

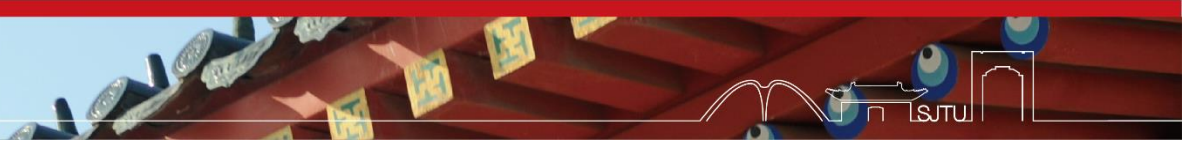


Chap10 航空导航系统



上海交通大學

SHANGHAI JIAO TONG UNIVERSITY



Civil Avionics Systems

Chap 10 Aviation Navigation System

Prof. Xiao Gang



Email: Xiaogang@sjtu.edu.cn

Office: Aerospace Room.A432

Tel/Fax:021-34206192

Advanced Avionics and Intelligent Information Laboratory

<http://www.avionics.icoc.in/>



- 1 导航概念和无线电导航基础
- 2 陆基无线电导航系统
- 3 星基无线电导航系统





1

导航概念和无线电导航基础





➤ 导航概念

➤ 无线电导航基础

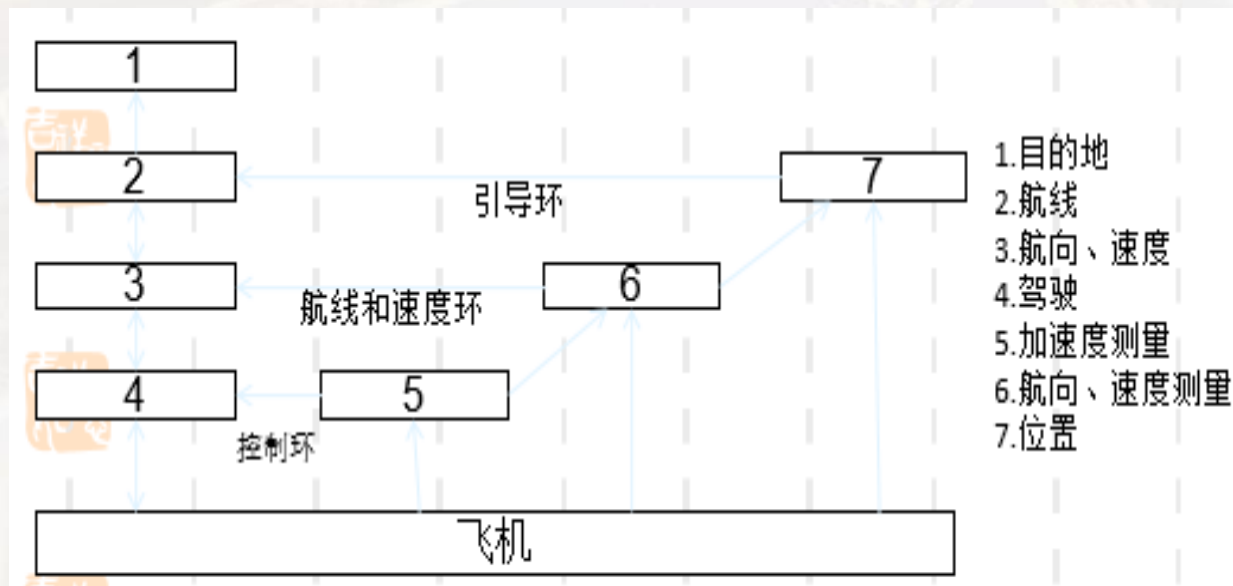




➤ 导航概念

◆ 导航：安全有效的导引运行体（飞机、船只、车辆及飞船）从一地到另一地的控制过程

- 基本导航闭环环：





- 控制环：轴线加速度——控制进程中时间 (t)
- 横向加速度——改变过程航向 (x 、 y)
- 垂直面加速度——爬高、下降 (z)
- 航向速度环：校验航向、速度和时间符合性
- 引导环：校验飞机航线符合性
- 控制过程由人与设备共同完成



◆ 导航参数:

位置

方向

距离

时间

3D导航、4D导航





◆ 导航分类

- **观测导航：**用观测仪器（包括人的眼睛）连续观测已知地物控制运动体的航向。
- **推算导航：**根据运动体的方向和速度从已知位置来推算当前位置或预测将来位置得到一条运动轨迹。
- **天体导航：**通过观测两个以上已知星体的位置参数（方向、仰角）来确定观测者在地球上的位置。
- **无线电导航：**由运动体上的无线电设备接收和处理无线电信号获得导航参数。
- **组合导航：**现代航空发展趋向（INS/GPS等）





◆ 对导航系统的要求

- 性能指标：覆盖范围、精度、数据更新率、无多值、容量、抗干扰
- 时间指标：可靠性（MTBF）、维修性（MTTR）、可用性、完善性
- 经济指标：全寿命费用
- 体积、重量对飞行器是非常重要的





➤ 无线电导航的基础

◆ 电磁波的传播特性

- 在理想的均匀媒质中，按直线传播；
- 在理想的均匀媒质中，传播速度为常数；
- 若遇到不连续媒质时产生散射（反射）。





◆ 电磁波导航的基本架构

- 一个或数个已知地理位置的无线电信号发射台。
- 无线电信号的参数（如振幅 A 、频率 ω 、相位 φ 、时间 t ）中的一个或多个带有导航信息。
- 接收机测出信号参数再根据传播特性转换成导航参数（如距离 R 、距离差 ΔR 、方向 θ 、高度 h 等）。
- 根据得到参数和已知的发射台的地理位置，就可获得一条对发射台的位置线（位置面）。
- 两条位置线或三个位置面相交（交点），就得到飞机的位置（平面空间）。





◆ 无线电导航的分类

- 按飞行阶段分：航路导航系统、终端导航系统、进近/着陆系统
- 按作用距离分：近、中、远程
- 按无线电信号分：振幅、频率、脉冲、相位、混合系统
- 按导航参数分：测向系统、测距系统、测距差系统
- 按信号发射台分：陆基系统、星基系统（GNSS）





◆ 无线导航可用波段

- 导航用3KHz~5GHz
- 传播方式：地波、天波、视距、波导、磁层、散射
- 视距传播：100MHz~5000MHz (VOR、DME、ILS、MLS、GPS)
- 脉冲地波传播：100KHz (罗兰C LORAN-C)
- 连续地波传播：10KHz~14KHz (奥米伽)





◆ 地球磁场

- 利用地球自转轴为基准线建立的大地坐标——地理坐标
- 利用地球磁场建立的大地坐标——地磁坐标
- 两个坐标基本一致
- 磁偏差：地理北、南极轴线与地磁南、北极轴线之间夹角为 11.5°
(1994年) 地磁的南极正好在地理北极的附近
- 磁罗盘：用磁针来确定磁子午线的方向

可以确定飞机的磁航向——知道磁偏差就可以知道真航向。

在高维度地区，磁罗盘不能用（误差大，变化的），其他地区精度为 $1.5^\circ \sim 2^\circ$ 。



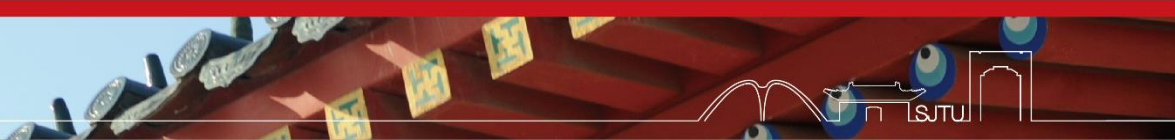


◆ 航空无线电导航的历程

系统名称	基本工作原理	启用时间	工作频率	作用距离	系统精度	用户估计量(90年代)	
						空中用户	海上用户
台卡	连续波、双曲线定位	1944	70~130KHz	200海里	50~10000呎	1000	30, 000
罗兰A	脉冲波、双曲线定位	1943-1980	2MHz	600海里	1500呎	10, 000	60, 000
罗兰C	脉冲/相位、双曲线定位	1960	90~110KHz	1200海里	100~1200呎	1000	7000
奥米加	连续波全球双曲线定位	1983-1997	10~14KHz	8000海里	6000~12000呎	10600	500, 000
无线电测向器(NDB)	M型最小信号法测量	20年代	200~1600KHz	200海里	不稳定	200, 000	
地面定向台	比较法M型测向	1946	VHF/UHF	200海里	2*	较少	



1 导航概念和无线电导航基础



甚高频全向信标 (VOR)	相位式测向	1946	108~118MHz	200海里	3° 3*	200, 000	
测距器(DME)	询问回答式 脉冲测距	1959	960~1215MHz	200海里	3000呎或3%	30, 000	
塔康	测距测向定 位	1954	960~1215MHz	200海里	测距2000呎 测向2°	17, 000	
子午仪卫星导航	多普勒测距 差定位	1964- 1990	150MHz 400MHz	全球	50~200米		38, 000
GPS卫星导航	伪测距定位	1993 (AOC) 1995 (FOC)	1227.6MHz 1575.42MHz	全球	10米		
一次雷达	无源反射式 测距测向	1940	3000MHz左右	200海里	测距1000呎 测向1°		
二次雷达	询问回答式 测距测角	1958	1030MHz 1090MHz	200海里	测距2000呎 测向3°	40, 000	
多普勒导航	自备式推算 航法定位	50年代	13GHz	全球 2*	1~2%/飞行距离	5000	





精密引导雷达	无源反射式测距测角	1942	9370MHz	25海里	测距60米 测向 0.5°		
仪表着陆系统	航向、下滑角坐标测量	1939	6*	25海里		70, 000	
微波着陆系统	扫描时间测量	1995	5031~5091MHz	20海里	航向 0.2° 下滑 0.12°	开始布置 5*	

注释

1* 实际局部使用60年代就开始，1983年整个系统全部建成开放。

2* 在平静的海平面上，效果不好。

3* 精密型PVOR小于 1° 。

4* 预计到1988年全部使用。

5* 到2000年预计要建地面系统1250个

6* 指点75MHz，航向108~112MHz，下滑329~335MHz。





2

陆基无线电导航系统





- 无线电罗盘和无方向信标系统
- 甚高频全向信标
- 测距系统
- 无线电高度表
- 无线电着陆系统





□ 无线电测角方法

- 振幅测角方法：
 - 1) 最大值法
 - 2) 最小值法
 - 3) 比较信号法
- 相位测角方法：
 - 1) 干涉式相位测角方法
 - 2) 旋转方向性图相位测角方法
 - 3) 旋转无方向性天线（多普勒）相位测角法





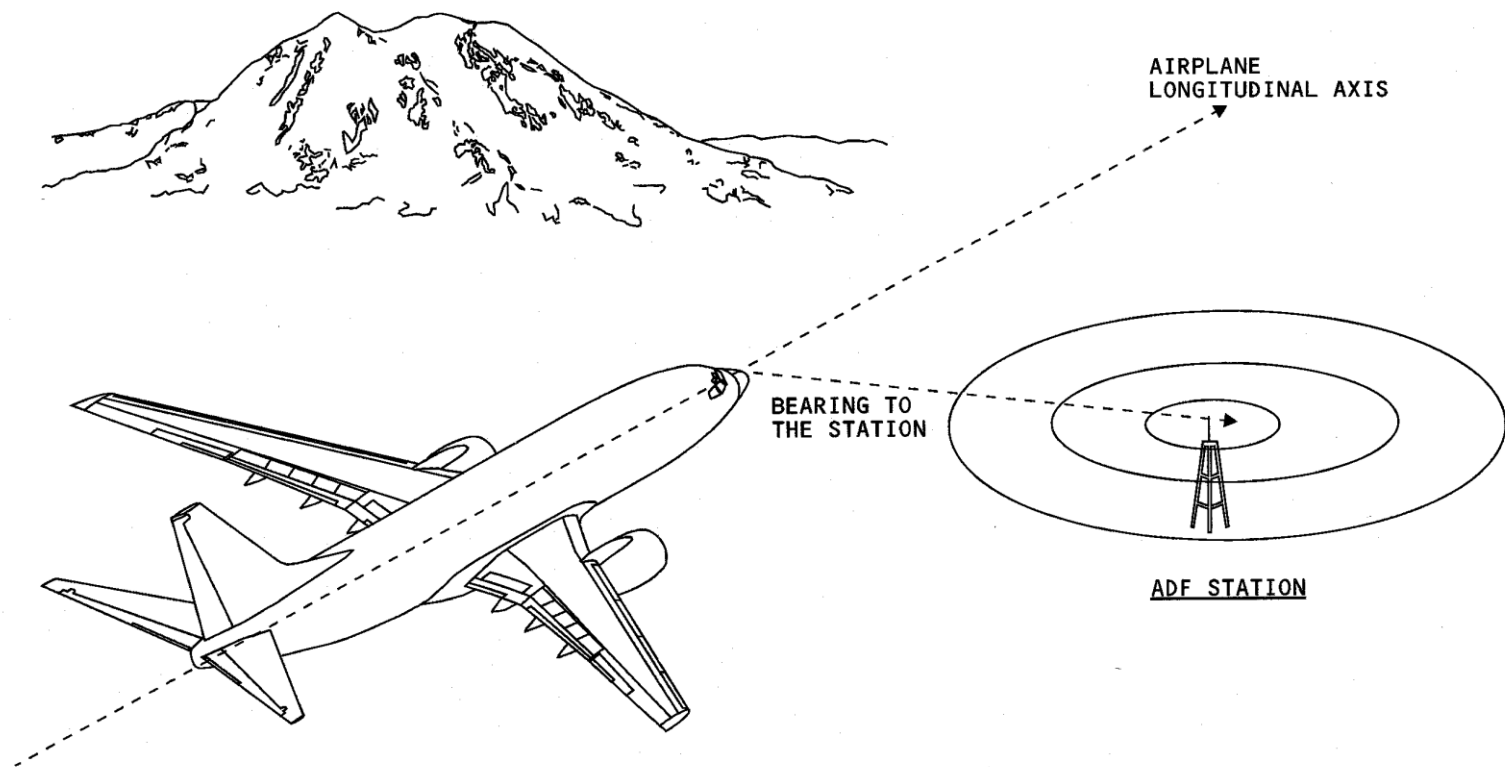
➤ 无线电罗盘和无方向信标系统 (ADF-NDB)

◆ 组成

- 机载设备 ADF (Automatic Direction Finder)
- 地面设备 NDB(Non Directional Beacon)



2 陆基无线电导航系统



AUTOMATIC DIRECTION FINDER SYSTEM - INTRODUCTION





◆ 技术指标

- 覆盖范围：200KHz~320Km、600KHz~80Km
- ADF：190KHz~1750KHz
- NDB：150KHz~1600KHz
- 中波电台：531KHz~1610KHz
- 海岸：300KHz
- 精度： $\pm 3^\circ$ 、 $\pm 5^\circ \sim \pm 30^\circ$

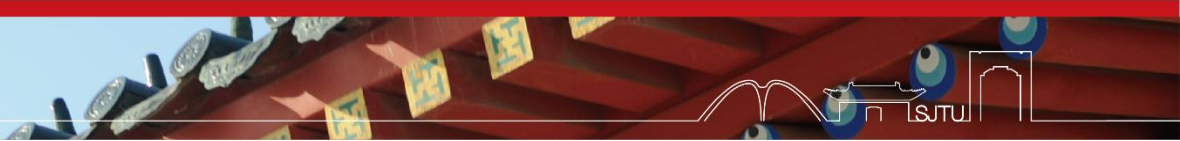




◆ 功用

- 使飞机在给定的方向上完成从一个导航台导到另一个导航台的飞行
- 引导飞机着陆前的进近
- 引导飞机进入空中走廊口





◆ ADF工作原理

- 地面的NDB台连续发射电磁波，其天线方向图为圆形，ADF接收机有可旋转的在水平面具有心脏形方向图的接收天线，使心脏形方向图零值点指向对准NDB信标台，这个指向就是飞机纵轴的指向。
- 定义心脏形方向图零值点指为 $\theta = 0^\circ$ （对准NDB台）， $\theta = +\theta$ 为NDB台偏右， $\theta = -\theta$ 为NDB台偏左。
- 接收机输出信号驱动方向性天线，直到方向图零值方向对准NDB台为止。
- ADF仍广泛使用原因：方便、简单、成本低；
- US有1800个NDB台，几十万ADF，我们有近千个NDB台





➤ 甚高频全向信标 (VOR VHF Omnidirectional Radio Range) (旋转方向图相位测角法)

□ VOR 1946 美国航空导航标准设备

1949 成为ICAO的国际标准

□ VOR通常与测距机 (DME) 配合使用





◆ 工作频率

- 108.00~118.00MHz每隔50KHz一个频道，共200个（与LOC公用）
- 108.00~112.00 MHz 偶数小数 TVOR 40个频道
- 108.10~111.95MHz 奇数小数 ILSLOC 40个频道
- 112.00~117.95 MHz VOR 120个频道

◆ 作用距离

- VOR (200w) 400Km
- TVOR (50w) 40~50Km





◆ 功用

- 利用TVOR台，可以实现飞机的归航和出航；
 - 利用两个VOR台，可以实现直线位置线定位；
 - 航路上的VOR台可以作航路检查点，实现交通管理；
 - 置于跑道延长线上的TVOR，可引导飞机进近和着陆；
- ▣ VOR与DME结合组成极坐标系统为RNAV而服务，直接为飞机定位
(机上有FMC)



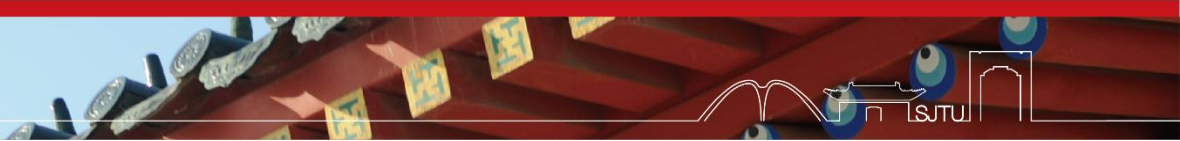


◆ 工作原理

- VOR地面台和机上VOR接收系统共同组成VOR系统

VOR地面台辐射的两个信号，一个是基准相位信号，其波束是无方向性的中央天线辐射。另一个是可变相位信号，其波束是有方向性的，其方向图为一个旋转的心脏形。当飞机相对地面台处于不同位置时，机载VOR接收机所接收到的信号幅度调制包络具有不同的相位，从而为飞机指示出相对地面台磁北的方向。





- 1) 基准相位信号

载波为 $108\sim 112\text{MHz}$ ， 30Hz 低频信号对 9960Hz 副载波调频 ($9960\pm 480\text{Hz}$)，再用这个波调制的副载波对载波调幅。无方向性

- 2) 可变相位信号

用 30Hz 的低频信号对载波进行调幅，这个信号是有方向性的并且以 30Hz 的速率，以 VOR 台为中心，以磁北为基准围线中央天线旋转辐射。形成了一个以 30Hz 速率旋转的调幅信号。

- 3) 在磁北方向上要保证基准信号的相位与可变信号的相位相同





- 4) 例 飞机在正北（磁北） $\theta = 0^\circ$ 接收的两种信号相差为 0°
正东 $\theta = 90^\circ$ 接收的两种信号相差为 90°
正南 $\theta = 180^\circ$ 接收的两种信号相差为 180°
正西 $\theta = 270^\circ$ 接收的两种信号相差为 270°

基准信号相位与可变信号相位之差就是飞机相对VOR地面台的方位角。

- 5) VOR机载接收机的工作原理

调频的基准信号与调幅的可变信号用滤波器分开，再分别用频率检波（鉴频器）和振幅检波取出，将两个信号进行相位比较，两个信号的相位差就是飞机相对VOR台的方位角。

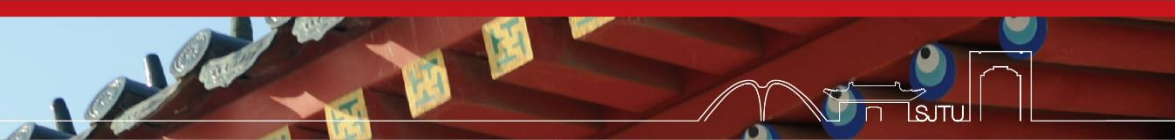




□ 多普勒VOR (1° 误差)

- VOR地面台对地形要求严格, 否则会影响精度误差
- DVOR采用大孔径天线, 因而对地形要求可放宽
- DVOR工作原理与VOR相同





◆ 不同点

- 基准信号 (30Hz) 直接对载频调幅 由中央无方向性天线直接发射
- 可变信号 (30Hz) 对9960Hz的副载波调频, 再用这个调频的副载波对载频调幅, 由以中央天线为中心的圆阵天线 (旋转的有方向性) 发射。
- 馈给圆阵天线的边带信号转换频率为30次/秒, 相当于圆阵天线以30Hz的转速绕中央天线旋转。
- 圆阵天线的圆周速度为480个波长/秒, 正好为VOR需求的 $\pm 480\text{Hz}$ 的多普勒频移——中央天线与圆阵天线差频为9960Hz, 信号频率都将由于多普勒效应而被天线的转速调制, 即以30Hz速率变化 $\pm 480\text{Hz}$, 发生调频——所以叫DVOR。



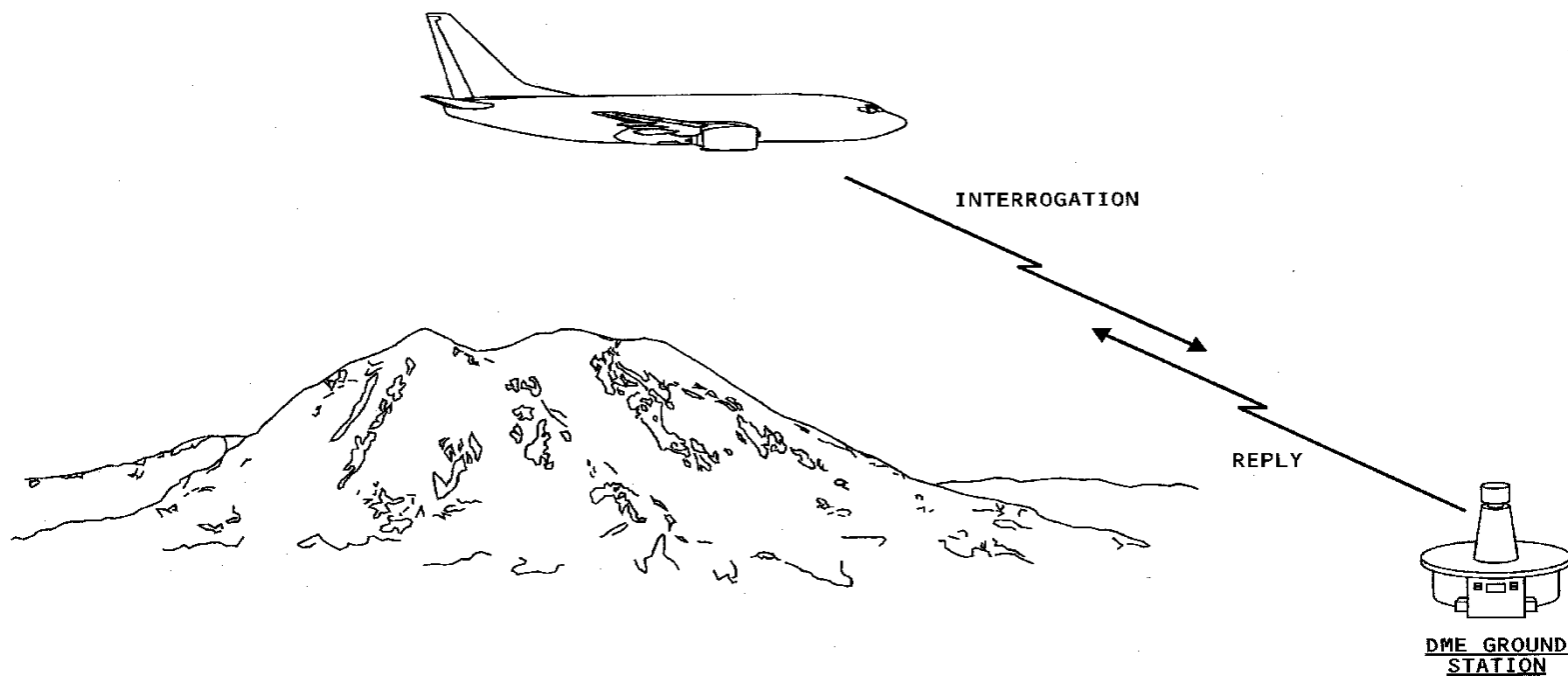


◆ VOR台识别:

- 莫尔斯电码: 两个或三个英文字母组成, 1次/30 秒
- 调制频率: 1020Hz ($\pm 50\text{Hz}$)



➤ 测距系统



DISTANCE MEASURING EQUIPMENT - INTRODUCTION



◆ 按工作方式分类

- 带独立定时器测距
- 无源反射式测距
- 询问应答式测距 (SSR、DME)

脉冲测距系统

相位测距系统

频率测距系统





◆ 测距器 (DME-Distance Measuring Equipment)

- DME/N 与VOR组合 1959年ICAO国际标准
- DME/P 与MLS组合 1979年ICAO国际标准
- 初始进近 (IA) 模式:

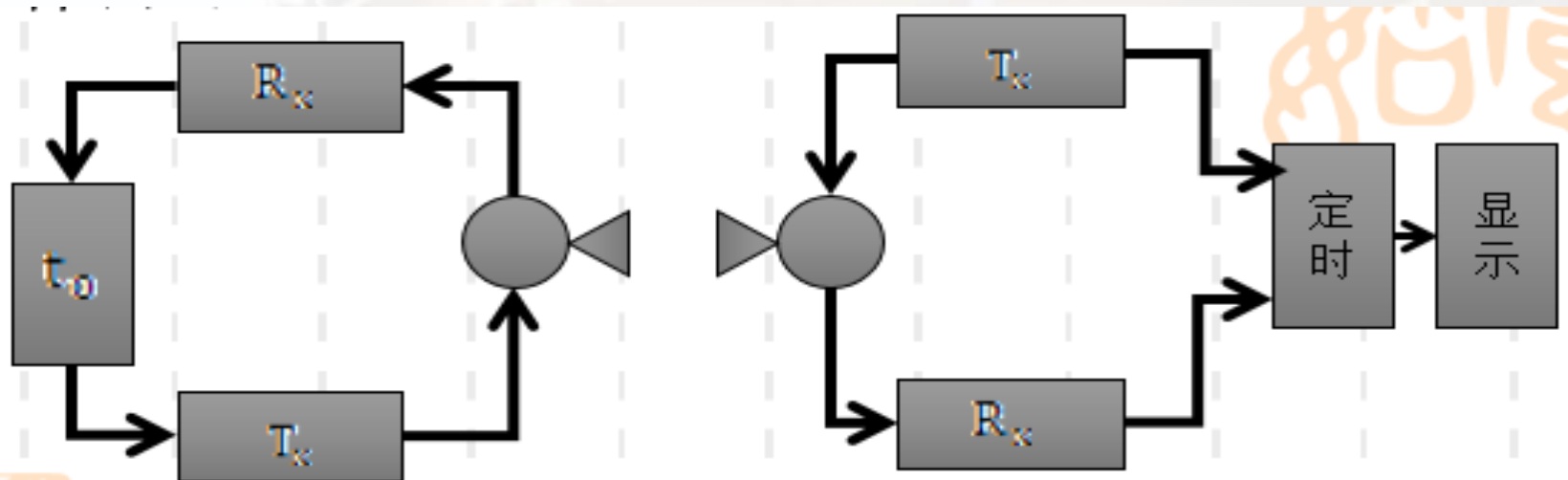
22海里~7海里 (40.8Km~13Km) $\pm 250\text{m} \sim \pm 85\text{m}$

- 最终进近 (FA) 模式:

7海里 (13Km~0Km) $\pm 85\text{m} \sim \pm 30\text{m}$



◆ 工作原理



地面应答机 (962~1213MHz)
(1025~1150MHz)

机上询问机

$$R = \frac{1}{2} C(t_R - t_0)$$



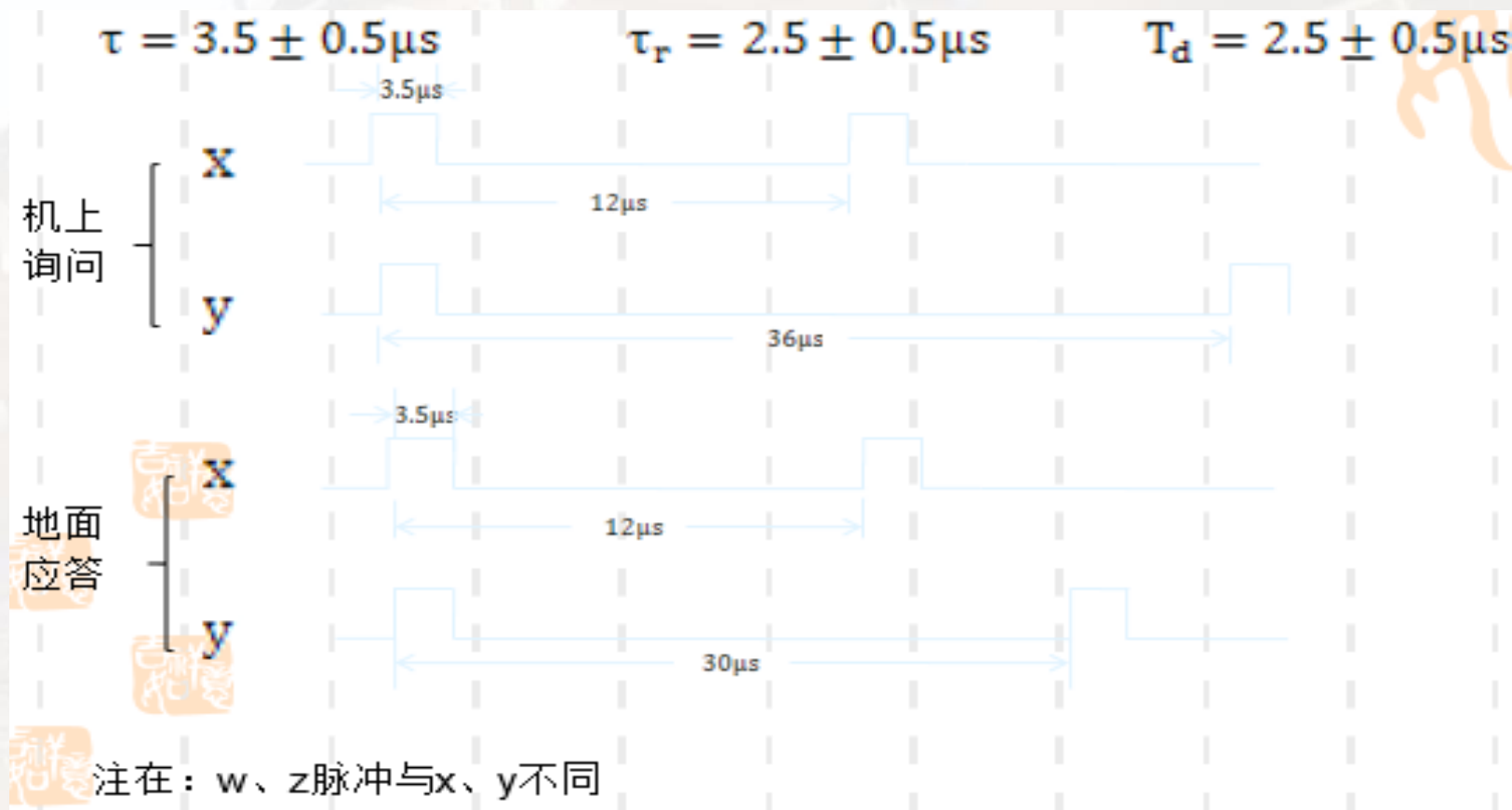
◆ 通道划分

- 地面：962~1213MHz分四段，每段63MHz共252个波道
- 机上：1025~1150MHz站中间两段，共126个波道
- DME有x、y两种编码方式;DME/P有四种（x、y、w、z）
- x、w询问频率=1025+（通道号-1）
 应答频率=询问频率-63MHz（1-63）
 =询问频率+63MHz（64-126）
- y、z应答频率=询问频率+63MHz（1-63）
 =询问频率-63MHz（64-126）
- 民用有52个波道不用：1~16 x、y（共32个）（1025~1041MHz）
 60~69x、y（共20个）（1084~1093MHz）
- 原因：给SSR 1030MHz和1090MHz用





◆ 发射脉冲对编码





◆ 几个要解决的问题

- 搜索、跟踪、记忆（重复频率有关的问题）：

多架飞机时，应答的信号就是询问的吗？

应答信号丢失时，怎么办？

- 定时脉冲：用第二个定时？

不是用第一个定时？

- 固定延时，寂静时间的作用
- 随机填充脉冲的作用





◆ DME ID码-莫尔斯码

- 调制频率1350Hz





➤ 无线电高度表

◆ 气压高度表（600m以上）

◆ 无线电高度表

频率调制（低高度 为0.5m）

脉冲调制（高高度 为7.5m）

◆ GPS高度

◆ 民航用连续波调频无线电高度表

载频为 4200~4400MHz

调制频率 100~200Hz

精度 5%~2% ($h=150\text{m}$, $\pm 0.6\text{m}$)

功率 0.5~1w





➤ 无线电着陆系统

◆ 着陆

- 着陆分为进近 (approach)和着陆 (Landing) 二阶段
- 进近：距机场30~50Km处开始，由LOC台和GS台产生的波束引导，一直引导到跑道延长线上空30m的决断高度时为止。
- 着陆：下滑、拉平、平飞飘落、着地滑行、停止。飞机的沉降速度由2-5米/秒，下降到0.6~1米/秒。
- 大型飞机主轮着地后183米后鼻轮才着地。
- 着陆 (I、II类) 全靠驾驶员目视操纵。





◆ 各类着陆条件

类别	决断高度 (m)	跑道视距 (m)
I	60	800
II	30	400
IIIa	15	200
IIIb	0	50
IIIc	0	0

- 决断高度——由云高计测量云底高度
- 跑道视距——由大气透射仪测量能见度





◆ 主要设施

- 机场：ILS：LOC、GS、MB、VOR/DME、灯光等

机载：ILS/VOR/DME接收显示设备。

- 着陆是最重要和最危险的阶段

目视飞行规则（VFR）

仪表飞行规则（IFR）

- ILS、MLS、GLS(LAAS)、 着陆雷达引导系统。





◆ 仪表着陆系统 (Instrument Landing System-ILS)

- ILS两种体制： 比相体制

比幅体制

- 组成： 航向信标台 (LOC)： 给出与跑道中心线对准的航向面。

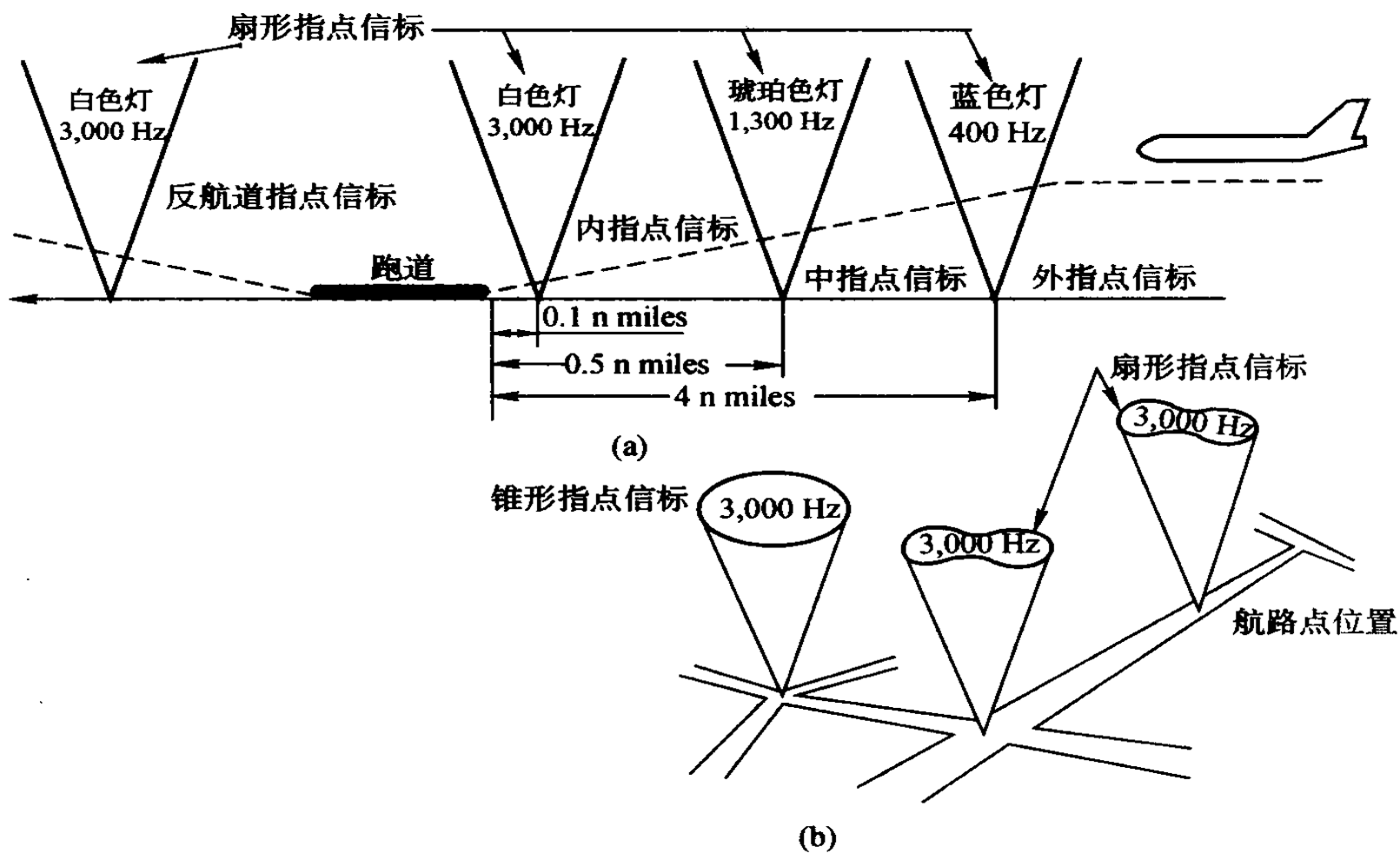
下滑信标台 (G/S)： 给出仰角为 $2^\circ \sim 3.5^\circ$ 的下滑角。

指点信标台 (M/B) 两个或三个

ILS机载接收机



2 陆基无线电导航系统



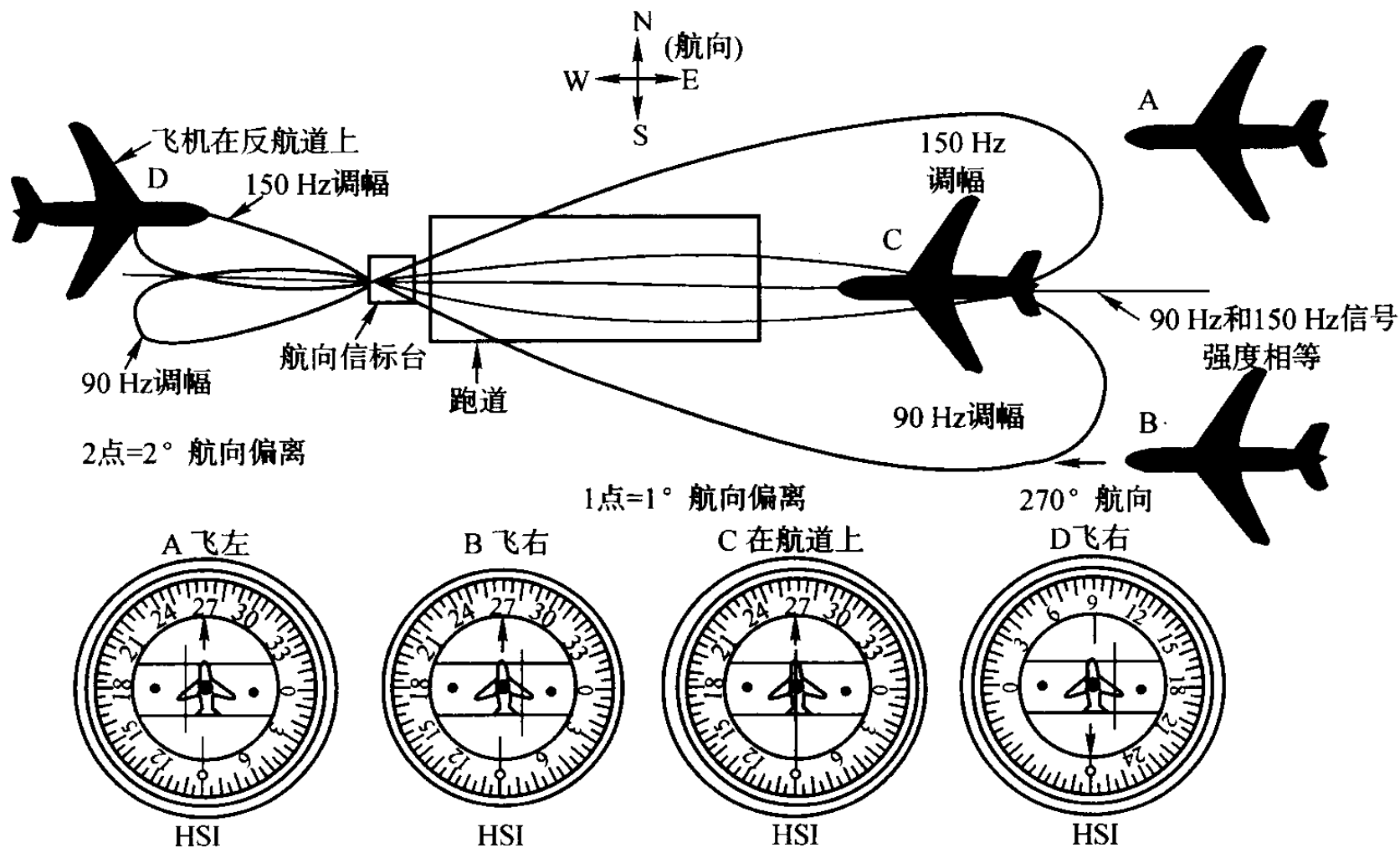


□ LOC和GS台工作原理（LOC和GS工作原理基本相同）

- LOC向空中辐射两种信号（载波108.00~111.95MHz 共40个波道）
- “和”信号 由载波和调幅边带波组成（90Hz和150Hz）称为CSB信号
- “差”信号 纯调幅边带波（90Hz和150Hz）组成 称为SBO信号
- “和”信号（CSB）在中心线方向最强 两边减弱
- “差”信号（SBO）在中心线方向为零（SBO零辐射）



2 陆基无线电导航系统

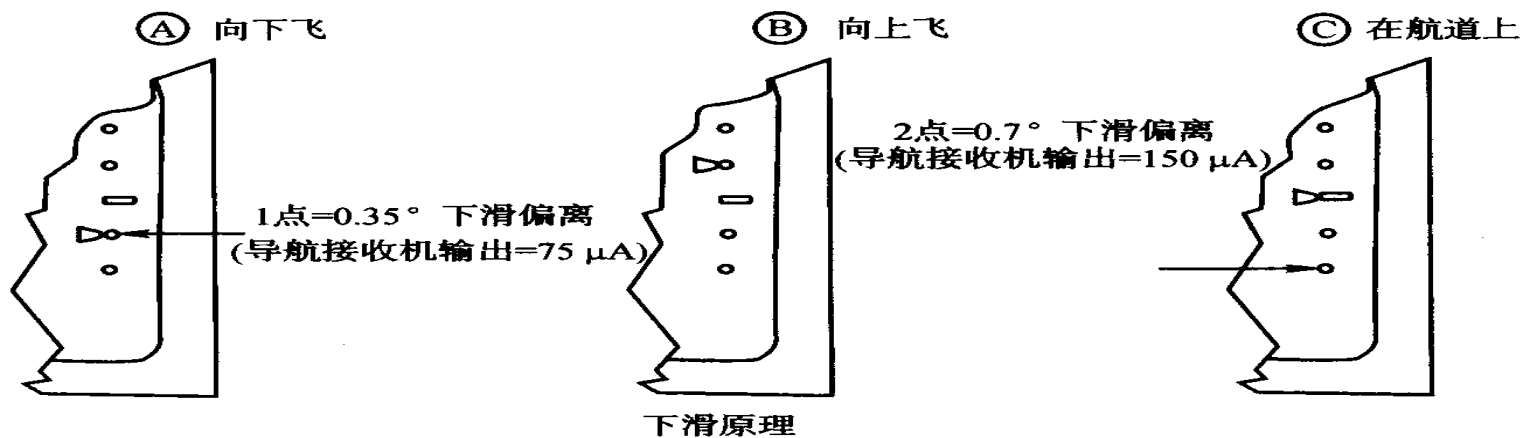
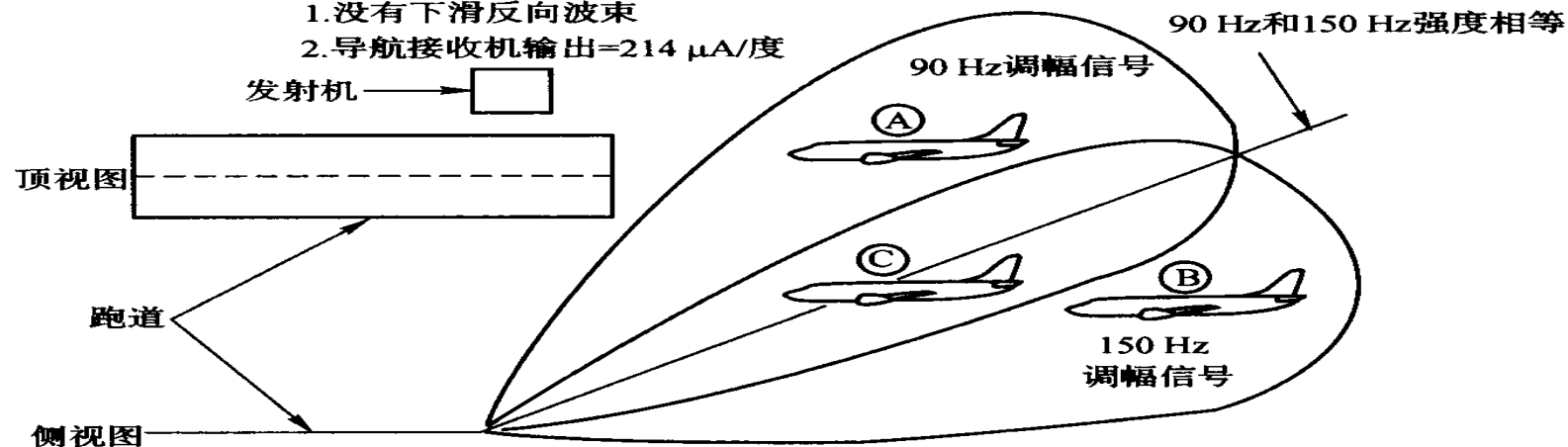


2 陆基无线电导航系统



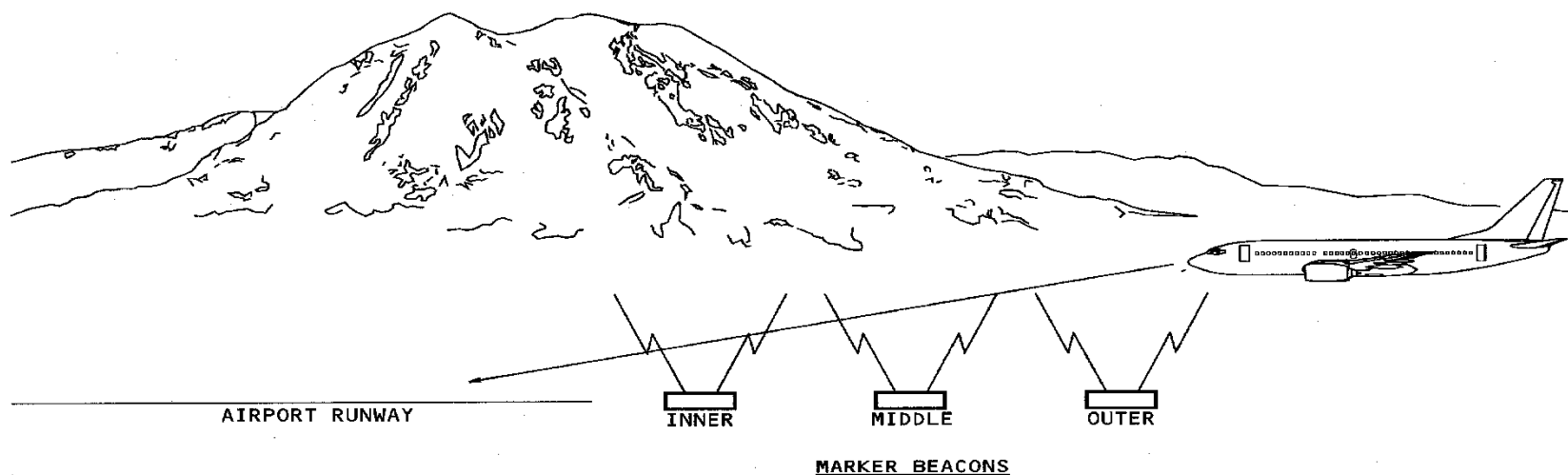
注意：载波频率从329.5 MHz到335.0 MHz，
由航向频率自动配对调谐；

1. 没有下滑反向波束
2. 导航接收机输出=214 $\mu\text{A}/\text{度}$



□ GS台原理基本相同

- 载频 328~336MHz
- 不同点：下滑道上方是 90Hz的调制信号大于150Hz的调制信号。



MARKER BEACON SYSTEM - INTRODUCTION



□ GS台和LOC台组成

- GS台：由上、下天线、双备份发射机、控制单元、监控器、连接单元组成
上天线为纯边带波天线，发射SBO信号
下天线为载波和边带天线，发射CSB信号
ILS只能作 I、II 着陆，因GS下滑线在跑道端成曲线
- LOC台：航向天线8个单元和14个单元两种，每个单元是对数周期偶数（LPD）以跑道中心线为对称轴，平行直线排列。





□ 机载信标接收机:

- 其关键技术是检波后的90Hz和150Hz的滤波器
- 接收机的天线（三种频率）

有三种：MB、LOC、GS天线

- 场地要求



◆ 微波着陆系统 (MLS)

MLS 精密着陆系统

原理：时间基准波束扫描原理

$$\theta = \frac{1}{2} (T_0 - t)$$

T_0 $\theta = 0^\circ$: 往返脉冲间隔 (4800 μ s)

t : 往返脉冲时间 (飞机)

$$t = T_0 \quad \theta = 0^\circ$$

$$t > T_0 \quad \theta = -\theta$$

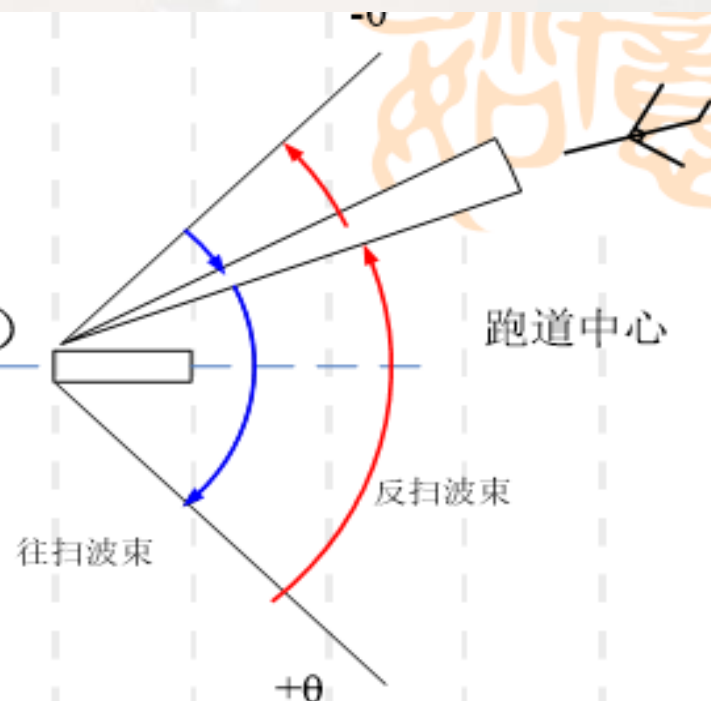
$$t < T_0 \quad \theta = +\theta$$

MLS与DME/P配合

MLS指标：频率5031.0~5090.7 共200个波道

方位 $\pm 40^\circ$ ，仰角 $+0.9^\circ \sim 15^\circ$

.....





3

星基无线电导航系统





- 系统组成
- GPS接收机的工作原理
- GPS的信号结构和导航电文
- GPS信号的产生和信号接收
- 误差
- GPS用户接收机

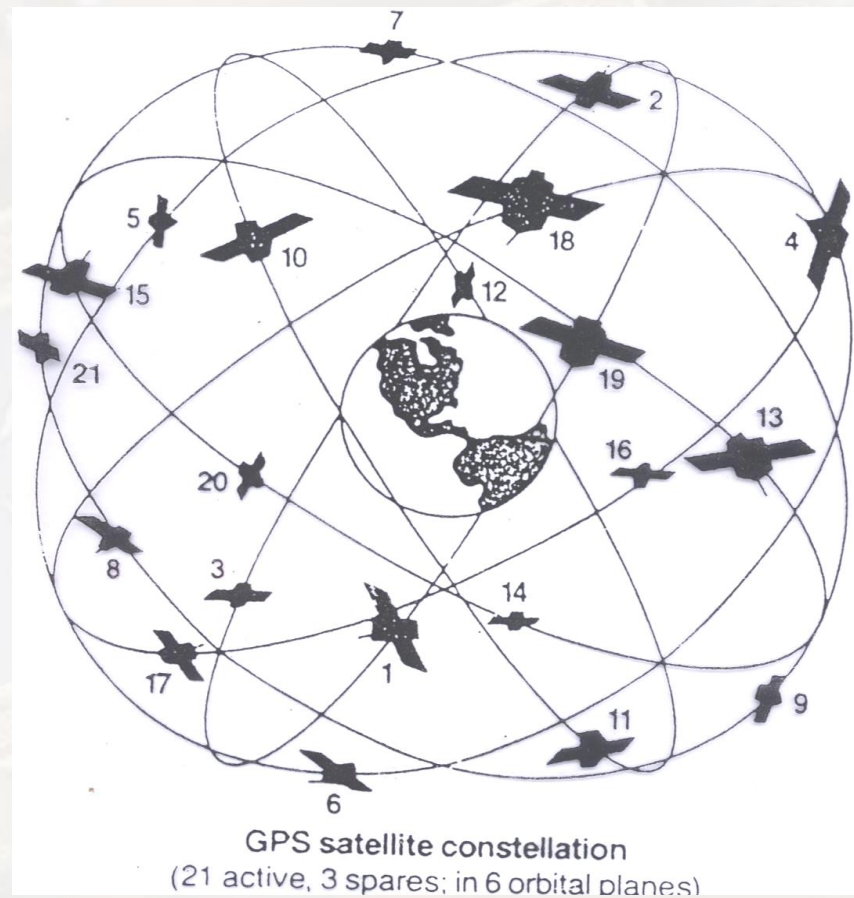


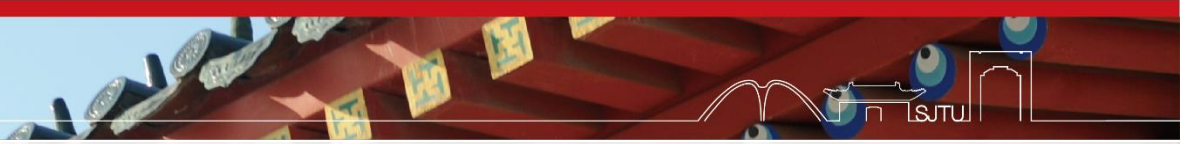


➤ 系统组成

◆ GPS由三部分组成：

- 空间部分——广播信号的卫星星座；
- 地面控制部分——控制GNSS运行；
- 用户部分——各类型的GPS接收机。





□ 空间部分

- 星座：24颗卫星，6个轨道面， 55° 轨道倾角，20230Km高空，12h/圈运行周期。
- 卫星基本功能：收导航信息、卫星星历、卫星历书、卫星时钟校正参数；数据处理；原子钟保持精确时间稳定度 10^{-13} ，各卫星时间同步并与地面控制站原子钟同步，(铯钟、铷钟、氢钟)GPS时；三轴稳定系统：保证导航天线口径总对准地面。精度 1° ；向用户发送导航电文。
- 卫星组成：接收机、发射机、导航电文存储器、原子钟(4个)、伪码发生器
- 重量：850kg、1500kg(BICCK II)、2000kg(II R)
- 寿命：7.5年、10年、15年。能源：太阳能帆板（2）、蓄电池和燃料。





□ 地面控制部分：1个主控站、5个监测站、3个注入站。

- **主控站：**

- a)收集各监测站跟踪数据，计算编制各卫星的轨道参数(星历)、计算各卫星的钟差和电离校正系数；

- b)时间基准：确定UTS与GPS时差(由美海军天文台USNO确定)；

- c)控制卫星轨道位置，更换实效卫星。

- **监测站：**连续测出可见卫星的伪距(1.5s更新率)，根据电离层和气象数据，每15分钟进行一次数据平滑，然后送至主控站。

- **注入站：**将由主控站送来的卫星星历和时钟参数以S波段上行注入到各个卫星，每8小时一次(12h、24h)。





□ 用户设备

- GPS接收机;
- 无辐射源工作(只收);
- 可用于海、陆、空、天;

只要收到4颗卫星的导航信号经信号处理从中提取星历、距离及距离变化率、时钟校正等, 解算出转换为用户地理坐标, 并在显示器上显示。

- GPS技术指标: 通道数、C/A码(民用)、P码(军用)、灵敏度、同步时间、精度、数据更新率、首次定位时间、接口。
- GPS用途: 导航型、测量型、校时型。





➤ GPS接收机的工作原理

- 用户只要测得3颗卫星的距离就能三维定位(导航), (条件是用户与卫星时间同步——共用原子钟)。





◆ 测距

当用户只装备石英钟时，所测得的距离有误差，称为伪距， r_i^*
 $r_i^* = r_i + C\Delta t_u$ ；其中， r_i 为真实距离； Δt_u 为用户钟与GPS时的偏差。

用户到卫星 S_i 距离为： $r_i = [(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2]^{1/2}$

x 、 y 、 z 为用户在宇宙直角坐标系中的坐标；

x_{si} 、 y_{si} 、 z_{si} 为卫星 S_i 在宇宙直角坐标系中的坐标。

那么， $r_i^* = [(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2]^{1/2} + C\Delta t_u$

上式中有四个未知数，为 x 、 y 、 z 、 Δt_u ； x_{si} 、 y_{si} 、 z_{si} 为已知。

为了求解出四个未知数，必须建立四个独立方程。

通过测量到四颗卫星的伪距就可建立四个独立方程。

$r_i^* = [(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2]^{1/2} + C\Delta t_u$ ， $i = 1, 2, 3, 4$ 。

结论：已知4颗卫星可确定卫星的位置和时间。

那么，已知4地面站用同样方法可确定卫星的位置和时间，对卫星定位。





◆ 测速

- GPS除可提取3个坐标及精确时间之外，还有三个速度分量，可建立四个方程式。

$$r_i^* = \frac{(x - x_{si})(\dot{x} - \dot{x}_{si}) + (y - y_{si})(\dot{y} - \dot{y}_{si}) + (z - z_{si})(\dot{z} - \dot{z}_{si})}{[(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2]^{1/2} + C\Delta t_u}$$

$i = 1, 2, 3, 4$ 。

未知量速度 \dot{x} 、 \dot{y} 、 \dot{z} 和时钟差的变化率可被求出。

结论：由4颗卫星解上述方程可求得用户的速度、用户钟差变化率。





◆ 定位计算

- 由计算机测观测点的位置。
- 对于运动的卫星和自转的地球和运动的用户求解非线性方程组很困难。
- 把非线性方程组变为线性并用矩阵表示；
- 计算机解矩阵采用迭代方法可解出(略)





➤ GPS的信号结构和导航电文

◆ GPS信号是以扩频信号：

$$S_{L1}(t) = A_p P_i(t) \cdot D_i(t) \cos(\omega_1 t + \varphi_1) + A_c C_i(t) \cdot \sin(\omega_1 t + \varphi_1)$$

$$S_{L2}(t) = B_p P_i(t) \cdot D_i(t) \cos(\omega_2 t + \varphi_2)$$

其中：

ω_1 为1575.42MHz角频率， φ_1 为初相； ω_2 为1227.60MHz角频率， φ_2 为初相；

A_p 、 B_p 为P码的幅值； A_c 为C/A码的幅值；

$P_i(t)$ 为P码序列(m序列伪随机码)； $C_i(t)$ 为C/A码序列(Gold伪随机码)；

$D_i(t)$ 为数据码(导航电文)序列； $i = 1, 2, 3 \dots n$ ，表示卫星编号。

载频 L_1 受C/A码、P码和D码调制；载频 L_2 只受P码和D码调制。

GPS是以码分多址形式来区分不同卫星的信号。

C/A码为短码：数据率为1.023Mbit/s，码位数为1023个，码宽度为0.9775 μ s，周期为1s。

P码为长码：数据率为10.23Mbit/s，码位数为 2.3×10^{14} 个，码宽度为0.0977 μ s，周期为260.4天(38周)，截短周期为7天。



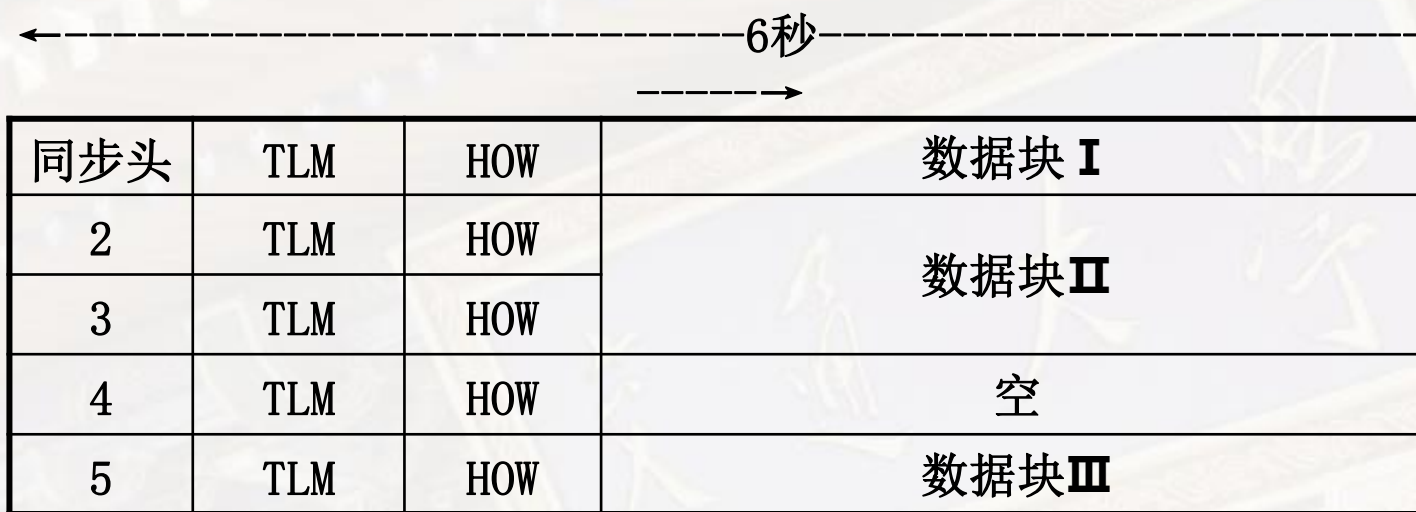


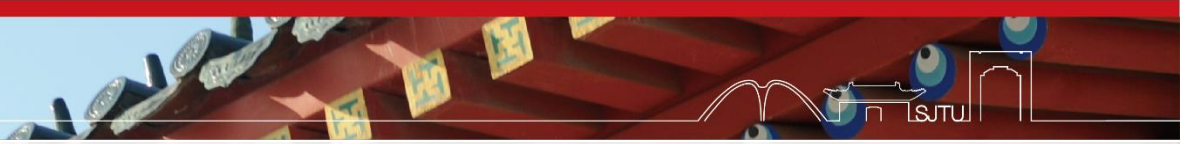
◆ 导航电文 $D(t)$

- 导航电文是卫星发射给用户的信息：
- 全部卫星的星历；卫星钟偏差校正系数；测距时间标记；大气附加延时校正参数；卫星状态及其它有关信息。
- $D(t)$ 是一串不归零的二进制码，码率为50Hz，码位为20ms， $D(t)$ 是按帧发送的。



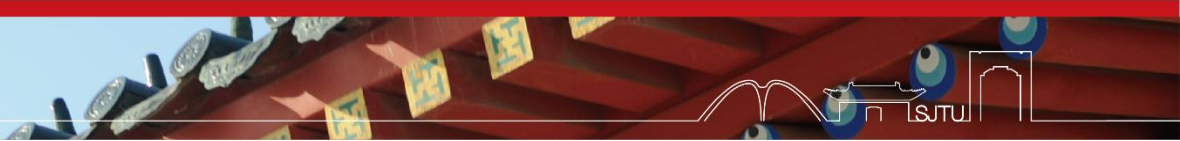
□ 导航电文结构





- 一帧为30s，分5个子帧，共1500码位；一子帧周期为6s，300码位，10个字符。
- 按信息量大小，由长短不等的码组成字符和数据块。每个子帧第一个字符(1-30位)组成遥测字符(TLM)；第二个字符(1-30位)组成转换字符(HOW)。
- TLM包括同步头位(8位)，向地面发射遥控信息位、奇偶校验位；
- HOW包括子帧计数、子帧识别、同步标志、奇偶校验等，其主要作用实现由粗码(C/A)到精码(P)的转换。





- 第一子帧除TLM、HOW字符外，其余为数据块Ⅰ。数据块Ⅰ为卫星钟校正参量、时钟基准时间、时钟校正参量、老化度等9种。
- 第二、三子帧除TLM、HOW字符外，其余为数据块Ⅱ。数据块Ⅱ为卫星星历。
- 第四子帧除TLM、HOW字符外，其余部分空着，备用。
- 第五子帧除TLM、HOW字符外，其余部分组成数据块Ⅲ。数据块Ⅲ是全部24颗卫星的信息、历书基准时间、粗略星历、粗略时钟校正参数、卫星识别和卫星是否健康等。
- 每一个卫星数据占一个子帧，24颗卫星需24个子帧，所以24颗卫星的历书是以25帧为一周期，一周期为一主帧（12.5S）。





➤ GPS信号的产生和信号接收

◆ 导航信号

- 由导航电文数据码D(t)与C(t)伪码和P(t)伪码模2相加，再由L1、L2频调制产生。

D(t)与P(t)模2相加，记 $P \oplus D$;

D(t)与C(t)模2相加，记 $P \oplus C$;

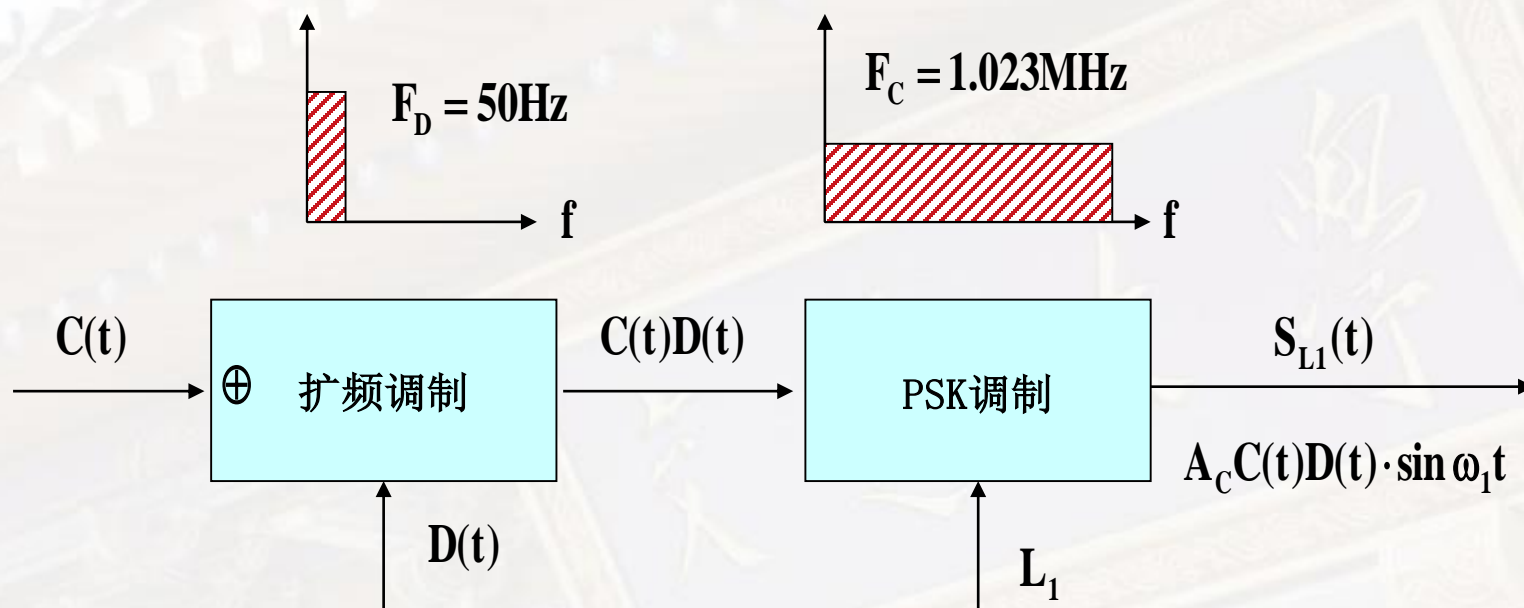
产生:

$$S_{L1}(t) = A_p P(t) \cdot D(t) \cos \omega_1 t + A_c C(t) D(t) \cdot \sin \omega_1 t$$

$$S_{L2}(t) = B_p P(t) \cdot D(t) \cos \omega_2 t$$



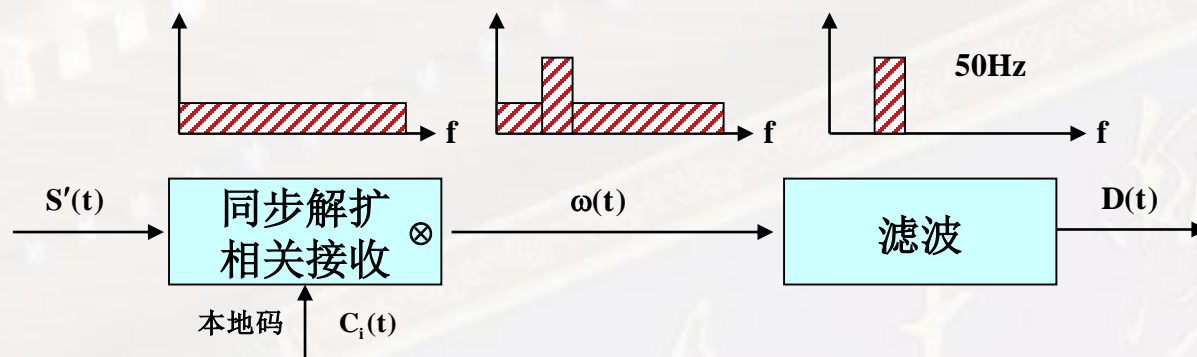
□ 扩频



◆ 相关接收概念

GPS接收机收到合成信号：

$$S'(t) = A_c C_i(t) \cdot D_i(t) \sin \omega_1 t + \sum S_j(t) + n(t)$$



当卫星码 $C_i(t)$ 与本地码 $C_i(t)$ 同步相关时：

$$C_i(t) \cdot C_i(t) = 1 \quad (R_{C(t)} = 1, R_{C(t) \cdot S_j(t)} = 0)$$

$$W(t) = C_i(t) \cdot S'(t) = C_i(t) [A_c C_i(t) \cdot D_i(t) \sin \omega_1 t + \sum S_j(t) + n(t)]$$

$$= A_c D(t) \sin \omega t + C_i(t) [\sum S_j(t) + n(t)]$$

$$C_i(t) \cdot \sum S_j(t) = 0; \quad C_i(t) \cdot n(t) \text{ 值也很小}$$

经滤波恢复原来的导航电文 $D(t)$ ，我们称之为解扩。



➤ 误差

◆ 几何误差

- 当测距误差一定时(URA——用户测距精度)，用户与4颗卫星的几何关系密切相关。
- 一般用户能看到6-11颗星，选哪4颗呢，以待测点为中心，作待测点与定位4颗星连线后得到一个立体锥体积V，当4颗星分布在较大空间时，V值较大，则GDOP值较小，反之，GDOP值较大。
- GDOP——几何精度系数（因子）。
- 当任意二个矢量夹角相等， $\theta=109.47^\circ$ 时， $GDOP=1.5811$ ，为最小的GDOP；一般要求满足 $GDOP<3$ ，4颗星出现概率95.8%。
- GDOP几种表达形式：HDOP、VDOP、PDOP(位置精度因子)、TDOP





◆ 伪距测量误差

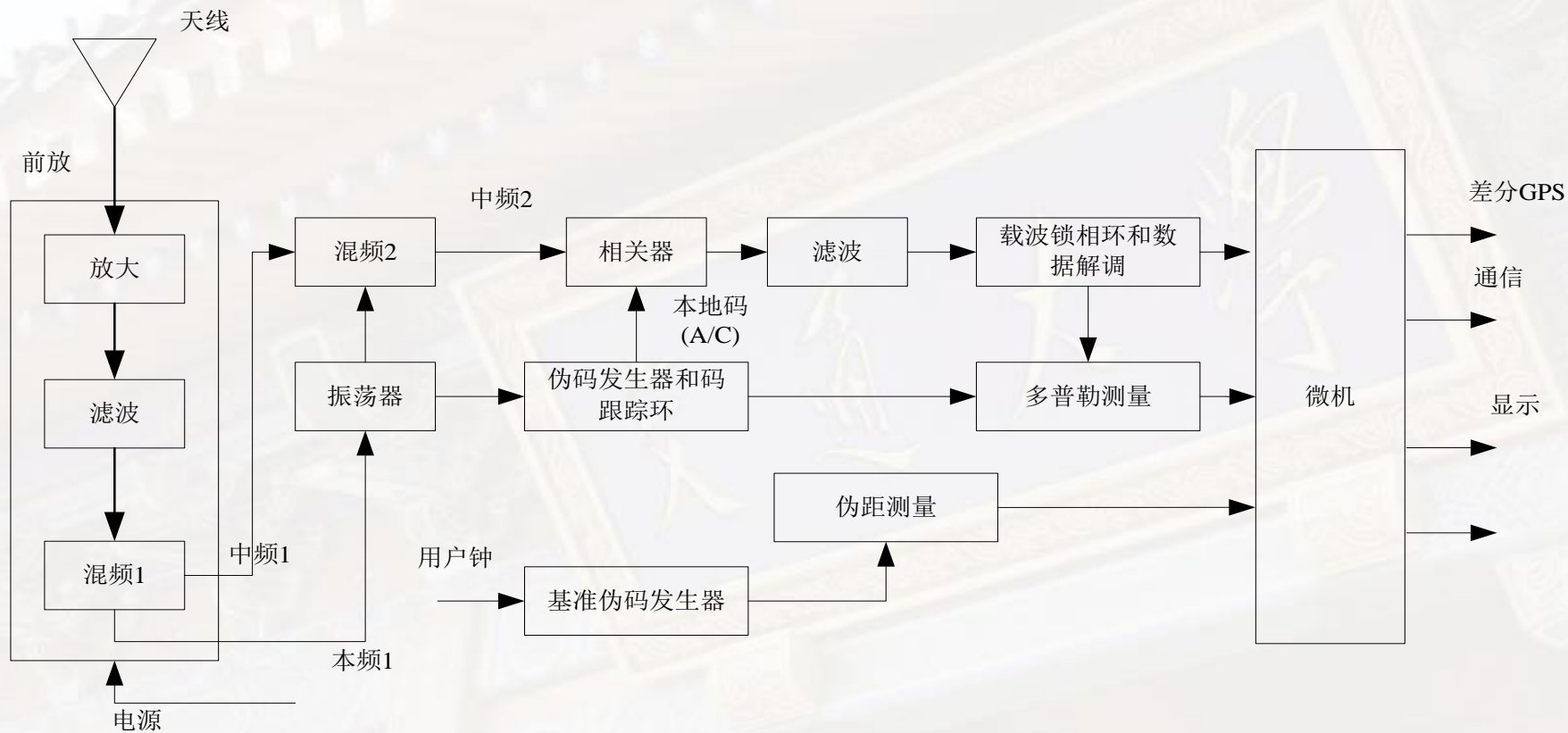
- 星历误差：
 - a) 卫星钟校正系数(a_0 、 a_1 、 a_2), 校正后剩余误差(3.1m);
 - b) 星钟误差(2.7m)。
- 传播误差：
 - a) 电离层传播延时(6.4m, 0.4m) [昼: 50ns(15m), 夜: 10ns(3m)];
 - b) 对流层传播延时(0.4m);
 - c) 多径效应(3.1m)。
- 设备误差：
 - a) 噪声、量化误差(2.44m, 0.24m);
 - b) 通道偏差(0.6m, 0.15m)。
- 用户测距误差(σ) (8.5m, 4.2m)



➤ GPS用户接收机

(4) GPS信号的接收和处理

(信号处理示意图)





◆ GPS工作过程

- a)选星
- b)卫星捕获与跟踪

C/A搜索，本地C/A码与卫星码同步，载波相位跟踪。

- c)测量：
- d)计算：

钟偏、延时校正，卫星位置，求3D、2D位置、 Δt_u ，载体速度，导航用参数(经、纬度、高度、时间)





◆ 注意事项

- a)最佳位置;
- b)清除历书和内存;
- c)选择动态级别（静态、高动态）;
- d)掌握使用区内星历规律;
- e)HDOP、VDOP、TDOP值容限。





◆ GPS类型

- a)按用途分：导航(飞机、车辆)、测地、授时、制导；
- b)按通道分：单、双、多；
- c)按信号种类分：C/A、P(Y)、无码；
- d)按频率分：单频、双频、三频；
- e)按工作方式分：时序接收机、多通道接收机、多路复用；
- f)按测量方法：伪距法、载波相位法、干涉法。



本章小结

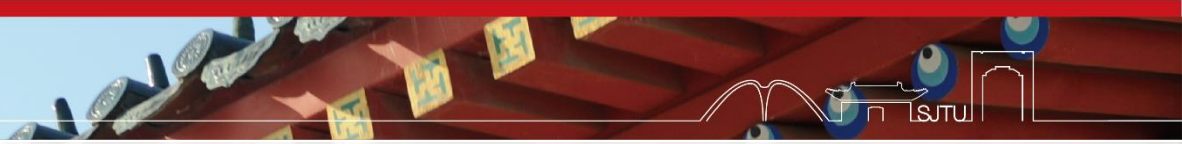
导航
基础

陆基
导航

星基
导航

北斗
导航





1. 阅读5~10篇论文，关于以下方向：

- ❑ 北斗导航在民机应用
- ❑ 星基导航
- ❑ 面向NEXTGEN的星基导航

并选择其中一个方向做个5mins PPT介绍与交流。



Thanks!

Questions?



上海交通大學

SHANGHAI JIAO TONG UNIVERSITY

上海交通大學