

一种分米波仪表着陆体制的研究

吴德伟¹, 高晓光¹, 戚君宜²

(1. 西北工业大学, 陕西 西安 710072; 2. 空军工程大学 电讯工程学院, 陕西 西安 710077)

摘要:系统剖析了分米波仪表着陆体制,对该体制下导航信息的形成进行了深入分析,指出了这种着陆体制的特点,对该体制的主要技术术语作出定义;给出了分米波仪表着陆体制的实现途径,提供了导航信号产生和辐射场型建立的技术方案,为自主研制开发分米波仪表着陆系统提供了理论依据。

关键词:仪表着陆;导航信号;辐射场型

中图分类号:V249.32 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)03-0011-04

分米波仪表着陆系统由地面设备和机载设备两大部分组成^[1]。地面设备又分为航向信标、下滑信标和测距应答器,航向信标和测距应答器及附属设备构成航向台,下滑信标及附属设备构成下滑台。系统组成与配置情况如图1所示。

航向台配置在跑道次着陆端,航向天线距次着陆端端口 200 ~ 600 m。航向信标用以产生一个垂直跑道平面且通过跑道中线延长线的航向面,给进场着陆的飞机提供水平修正指示;测距应答器为飞机提供距跑道端口的距离指示;下滑台配置在跑道着陆端一侧,下滑天线距跑道端口 200 ~ 400 m,距跑道中线 120 ~ 180 m,用来产生一个与跑道平面成一定角度的下滑面,给进场着陆的飞机提供铅垂面内的修正指示。所谓航向面或下滑面是指保持机载设备接收信号的某一电参量为恒定值的空间几何图形^[2]。

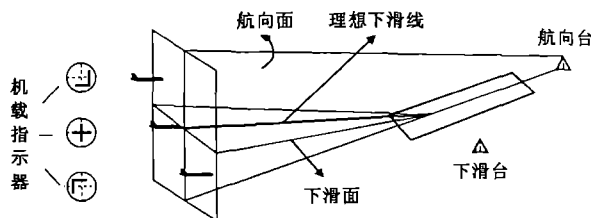


图1 仪表着陆系统组成与配置

1 导航信号分析

1.1 导航音频信号

分米波仪表着陆体制导航信号是差动的射频脉冲序列。射频脉冲载频是 SHF, 视频调制信号按 12.5 Hz 频率交替出现、以 1 300 Hz 与 2 100 Hz 为基频的脉冲信号,称之为导航音频信号。

设:

$$K_1(t) = \begin{cases} 1 & nT \leq t < nT + (7/16)T \\ 0 & nT + (7/16)T \leq t \leq (n+1)T \end{cases} \quad T = 80 \text{ ms}, \quad n = 0, 1, 2, \dots$$

$$K_2(t) = K_1(t + T/2)$$

$$K(2\pi Ft) = \begin{cases} 1 & nT \leq t < nT + (1/2)T \\ 0 & nT + (1/2)T \leq t \leq (n+1)T \end{cases} \quad T = 1/F, \quad n = 0, 1, 2, \dots$$

则导航音频信号数学表达式为

$$U_{\Omega}(t) = K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) + K(2\pi F_2 t) \times K_2(t) \tag{1}$$

式中: F_1 、 F_2 为脉冲信号基频频率, $F_1 = 2 100 \text{ Hz}$ 、 $F_2 = 1 300 \text{ Hz}$ 。

收稿日期:2003-12-17

基金项目:军队专项科研基金资助项目

作者简介:吴德伟(1963-),男,吉林省吉林市人,教授,主要从事通信导航装备与发展研究。

1.2 导航信号

分米波仪表着陆系统使用了2种导航信号,分别定义为 Σ 、 Δ 信号。其形成方法是由导航音频信号对射频载波进行调制,直接调制的结果形成 Σ 信号,其表达式为

$$U_{\Sigma}(t) = U_{m1} [K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) + K(2\pi F_2 t) \times K_2(t)] \cos 2\pi f t \quad (2)$$

式中: f 为载波频率, U_{m1} 为载波幅值。 Δ 信号的形成则是将1300 Hz基频脉冲信号调制的高频信号相位反相,结果为

$$U_{\Delta}(t) = U_{m2} [K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) - K(2\pi F_2 t) \times K_2(t)] \cos 2\pi f t \quad (3)$$

可以看出, Σ 、 Δ 信号的实质是由基频脉冲信号调制的射频脉冲序列。

2 着陆信息形成

2.1 基本定义

定义1:可听度系数(Ratio of Differential Amplitude - RDA)为

$$RDA = \frac{U_1 - U_2}{U_1 + U_2} \times 100\% \quad (4)$$

式中: U_1 为1300 Hz基频脉冲信号的基波幅值, U_2 为2100 Hz基频脉冲信号的基波幅值。RDA本质上反映了1300 Hz和2100 Hz脉冲序列的幅值差异。

定义2:航向面(航向道)是由航向信号所提供的RDA为零的空间几何图形,提供水平着陆基准信息。

定义3:下滑面(下滑道)是由下滑信号所提供的RDA为零的空间几何图形,提供垂直着陆基准信息。

定义4:下滑线是航向面与下滑面的交线。下滑角是下滑线与跑道平面的夹角。

分米波仪表着陆体制以可听度系数表征飞机偏移航向道和下滑道的程度,机载设备通过处理RDA给出偏移修正指示,因而建立了电参量RDA与导航参量^[2]相对方位角及下滑角的一一对应关系。

2.2 Σ 、 Δ 信号形成

Σ 、 Δ 信号由天馈线系统中的馈线箱形成,并按照一定的幅度和相位分配给天线的各单元振子,辐射后形成所需要的场型,为进场着陆飞机提供水平或铅垂面内的修正指示信息,引导飞机安全着陆。馈线箱包括环形隔离器、功率分配器、移相器和换相等。

发射机来的高频信号进入环形隔离器,功率分配器将信号分成两路,功率分配比例可以调整。一路输出至移相器,形成相位可调整的 Σ 信号送往天线分配网络;另一路信号再经环形隔离器进入换相器,由12.5 Hz换相信号控制,使得1300 Hz调制的射频信号倒相180°,形成 Δ 信号送往航向或下滑天线。对航向天线而言,分配网络将 Σ 信号和 Δ 信号分配给相应的定向耦合器,然后再由十付蝶形振子辐射器一字形排列构成的天线阵将信号辐射出去;对下滑天线, Σ 信号直接馈送喇叭形辐射器形式的下天线, Δ 信号馈送喇叭形辐射器形式的上天线,辐射信号在空间合成,形成所需要的复合场型,从而为飞机提供着陆引导信息。

2.3 辐射场型建立

航向天线向跑道中线两侧确定扇区辐射 Σ 、 Δ 信号, Σ 、 Δ 信号合成的结果导致1300/2100 Hz射频脉冲序列导航信号幅值产生差异,这种差异用RDA表征,RDA标定了飞机偏离航向面或下滑面的程度。当飞机位于航向面上时,2100 Hz和1300 Hz脉冲序列幅度相等;当飞机位于航向面右侧时(以飞行员为观测者),1300 Hz序列幅度大于2100 Hz序列幅度,称之为1300 Hz信号占优;当飞机位于航向面左侧时,2100 Hz序列幅度大于1300 Hz,即2100 Hz信号占优。飞行员可以依据RDA处理结果驱动的双针指示器指示来操纵飞机尽量逼近航向或下滑面着陆。

航向信标天线阵由10付蝶形阵子一字形排列组成,且其后部有金属板作反射器,因此单一阵元的方向性函数可等效为半波阵子加反射器的方向函数^[3],其表示式为

$$F(\theta) = \frac{\cos\left(\frac{\pi}{2}\sin\theta\right)}{\cos\theta} \cdot 2\sin\left(\frac{\pi}{2}\cos\theta\right) \quad (5)$$

式中 θ 表示相对于跑道中线的方位角。阵方向函数可根据10个阵元排列和馈电情况求得。设任一单位阵元的馈电为

$$e_i = A_i \exp(j\varphi_i)$$

式中 i 取 1 到 10, 表示 10 个单位阵元, A_i 表示馈电信号的幅度, φ_i 表示馈电信号的相位。设一远离天线阵空间中的某一观察点 P 相对跑道中心线的夹角为 θ , 因此从 1 ~ 10 阵元的射线可以近似认为是平行的, 则它们在 P 点形成的信号为

$$e_p = \sum_{i=1}^{10} A_i \exp j \left[\varphi_i + \frac{2\pi}{\lambda} d(i-1) \sin \theta \right]$$

式中 d 为各阵元之间的距离。代入蝶形阵子的方向函数, 可得到航向天线阵的方向函数表达式:

$$f(\theta) = \frac{\cos\left(\frac{\pi}{2} \sin \theta\right)}{\cos \theta} \sin\left(\frac{\pi}{2} \cos \theta\right) \sum_{i=1}^{10} A_i \exp j \left[\varphi_i + \frac{2\pi}{\lambda} d(i-1) \sin \theta \right] \quad (6)$$

已知航向天线以跑道中线延长线为对称中心安装, 且天线阵左右对称阵子都是等幅同相或反相馈电, 因而天线辐射的方向性图必然相对跑道中线对称。分米波仪表着陆体制采取的是 Σ 信号为等幅同相馈电, Δ 信号为等幅反相馈电, 因而在跑道中线延长线上 Σ 信号为最大, Δ 信号为零, Δ 信号的强度随偏离中线的角度增大而逐渐增大, 至最大值之后又逐渐减弱, 形成 2 个以跑道中线延长线为对称的波瓣, 要注意的是两波瓣内的射频信号相位是相反的。 Σ 、 Δ 信号在空间形成的方向图 $f_{\Sigma}(\theta)$ 、 $f_{\Delta}(\theta)$ 如图 2 所示。

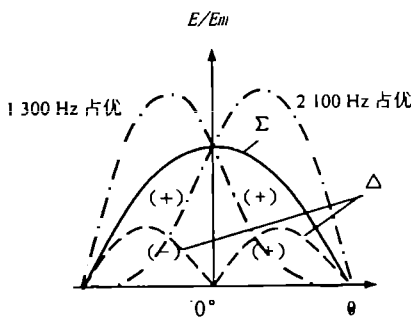


图 2 航向道形成原理图

Σ 、 Δ 信号在空间叠加, 图 3 是在跑道右侧信号叠加情况。由

图 3 可见, 在跑道中线延长线右侧 (面对天线阵), Σ 、 Δ 信号合成的结果使 1 300 Hz 脉冲序列幅值大于 2 100 Hz 脉冲序列幅值, 即 1 300 Hz 信号占优; 同理, 在跑道中线延长线左侧, Σ 、 Δ 信号合成的结果使 2 100 Hz 脉冲序列幅值大于 1 300 Hz 序列, 2 100 Hz 信号占优势。而在跑道中线延长线上, 因只有 Σ 信号存在, 因此 1 300 Hz 和 2 100 Hz 脉冲序列幅值相等。由此形成了以 1 300 Hz 和 2 100 Hz 脉冲序列幅度差标志的方位位移信息。

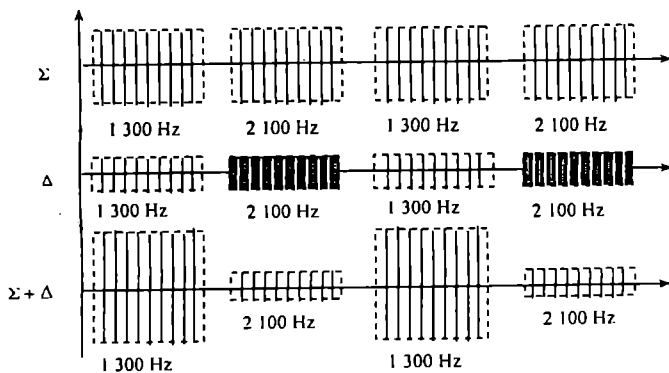


图 3 Σ 、 Δ 信号的合成

下滑天线由 2 付位于地面不同高度上的喇叭

形辐射器组成, 其中一付高度为另一付高度的 2 倍, 且下天线馈送 Σ 信号, 上天线馈送 Δ 信号。根据天线镜像原理, 在同一作用区内, 下天线辐射一个 Σ 信号波瓣, 而上天线辐射 2 个 Δ 信号波瓣。天线的高度选择参考引导飞机所需要的下滑角的大小来决定。下滑天线同样采用 Σ 、 Δ 信号在空间的相互叠加形成由 1 300 Hz 和 2 100 Hz 脉冲序列幅度差标志的仰角位移信息。当飞机恰好位于下滑面上时, 2 100 Hz 和 1 300 Hz 脉冲序列幅度相等; 当飞机位于下滑面上方时, 1 300 Hz 信号占优; 当飞机位于下滑面下方时, 2 100 Hz 信号占优。下滑面的形成原理图与航向天线类同。

2.4 着陆信息形成

由以上分析可知, 分米波仪表着陆系统从本质上说属于比幅体制的着陆系统, 其通过对 2 个信号的幅度比较来给出航向和下滑信息, 并且其 2 个信号的幅度差异通过 RDA 表现, RDA 成为导航信息的载体。通常定义航道扇区为由航向信号所提供的 RDA 为 33.3% 的点的轨迹所限定的区域, 其宽度通常以扇区两边界之夹角或在指定距离处的横向距离来表示。航道扇区宽度一般在 $3^\circ \sim 6^\circ$ 之间。

设航道扇区内任意一点场强的感应电势^[3]为

$$e_p(t) = U_{m1} f_{\Sigma}(\theta) [K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) + K(2\pi F_2 t) \times K_2(t)] \cos(2\pi f_0 t) \pm U_{m2} f_{\Delta}(\theta) [K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) - K(2\pi F_2 t) \times K_2(t)] \cos(2\pi f_0 t) \quad (7)$$

式中 $f_{\Sigma}(\theta)$ 、 $f_{\Delta}(\theta)$ 分别为 Σ 信号和 Δ 信号的方向函数, U_{m1} 、 U_{m2} 分别为和 Σ 信号和 Δ 信号的幅度。当飞机位于跑道中线左侧时 Δ 信号取负, 右侧时取正。上式可简化为

$$e_p(t) = \{ [U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \pm U_{m2}f_{\Delta}(\theta)]K(2\pi F_1 t) \times K_1(t) + [U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \mp U_{m2}f_{\Delta}(\theta)]K(2\pi F_2 t) \times K_2(t) \} \cos(2\pi f_0 t) \quad (8)$$

由于对 1 300 Hz 和 2 100 Hz 基频脉冲信号进行付立叶变换后,其基波振幅与脉冲振幅成正比。因此根据式(4)及其式(8),可听度系数 RDA 为

$$RDA = \frac{[U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \mp U_{m2}f_{\Delta}(\theta)] - [U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \pm U_{m2}f_{\Delta}(\theta)]}{[U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \mp U_{m2}f_{\Delta}(\theta)] + [U_{m1}f_{\Sigma}(\theta) \pm U_{m2}f_{\Delta}(\theta)]} = \pm \frac{U_{m2}f_{\Delta}(\theta)}{U_{m1}f_{\Sigma}(\theta)} \quad (9)$$

因为通过调节功率分配器,可以改变 Σ 、 Δ 信号幅度关系比,因此分别取 $U_{m2}/U_{m1} = 0.5$ 、 $U_{m2}/U_{m1} = 0.7$ 、 $U_{m2}/U_{m1} = 0.3$ 时,采用 MATLAB 仿真计算^[4],得到 RDA 的方向图如图 4 所示。

图 4 中实线、虚线和点划线分别表示 U_{m2}/U_{m1} 为 0.5、0.7 和 0.3 时,RDA 的方向图。从图 4 可见, Σ 、 Δ 信号幅度关系变化对天线辐射场型的航道位置没有影响,而对扇区宽度影响则较大,当 U_{m2}/U_{m1} 比值变大时,航道扇区宽度变小,反之则变大。

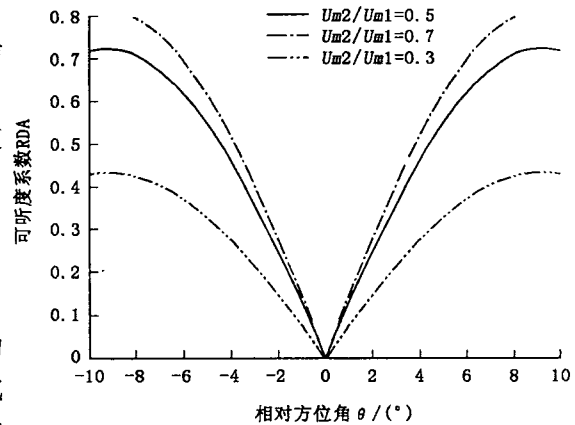


图 4 RDA 方向图

3 结束语

分析表明,分米波仪表着陆体制与现行国际通用的米波仪表着陆体制相比在导航信号产生、着陆信息形成等方面有显著特点。该体制下天线尺寸明显减小,机动性能更适用于军用机场快速安装架设的要求;采用脉冲信号格式,调制简单,接收处理方便,信噪比高,且具有广谱强功率抗干扰能力;双射频信号产生使用同一发射机,简化了设备组成,2 种信号的相位和功率比调整更加方便;与近程导航定位系统工作于同一频段,机载接收机共用信道,简化了机载设备,提高了导航系统整体效能。

参考文献:

参考文献:

- [1] 吴德伟. 俄制仪表着陆系统与装备[M]. 西安:空军工程大学电讯工程学院出版,2001.
- [2] 张忠兴. 无线电导航理论与系统[M]. 西安:陕西科学技术出版社,1998.
- [3] 刘敏,魏玲. MATLA 通信仿真与应用[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [4] 刘勇,吴德伟. 仪表着陆系统远区场飞行检验方法研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2003,4(4):23-26.

(编辑:门向生)

A Study of Instrument Landing System on Decimeter Wave Band

WU De-wei¹, GAO Xiao-guang¹, QI Jun-yi²

(1. Dept. of Electronic Engineering, Northwestern Polytechnic University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. The Telecommunication Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710077, China)

Abstract: The instrument landing system on decimeter wave band is first analyzed in a systematic way. The forming of its navigation information is researched deeply. The characteristics of the system are pointed out and the main technology terms are defined. At the same time, the realization means of the instrument landing system on decimeter wave band are presented. In the end, the technology scheme of producing navigation signal and building radiation pattern is given, which provides a theoretic reference for developing the instrument landing system on decimeter wave band independently.

Key words: instrument landing; navigation signal; radiation pattern