ile frekans eşleştirmesi yapılarak sabit nokta (fix) elde edilmesini sağlar.
- f) Arızalandığını bildiren bir cihaza sahiptir.
- g) VHF bandında olması nedeniyle antenleri daha küçüktür.

Dezavantajları :

- a) LEFT/RIGHT göstergesi istasyonu göstermez, bu yüzden istasyonun sürekli yerini göstermek üzere RMI kullanılmak zorundadır.
- b) Yalnızca pozisyon çizgileri elde edilebilir.
- c) Yüksek yeryüzü şekilleri ve insan yapısı engeller sinyalleri kesip, yansıtıp, zayıflatabilir.

d) Geniş bir alanı kapsaması için çok sayıda istasyon gereklidir.

e) Yalnızca görüş hattı mesafesi verir.

İİS (Instrument Landing System) ikinci dünya savaşı sırasında Amerika'da geliştirilmiş bir pist yaklaşma yardımcıdır. Verdiği bilgiler pilot tarafından yorumlanan görsel bilgiler aracılığı ile elde edilir. Ve uçuşun pist orta hattı uyarısı boyunca alınarak inmeden belirlenmiş yüksekliğe kadar veya pist eşiğine kadar inişini sağlar. Pratikte pilot İİS'in sağladığı sınırlı alçaklık yüksekliğine geldiğinde pisti görüp görüşüne göre inişe veya iniş geçişine karar verir. İİS veya İLS sisteminde sahip pilotlara hassas albat pilotları denir.

İİS yer ve hava elemanlarından oluşmaktadır. Her elemanı şu şekildedir:

a) Localizer Vericisi : Bu verici yakarı alanında pist orta hattı, istikametinde uçulmuş yönü bildirir.

b) Glide Path Vericisi : Bu verici dikey düzlemde yaklaşma rehberliği yapar.

c) İki veya üç Tane Yer İşaretleme Sinyali (Marker Beacon) : Bu sinyaller uçak pistin başına yaklaşırken görünür, yer ve yükseklik kontrolü sağlar.

İİS sisteminde sağlanan pist yaklaşma yardımcı sistemi ve minimum alçaklık yüksekliğine göre ILS kategorisi üç kategoride ayrılmıştır. Hangi kategoride yaklaşma yapılacağına göre her bir kategori için belirlenen RVR değerine sahip olmalı gerekir. İkinci pilot ve kategori için belirlenen

3: ILS (INSTRUMENT LANDING SYSTEM)

3.1. GİRİŞ

Aletli iniş sistemi (ILS) ikinci dünya savaşı sırasında Amerika'da geliştirilmiş bir pist yaklaşma yardımcısıdır. Verdiği bilgiler pilot tarafından yorumlanan görsel bilgiler aracılığı ile elde edilir. Ve uçağın pist orta hattı uzantısı boyunca alçalarak önceden belirlenmiş yüksekliğe kadar veya pist eşiğine kadar inmesini sağlar. Pratikte pilot ILS'in sağladığı minimum alçalma yüksekliğine geldiğinde pisti görüp görmemesine göre inişe veya pas geçmeye karar verir. ILS veya PAR hizmetine sahip pistlere hassas alet pistleri denir.

ILS yer ve hava elemanlarından oluşmaktadır. Yer elemanları şunlardır:

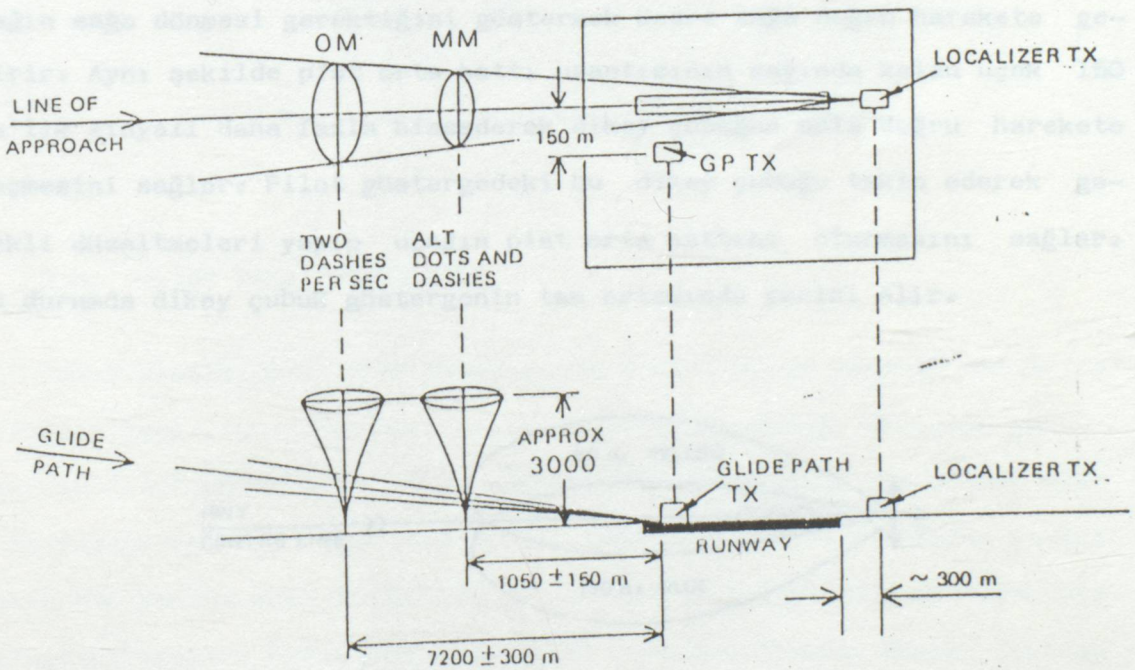
- a) Localizer Vericisi : Bu verici yatay düzlemde pist orta hattı istikametinde açısal yön rehberliği yapar.
- b) Glide Path Vericisi : Bu verici dikey düzlemde yaklaşma rehberliği yapar.
- c) İki veya Üç Tane Yer Belirleyici Sinyal (Marker Beacon) : Bu sinyaller uçak sistem üzerinden geçerken alınır, yer ve yükseklik kontrolü sağlar.

ILS sistem sağladığı pist görüş mesafesine uyumu ve minimum alçalma yüksekliğine göre ICAO tarafından üç kategoriye ayrılmıştır. Hangi kategoride yaklaşma yapılıyorsa pistin o katagori için belirlenen RVR değerine sahip olması gerekir. Ayrıca pilot o katagori için belir-

lenen "Karar Yüksekliği" (DH) denen minimum alçalma yüksekliğine geldiğinde pisti veya yaklaşma ışıklarını görmek zorundadır: (CAT I ve CAT II için): Bu gün dünyada en yaygın kullanılan sistem CAT I olmakla beraber kalabalık meydanlarda ve hava koşullarının elverişsiz olduğu kuşaklarda CAT II tercih edilmektedir; CAT III ise bu gün başlıca Amerika olmak üzere bir kaç ülkede kullanılmaktadır; Sebebi ise çok pahalı bir sistem olmakla beraber bir yıl içinde kullanımı oldukça sınırlıdır:

Kategori	DH	RVR
CAT I	60 m (200 ft)	800 m (2600 ft)
CAT II	30 m (100 ft)	400 m (1200 ft)
CAT III A	-	200 m (700 ft)
CAT III B	-	30 m (150 ft)
CAT III C	-	Sıfır -

ILS yer sistemi şekil 3:1'de görüldüğü gibi temsil edilebilir:

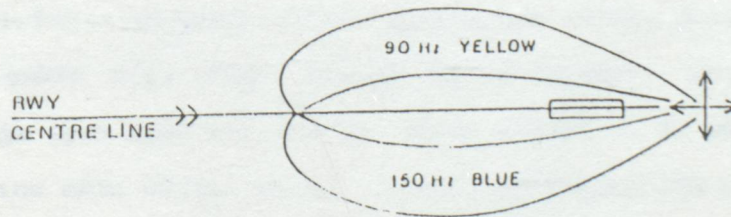


Şekil 3:1 - ILS yer sistemi.

3.2: ILS LOCALIZER TRANSMITTER

Localizer vericisinin yayınladığı sinyal üst üste binen iki elipsoid paternden oluşur ve pist orta hattının bir uzantısı halinde elektronik bir yaklaşma istikamet hattı oluşturur. Verici anteni pist orta hattı üzerinde ve pist sonundan yaklaşık 300 m uzaklıkta bulunur. İki patern bir tek ILS frekansı üzerinden VHF bandında yayınlanır böylece uçaktaki alıcı farklı module edilmiş her iki paterni birbirinden ayırır. Yaklaşma yapan pilota göre pistin sağındaki patern 150 Hz'lik bir sinyal ile module edilmiş olup "Mavi" sektör olarak adlandırılır. Soldaki patern ise 90 Hz ile module edilmiş olup "Sarı" sektör olarak adlandırılır.

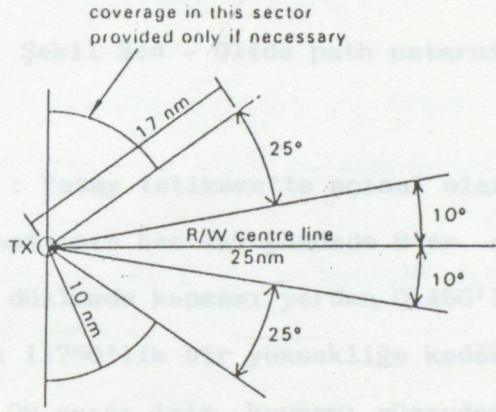
Piste yaklaşmakta olan bir uçak iniş istikametinde pist orta hattının solunda kalmışsa alıcı cihaz 90 Hz'lik sinyali artan bir tonda, 150 Hz'lik sinyali ise azalan bir tonda hisseder. Bu farklılık (DDM : difference in depth of modulation) ILS göstergesinin dikey çubuğunu uçağın sağa dönmesi gerektiğini göstermek üzere sağa doğru harekete geçirir. Aynı şekilde pist orta hattı uzantısının sağında kalan uçak 150 Hz'lik sinyali daha fazla hissederken dikey çubuğun sola doğru harekete geçmesini sağlar. Pilot göstergedeki bu dikey çubuğu takip ederek gerekli düzeltmeleri yapıp uçağın pist orta hattına oturmasını sağlar. Bu durumda dikey çubuk göstergenin tam ortasında yerini alır.



Şekil 3.2 - Localizer paterni:

3.2.1. LOCALIZER ETKİ ALANI

Localizer, vericiden itibaren 25 Nm (46 Km)'lik bir mesafeyi, pist orta hattından sağa ve sola 10'ar derecelik sapmayla kapsar. Buna ek olarak orta hattın 35° lik sapmayla 17 Nm (32 Km)'a kadar uzanır. Bu boyutlar topografik nedenlerle küçültülebilir. Belirtilen alanlar içinde dikey kapsamı 7° dir. Bu hacim içinde localizer operasyonu için yeterli alan şiddeti sağlanmaktadır. Bu alanın dışında sinyal gücü süratle düşer. Benzer şekilde maximum alan şiddeti pist orta hattı üzerinde 10 Nm'e kadar yönlendirilmiştir.



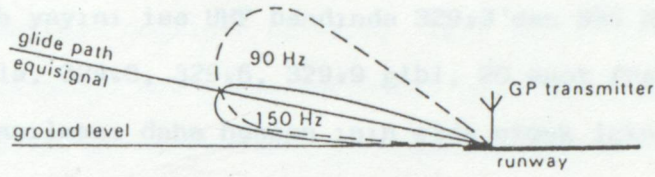
Şekil 3.3 - Localizer etki alanı (coverage).

3.3. GLIDE PATH TRANSMITTER

İdeal olarak glide path vericisi ve anteni piste dokunma noktasına yerleştirilmeli. Fakat sistemin deneme aşamasında olduğu günlerde görüldüğü vericiyi çeken kişi cihazı pistin dışına çekmekte yeterince hızlı davranmadığı için uçak hasarlarına sebep olmuştur. Bu yüzden verici pistin bir yanına orta hattın 150 m ve pist eşiğinden 300 m uzaklığa yerleştirilmiştir. Yayın dikey düzlemde localizer'dekine benzer şekilde iki paternden oluşmaktadır. Üstteki patern 90 Hz modülasyona, alttaki ise 150 Hz modülasyona sahiptir. İki modülasyonun derinlikçe eşit oldu-

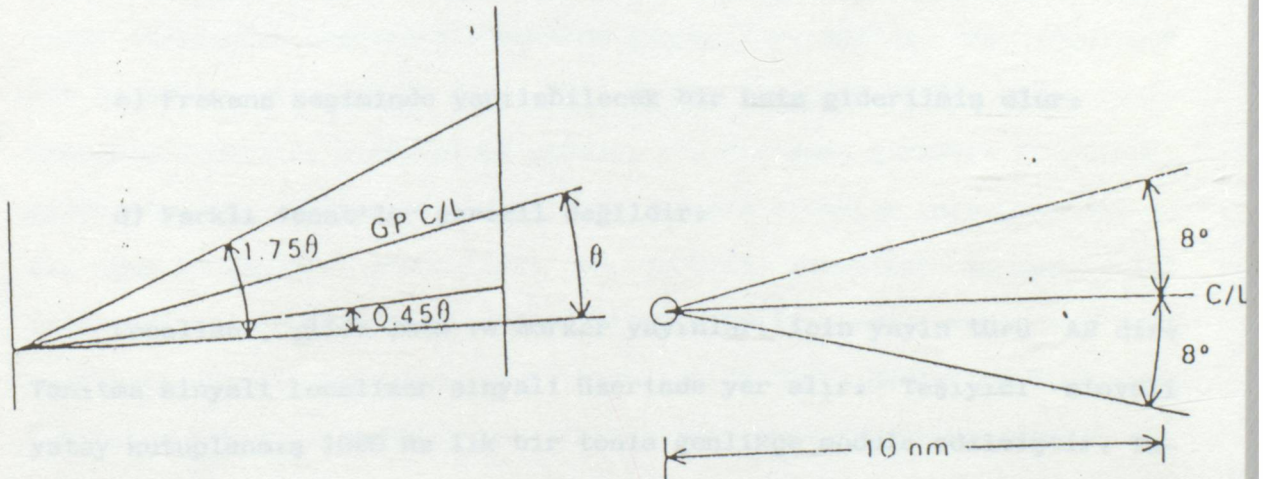
ğ u hat boyu Glide slope (Süzülme Sırtı) orta hattını verir:

Bu glide slope yataydan 3° açı ile ayrılır. Fakat lokal koşullara göre 2° ile 4° arasında ayarlanabilir:



Şekil 3.4 - Glide path pateni:

Kapsadığı Alan : Yatay istikamette açısal olarak (azimuth) kapsadığı alan GP orta hattının her iki yönünde 8'er derece olup 10 Nm'e kadar uzanır. Dikey düzlemde kapsamı yerden 0,450'lik bir açısal yükseklikten başlayarak 1:750'lik bir yüksekliğe kadar devam eder. Bunun anlamı 30° 'lik bir GP açısı için kapsamı yüzeyden 1:35' den 5:25' ye kadardır:



Şekil 3.5 - Glide path dikey ve yatay etki alanı:

3.4. FREKANSLARI VE TANITMA SİNYALİ (IDENTIFICATION)

Localizer frekansları ILS için VHF bandında ayrılmış tek kesirli frekanslardır. Bunlar 108'den 112 MHz kadar olan 108.1, 109.3 vs. gibi frekanslardır.

Glide path yayını ise UHF bandında 329.3'den 335 MHz'e kadar 300 kHz aralıklarla, 329.3, 329.6, 329.9 gibi, 20 spot frekans halinde yer alır. UHF kullanılması daha hassas ışın elde etmek içindir.

Localizer ve glide path yayınları frekans eşlemelidirler. Şöyleki: Yirmi localizer frekansından her biriyle bir glide path frekansı eşleştirilmiştir. 109.3 ile 332.0, 115.5 ile 332.9 eşleştirilmiştir. Frekans eşleştirmenin avantajları şöyle sıralanabilir:

- Bir anahtarla her iki alıcı da harekete geçirilir. Bu ise çalışma yükünü azaltır.
- Frekans seçimi hızlı ve kolaydır. Pilot yalnızca localizer frekansını seçer ve glide path frekansı için döküman araştırmaz.
- Frekans seçiminde yapılabilecek bir hata giderilmiş olur.
- Farklı ident'ler gerekli değildir.

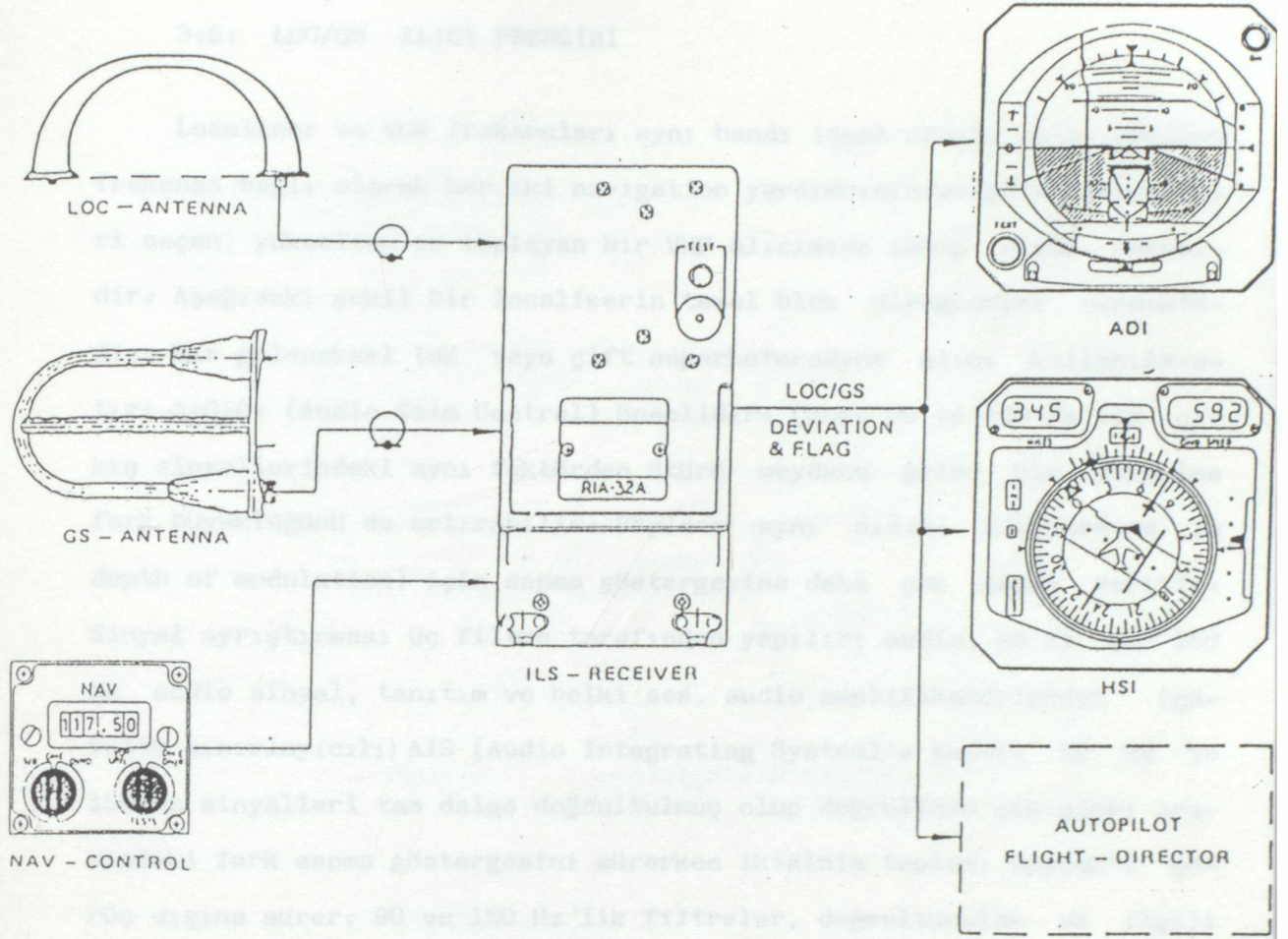
Localizer, glide path ve marker yayınları için yayın türü A2 dir. Tanıtma sinyali localizer sinyali üzerinde yer alır. Taşıyıcı sinyali yatay kutuplanmış 1020 Hz lik bir tonla genlikçe module edilmiştir. Tanıtma sinyali (Ident) morse kodunda iki veya üç harften oluşur.

3.4: BACK BEAM

Localizer yayını normalde yaklaşma istikametinde iniş yapan uçaklara yatay açısal yön (azimuth) rehberliği yapacak şekilde yönlendirilmiştir. Fakat genellikle localizer anteni arkasında bir miktar radyasyon taşması vardır ve bu bölgede uçulursa sinyal alınabilir. Bu sinyal kullanmak için değildir ne varki bazı yerlerde bu sinyal özellikle istenir ve pisti pas geçme durumunda pist istikametini korumak için kullanılabilir. Bu sinyal ters yaklaşma course'da sağlayabilir. Fakat bu durumda glide path yoktur ve yaklaşma bir hassas yaklaşma olarak kabul edilmez. ILS göstergesindeki localizer çubuğu da ters yöne sapar.

3.5: KURULMASI (INSTALLATION)

ILS söz konusu edildiğinde ilk akla gelen localizer, glide path ve marker alıcılarından elde edilen çıkışlardır. Localizer ve glide slope sapmaları (sırasıyla sola uç/sağa uç, yukarı uç/aşağı uç) Horizontal Situation Indicator (HSI)'a ve Attitude Director Indicator (ADI) a gönderilir. HSI'da localizer bir dikey çubuğu course belirleyicinin sağına ve soluna hareket ettirir. Glide slope sapması ise bir üçgen pointer tarafından sağdaki bir skalada gösterilir. ADI'da ise localizer bir temsili piste kumanda eder. Pist ortada ise uçak pistin orta hattı üzerinde demektir. Glide slope sapması ise HSI'daki gibidir. Localizer, glide slope ve marker sinyalleri aynı zamanda otomatik iniş sisteminde, eğer kurulmuşsa, gönderilir. Bu durumda localizer sapması roll (aileron) ve yaw (rudder) kanalları için gerekli sinyali sağlar. Pitch (elevator) kanalı ise glide slope sapmalarına tepki gösterir. Uçak iniş noktasına yaklaştıkça pitch kanalının glide slope sapmasına tepkisi adım adım azaltılır, bu azaltma outer marker tarafından tetiklenir ve radyo altimetre çıkışıyla orantılı şekilde kontrol edilir.

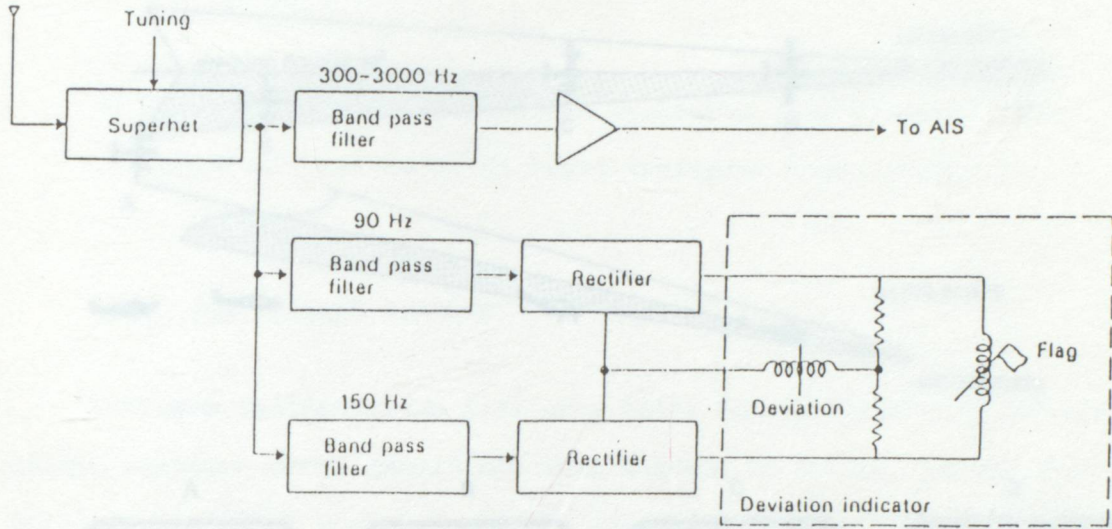


Şekil 3.6 - ILS uçak gösterge ve cihazlar.

3.6: LOC/GS ALICI PRENSİBİ

Localiner ve VOR frekansları aynı bandı işgal ettiği için seçilen frekansa bağlı olarak her iki navigation yardımcısından gelen sinyalleri seçen, yükselten ve toplayan bir VHF alıcısına sahip olmak normaldir. Aşağıdaki şekil bir localizerin temel blok diyagramını vermektedir. Bir geleneksel tek veya çift superheterodyne alıcı kullanılmıştır. A.G.C. (Audio Gain Control) önemlidir. Çünkü 90 ve 150 Hz 'lik çıkış sinyallerindeki aynı faktörden ötürü meydana gelen bir yükselme fark büyüklüğünü de artırabilir. Böylece aynı d.d.m. (difference in depth of modulation) için sapma göstergesine daha çok sapma verilir. Sinyal ayrıştırması üç filtre tarafından yapılır; audio, 90 Hz ve 150 Hz audio sinyal, tanıtım ve belki ses, audio amplifikatörlerden (gürültü sınırlayıcılı) AIS (Audio Integrating System)'e geçer. 90 Hz ve 150 Hz sinyalleri tam dalga doğrultulmuş olup doğrultucu çıkışları arasındaki fark sapma göstergesini sürerken ikisinin toplamı bayrak'ı görüş dışına sürer. 90 ve 150 Hz 'lik filtreler, doğrultucular ve ilgili devrelerle birlikte VOR/LOC çevirici'nin parçaları olarak karşımıza çıkarlar. Bu ise VHF navigation alıcı içinde veya ayrı bir ünite olabilir. Birleşik çevirici genellikle VOR çalışması için 30 Hz bandpass filtre veya localizer çalışması için 90/150 Hz bandpass filtre olarak hizmet eden aktif filtreler içerir.

Glide path alıcısı çevirici blok diyagramı audio kanal dışında localizer'inki ile aynı özellikleri taşır. Bunun için ayrı bir alıcı kullanılabileceği gibi bütün navigation devreleri aynı ünite içinde de olabilir. Her iki durumda da localizer ve glide path için farklı antenler kullanılır.

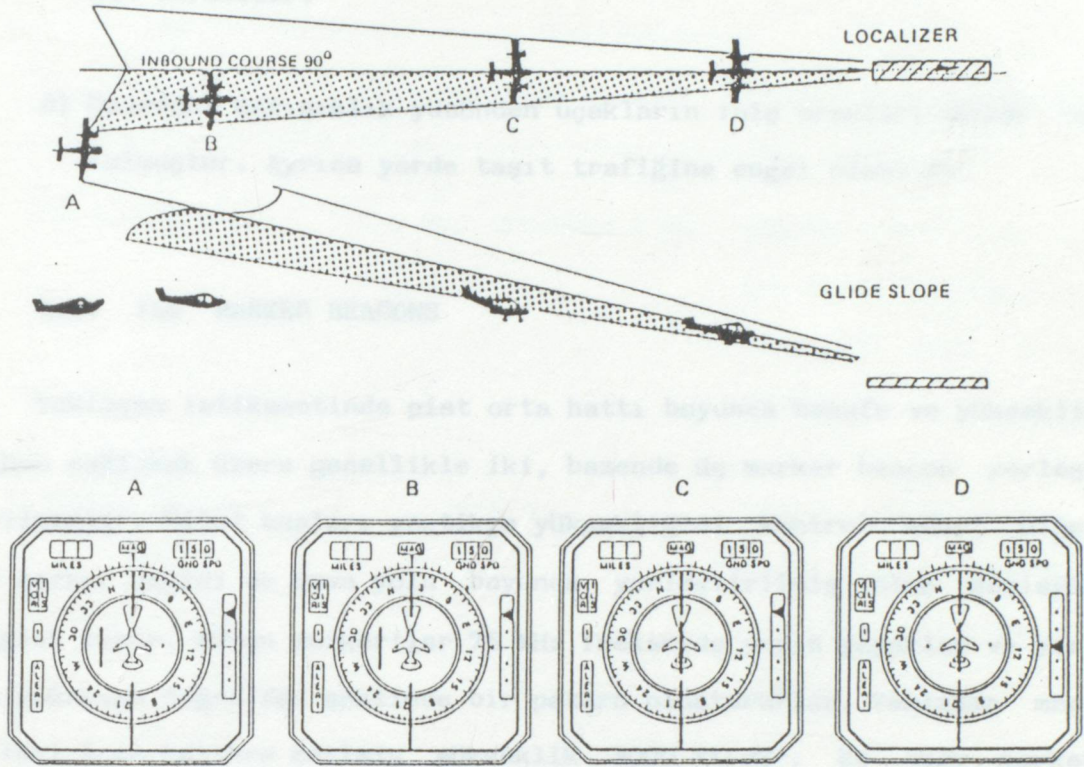


Şekil 3:7 - Localizer blok diyagramı.

3:7: ILS GÖSTERGESİ

ILS göstergesi aynı zamanda VOR göstergesi de olan HSI'dan başka bir şey değildir. ILS hava cihazı (airborne equipment) 90 Hz ve 150 Hz lik tonları hissederek sapma göstergesi (CDI ; Course deviation indicator)'nin sola uç, sağa uç komutları vermesini sağlar. DDM 0:155 iken tam skala sapması meydana gelir bu durumda uçak $2,5^{\circ}$ course dışında demektir. Burada dikkati çeken nokta CDI VOR'da toplam 20° (10°)'lik bir sapmayı gösterirken localizer'da toplam 5 ($\pm 2,5^{\circ}$)'lik bir duyarlılığa sahip olmaktadır.

Yukarı uç, aşağı uç sinyalleri localizere benzer şekilde sağdaki pointer ve skala tarafından pilota bildirilir. Glideslope çıkışı localizerden daha duyarlı olup uçağın $1/2^{\circ}$ glide path dışına çıkması full skala sapmasına sebep olur (Yaklaşık 0:175 ddm).



Şekil 3.8 - HSI'da localizer ve glide slope indikasyonları.

3.8. ILS LİMİTASYONU

ILS aşağıda belirtilen sınırlamalara sahiptir:

a) Localizer ve glide slope ışınlarında umulmadık kıvrılmalar olabilir. Pilot daima tetikte olmak zorundadır, özellikle otomatik iniş yaparken. Bu yüzden yarım skala sapması maksimum emniyetli yapma olarak belirlenmiştir:

b) Maliyeti yüksek olup dağlık ve zor koşullara sahip alanlarda çok yüksektir:

c) Mobil bir sistem olmadığı için yalnızca kurulduğu meydana hizmet verebilir.

d) Havadaki karışıklık yüzünden uçakların iniş oranları düşük tutulmuştur. Ayrıca yerde taşıt trafiğine engel olabilir.

3.9. ILS MARKER BEACONS

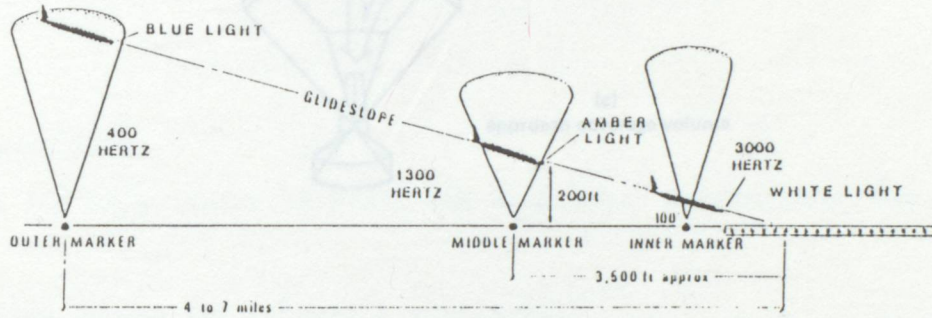
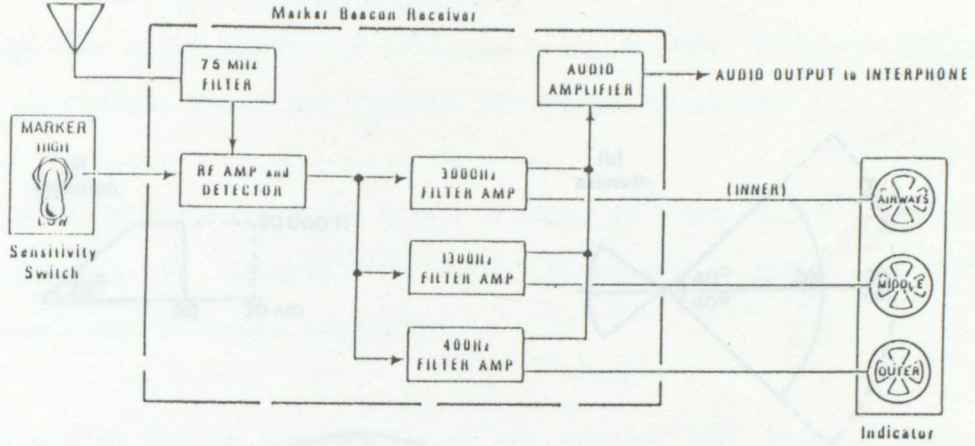
Yaklaşma istikametinde pist orta hattı boyunca mesafe ve yükseklik ölçümü sağlamak üzere genellikle iki, bazende üç marker beacon yerleştirilmiştir. Pilot bunları geçtikçe yüksekliğini kontrol eder. Diğer bir marker çeşidi de hava yolu boyunca yerleştirilmiş olup pozisyon bilgisi verir. Bütün marker'lar 75 MHz frekansda yayın yaparlar ve yerden yukarıya doğru fan şeklinde bir patern oluştururlar. Yaklaşma markerleri için kalibre edilmiş yükseklik 3000 ft'dir. En uzak marker pistten 3 ile 6 Nm, ortalama 4 Nm uzağa yerleştirilir ve "Outer Marker" olarak adlandırılır. Düşük tonda 400 Hz modülasyon sinyali yayarak morse koduyla olduğu kadar görsel olarakta tanıtım yapar. Üzerinden geçerken morse koduyla saniyede iki çizgi sesi işitilir ve aynı zamanda mavi marker ışığı yanıp sönmeye başlar.

Yaklaşma hattındaki ikinci marker "Middle Marker" dir. İniş noktasından yaklaşık 3500 ft mesafeye yerleştirilir. Yüksek tonda 1300 Hz'lik bir seri nokta ve çizgi yayını yapar. Aynı anda amber marker ışığı yanıp sönmeye başlar.

Piste en yakın marker "Inner Marker" dir. Genellikle ILS CAT I'de kullanılmaz. Saniyede altı defa yüksek tonda (300 Hz) nokta yayınlar ve beyaz ışık yanıp söner. Piste 250 ilâ 1500 ft arasında bir mesafedir.

Adı	Pist Eşiğinde Uzaklığı	Sinyal Karakteristiği
Outer Marker	3-6 Nm, ortalama 4 Nm	400 Hz modülasyon al- çak tonda 2 çizgi/sa- niye mavi ışık yanıp söner.
Middle Marker	3500 ft	1300 Hz sinyal elter- natif çizgi nokta ve recek şekilde anahtar- lanmış. Amber ışık yanıp sö- ner.
Inner Marker	250-1500 ft	300 Hz sinyal yüksek tonda 6 nokta/saniye. Beyaz ışık yanıp sö- ner.

Böylece marker'lar üç şekilde belirlenirler; ses sinyalleriyle görsel sinyallerle ve yayın tonlamasıyla.

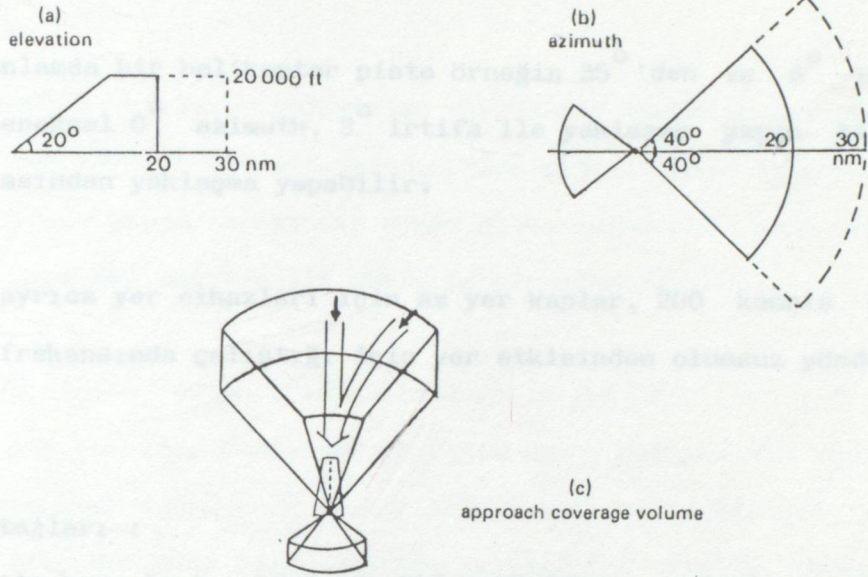


Şekil 3:9 - Marker beacon sistem alıcı ve yer istasyonları.

3.10. ILS'E ALTERNATİF MİKRODALGA İNİŞ SİSTEMİ (MLS)

Yukarıda d şıkında belirtilen sınırlamadan ötürü özellikle helikopterler ve düşük hızlı uçaklar ILS kullanımı sırasında büyük uçakların takip ettikleri paterne uymak zorunda olduklarından daha kullanışlı bir sistem arayışı gündeme geldi:

ICAO dünya çapında bir standart olarak mikrodalga iniş sistemini (MLS) geçmiş bulunmaktadır. Localizer ve glide slope sayesinde açıkça belirtilmiş bir yaklaşma hattını içeren ILS'e muhalif olarak MLS kapsadığı fan şeklindeki hacimin her yerinden yaklaşma kabul eder;



Şekil 3.10 - Mikrodalga iniş sistemi (MLS) a: Dikey ölçüler: b: Yatay ölçüler: c: Kapsadığı hacim:

Sistem bir azimuth vericisi (ILS localizere karşılık) ile pist orta hattı'ndan 40° ile sapan fan şeklinde yatay yaklaşma bölgesi oluşturur. Benzer şekilde MLS irtifa vericisi de (glide slope karşılık) fan şeklinde $0.90'$ 'den 20° 'ye kadar değişen dikey yaklaşma bölgesini oluşturur. Bu sistemde oldukça keskin açılarla yaklaşmak mümkün olmakla beraber uçak manevra kabiliyetince sınırlanmıştır. ILS'deki marker beacon lar yerine DME vardır.

Uçak pozisyonunu tayin etmek üzere MLS ile birlikte time reference scan beam system (TRSB) kullanılır. Bu sistemin vericisi dar ışınlar göndererek 80° azimuth ve 19° dikey alanları ileri geri süpürür. Uçak-

taki alıcı iki süpürme arasındaki zaman farkını ölçerek pozisyon tayini yapar. Böylece pilot uygun bir yaklaşma hattı seçer. Seçilen yaklaşma hattına göre alıcı localizer benzeri bir bilgi oluşturur.

Bu anlamda bir helikopter piste örneğin 35° 'den ve 6° irtifadan hemen geleneksel 0° azimuth, 3° irtifa ile yaklaşma yapan bir büyük jetin arkasından yaklaşma yapabilir.

MLS ayrıca yer cihazları için az yer kaplar, 200 kanala sahiptir ve radar frekansında çalıştığı için yer etkisinden olumsuz yönde etkilenmez.

Avantajları :

ILS ile karşılaştırıldığında MLS aşağıdaki avantajlara sahiptir:

1: Son derece iyi rehberlik kabiliyeti.

2: Coğrafi siteye uyum. Bu özelliği ILS yerleştirmek mümkün olmayan yerlere kurulabilmesini sağlar.

3: Uzun süre hizmet verebilme kapasitesi.

4: Çok geniş 3 boyutlu alan hacmi dolayısıyla eğimli uçuş yollarına ve farklı glide sloplarla son yaklaşıma müsaade etmesi.

5: Terminal alanında uçak hareketlerinin hızlandırılması ve daha iyi kontrolünü sağlaması.

4.1. AUTOMATIC DIRECTION FINDING (ADF)

4.1.1. GİRİŞ

Günümüzde uçaklarda kullanılan seyrüsefer cihazlarının en eskisi ADF'dir. ADF yerdeki bir istasyondan elde ettiği radyo sinyalinin yorumlayarak, yayın yapan istasyonun uçağa göre bulunduğu yönü belirleyip bunu RMI veya RBI vasıtasıyla gösteren bir cihazdır.

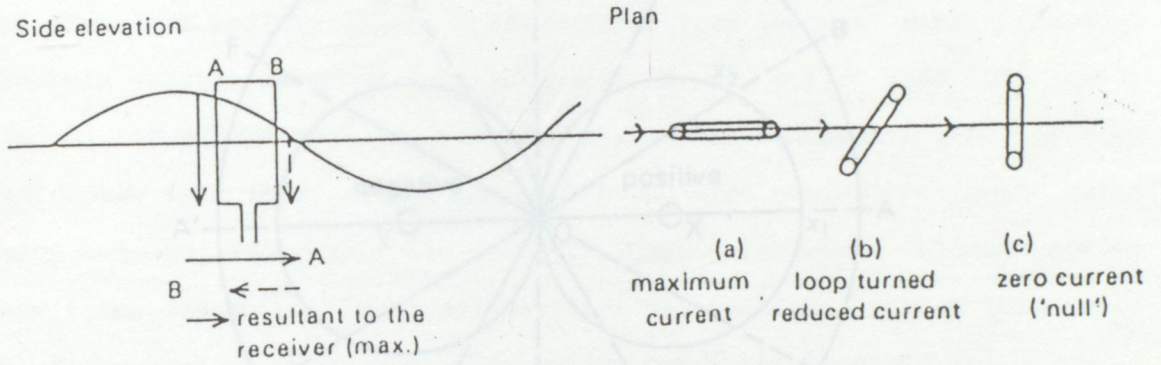
Yerde yayın yapan radyo istasyonlarına NDB (Non - directional beacons) adı verilir. Bunlar MF bandında dikey kutuplanmış yayın yaparlar. Bu yayınlar adından da anlaşılacağı gibi belli bir yöne yönlendirilmemiş olup her yöne eşit şekilde yayılırlar. İlgili radyo pusula cihazını taşıyan bir uçakta pilot yayın alanına giren bir istasyonun frekansını ayarlayarak gelen sinyallerin yönünü ölçebilir. Yön ölçümü uçağın burnuna göre yapıldığı için radyo pusula göstergesinde ölçülen değer "relative bearing", (istasyonun uçağa göre yönü) dir. ADF bilgileri bir RMI'ya gönderildiğinde göstergede ölçülen değer "magnetic bearing" dir (İstasyonun manyetik kuzeye göre yönü, diğer bir deyişle istasyona ulaşmak için uçağın burnunu çevirmemiz gereken yön).

Yer verici istasyonunun yönünü tayin etmek için bir loop anten kullanılır. Dikdörtgen şeklinde olup bir çerçeve üzerine sarılmış tellerden oluşmuştur. Uçak gövdesinde en uygun bir yere yerleştirilmiş olup cihaz cinsine göre sabit veya dönebilir tipte yapılır.

4.1.2. LOOP ANTEN - DÖNER LOOP

Dekey loop elemanları sinyalleri toplamak üzere dizayn edilmişlerdir. Loop düzlemi dikey kutuplanmış NDB yayınına paralel pozisyonda i-

ken, sinyaller iki dikey kol tarafından toplanır. İki kol arasındaki açıklıktan dolayı kollarda endüklenen gerilimlerde faz farkı meydana gelir. Bu fark ise sargılarda bir akım dolaşmasını sağlar. Her iki koldaki akımlar birbirine ters yönde oldukları için alıcıya giden akım bu ikisinin farkı şeklindedir.



Şekil 4.1 - Loop anten.

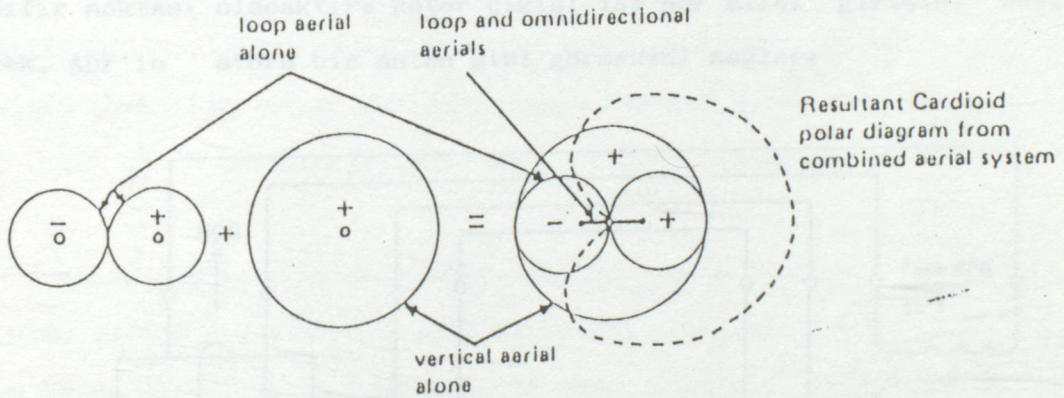
Şekil 4.1 (a)'da görüldüğü gibi iki kol arasındaki açıklık maksimum olduğu için sonuçta faz farkı ve alıcıya giden akım maksimumdur.

Eğer anten 90° döndürülürse her iki kolda gelen sinyali aynı anda karşılayacağı için faz farkı ve akım sıfırdır.

Böylece, loop (a) pozisyonundan (c)'ye doğru döndürüldükçe akım akışı maksimumdan sıfıra doğru azalır. Her hangi bir andaki akım akışı antenin gelen dalga ile yaptığı açının kosinüsünün fonksiyonudur.

Polar diagram maksimum sinyalin elde edildiği iki noktaya (A-A') ne, sinyalin sıfır olduğu iki noktaya (D-D') sahiptir. Sinyalin sıfır olduğu noktaya "null" (sıfır) noktası denir.

İstasyonu bulmak için anten döndürülerek sinyalin maksimum olduğu istasyonu gösteren pozisyon bulunabilir. Fakat istasyonun yönünü bu şekilde bulmak, maksimum sinyalin elde edildiği nokta yöresinde sinyal zayıflaması oldukça yavaş olduğu için, hassas olmayacaktır. Bu nedenle verici yönünü tayin etmek için sıfır pozisyonu kullanılır. Sıfır noktası yöresinde kosinüs değeri hızla düştüğü için tanımak daha kolaydır. Bununla beraber maksimum için iki nokta (A'-A), sıfır için iki nokta (D'-D) olduğundan 180° 'lik bir belirsizlik söz konusudur. Bunu ortadan kaldırmak için duyu anteni kullanılır. Bu bir omni-directional anten olup kutupsal diyagramı bir dairedir. Çapı elektronik olarak sekizi tam içine alacak şekilde ayarlanmıştır. Belirsizliği çözmek için bu iki figür birleştirilmiştir. Elde edilen şekil bir kardioiddir.



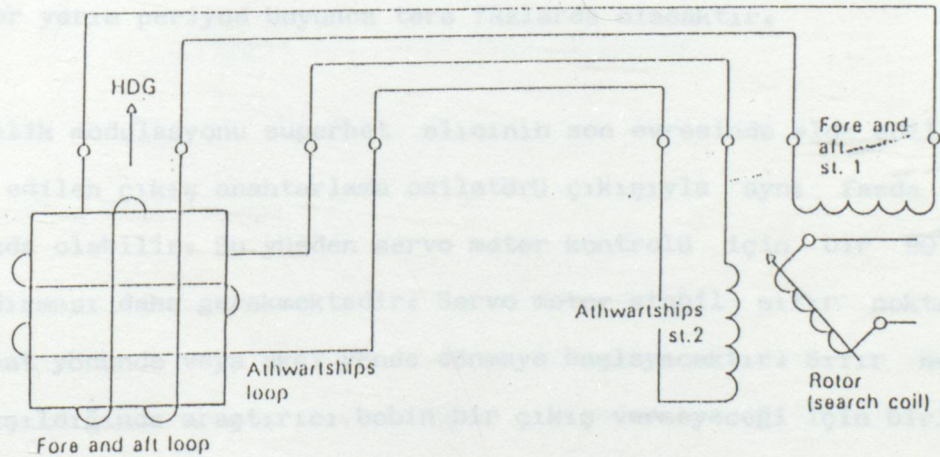
Şekil 4.3 - Kardioid kutupsal diyagramı

Şekilden de görüleceği gibi kardioid, her ne kadar sekiz figüründeki kadar belirgin olmasa da, yalnızca bir tek sıfır noktaya sahiptir.

4.3. LOOP ANTEN SABİT SİSTEM

Hareketli parçası olmamasının verdiği avantaj sabit loop ve goniometre kullanımını evrensel boyutlarda modern cihazlara taşıdı. Bununla beraber bazı eski tipleri halen kullanılmaktadır:

Loop anten düz bir demir lavhaya sarılmış birbirine 90° 'lik açı ile yerleştirilmiş iki sargıdan ibarettir. Bir istasyondan yapılan yayının magnetik (H) alan bileşenini üzerinde yoğunlaştıran demir levha sargılarda bir akım endükler. Sargılardan biri uçağın boyuna eksenine diğeri enine eksenine paralel yerleştirilmiştir. Bu yüzden sargılarda indüklenen akım magnetik alan yönüne bağlıdır. Loop düzlemi propagasyon yönüne dik olduğundan sargılardan birinde hiç akım indüklenmezken diğesinde maksimum akım indüklenir. Aşağıdaki şekilde de görüldüğü gibi loop akımları goniometre stator sargılarından geçer ve her iki devrenin de özdeş olması şartıyla elde edilen magnetik alan bilgisi yön bilgisine dönüştürülür. Bu şekilde dönen bir loop anteni goniometre şeklinde elde etmiş olmaktadır. Rotor 360° 'döndükçe iki maksimum ve iki sıfır noktası olacaktır. Rotor çıkışı ise ADF alıcı girişini besleyerek, ADF'in rotoru bir anten gibi görmesini sağlar.



Şekil 4.4 - Bellini - Tosi sistem.

Böyle bir düzenleme Bellini-Tosi sistem olarak adlandırılmaktadır.

Sabit loop sisteminde de belirsizlik problemini çözmek için döner loop'da olduğu gibi duyu anteni kullanılır.

4.4. ADF BLOK BLOK DİYAGRAMI VE ÇALIŞMASI

Otomatik yön bulma (ADF) işlemi bir servo loop vasıtasıyla gerçekleştirilir. Araştırmacı bobin (search coil) stabil sıfır noktasını araştırır.

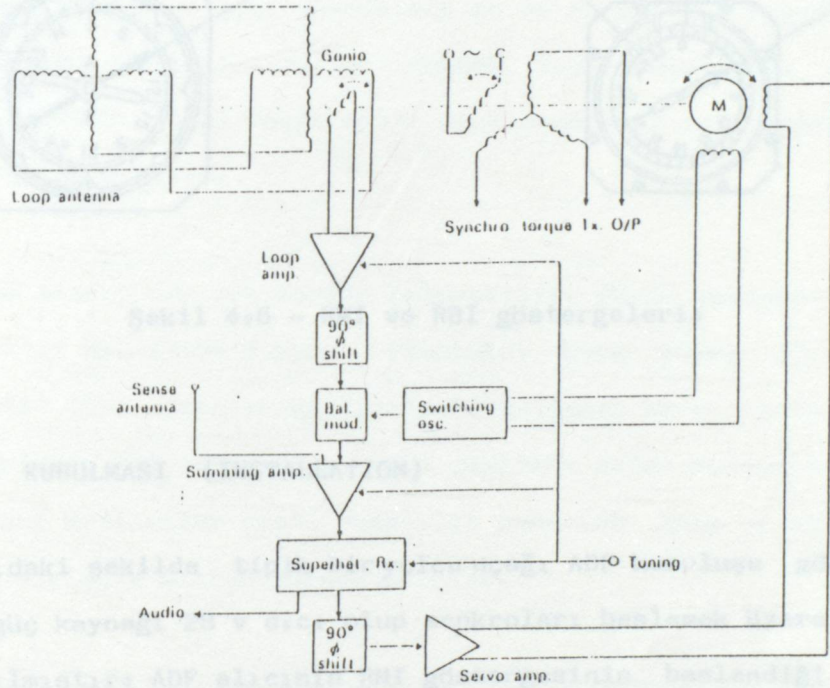
Araştırmacı bobin çıkışı, yükseltildikten sonra, 90° faz kaydırılarak sense anten çıkışıyla NDB yönüne bağlı olarak aynı fazda veya farklı fazda olması sağlanır.

Faz kaydırılmış loop sinyali sense sinyali ile toplanmadan önce bir anahtarlama osilatörünün tayin ettiği oranda (genellikle 50 Hz - 150 Hz arasında) bir dengeli modulatöre sürülür. Birleşik sinyal toplayıcı amplitikatörde oluşturulduğu zaman genlikçe module edilmiş olacaktır. Çünkü bir yarım periyod boyunca her iki giriş sinyali aynı fazda, diğer yarım periyod boyunca ters fazlarda olacaktır.

Genlik modülasyonu superhet alıcının son evresinde elde edilir ve bu elde edilen çıkış anahtarlama osilatörü çıkışıyla aynı fazda veya ters fazda olabilir. Bu yüzden servo motor kontrolü için bir 90° 'lik faz kaydırması daha gerekmektedir. Servo motor stabil sıfır noktasına doğru saat yönünde veya aksi yönde dönmeye başlayacaktır. Sıfır noktasına ulaşıldığında araştırmacı bobin bir çıkış vermeyeceği için birleşik sinyal genlik modülasyonu almayacak ve referans faz bilgisi sıfır olacak, motor duracaktır. Eğer servo motor araştırmacı bobinin kararsız sı-

fır konumuna gelmesi durumuyla karşılaşır, en küçük bir disturbance motorun bu pozisyondan uzaklaşıp kararlı sifıra doğru yönelmesini sağlar.

Bir senkro tork ileticisi (STTx) araştırıcı bobinin şaftına monte edilmiş olup elde edilen yön bilgisini bir göstergeye aktarır.

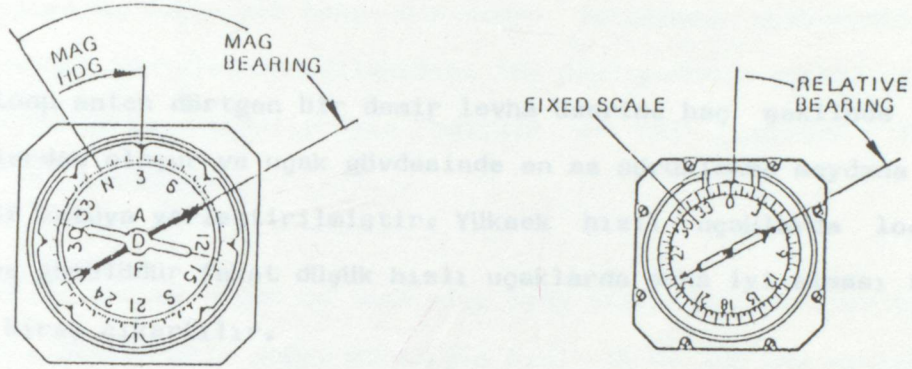


şekil 4.5 - ADF blok diyagramı.

Bearing İndikasyonu :

Bütün göstergelerde gösterge çubuğu NDB istasyon yönünü gösterir. Göstergenin tepesinden itibaren saat yönünde gösterge ibresine kadar olan açı NDB istasyonunun göreli yönünü (Relative Bearing) verir. Eğer alet sabit skalaya sabitse RBI (Relative Bearing Indicator) adını alır. Daha uygun olanı RMI (Radio Magnetik Indicator) döner bir skalaya sa-

hiptir ve bu skala manyetik pusula heading'e senkronize edilmiştir. RMI NDB istasyonunun magnetik bearing'ini verir. Bu VOR'daki radyal kavramına eşdir.



Şekil 4:6 - RMI ve RBI göstergeleri.

4.4.4 KURULMASI (INSTALLATION)

Aşağıdaki şekilde tipik bir yolcu uçağı ADF kuruluşu gösterilmiştir. Ana güç kaynağı 28 v d.c. olup senkroları beslemek üzere 26 v 400 Hz kullanılmıştır. ADF alıcının RMI göstergesinin beslendiği 26 v 400 Hz'lik aynı kaynaktan beslenmesi çok önemli bir gerekliliktir.

Loop anteni ve onu alıcı devresine bağlayan kabloların bilinen sabit bir kapasitesi (c) ve enduktansı (L) vardır.

QE (Quadrantal error) düzeltici Loop eşitleyicisi bir kısa loop kablosu için gerekli reaktif komponentleri içerir ve QE düzeltmesi yapar. QE düzeltici loop eşitleyicisi loop'a yakın monte edilmiştir.

Benzer yaklaşımlar alıcı için belirli bir kapasitans değeri taşı-

ması istenen sense anten için de geçerlidir:

Gerekli eşleme ve eşitleme bir tek sense anten çiftleyicisi içinde gerçekleştirilebilir. Bir sense anten çiftleyicisi pasif bir eşleme cihazıdır ve sense anten kapasitansını artırmak için ototransformatör kullanır:

Loop anten dörtgen bir demir levha üzerine haç şeklinde sarılmış bobinlerden oluşur ve uçak gövdesinde en az sürüklenme meydana getirecek bir kutuya yerleştirilmiştir. Yüksek hızlı uçaklarda loop anten gövdeye gömülüdür fakat düşük hızlı uçaklarda daha iyi alması için gövdeden biraz çıkartılır:

Sense anteni pek çok formda bulunabilir. Büyük jetlerde bastırılmış kapasitif bir levha yaygın olanıdır. Daha yavaş olanlarda ise "towel-rail" tipi antenler kullanılabilir. Genel havacılıkta kullanılan küçük uçaklarda tel anten veya kamçı şeklinde anten kullanılabilir. Günümüzde bazı üreticiler genel havacılık pazarına loop ve sense anteni bir arada birleşik olarak sürmektedirler:

Her iki antenin uçak üzerinde monte edilecekleri yer çok önemlidir. Loop anten uçak ekseninde ve ona paralel olmalıdır. Uçağın üstünde veya altında olabilir fakat burna ve hareketli kısımlara yakın olmamalıdır:

Sistem için bağlantılarda antenlerin gövdenin üstünde veya altında olmalarına göre loop ve sense antenlerin ürettikleri gerilimlerin fazlarında farklılık olacağı göz önüne alınmalıdır:

Kabloların dış etkilere karşı ekranlanması çok büyük önem taşır. Bu iş için kullanılan ARINC 570 kablosu her biri ayrı siperlenmiş 4

koaksiyel kablonun yalıtılıp bükülmesi ve giydirilmesi ile elde edilmiştir. Kablolar yüksek seviye iletim kablolarından veya düşük güç kablolarından uzak olmalıdır.

Fonksiyon anahtarının ANT pozisyonunda alıcı yalnızca sense anten ile çalışır. Bu konum her hangi bir radyo istasyonu ayarlamakta veya NDB istasyonu tanımlamada kullanılır. ADF pozisyonunda normal loop ve sense antenlerin sinyalleriyle çalışır ve RMI üzerinde istasyon bearing'ini gösterir.

Frekans seçici düğme üç tane olup aynı eksen üzerine yerleştirilmişlerdir. Üstten alta doğru sırasıyla 0.5, 10 ve 100 kHz artışları ayarlarlar. Ayarlama frekans sayısal bir göstergede görünür.

Beat frekans osilatörü anahtarı seçilen NDB istasyonunun tanıtımı taşıyıcı frekansın aç-kapa anahtarlama şeklinde yapılıyorsa BFO konumuna alınır.

5e

ATC TRANSPONDER
HAVA TRAFİK KONTROL SİSTEMİ

5.1. GİRİŞ

II: Dünya savaşından sonra hızla büyüyen Uluslararası ve dahili sivil hava taşımacılığı ile birlikte hava trafik kontrolü için kullanılan "Primary Surveillance Radar" (PSR) birincil gözlem radarı ve ilgili prosedürleri hava trafik emniyetini sağlamakta yetersiz kaldı.

PSR sistemi hedefle kurulan aktif bir bağlantı ile çalışma esasına dayanmaz. Pulse Modülasyonu elektromanyetik radyasyon yerden bir yönlendirilmiş anten aracılığıyla hedefe gönderilir. Antenin kullanılan dalga boyunu geçirgen olmaması gerekir. Radyasyon ile aynı hat üzerinde bulunan hedeflerden gelen enerji yansıtılır. Giden sinyal ile gelen sinyal arasındaki zaman farkı ölçülerek ve radyasyon yönü belirlenerek hedefin yönü ve uzaklığı tayin edilir. Bu bilgiler plan düzleminde bir display ile gösterilirler. Böyle bir sistem aşağıdaki dezavantajlara sahiptir:

1. Radar sinyalinin ulaşabileceği maksimum uzaklık radar enerjisinin 4. dereceden kökü ile orantılı olduğu için uzak mesafelerden alınabilir hedefler elde etmek yeterli güçte sinyal göndermekle olabilir.

2. Radar ekranında uçakların dışındaki hedeflerde belirir. Bu etki yalnız hareket eden cisimleri algılayan Doppler sisteminde hemen hemen ortadan kaldırılabilir.

3. Hava sahasındaki uçaklar içinde her hangi birisi tanınması için manevra yapmadığı takdirde tanınması mümkün olmaz.
4. Bir uçağın yüksekliği, ayrıca yükseklik ölçen bir radar kullanılmazsa, bilinemez.
5. Hedef ile radar kontrolü arasında bilgi iletişimi yapılamaz.

Bu dezavantajların özellikle 3. maddedeki dezavantajın anlaşılmasıyla "Dost düşman tanıttımı" da denilen askeri ikincil gözlem radar (Secondary Surveillance Radar, SSR) sisteminin gelişmesine yol açtı. Bu sistemle yalnızca özel cihazlara sahip hedefler yere dönüş sinyali gönderebilir. Bu sistem ileri seviyede geliştirilerek günümüzde askeri olduğu kadar sivil havacılığı da kapsayacak bir konuma getirilmiştir. Uçaklarda taşınan özel sistem ise hava trafik kontrol (Air traffic control, ATC) transponder'dır.

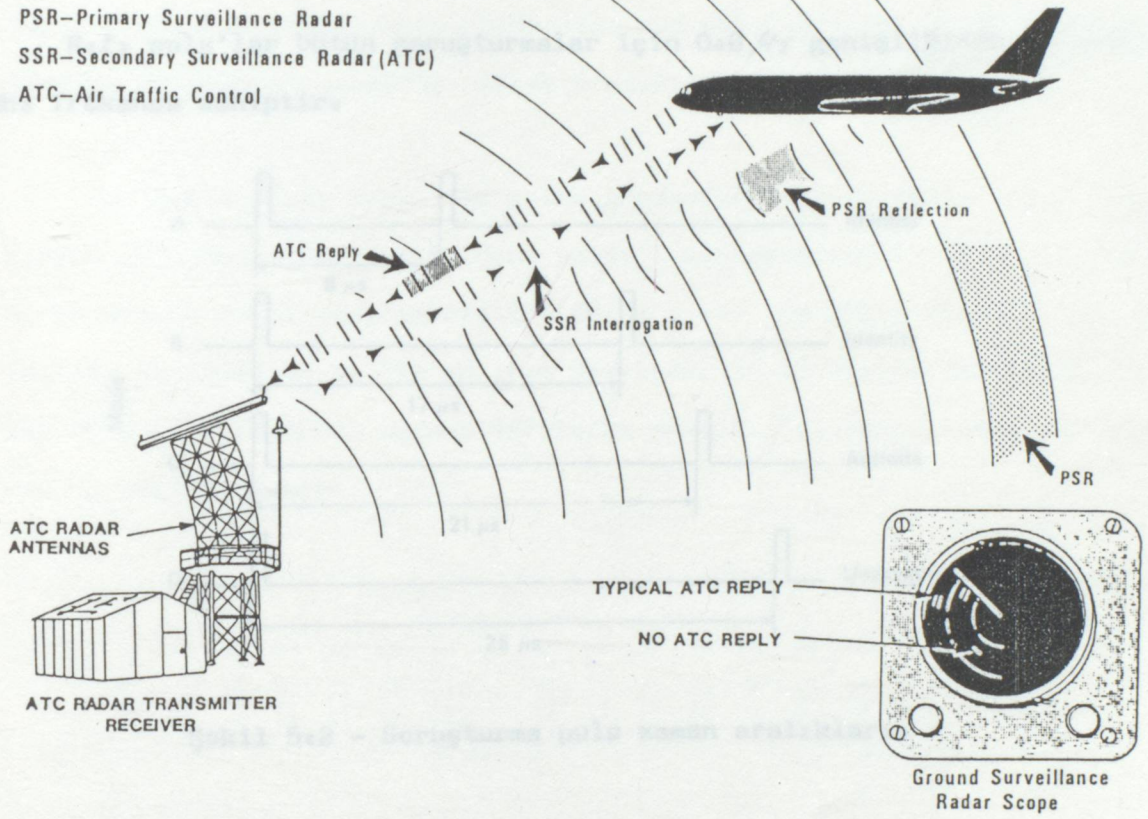
5.2. SSR, İKİNCİL RADAR SİSTEM PRENSİBİ

İkincil radar sistemi hava trafik radar kontrol sistemi içinde birincil gözlem radarı ile birlikte kullanılır. Koaksiyel olarak monte edilmiş iki anten, biri PSR diğeri SSR anteni birlikte dönerler. SSR tek başına PSR'ın görevini de yapabilme kabiliyetine sahip olmakla beraber yalnızca transponder sahibi uçaklara hizmet verdiği için, bu cihaza sahip olmayan veya cihazı arızalanan uçaklara PSR hizmet verir.

Aşağıdaki şekil yardımıyla SSR'ı kısaca şöyle açıklayabiliriz.

SSR vericisi bir yönlendirilmiş antenden pulse şeklinde enerji yayar. SSR yayını PSR yayını ile yön ve zamanca senkronize edilmiştir.

Transponder sahibi bir uçak radar sinyallerini aldığı zaman bu sinyal soruşturmasının geçerli olduğuna hükmettikten sonra özel bir kodla cevabını gönderir. Uçaktaki radar anteni omni-directional'dır.



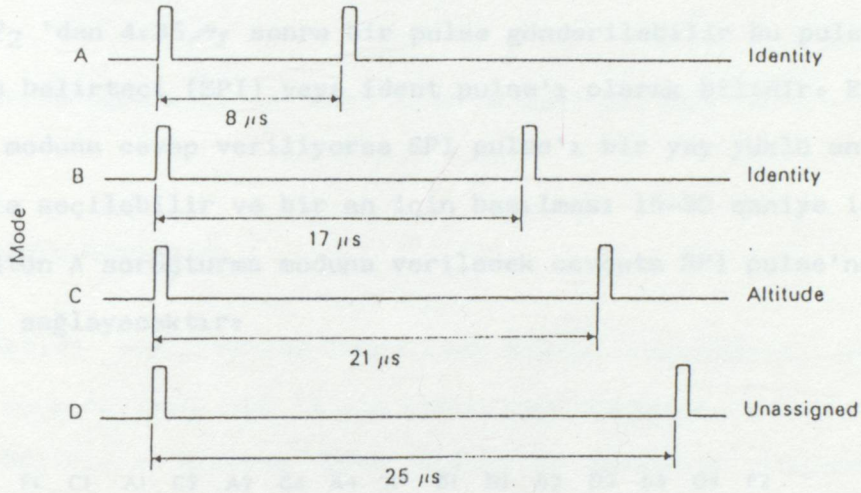
Şekil 5.1 - ATC transponder sistem prensibi.

5.3. SORUŞTURMA (INTERROGATION)

Bir soruşturma sinyali bir çift r.f. enerji puls'una sahiptir. Puls'lar arası açıklık dört zaman aralığından birisidir. Farklı soruşturma modları farklı zaman aralıklarıyla kodlanmıştır. Kullanılan dört farklı soruşturma modu, yerden havaya dört farklı soru yöneltir. Aşağıdaki şekilde verildiği gibi A modu uçağa kimliğini sorar, C modu ise yüksekliğini.

Transponder'ların çoğu yalnızca A ve C moduna sahiptir. Bu ise yükseklik (altitude) ve tanıtmı talep eden A ve C modlarını sırasıyla gönderen bir soruşturma sinyaline yeterli bir cevap oluşturur. D modu henüz kullanıma açılmamıştır.

Rf puls'lar bütün soruşturmalar için $0.8 \mu s$ genişliğinde ve 1030 Mhz frekansa sahiptir.



Şekil 5.2 - Soruşturma puls zaman aralıkları.

5.4. CEVAP VE KODLAMA

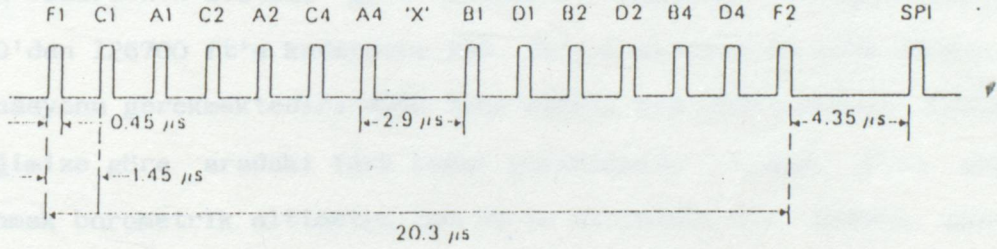
Bir transponder geçerli bir soruşturmayı, soruşturma moduna bağlı olarak cevaplar. Soruşturmanın geçerli olması için esas 10^3 'da olması ve puls'lar arasındaki zaman aralığının pilot tarafından seçilen mode aralığına eşit olması gerekmektedir.

Her bir cevapta $20.3 \mu s$ 'lik bir aralıkla birbirinden ayrılmış, 1090 MHz'lik iki rf puls'u vardır. Bunlar çerçeve puls'ları olarak adlandırılan şekildeki F_1 ve F_2 puls'larıdır. İkisi arasında on ikiye kadar kod puls'ları aşağıda gösterildiği şekilde isimlendirilip birbi-

rinden ayrılmış olarak yer alırlar. 13. puls, x puls'u ileriki bir genişleme için ayrılmıştır.

Pilot A veya B soruşturma modundaki transponder'da kod seçici düğmeyi ayarlayarak kod pulse üretme işlemi devreye sokar. Eğer soruşturma C modunda yapılıyorsa gönderilen kod puls'ları bir kodlayıcı altimetre tarafından otomatik olarak üretilir.

F₂ 'den 4.35 μs sonra bir pulse gönderilebilir bu pulse özel pozisyon belirteci (SPI) veya ident pulse'ı olarak bilinir. Eğer A soruşturma moduna cevap veriliyorsa SPI pulse'ı bir yay yüklü anahtar vasıtasıyla seçilebilir ve bir an için basılması 15-30 saniye içinde alınacak bütün A soruşturma moduna verilecek cevapta SPI pulse'nunda yer almasını sağlayacaktır.



Şekil 5.3 - Cevap treni formatı.

Tanıtmaya Kodlaması :

Kod pulse'ları dört tane kod seçici düğmeye bağlıdır. Her bir düğme 0-7 arasında seçilebilir ve üçlü bir pulse grubunu kontrol eder. Kod grupları A, B, C ve D'dir ve her bir gruptaki üç puls 4, 2 ve 1 rakamlarını alırlar. Sonuçta binary kodlanmış oktal sayı sistemi ortaya çıkar. En önemli oktal sayı A grubu puls'larınca, en önemsizi de D grubu

puls'larınca belirlenir.

Transponder üzerinde dört tane oktal sayı hanesi bulunduğu için elde edebileceğimiz kod kombinasyonu $8^4=4096$ tanedir. Bazı kod kombinasyonlarına özel bir önem verilmiştir, bunlar:

7600 : Radyo Arızası

7700 : Emergency

Ayrıca uçak kaçırma olayı için de özel bir kod vardır.

İrtifa Kodlaması :

1013.25 mbar (29.92 inHg) hava basıncı referansına göre uçağın uçtuğu uçuş seviyesi 100 ft'lik artışlarla otomatik olarak ICAO tarafından belirlenen sisteme göre kodlanır. Maksimum kodlama derecesi - 1000'den 126700 ft'e kadardır. 100 ft'lik artışlarla 1278 farklı kod kombinasyonu gerekmektedir. 4096 tane farklı kod kombinasyonu kullanabildiğimize göre aradaki fark kadar gereksizlik vardır. Zira onları kullanmak borometrik altimetre 100 ft'in altındaki bir değeri göstermekte hassas olmadığı için pratik değildir. Önemli olan uçuş seviyesini göstermesidir ki bu da 100'ün katlarıdır.

5.5. YAN LOP BASTIRMA İŞLEMİ (SLS)

Bir transponder cevabı alındığı zaman, kontrolör ekranı üzerindeki açısal pozisyonu, soruşturucu sinyalin ana lob yayınının yönü tarafından belirlenir. Eğer cevap bir yan lobe soruşturmasına karşılık gelmişse gösterilen bearing yanlış olacaktır. Bunu önlemek için yan lob cevaplarını bastırarak iki sistem geliştirilmiştir. Bunlar ICAO 2 puls ve

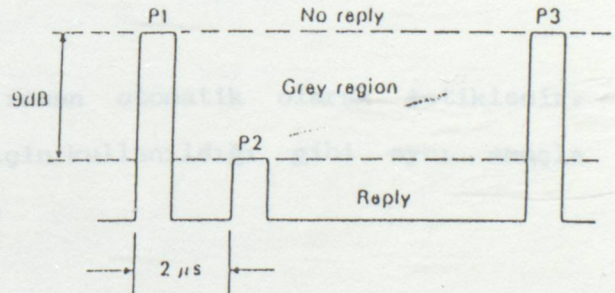
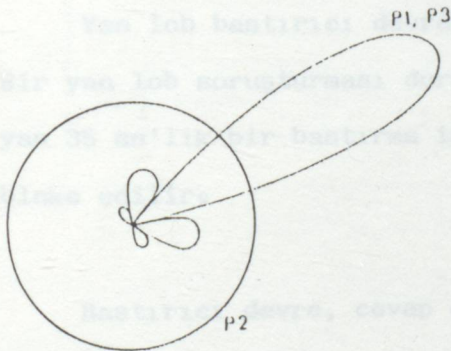
FAA 3 pulse SLS sistemleridir. Bazı eski tip transponder'ler her iki sistemi de seçebilme özelliğine sahip olmakla beraber, göz önüne alınan sistem rakibi üzerinde tartışmasız avantaj sahibi olan üç-puls SLS'dir.

Aşağıda soruşturucu anten sistemi kutupsal diyagramı gösterilmiştir. P_1 ve P_3 yönlendirilmiş antenler 8:17, 21:25 μs aralıklarla yayınlanan soruşturma puls'larıdır. P_2 ise bir omni directional antenden yayınlanan kontrol puls'u dur. P_2 alan şiddeti P_1 veya P_2 yayını esnasında küçük genliğe sahip, diğer durumlarda daha büyüktür. Cevap verip vermeme şartı şu şekilde ifade edilebilir:

$P_2 \ll P_1$ Cevap Yok

$P_2 \ll P_1 - 9dB$ Cevap Var

Gri bölgede P_2 genliğinin P_1 'e göre azalmasıyla cevap verme olasılığı artar.



Şekil 5:4 - 3-Puls SLS sistem polar diyagramı ve alan şiddeti karşılaştırması:

5.6 TRANSPONDER BLOK DİAGRAMI

Soruşturucu r.f. puls'ları 1030 MHz band filtresi yoluyla alıcıyı besler. Puls'lar yükseltilir, toplanır ve spike eliminatör ve pulse-width sınırlayıcı devreye bir video sinyal olarak geçirilir. Bu devreler yalnızca 0.3 μ s genişliğindeki puls'ları geçirirler. 0.3 μ s'den daha geniş, tetiklemeye sebep olabilecek puls'ları 0.3 μ s ile sınırlayarak geçirirler. Decoder devresi soruşturucu P_1 ve P_3 puls'ları yerleştirme düzenini yoklayarak seçilen moda uygunluğunu kontrol eder ve sonuca göre encoder devresine bir çıkış verilir. Eğer P_1 - P_3 yerleştirme aralığı 21 μ s ise seçilen moda bakılmaksızın çıkış verilir.

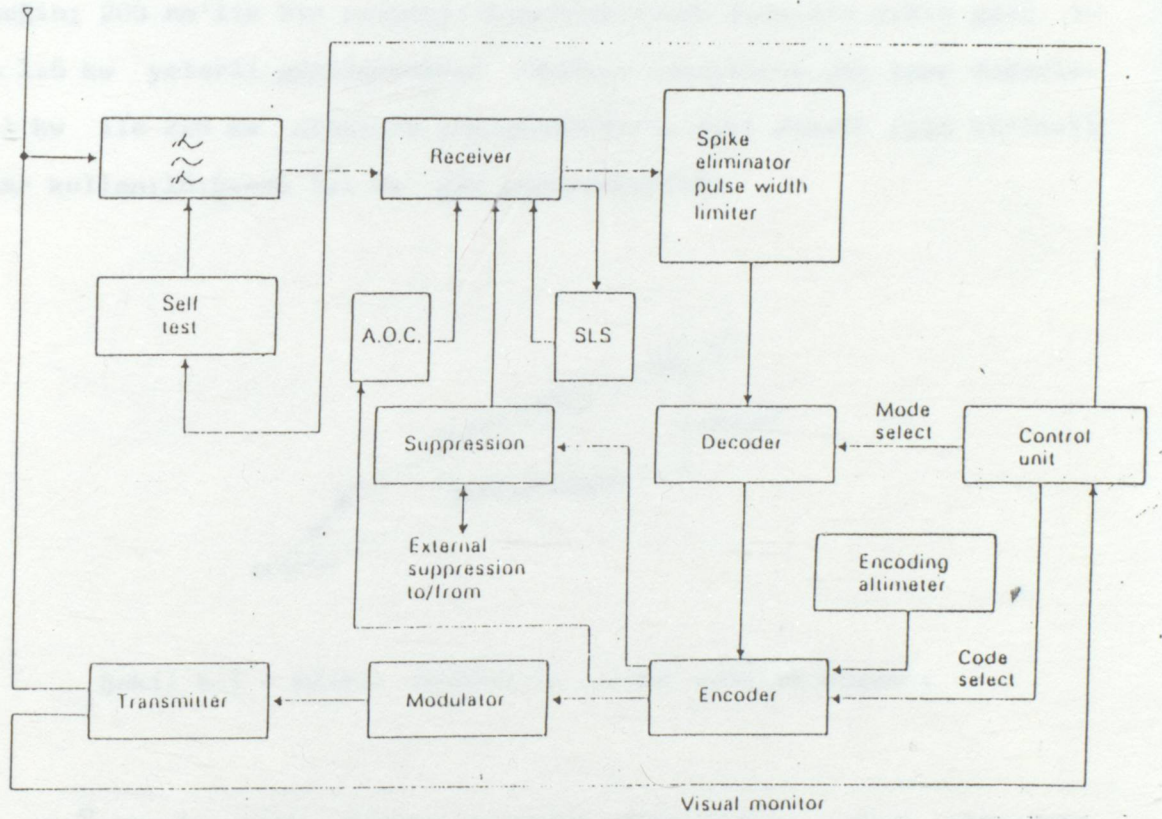
Decoder tarafından tetiklenen Encoder, kod anahtarı (Mode A) veya kodlayıcı altimetre (Mode C) tarafından belirlenen ve istenen cevaba uygun puls trenleri üretir. 1090 MHz'lik anten devresini anahtarlayan modulatör encoder çıkışı ile tetiklenir. Anten ise omni-directional'dır.

Yan lob bastırıcı devreleri, alıcı video çıkışı ile beslenirler. Bir yan lob soruşturması durumunda, alıcı P_2 puls'u ile birlikte başlayan 35 sn'lik bir bastırma işlemine tabi tutulur, böylece P_3 geçişi bloke edilir.

Bastırıcı devre, cevap olduğu zaman otomatik olarak tetiklenir. Bastırma puls'u alıcıyı bastırmak için kullanıldığı gibi aynı amaçla diğer L band cihazlara da beslenir.

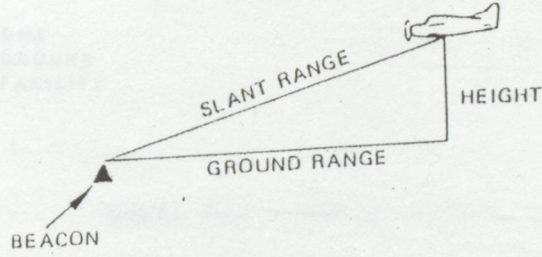
Otomatik aşırı yük kontrolü (a.o.c.) veya grup sayıcısı cevap oranı 1200 grup/saniye'yi geçtikten sonra alıcı duyarlılığını gittikçe azaltır.

Self-test devreleri sağlanmış olup çalıştırıldığı zaman alıcı ön ucuna bir test sinyali enjekte edilir. Başarılı bir self-test bir monitör lambasıyla belirtilir. Bu lambanın yanması uygun bir transmisyon olduğunu gösterir. Bazı transponder'ler bu lambanın yanında sesli monitör özelliğine de sahiptir.



Şekil 5.5 - ATC Transponder blok diyagramı.

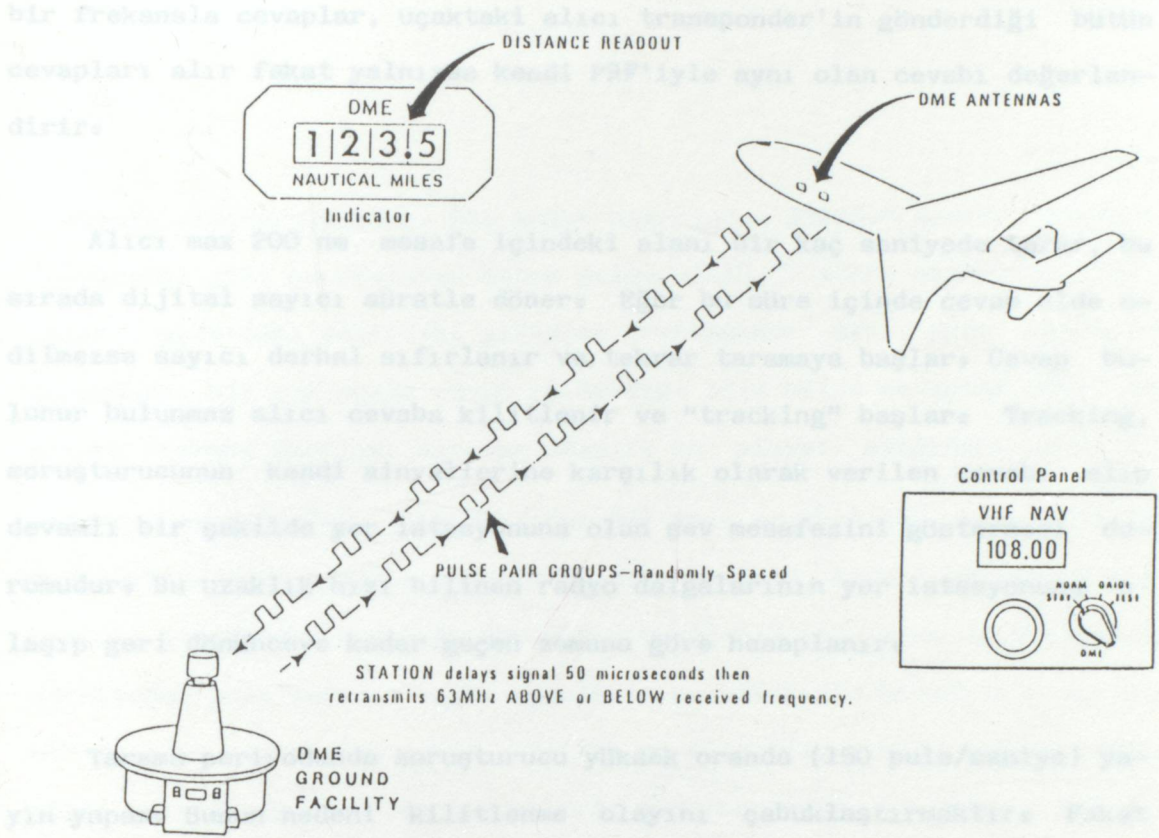
Uzaklık ölçme cihazı bir ikincil radar sistemi olup uçak ve yer istasyonu arasındaki eğimli uzaklık (slant range)'ı duyarlı ve devamlı bir şekilde kokpit personeline bildirir. 960-1215 MHz bandı içerisinde çalışır. Bir çok nedenden ötürü DME operasyonu için birincil radar kullanımını uygun gelmemektedir. İkincil radar güç gereksinimi daha azdır. Örneğin; 200 nm'lik bir mesafeyi kapsayabilecek sistemin çıkış gücü için 1.5 kw yeterli görülmektedir (Modern cihazlarda güç tepe değerleri 1 kw ile 2.5 kw arasında değişmektedir). Aynı mesafe için birincil radar kullanıldığında 1.5 Mw güç gerekmektedir.



Şekil 6.1 - Eğimli uzaklık ve yerden uzaklık üçgeni.

360°'lik bir açıyı süpüren birincil radar ekranı, uçak altındaki bütün yüzeyin haritasını çıkarır. Belirli bir noktadan olan uzaklığı vermez.

Temel havadaki sistem; bir soruşturucu (birleşik alıcı ve gönderici), bir gösterge ve bir omni-directional, dikey polarize sinyalleri toplayabilecek yassı bir antenden oluşur.



Şekil 6.2 - DME prensibi.

6.1. ÇALIŞMA PRENSİBİ

Yerdeki sistem transponder olarak adlandırılır ve havadaki sistem gibi bir alıcı ve bir vericiden oluşur. Uçaktaki soruşturucu sürekli çiftli puls serilerini göndererek taşıyıcı frekans üzerinden yerdeki transponderi soruşturur. Çiftli oluşturan puls'lar arasındaki uzaklık $12 \mu s$ ve puls çiftleri arasındaki zaman aralığı ise random (rastgele) olarak düzenlenmiştir. Bu teknik random PRF'da yayın olarak adlandırılmaktadır. Soruşturma sinyali gönderildiği andan itibaren zaman tutulur ve transponder cevabı için aramaya başlanır.

Transponder bu soruşturmayı soruşturma frekansından 63 MHz farklı

bir frekansla cevaplar, uçaktaki alıcı transponder'in gönderdiği bütün cevapları alır fakat yalnızca kendi PRF'yle aynı olan cevabı değerlendirir.

Alıcı max 200 nm mesafe içindeki alanı bir kaç saniyede tarama, bu sırada dijital sayıcı süratle döner. Eğer bu süre içinde cevap elde edilmezse sayıcı derhal sıfırlanır ve tekrar taramaya başlar. Cevap bulunur bulunmaz alıcı cevaba kilitlenir ve "tracking" başlar. Tracking, soruşturucunun kendi sinyallerine karşılık verilen cevabı alıp devamlı bir şekilde yer istasyonuna olan şev mesafesini göstermesi durumudur. Bu uzaklık hızı bilinen radyo dalgalarının yer istasyonuna ulaşıp geri dönünceye kadar geçen zamana göre hesaplanır.

Tarama periyodunda soruşturucu yüksek oranda (150 puls/saniye) yayın yapar. Bunun nedeni kilitlenme olayını çabuklaştırmaktır. Fakat 15000 puls çifti gönderildikten sonra halâ kilitlenme sağlanamamışsa, PRF 60 pps'e indirilip tarama başarılı bir şekilde tamamlanıncaya kadar devam ettirilir. kilitlenmeden sonra sistem 25-30 pps'lik bir PRF'de çalışmaya devam eder.

Random PRF Tekniği :

Soruşturma sinyalinin ardışık puls çiftleri arasındaki zamanın rastgele değişmesi başka uçaklar için verilen cevaba kilitlenme yanlışlığından kurtarır.

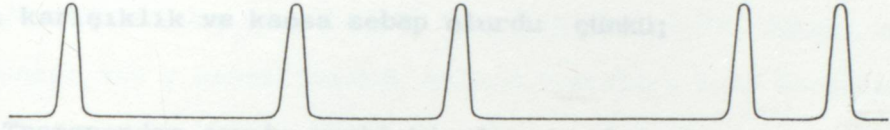
Basit olması açısından bizim aletimizin PRF'ini 25 kabul edersek; periodu $1\ 000\ 000/25 = 40\ 000 \mu s$ olur. Bunun anlamı şudur: Eğer bu bir birincil radar PRF'i olsaydı her bir puls arasındaki zaman tam olarak $40\ 000 \mu s$ olacaktı. Fakat DME'de bu zaman aralığı kasten değiştirilerek

rastgele oluşturulmuştur. Bir pulse diğerinden 39956 μ s sonra gönderilebileceği gibi kendisinden sonra gelen 40115 μ s sonra olabilir. Yayın paterni aşağıdaki şekilde gibidir. Transponder aynı anda kendisini soruşturan bir çok uçağa cevap gönderdiği için bütün cevaplar aynı taşıyıcı frekans üzerinde alıcıya ulaşır. Bu sinyal aşağıdaki şekil 6:3 gecikmeye sahiptirler. Alıcıdaki dar bir kapı ancak içine düşen puls'ları kabul eder ve bunları soruşturma puls'larıyla karşılaştırıp aralarındaki gecikmeden uzaklığı hesaplar. Şekil 6:3 (c), şekilde gönderilen soruşturma puls'larının başka uçakların puls'larıyla birlikte nasıl bir "t" gecikme zamanından sonra ulaştığı ve alıcı kapısınınca kabul edilip diğer puls'ların dışarıda bırakıldığı görülmektedir. Buradaki "t" gecikme zamanı elbetteki bir an için geçerlidir. Uçak yer istasyonu etrafında sabit bir yarı çap mesafesinde dönmediği sürece bu "t" devamlı değişir. Kapı ise bu değişimleri yerleştirecek kadar geniştir ve aslında cevabı kilit altında tutabilmek için sürekli değişen zaman gecikmeleri boyunca hareket eder. Bu teknik kilitle-takip et (Lock - follow) tekniği olarak adlandırılmıştır.

6.2. FREKANS VE KANAL DÜZENLEMESİ

İkincil radar tekniğini kullanan DME gönderme ve alma işlemlerini

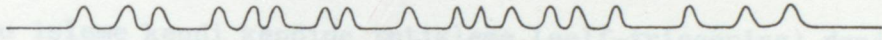
farklı frekanslardan yapar. Bu bir gereklilik değildir. Eğer her iki yerdaki ve havadaki transponder aynı frekansta yaparsaydı karmaşıklık ve kargaşa sebep olurdu çünkü;



a) Transponder cevabı uçaktaki alıcıya ulaşırken orijinal yayını yansıyan sinyalleri tarafından benimsenir.

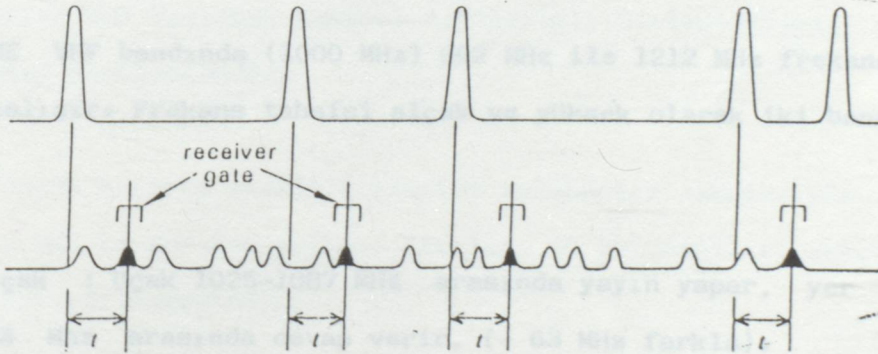
a. Soruşturma paterni:

b) Transponder yayını çevredeki engel ve cisimler tarafından yansıtılacak ve bunlardan bazıları transponder'a geri dönerek, bunları uçak yayınından ayrılan transponder'ın, sinyalleri yansıtan cisim ve engellerle çevre dönermesine sebep olacaktır.



b. Transponder cevabı:

Farklı frekansların kullanılmasıyla havadaki alıcı kendi gönderdiği frekansta tekrar kabul etmeyecek ve yerdaki transponder da kendi yayını frekansında tetiklenmeyecektir.



c. Soruşturucunun kendine ait cevabı seçmesi:

Şekil 6.3

farklı frekanslardan yapar. bu bir gereksinime dayanmaktadır. Şöyleki:
Eğer her iki, yerdeki ve havadaki transmitterde aynı frekansta yayın
yapsaydı karışıklık ve kaosa sebep olurdu çünkü;

a) Transponder cevabı uçaktaki alıcıya ulaşırken orjinal yayının
yerden yansıyan sinyalleri tarafından bozulacaktır.

b) Transponder yayını çevredeki engel ve cisimler tarafından yan-
sıtılacak ve bunlardan bazıları transponder'a geri dönerek,
bunları uçak yayınından ayıramayan transponder'in, sinyalleri
yansıtan cisim ve engellere cevap göndermesine sebep olacaktır.
Bu işleme kendi kendine tetikleme (self-triggering) denilmekte-
dir.

Farklı frekansların kullanılmasıyla havadaki alıcı kendi gönderdi-
ği frekansı tekrar kabul etmeyecek ve yerdeki transponder'da kendi ya-
yın frekansınca tetiklenmeyecektir.

DME VHF bandında (1000 MHz) 962 MHz ile 1212 MHz frekansları ara-
sında çalışır. Frekans tahsisi alçak ve yüksek olarak iki banda ayrıl-
mıştır.

Alçak : Uçak 1025-1087 MHz arasında yayın yapar, yer istasyonu
962-1024 Mhz arasında cevap verir, (- 63 MHz farkla).

Yüksek : Uçak 1088-1150 MHz arasında yayın yapar, yer istasyonu
1151-1213 MHz arasında cevap verir, (+ 63 MHz farkla).

Örneğin 1100 MHz'lik bir soruşturma frekansının cevabı 1163 MHz'de
gelir. Bu düzenlemeyle her bir bandda 63 kanal oluşturulmuştur. Alçak

banddaki kanallar 1'den 63'e yüksek banddaki kanallar 64'den 126'ya kadar numaralanmıştır. Bunların toplamı olan 126 kanala x kanalları denir. Bu 126 kanalın dışında bir 126 kanallık genişleme imkanı da mevcuttur. Bunlar ise y kanalı olarak adlandırılırlar. 1-16 kanallar milli amaçlar için ayrılmıştır, 17-56 kanallar ise VOR/ILS frekanslarıyla eşlendirilmişlerdir.

Örneğin; 20x kanalı 108.3 MHz frekansıyla, 21x kanalı 108.4 MHz frekansıyla eşleştirilmiştir. Aynı şekilde; 20y kanalı 108.35'le, 21y kanalı 108.45'le frekans eşleştirilmiştir.

6.3. UÇAKTA DME YERLEŞİMİ

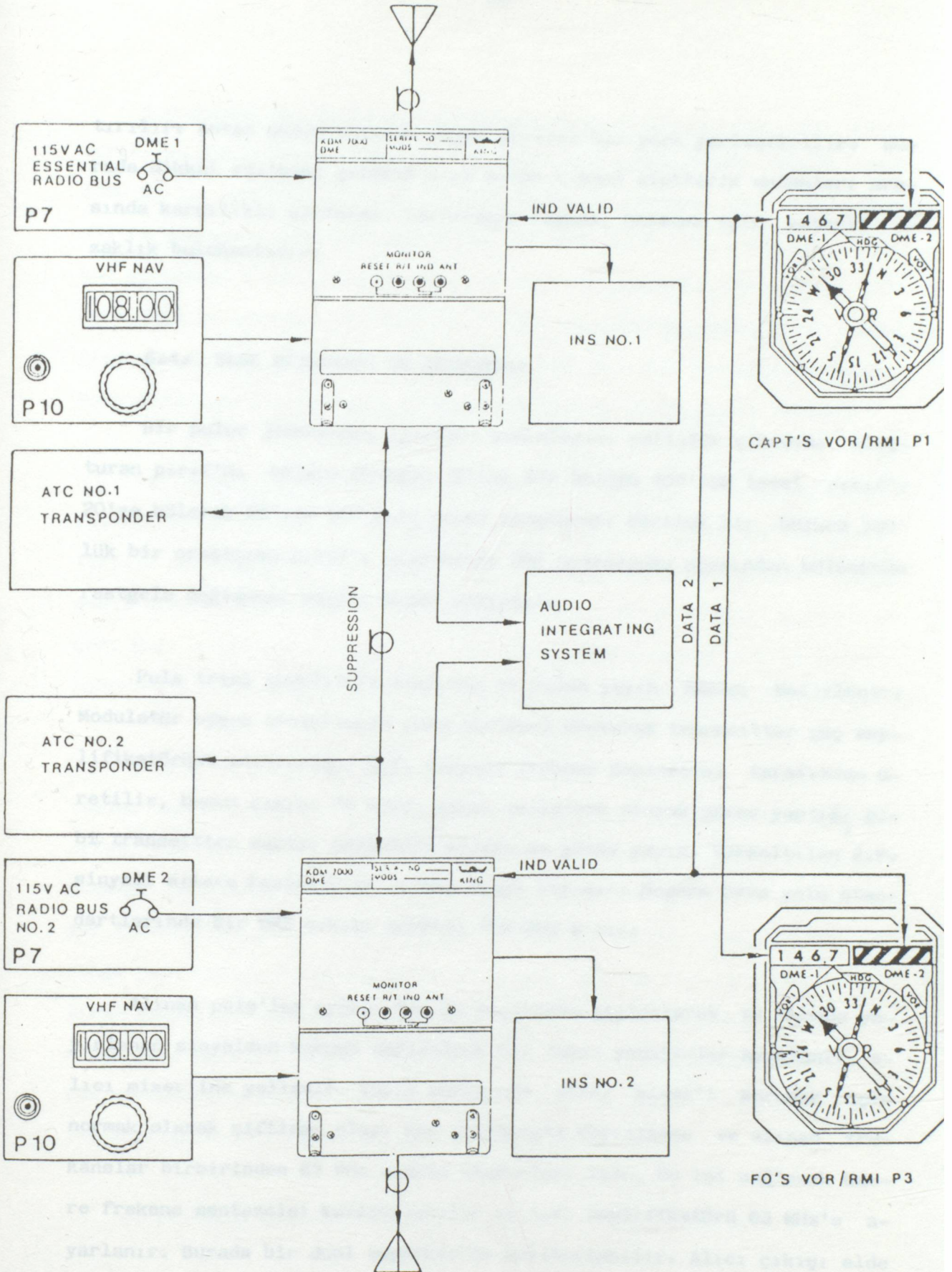
DME soruşturucu pek çok şekillerde gelmektedir. Bir yolcu uçağı standart aleti raf-montaj şeklindeyken genel havacılık uçaklarında integral kontrol ve digital okuma için panel-montaj şeklindedir.

Şekilde VHF Nav./DME kontrol aletleriyle birleştirilmiş çift DME düzenlemesi görülmektedir.

Birleşik kontrol aletleri genelde kullanılır olmalarıyla birlikte ayrı ayrı DME ve VHF Navigation aletleri de bulunabilir, fakat bu şekil tavsiye edilmemektedir.

Şev mesafesi doğrudan HSI, RMI veya daha çok bir DME göstergesine beslenir.

Anten, besleme hattı ve bastırma devresi için koaksiyel kablolar kullanılmıştır. İki transponder ve iki DME'den oluşan 4'lü set bastırma işlemi için paralel bağlanmış olup bir tanesi yayın yaparken hepsi bas-



Şekil 6:4 - Uçakta DME yerleşimi.

tırılır. Anten gövde altında uygun görülen bir yere yerleştirilir. Burada dikkat edilmesi gereken konu bütün L-band aletlerin antenleri arasında karşılıklı girişimi, bastırmaya rağmen, önlemek için yeterli uzaklık bulunmalıdır.

6.4. BLOK DİYAGRAMI VE ÇALIŞMASI

Bir pulse jeneratörü (jitter) zamanlayıcı osilatör çıkışını oluşturan p.r.f'nı böler. Örneğin 20'lik bir bölücü 400'lük temel p.r.f'ı 20'ye bölerek 20'lik bir puls treni oluşturur. Dörtlük bir bölücü 100'lük bir araştırma p.r.f'ı oluşturur. DME operasyonu açısından bölücünün rastgele değişmesi hayati öneme sahiptir.

Puls treni modulatöre beslenir ve orada yayın zamanı belirlenir. Modulatör uygun aralıklarla puls çiftleri üreterek transmitter güç amplifikatörünü anahtarlar. R.F. sinyali frekans sentezcisi tarafından üretilir, bunun çıkışı da alıcı yerel osilatörü olarak görev yaptığı gibi transmitter master osilatörü olarak da görev yapar. Yükseltelen R.F. sinyali antere beslenir ve oradan uzaya yayılır. Modern hava yolu standartlarında bir DME çıkışı nominal 700-800 W'tır.

Alınan puls'lar ayarlı bir ön seçiciden geçirilerek, ki burada yayınlanan sinyalden koruma sağlanarak bir takım yansımalar ayıklanır, alıcı mixer'ine yollanır. Yayın esnasında alıcı mixer'i korumak için normak olarak çiftleme olayı yer alacaktır. Yayınlanan ve alınan frekanslar birbirinden 63 MHz uzakta oldukları için, bu işi sağlamak üzere frekans sentezcisi kullanılabilir ve i.f. amplifikatörü 63 MHz'e ayarlanır. Burada bir dual süperhet'de kullanılabilir. Alıcı çıkışı elde edilen video sinyal olacaktır.

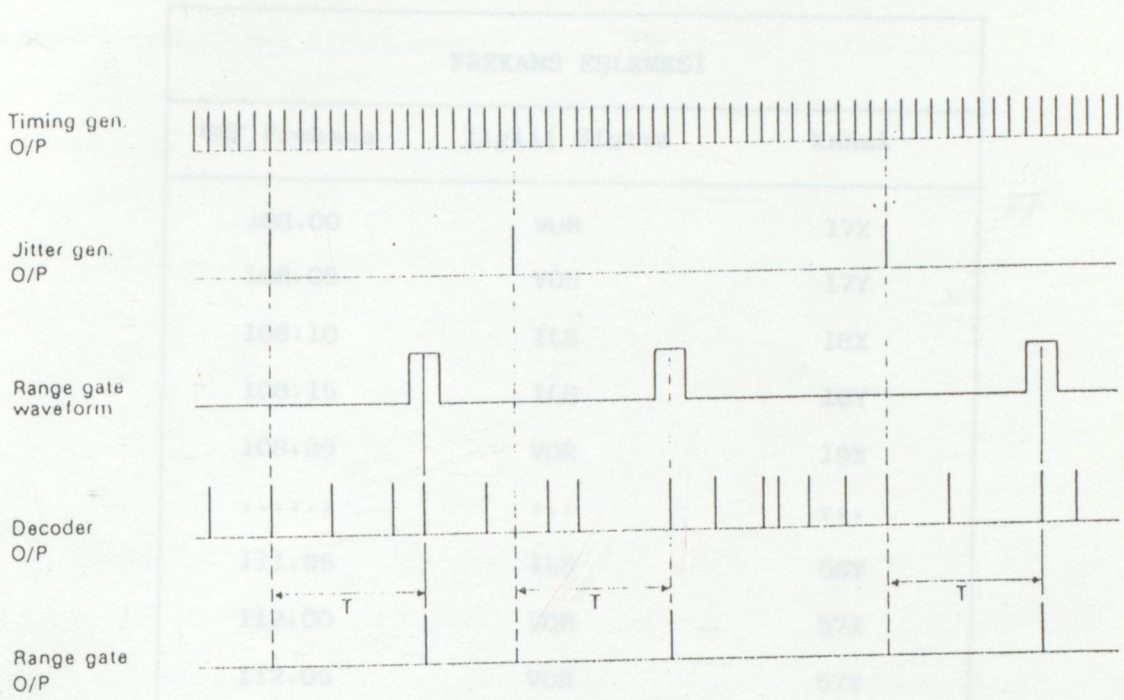
Kod çözücü her bir doğru sıralanmış puls çiftleri için bir çıkış verir. Bu çıkış bütün soruşturan uçaklar için olduğu kadar kaçak veya 1350 Hz'lik tanıma puls'ları için de olur, bu durumda bir band-pass filtre toplayıcı sisteme 1350 Hz'lik bir ton verir. Oto standby devre kod çözücünden gelen pulsları sayar ve eğer oran önceden belirlenmiş değeri geçerse (örneğin 400/saniye) filtre jeneratörünü çalıştırır. Eğer oran çok düşükse modulatör tetiklenmeyeceği gibi bir soruşturma söz konusu olmayacaktır. Üçüncü kod çözücünün çıkışı range gate'e beslenir.

Variable delay devresi arama veya track devreleri tarafından kontrol edilir ve burada sıfır zaman puls'ları çok etkili bir şekilde geciktirilip genişletilir. Variable delay'ın çıkışı, çokça range gate dalga şekli olarak ifade edilir, her soruşturmadan T_{sonra} sonra range gate'i açar. Kapı açıkken bir cevap veya bir kaçak puls alınacak olursa bu puls coincidence counter'a gönderilir. Range gate çıkışı 5-6 puls/saniyedir.

Araştırma esnasında değişken gecikme (variable delay) dizayn kalitesine bağlı olarak 20'den 400 AM/S'ye kadar değişen bir oranda sürekli artar. Yine araştırma esnasında range gate çıkış oranı, coincidence counter tarafından tesbit edildiği gibi, düşüktür. Gecikme sinyalin yer istasyonuna gidip gelme zamanı + 50% değerine ulaştığı zaman range gate çıkışı önemli miktarda yükselir. 100'lük bir persf'i araştırma sinyalimiz olarak ve cevap oranını da % 50 olarak kabul edersek range gate çıkışı örneğin; 5 pulse/s'den 50 pulse/s'ye zıplar. Bu durum Stroboscopic prensib içinde gösterilmiştir. Orandaki bu değişme kolayca belirlendiği zaman mode kontrol devresi;

a) Tracking devresini harekete geçirir,

b) Araştırma devresini durdurur,



Şekil 6.6 - Stroboskobik prensip:

6.5. V.H.F. NAVIGATION İLE BAĞLANTISI

Daha önce belirtildiği gibi DME VOR ve daha çok gelecekteki bir talep olarak ILS'le birlikte kullanılmak üzere geliştirilmiş bir sistemdir. Bunu gerçekleştirmek üzere DME yer istasyonları VOR veya ILS yer istasyonlarıyla aynı mekana kurulmuşlardır. İki istasyonun bir arada inşasıyla meydana gelen tek bir istasyon içinde tek bir frekans vardır. Aynı frekans üzerinden hem DME hem VOR yayını yapılır. Bu şekilde standart bir frekans eşlemesiyle DME ve VOR nav. kontrolü için ayrı ayrı birimlerin kullanılması ihtiyacı ortadan kalkmıştır. Böylece 108.5 MHz frekansının seçilmesiyle ilgili VOR istasyonu ve DME eşi olan 17y kanalı seçilmiş olur.

FREKANS EŞLEMESİ

VHF Frekans	İlgili Sistem	Kanal
108.00	VOR	17X
108.05	VOR	17Y
108.10	ILS	18X
108.15	ILS	18Y
108.20	VOR	19X
.....
111.95	ILS	56Y
112.00	VOR	57X
112.05	VOR	57Y
112.10	VOR	58X
.....
112.25	VOR	59Y
112.30	VOR	70X
.....
117.95	VOR	126Y

Bazı cihazlar hold özelliğine sahiptir. Bu konumda bir kere seçildikten sonra VHF nav. frekansının değişmesi DME'yi değiştirmez. Hold konumu kullanıldığında mesafe ve yön bilgileri farklı yerlerden alınabilir. Pilotun karıştırmamasını önlemek için bir uyarı ışığı yanar.

İlgili tanıtma sinyali birleştirilmiş istasyonların senkronize edilmiş ident sinyallerini ifade eder. Her bir 30 s'lik zaman aralığı 4 ve-

7:

RADYO ALTİMETRE

Radyo altimetreler yerden gerçek yüksekliği göstermek üzere dizayn edilmişlerdir. Frekans modülasyonu prensibine göre çalışanlar, yüksek bir duyarlılığın gerekli olduğu, alçak uçuş irtifalarında kullanılırlar. Bu ise daha çok son yaklaşma paterninde pilota hassas yükseklik bilgisi vermek veya otomatik iniş sistemini beslemek şeklinde gerçekleşir.

7.1. ÇALIŞMA PRENSİBİ

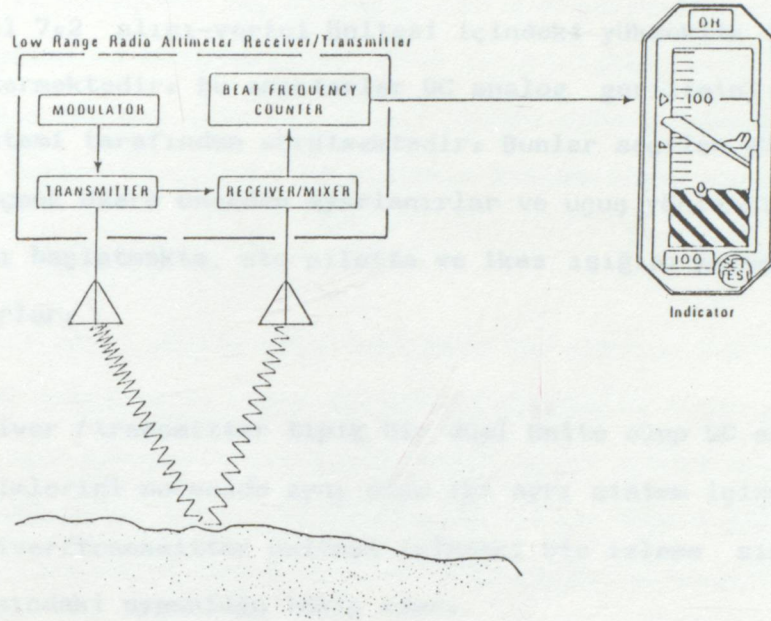
Radyo altimetre çalışmasında transmisyon sürekli dalga, sabit genlik ve 4300 MHz'lik frekans modülasyonu ile sağlanır. Frekans modülasyon derinliği 50 MHz'dir. Böylece transmisyon sürekli 4250 MHz ile 4350 MHz arasında değişir. Frekans modülasyon oranı saniyede 100 keredir.

Bazı sistemler frekans derinliği olarak 50 MHz'den farklı bir değer kullansalar da sonuç değişmez. Yer üzerinde uçan bir uçakta yere gönderilen bir sinyalle yerden yansıyor geri gelen sinyal arasında bir frekans farkı vardır. Bu frekans farkı radyo dalgasının seyahat ettiği mesafe ile doğrudan ilgilidir. Her bir adım yayın mesafesi için frekans değişimini hesaplayacak olursak yaklaşık 10 çevrim'lik bir değişim olduğunu görürüz. Örneğin; Uçak yerden 1000 ft yüksekte ise gönderilen sinyal ile alınan sinyal arasında 20.000 çevrimlik fark oluşacaktır.

Alıcı mixer'inde gönderilen ve alınan sinyaller karıştırılarak beat frekansı (fark) sayıcı'da sayılır.

Beat frekans sayıcısı frekans farkını, genliği uçağın yerden yüksekliğinin fonksiyonu olan bir analog DC gerilime çevirir. Radyo alti-

metre göstergesindeki bir servo sistem göstergeyi (burada dikey hareketli bir teyp) bu analog DC gerilimin genliğine uygun bir şekilde sürer:



Şekil 7:1 - Radyo altimetre alıcı-verici ve gösterge prensibi.

Antenler o şekilde düzenlenmiştir ki yatma açısı 30° 'yi ve pitch açısı 20° 'yi aşmadığı sürece yükseklik göstergesi doğru çalışır.

Bu radyo altimetreler "low range" olarak adlandırılmıştır çünkü kullanım alanları yerden 2.500 ft yüksekliğe kadar olan uçaklarla sınırlanmıştır. Kullanım amacı son yaklaşımda pilota bilgi vermek ve karar yüksekliğini (DH) ki bu yükseklikte pilot pisti görmek zorundadır, haber vermektir.

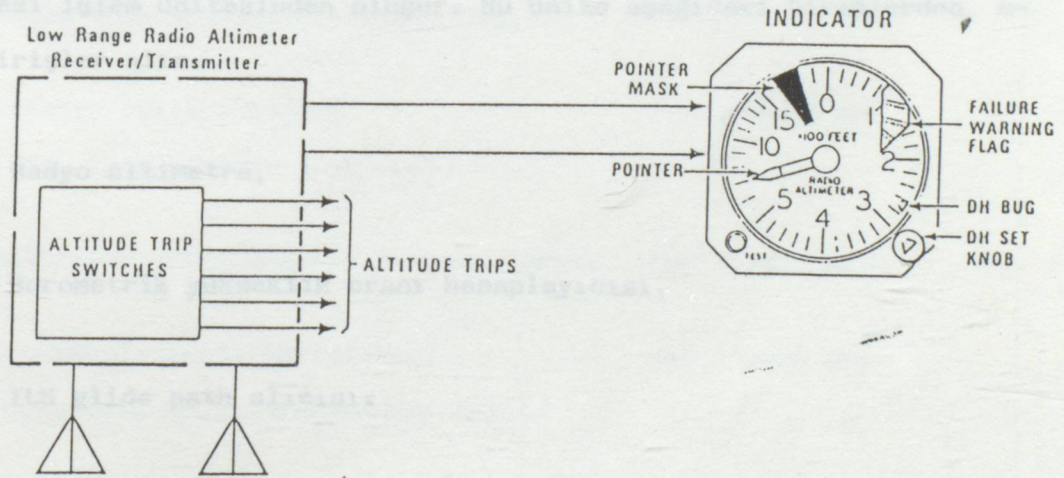
Pist önündeki arazi her yerde düzgün olmayacağı için bütün yaklaşma haritalarında uçağın yaklaşma kategorisine göre pisti görmesi gereken karar yüksekliğine göre radyo altimetre ayarları verilmiştir. Bu

karar yüksekliği seçimi gösterege önündeki bir düğme yardımıyla gösterege üzerindeki indeksi ayarlayarak yapılır.

Şekil 7.2 alıcı-verici ünitesi içindeki yükseklik trip anahtarlarını göstermektedir. Bu anahtarlar DC analog gerilimini üreten servo motor sistemi tarafından sürülmektedir. Bunlar seçilen yükseklikte harekete geçmek üzere önceden ayarlanırlar ve uçuş yönlendirici'de kazanç programını başlatmakta, oto pilotta ve ikaz ışığını yakmak gibi işlerde kullanılırlar.

Receiver / transmitter tipik bir dual ünite olup DC analog yükseklik gerilimlerini normalde aynı olan iki ayrı sistem içinde geliştirir.

Receiver/transmitter ünitesi içindeki bir izleme sistemi bu iki çıkış arasındaki uygunluğu takip eder.



Şekil 7.2 - Alıcı-verici ünitesi içindeki yükseklik trip anahtarları ve gösterege.

8: GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (GPWS)

Bu son derece arzu edilen uçuş konsol cihazı 1970'lerde mikro işlemcilerin ve sofistike ses birleştiricilerin geliştirilmesiyle birlikte genel kullanıma kazandırıldı. GPWS istatistiklerinden anlaşıldığına göre sistemin kullanıldığı ilk 10 yıl içinde altmış dolayında kaza önlenmiştir. Ülkelerin çoğunda bu sistemin kullanılması zorunlu kılınmıştır. GPWS her türlü uçak yüksekliğini izleyerek tehlike halinde tab-

Sistemin amacı pilota yere tehlikeli bir şekilde yaklaştığını sesli ve görsel sinyallerle haber vermektir. Kalkıştan sonra gayri ihtiyari çöküş, uygun olmayan arazi temizlemesi, aşırı oranda arazi yaklaşması ve ILS yaklaşması esnasında glide path altına düşmek gibi istenmeyen yer yaklaşımlarında sistem çalışmaya başlayarak potansiyel tehlikeyi haber verir.

Cihaz Girişi : Cihaz temel olarak bir küçük dijital bilgisayar veya merkezi işlem ünitesinden oluşur. Bu ünite aşağıdaki birimlerden, analog girişler alır:

- 1: Radyo altimetre,
- 2: Borometrik yükseklik oranı hesaplayıcısı,
- 3: ILS glide path alıcısı.

Ayrıca iniş takımları ve flap pozisyonuna göre ayırık girişlerde kabul edilir.

Çıkış: Değerlendirme sonucunda arazi ile buluşma tehlikesinin varlığı tesbit edilmişse merkezi işlem ünitesi sesli ve görsel sinyal-

leri harekete geçirerek pilotu uyarır. Merkezi işlem ünitesi ayrıca bilgisayar arızasını ve beş giriş sinyali arızalarını da bir izleme göstergesinde dikkate sunar. Şekil 8.1'de sistemin nasıl çalıştığıyla ilgili bir blok diyagram verilmiştir.

Çalışma Modları :

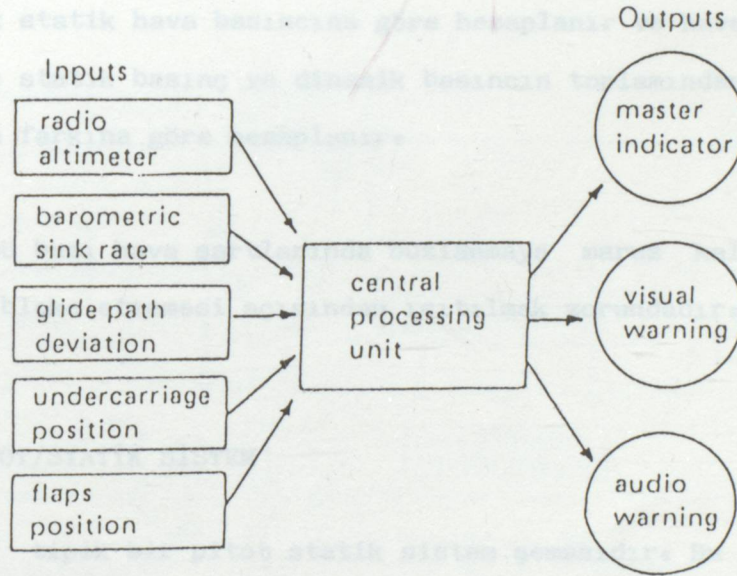
GPWS beş temel uçak çalışma modunu izleyerek tehlike halinde tabloda görülen uyarıları üretir.

Mode	Tehlike	Uyarı
1	Araziye doğru aşırı alçalma oranı	Sesli : "WHOOOP WHOOOP-PULL UP" Görsel: Yanıp sönen lamba
2A	Araziye aşırı yaklaşma (Uçak iniş konfigürasyonunda değil)	Mod 1'deki gibi
2B	Araziye aşırı yaklaşma (Uçak iniş konfigürasyonunda)	Mod 1'deki gibi
3	Kalkıştan sonra negatif tırmanma oranı	Mod 1'deki gibi
4	Emniyetsiz arazi temizlemesi (Uçak iniş konfigürasyonunda değil)	Mod 1'deki gibi
5	ILS glide slope'da aşağı doğru aşırı sapma	Sesli : "Glide Slope" Görsel: Yanıp sönen lamba

İzleme ve Test Özellikleri :

Sistem dinamik performansı uçuş esnasında sürekli izlenir. Her hangi bir arıza derhal uçuş panosunda gösterilir.

Pilot tarafından çalıştırılan bir yer test ünitesi sistemin arızalarını ve sistem girişini oluşturan elemanların sensörlerinden hangilerinin arızalı olduğunu belirler.



Şekil 8.1 - GPWS giriş ve çıkış verileri.

9. AIR DATA SİSTEMLERİ

Hava veri sistemleri diyebileceğimiz air data sistemleri ve cihazları tamamen pitot basıncı, statik basınç ve hava sıcaklığına bağlı olarak çalışan cihazlardır. Bunlar altimetre, dikey hız göstergesi, hava hızı göstergesi, machmetre gibi cihazlardır.

Duran bir uçakta pitot ve statik basınçlar eşittir fakat hareket eden bir uçakta pitot tüpü ucunda ilave basınç oluşur.

Yükseklik statik hava basıncına göre hesaplanır ve hava hızı statik basınç ile statik basınç ve dinamik basıncın toplamından oluşan pitot basıncının farkına göre hesaplanır.

Pitot tüpü bazı hava şartlarında buzlanmaya maruz kaldığı için, buzların tüpü bloke etmemesi açısından ısıtılmak zorundadır.

9.1. PİTOT/STATİK SİSTEM

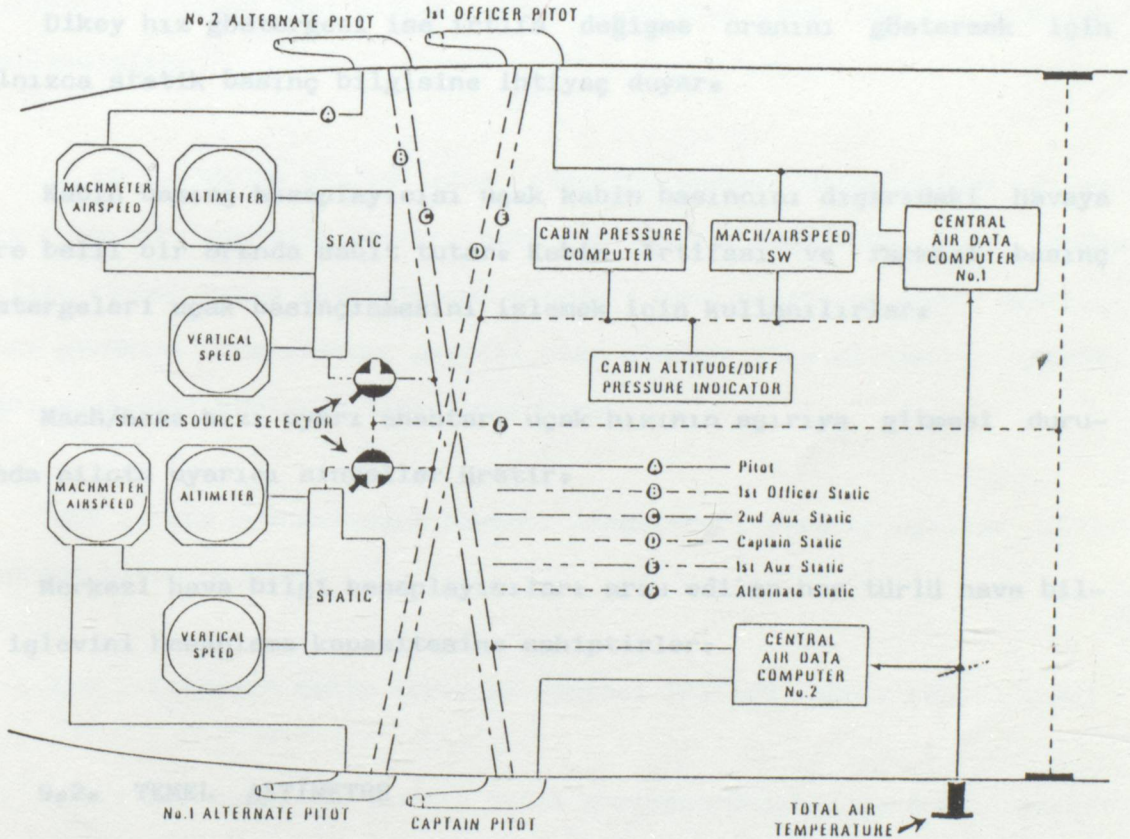
Şekil 9.1 tipik bir pitot statik sistem şemasıdır. Bu çizimde uçağın önünde görülen cihazlar doğrudan okuyan mekanik elemanlardır. Gösterdikleri değerler pitot ve/veya statik portlardan elde edilen bilgilere dayanır. Statik yazan kutuların her biri birer statik manifold olup çeşitli aletler tüpler aracılığıyla bu manifolddan beslenirler.

Kaptan ve ikinci pilot cihazlarının karşılaştırılması ayrıca bunların alternatif statik kaynakla karşılaştırılması sonucunda ekip statik sistemde bir arıza olup olmadığını tayin eder.

Bir mach meter hava hızı göstergesi dual bir gösterge olup uçağın

görünen (indicated) hava hızını ve bu hızın ses hızına oranı olan mach hızını gösterir. Görünen hava hızı temel bilgiyi oluşturur çünkü uçağın bütün uçuş karakteristikleri bu bilgiye göre belirlenir.

Görünen hava hızı pitot ve statik basınçlar arasındaki bir oran olması ile gerçek hava hızından ayrılır. Standart bir günde deniz seviyesinde görünen ve gerçek hava hızları aynıdır. Eğer bir uçak sabit gerçek hızla uçarken deniz seviyesinden yüksek irtifalara çıktıkça görünen hızı düşer.



Şekil 9:1 - Uçakta pitot-statik sistem yerleşimi.

Uçak irtifasını gösteren altimetrenin çalışması için yalnızca statik basınç bilgisi gereklidir. Statik basınç ise o bölgedeki borometrik basınca göre kompanse edilmelidir. Bu yüzden altimetreler yer istasyonundan verilecek bilgiye göre düzeltme yapmak için bir barometrik ayarlama düğmesine sahiptir.

Bütün uçaklar belli bir irtifadan sonra altimetrelerini standart atmosfer basıncı olarak kabul edilen 29.92 Hg veya 1013 mb değerine ayarlarlar. Bu ise seyahat sırasında bölgelere göre değişen hava basıncını takip etmek külfetinden kurtarır.

Dikey hız göstergesi ise irtifa değişme oranını göstermek için yalnızca statik basınç bilgisine ihtiyaç duyar.

Kabin basınç hesaplayıcısı uçak kabin basıncını dışarıdaki havaya göre belli bir oranda sabit tutar. Kabin irtifası ve farksal basınç göstergeleri uçak basınçlamasını izlemek için kullanılırlar.

Mach/hava hızı uyarı anahtarı uçak hızının aşırıya gitmesi durumunda pilotu uyarıcı sinyaller üretir.

Merkezi hava bilgi hesaplayıcıları arzu edilen her türlü hava bilgi işlevini hesaplama kapasitesine sahiptirler.

9.2. TEMEL ALTİMETRE

Şekil 9.2 mekanik olarak çalışan ve doğrudan okuma yapan bir altimetre prensibini göstermektedir.

Cihaz oldukça hassas ve karmaşık levye mekanizmaları ile disk ve

ibreleri sürer. Sağ altta kesiti verilen diyafram iyice kapalı, kısmen boşaltılmış ve çıkıntılı girintili esnek bir metalden yapılmış olup ortasından yapıya bağlanmış ve yine iyice kapalı, yalnızca statik basınca açık bir kutu içine konulmuştur.

Uçak yüksek irtifalara tırmandıkça statik basınç düşer. Böylece diyafram yüzeyleri yukarı doğru basınç yaparak göstergelyi yukarı doğru değiştirirler. Eğer uçak alçalıyorsa kutu içindeki artan statik basınç diyaframı bastırarak göstergenin aşağıya doğru inmesini sağlar.

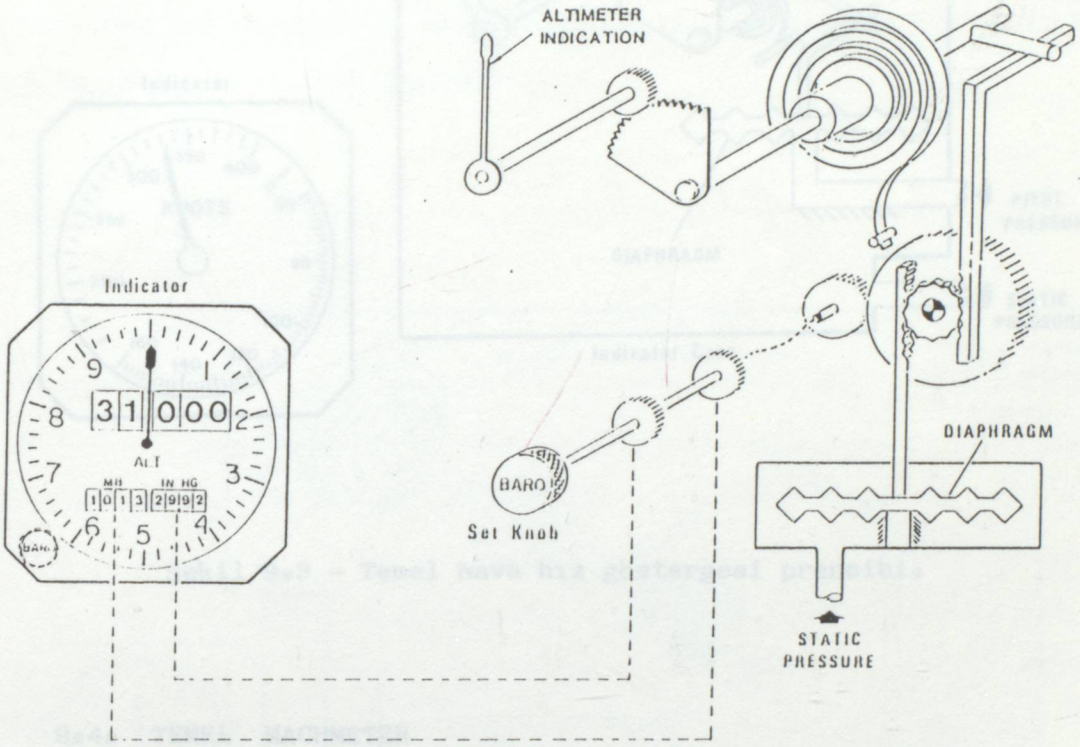
Baro ayar düğmesi göstergedeki iki okuma penceresine kumanda eder. Birincisi milibar (MB) olarak, ikincisi de inç civa (INHg) olarak işaretlenmiştir.

1 mb 1.000.000 din/cm² olup atmosfer basıncı ölçümlerinde en yaygın olanıdır. Atmosfer basıncı hava şartlarıyla değiştiği için, doğru irtifa okumak üzere altimetrenin o andaki hava basıncına göre ayarlanması gerekir. Uluslararası geçerli olan statüye göre altimetre ayarlanması aşağıdaki kodlarla tanımlanmıştır.

QFE : Hava meydanındaki basıncı ifade eder, yerdeki uçaklar altimetrede sıfır okurlar.

QNE : Standart deniz seviyesi basıncı 1013.25 mbar (29.92 inHg)

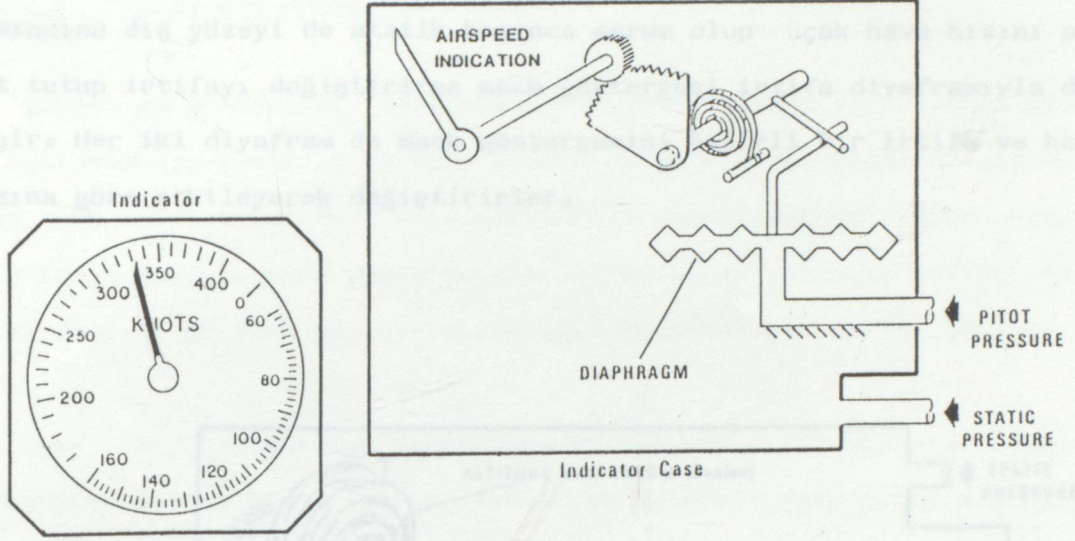
QNH : Her hangi bir andaki deniz seviyesi basıncı yerdeki uçaklar meydanın denizden yüksekliğini ölçerler.



Şekil 9.2 - Temel altimetre prensibi.

9.3. TEMEL HAVA HIZ GÖSTERGESİ

Şekil 9.3 bir hava hız göstergesinin temel prensibini vermektedir. Diyafram iç yüzeyi pitot basıncına, dış yüzeyi de statik basınca maruz bırakılmıştır. Böylece ikisi arasındaki farkın fonksiyonu olarak gösterge ibresi hareket eder.



Şekil 9.3 - Temel hava hız göstergesi prensibi.

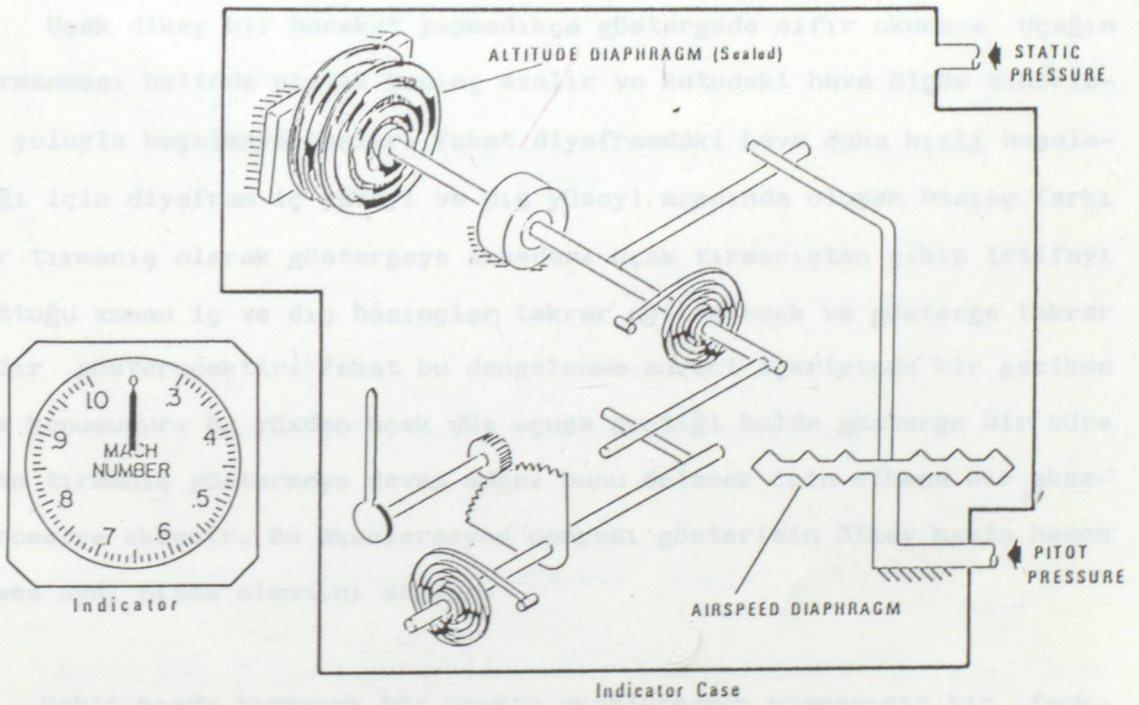
9.4. TEMEL MACHMETER

Ses hızı ticari uçakların uçtukları irtifalar içinde yükseklikle değişmeyip yalnızca sıcaklıkla ilgilidir.

Dışarıdaki hava ısını girişlerinden birisi olarak kullanacak bir mekanik gösterge yapmanın zorluğu ve böyle bir cihazın oldukça kaba olacağı endişesiyle mach metre yapımında ısı yerine irtifa kullanılmıştır. 25.000 ft üzerindeki irtifalarda hava sıcaklığı yaklaşık sabit olduğu için ısı yerine yükseklik bilgisini kullanmak büyük bir hatayı sonuç vermez. Böyle bir göstergede 25.000 ft üzerinde kullanılır.

Mach metre'de görünen değer uçak hava hızının ses hızına oranıdır. Bu değer hesaplanması için önce görünen hava hızı ölçülür. Bu değer irtifaya göre düzeltilerek ses hızının kesiri haline getirilir.

Şekil 9.4'ün sağ alt köşesinde görülen diyafram iç yüzeyi pitot basıncına dış yüzeyi de statik basınca maruz olup uçak hava hızını sabit tutup irtifayı değiştirirse mach göstergesi irtifa diyaframıyla değişir. Her iki diyafram da mach göstergesini belirli bir irtifa ve hava hızına göre etkileyerek değiştirirler.



Şekil 9.4 - Temel machmeter prensibi.

Günümüzdeki modern uçaklarda bu bilgileri elde etmek için merkezi hava veri bilgisayarları (CACD) kullanılmaktadır.

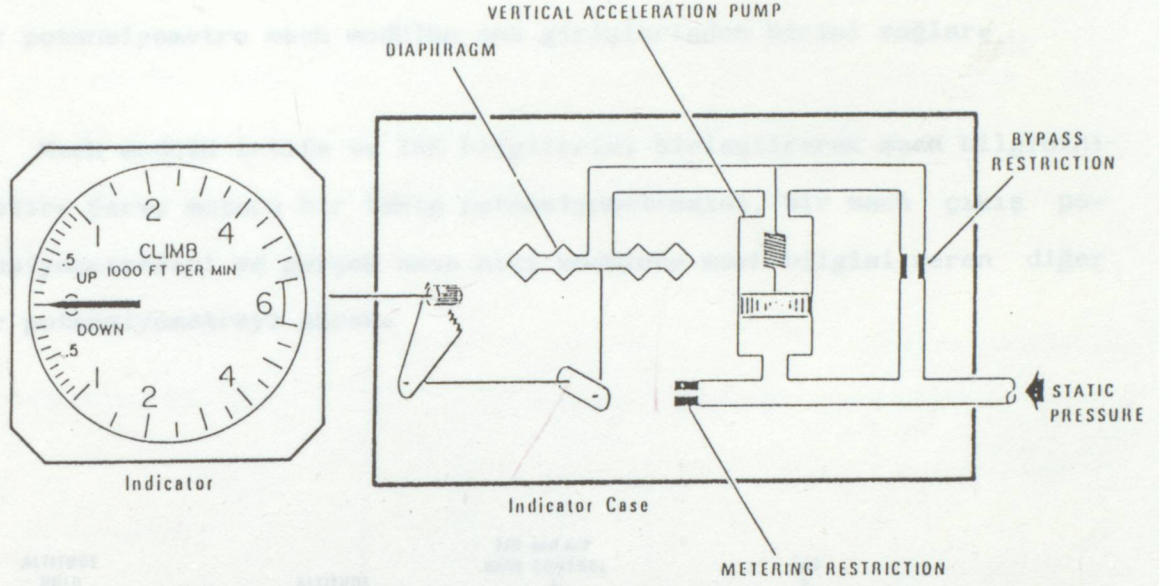
9.5. DİKEY HIZ GÖSTERGESİ (VSI)

Dikey hız göstergesi, diyafram iç yüzeyinin maruz bırakıldığı statik basıncın dış yüzeyindeki hava basıncına göre farkı esasına dayanır. Cihaz uçak tırmandıkça veya alçaldıkça hava basıncının ne kadar hızlı değiştiğini hesaplayarak göstergeye aktarır. Cihaz yalnızca basınç değişimi oranını gösterdiği için sıcaklığın üzerinde bir etkisi yoktur.

Uçak dikey bir hareket yapmadıkça göstergede sıfır okunur. Uçağın tırmanması halinde statik basınç azalır ve kutudaki hava ölçüm sınırlama yoluyla boşalmaya başlar. Fakat diyaframdaki hava daha hızlı boşalacağı için diyafram iç yüzeyi ve dış yüzeyi arasında oluşan basınç farkı bir tırmanış olarak göstergeye akseder. Uçak tırmanıştan çıkıp irtifayı tuttuğu zaman iç ve dış basınçlar tekrar eşitlenecek ve gösterge tekrar sıfır gösterecektir. Fakat bu dengelenme süreci içerisinde bir gecikme söz konusudur. Bu yüzden uçak düz uçuşa geçtiği halde gösterge bir süre daha tırmanış göstermeye devam eder. bunu önlemek için cihaza bir akselerometre eklenir. Bu akselerasyon pompası gösterimin dikey hızla hemen hemen aynı hızda olmasını sağlar.

Sabit hızda tırmanan bir uçakta akselerasyon pompasının bir fonksiyonu olmayıp sabit durmaktadır. Uçak düz uçuşa geçerken piston ağırlığı momentumdan ötürü yukarı doğru hareket eder. Momentum ve ataletle birlikte sınırlama boyutları aslında var olan gecikmenin göstergeye aksetmesini önlemiş olurlar.

Yeni uçaklarda bu bilgiler elektronik olarak merkezi hava veri bilgisayarını vasıtasıyla pilotlara iletilir.



Şekil 9.5 - Dikey hız göstere prensibi.

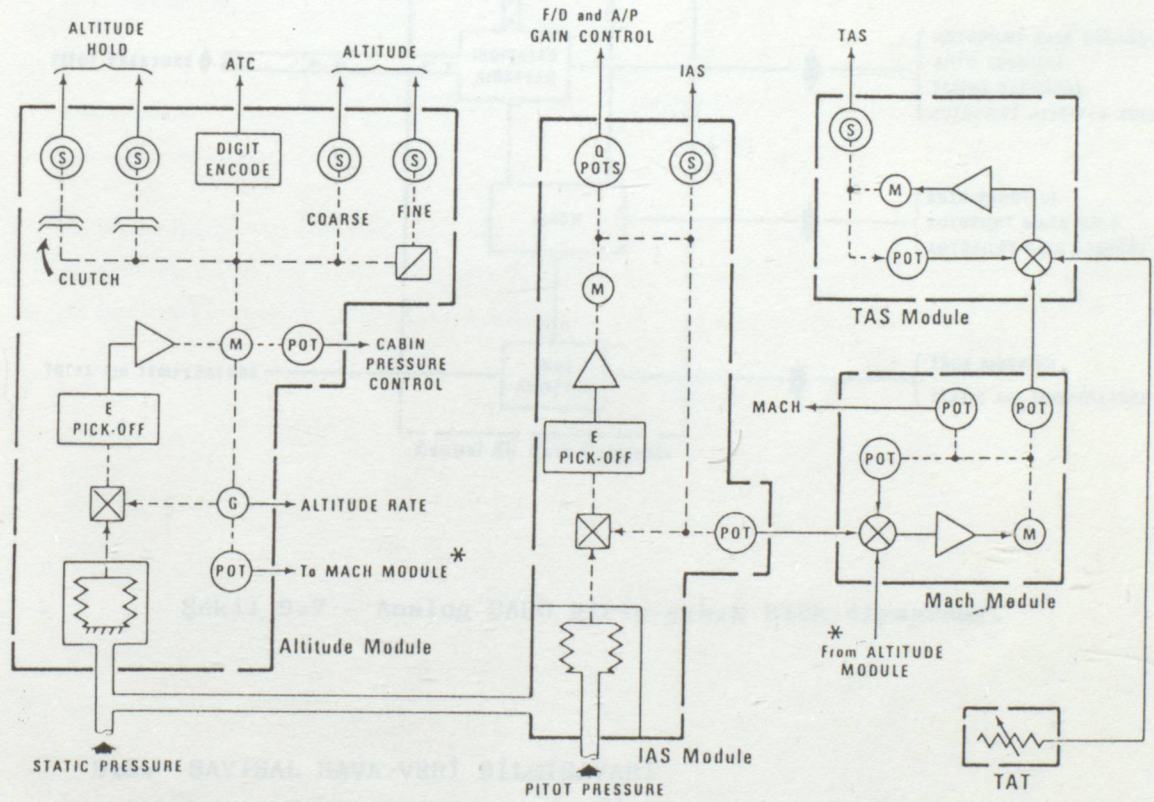
9.6. MERKEZİ HAVA VERİ BİLGİSAYARI (CADC)

Şekil 9.6 bir analog merkezi hava veri bilgisayarının dört modülünü göstermektedir. Bilgisayar girişleri statik basınç, pitot basıncı ve toplam hava sıcaklığıdır.

İrtifa modülü içerisindeki servo motor loop şu elemanları sürer : İrtifa oranı üreten bir takometre jeneratör, çıkışı mach modülüne giden bir potansiyometre, çıkışı kabin basınç kontrol ünitesine giden bir başka potansiyometre, bir çift kaba ve ince senkro ve bir E-pickoff armatür.

Görünen hava hızı (IAS) modülü uçuş direktörü ve oto pilotlar da kazanç kontrolü için Q-potları süren bir servo loop'u kontrol eden bir diyaframa sahiptir. Bir senkro uzaktan IAS okunmasını gerçekleştirir ve bir potansiyometre mach modülün ana girişlerinden birini sağlar.

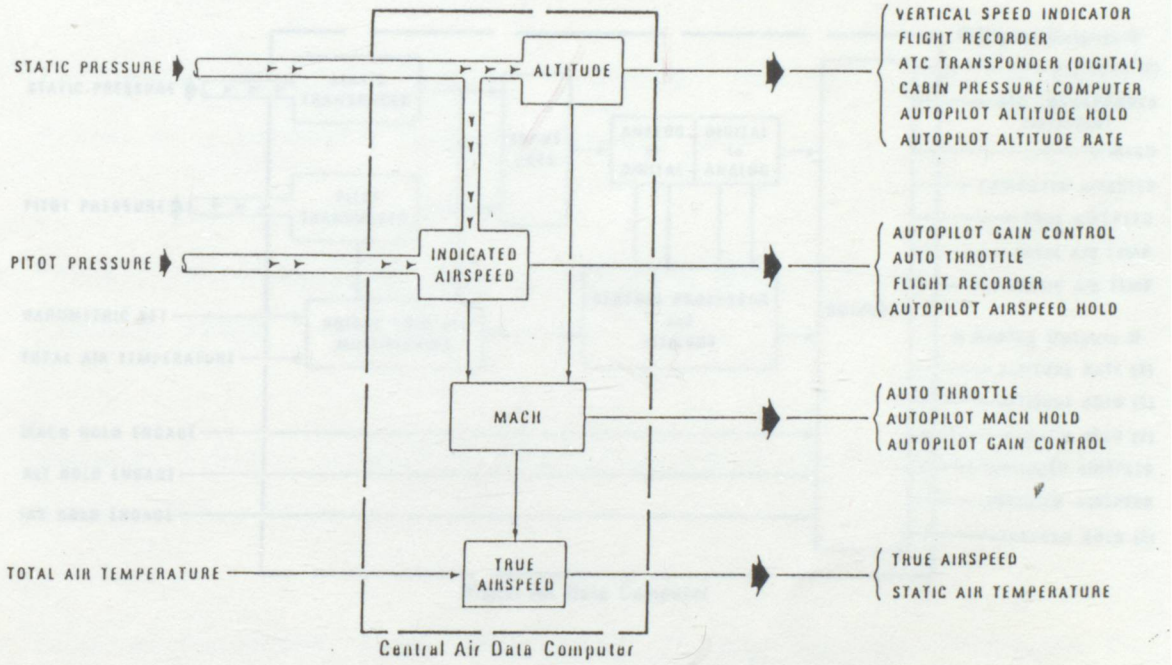
Mach modülü irtifa ve IAS bilgilerini birleştirerek mach bilgisini üretir. Servo motoru bir takip potansiyometresini, bir mach çıkış potansiyometresini ve gerçek hava hızı modülüne mach bilgisi veren diğer bir potansiyometreyi sürer.



Şekil 9.6 - Analog merkezi hava veri bilgisayarının dört modülü.

Gerçek hava hızı (TAS) modülü servo motoru; uzaktan TAS gösterimi için bir transmit senkro'yu sürer. Burada mach bilgisi ve toplam hava sıcaklığı (TAT) bilgisi birleştirilerek gerçek hava hızı hesaplanır.

Aşağıdaki şekil 9.7 bir merkezi hava veri bilgisayarının tipik giriş ve çıkışlarını göstermektedir. Şekil'deki dört blok sağ tarafta gösterilen bilgi ve kontrolleri sağlayabilecek kapasitede ayrı ayrı birimleri oluştururlar.

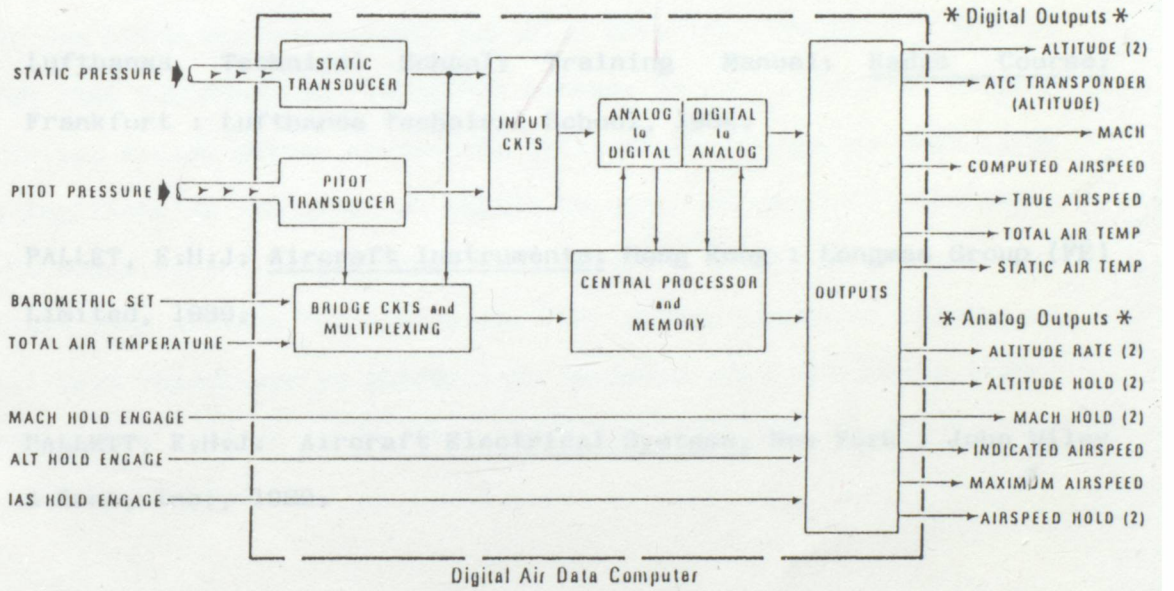


Şekil 9.7 - Analog CADC giriş-çıkış blok diyagramı.

9.8. SAYISAL HAVA VERİ BİLGİSAYARI

Şekil 9.9'da bir sayısal hava veri bilgisayarının tipik giriş ve çıkışları görülmektedir.

Bir sayısal bilgisayar servo motorlar yerine sayısal hesaplama yöntemi ve elektronik devreler kullanır. Hesaplama için analog girişler sayısal bilgilere dönüştürülür. Analog formda olması gereken çıkışlarda sayısal'dan analog'a dönüştürülür. Şekilde görülen HOLD ve ENGAGE fonksiyonları uçuş direktörleri ve otopilotlar içindir. Altitude, altitude rate, altitude hold, mach hold ve airspeed hold modları tipik bir şekilde çiftlenmiştir.



Şekil 9:8 - Sayısal CADC giriş-çıkış blok diyagramı.

REFERANS

- 1: TAYLOR, S: E: T: and PARMAR, H: A: Ground Studies For Pilots Volume 1
Radio Aids: Great Britain : BSP Professional Books, 1988:
- 2: IAP, Inc: Training Manual: Avionics Fundamentals: Wyoming : IAP,
Inc:, 1987:
- 3: Lufthansa Technical School: Training Manual: Radio Course:
Frankfurt : Lufthansa Technical School, 1984:
- 4: PALLET, E: H: J: Aircraft Instruments: Hong Kong : Longman Group (FE)
Limited, 1989:
- 5: PALLETT, E: H: J: Aircraft Electrical Systems: New York : John Wiley
& Sons, Inc:, 1989:
- 6: Jeppesen Sanderson, Inc: Instrument Rating Manual: Englewood :
Jeppesen Sanderson, Inc:, 1989:
- 7: Thoburn, C: Lyon: Practical Air Navigation: Denver : Jeppeson
Sanderson, Inc:, 1978:
- 8: Boeing Commercial Airplane Company: Boeing 727 Operations Manual:
Seattle : Boeing Company:

ÖZGEÇMİŞ

1961 Kırşehir doğumlu yazar orta öğrenimini Kırşehir'de tamamladı. 1981-1982 öğretim yılı sonunda İ.D.M.M.A. Kadıköy Mühendislik Fakültesi elektrik bölümünden mezun oldu. Aynı yıl O.D.T.Ü. elektrik-elektronik bölümünde lisansüstü çalışmasına başladı ve Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Elektrik Bölümünde araştırma görevlisi olarak atandı. Bu çalışmalarına 1984 yılı sonunda maddi nedenlerden ötürü ara veren yazar askerlik görevine başladı. Askerlik dönüşü 1986 sonbaharında YÖK-Dünya Bankası koordinasyonu ile gerçekleştirilen meslek yüksek okullarını iyileştirme projesine katılarak 9 ay İngiltere'de Teknoloji ve Eğitim kursuna gönderildi. Dönüşünde İ.T.Ü. Düzce Meslek Yüksek Okulu'nda öğretim görevlisi olarak işe başladı. 1988 yılında THY'nin açtığı bir sınavı kazanarak pilotaj eğitimi için Yugoslavya'ya gönderildi. 18 aylık eğitimden sonra ticari pilot lisansı olarak yurda dönen yazar halen THY'nda II. pilot olarak görev yapmaktadır.

