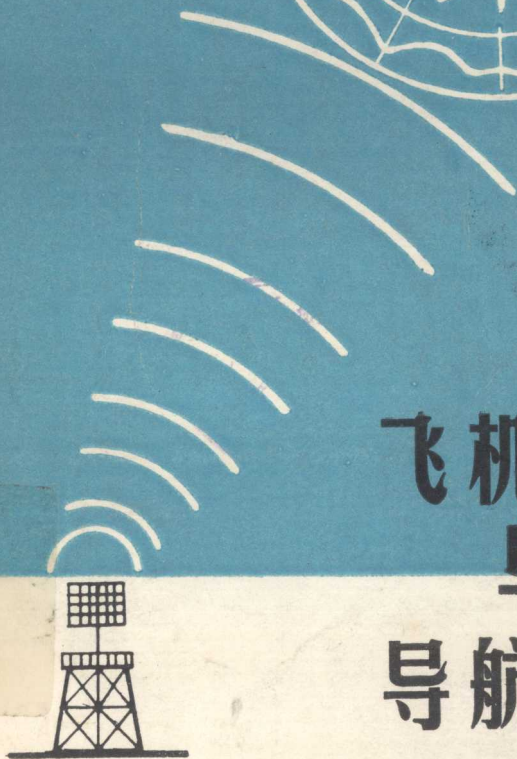
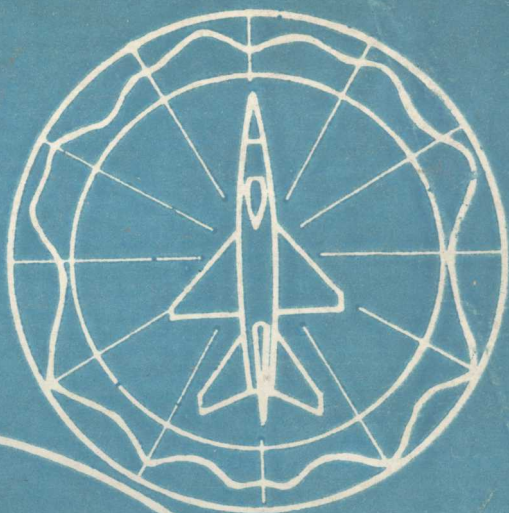




飞机通讯 与 导航天线

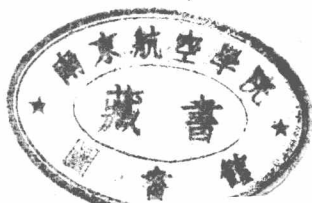
V243
1002

飞机通讯与导航天线

〔苏〕 A·A·鲍尔包特

П·Я·伊尔尼茨 著

И·И·库波利亚诺夫



航空工业部第六〇一研究所

481204

飞机通讯与导航天线

*

航空工业部第六〇一研究所

(内部发行)

*

一九八二年十二月

前 言

随着航空技术和电子技术的迅速发展，机载天线的数量不断增加，而且对机载天线的要求也越来越高，这就迫使天线设计师们不断寻求机载天线合理布局和最佳设计方案。

目前国内关于飞机天线方面的书籍出版较少。为了适应机载天线技术的发展和科研、生产的需要，我们抓紧时间翻译出版“СВЯЗНЫЕ И НАВИГАЦИОННЫЕ АНТЕННЫ САМОЛЕТОВ”一书。该书搜集七十年代以来的美、苏、英等国家飞行器通讯、导航与着陆系统天线的结构型式、安装部位、特性曲线、参数测试方法以及电磁兼容性等有关资料，书末附有参考文献目录索引。同时，该书不仅作了必要的理论叙述，而且还提供了实验数据。因此，它是一本从事飞机天线工程技术人员的有益参考书。

本书由石长山、冯家珍翻译，由丁志超、郑金城校对。另外，王仲山初期也参加了一段翻译工作。

本书在出版当中，曾蒙六一〇所有关领导和同志们的热情关怀和支持，特此表示感谢！

由于我们水平所限，书中不妥之处和错误，敬请读者不吝指正。

译者

一九八二年十二月

内 容 提 要

本书共分四章：第一章飞行器通讯与导航天线特点；第二章远距离通讯天线；第三章近距离通讯天线；第四章导航与着陆无线电系统天线。

本书对象是飞机通讯专业、导航专业、飞机天线设计、飞机总体设计的工程技术人员，也可供高等院校有关专业师生参考。

飞机通讯与导航天线

〔苏〕А·А·鲍尔包特

Л·Я·伊尔尼茨

И·И·库波利亚诺夫

目 录

前言

第一章 飞行器通讯与导航天线特点

- 一、对机载天线的要求…………… (1)
- 二、机载天线主要电参数…………… (4)
- 三、机载天线参数测量的特点…………… (8)
- 四、方向图的研究…………… (12)
- 五、天线方向系数和增益系数的测量…………… (15)
- 六、驻波比和输入阻抗的测量…………… (21)
- 七、天线有效长度和效率的测量…………… (22)
- 八、天线在飞行器上的配置…………… (24)
- 九、机载天线电磁兼容性…………… (36)

第二章 远距离通讯天线

- 一、对高频频段天线参数的要求…………… (41)
- 二、刚性线状天线…………… (43)
- 三、回线天线…………… (53)
- 四、顶馈天线…………… (56)
- 五、缺口天线…………… (80)
- 六、通过人造地球卫星进行通讯的天线…………… (103)

第三章 近距离通讯天线

- 一、对甚高频频段天线参数和配置的要求…………… (109)
- 二、底馈鞭状天线…………… (114)
- 三、顶馈鞭状天线…………… (117)
- 四、印刷天线与复合天线…………… (124)
- 五、垂直安定面表面天线…………… (147)

六、直升机近距离通讯天线的特点·····	(154)
第四章 导航与着陆无线电系统天线	
一、无线电罗盘天线·····	(160)
二、无线电高度表天线·····	(181)
三、航向—导航天线·····	(188)
四、下滑天线·····	(204)
五、信标接收机天线·····	(207)
六、飞机无线电测距器天线·····	(209)
参考文献 ·····	(213)

第一章 飞行器通讯与导航

天 线 特 点

一、对机载天线的要求

现代旅客机和大型运输机装备大量无线电设备，其功能与电磁波在周围空间的传播有关，特性以表 2 说明。

表 2

无线电设备 用 途	天 线 数 目	频 带 (兆赫)	射 频 振 荡 大约功率 (瓦)	工作状态 接收 (П) 发射 (П _к)
甚高频通讯	2-3	118-136	25	П+П _к
高 频 通 讯	2	2-30	125	П+П _к
伏尔甚高频导航系统	2-3	112-118 ①	—	П
下滑接收机	2-3	329-335	—	П
航向接收机	2-3	108-112	—	П
信标接收机	2-3	75	—	П
测 距 器	2	1025-1150	1000 (脉冲状态)	П+П _к
近距导航系统	2	726-1001	1500 (脉冲状态)	П+П _к

①原文为 108-112 — 译者。

续表

无线电设备 用途	天 线 数 目	频 带 (兆赫)	射 频 振 荡 大约功率(瓦)	工作状态 接收(Π) 发射(Π_n)
二 次 雷 达	2	1030	1000(脉冲状态)	$\Pi + \Pi_n$
自动无线电罗盘	4	0.15-1.8	—	Π
远距导航系统	1	0.01-0.1 1.85-1.95	—	Π
电传打字机	1	0.11-0.13	—	Π
无线电高度表	4	2000 4200-4400	0.5-1	$\Pi + \Pi_n$
多卜勒导航系统	2	880 $\pm$ 50 13325 $\pm$ 75	1	$\Pi + \Pi_n$
气 象 雷 达	1	9376	6000(脉冲状态)	$\Pi + \Pi_n$

为了解决飞行中的安全性和正常性,以及保证机载设备工作可靠性问题,飞机上不得不采用两套甚至三套系统,为了备用,采取工作原理不同,但产生相同信息的无线电系统。因为无线电系统的功能是与电磁波的接收和发射有关,现代大型旅客机不得不安装近三十多付天线。而无线电系统的性能在很大程度上是取决于天线的特性和参数。

机外天线要经受大的气动载荷、急剧的温差、大气压剧烈变化、气动加热、飞行器飞行时穿过雨雪区域的侵蚀、热侵蚀、带电和结冰等等。因为天线或是配置在飞机蒙皮表面上或是飞机本身结构的一部分,所以飞机机体对机载弱方向

性天线电参数有重大影响。因此天线性能是由飞行器的形状和尺寸、天线安装位置、激励波长来决定的。

除对电性能要求外，还要根据机载天线的工作条件，提出某些结构和使用方面的要求。与机载天线用途无关的最普通的要求如下：

天线应具有最小的气动阻力。为满足这一要求，天线应制成非突出式。如果天线安装在蒙皮表面上，则其尺寸应为最小，并且是流线型的，而它的突出部分不应有锐边；

天线机械强度应当与给定型别飞行器的使用条件和安装位置相适应，以免在飞行过程中由于过载和振动而破坏天线；

在安装天线时，不应降低飞行器的结构强度。为此，机载天线应设计得具有最小的体积和面积。天线的配置不应该破坏飞行器机体受力构件的完整性；

天线的参数和辐射特性不应随大气压力降低，温度改变，湿度增加和结冰而变化。飞行器在所有飞行状态下，当保证在规定的辐射功率条件下，天线工作时应避免电晕和电击穿；

天线在飞行器上配置应考虑到保持电磁兼容性条件，即天线间相互干扰应最小；

天线的结构和配置的选择应考虑飞行器机体的影响，以便天线安装后电参数和辐射特性处于允许范围内。并且天线应保证空间场分布的已知特性和极化；

机载天线应不易受因静电放电引起的干扰，必要时，天线结构应规定有避雷装置；

机载天线的配置和结构不应给飞行器的机组人员造成不

便，而应保证维护简便。

要满足对机载天线所提出的全部要求，会遇到严重困难。例如在中频和高频范围内的高效率天线，其尺寸应与波长相比拟。但这个条件在规定的范围内是不能满足的，因为机载天线应当有尽可能小的尺寸，同时对天线尺寸的要求也是比较绝对的，并应首先得到满足。

增加机械强度会导致天线重量的增加。但机载天线应具有尽可能轻的重量。这样，要想满足其中一项要求，只好牺牲别的要求。

正如上面所说，对机载天线的要求是相互矛盾的，因此设计出完全符合上述要求的天线是不可能的。由此在设计机载天线过程中，应寻求不同程度地满足上述要求的折衷方案。

二、机载天线主要电参数

机载天线最重要特性之一是方向图。它通常是指辐射场强与坐标角度之间关系曲线。由于绘制空间方向图困难，采用与飞行器有关的球坐标系所确定的主平面上的方向图（图 1-1）。极轴（ $\theta = 0^\circ$ ）垂直于飞机纵轴和机翼平面。方位角 φ 由飞机纵轴算起。

在所引用的坐标系中，下面三个平面认为是主要的：方位平面（ $\theta = 90^\circ$ ）在直角坐标系中与 XOY 平面重合；纵向子午面（ $\varphi = 0^\circ$ 和 $\varphi = 180^\circ$ ）在直角坐标系中与 XOZ 平面重合；横向子午面（ $\varphi = 90^\circ$ 和 $\varphi = 270^\circ$ ）在直角坐标系中与 YOZ 平面重合。有时对主平面采用另外术语——水平面，纵向垂直面，横向垂直面。此时，假设飞机处于水平位置。

任取空间一点 M ，其坐标为 r, θ, φ ，电场强度矢量可以分解成两个分量：子午面上分量 E_θ ，平行于方位面分量 E_φ 。其中第一个分量 E_θ 称为子午分量，第二个分量 E_φ 称为方位分量。这样，在一个工作频率点上，天线就具有六个方向图特性：在每个主平面上，分别构成电场的方位分量方向图和子午分量方向图。

为了估计天线方向特性，引用下列参数：方向系数、增益系数和天线效率。方向系数系指在给定方向上的辐射功率角密度 $P(\theta, \varphi)$ 与在全方向天线辐射功率角密度 $P_\Sigma/4\pi$ 之比

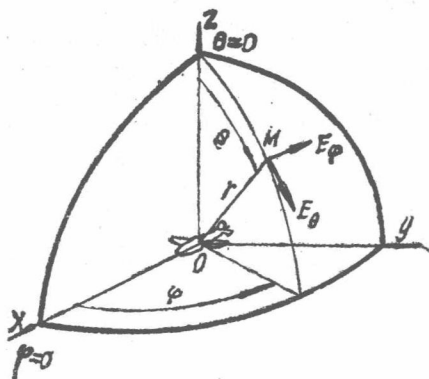


图 1-1 飞机与坐标系的相互位置

$$D(\theta, \varphi) = \frac{4\pi P(\theta, \varphi)}{P_\Sigma}, \quad (1.1)$$

式中 P_Σ ——天线辐射功率。

增益系数是在观察点场强相同的条件下，无方向性天线输入功率 P_0 与试验天线输入功率 P_A 之比，无方向性天线效率取为 1：

$$G(\theta, \varphi) = \left(\frac{P_0}{P_A} \right) E_\theta = E(\theta, \varphi) \quad (1.2)$$

天线效率是当高频信号源输出功率不变时，研究天线在给定点辐射场强 $E(\theta, \varphi)$ 平方的平均值与在空间同一点标准

天线辐射场强 E_0 平方的平均值之比：

$$K_{\Theta_0} = \left[\frac{E^2(\theta, \varphi)}{E_0^2} \right]_{P_0 = P_A}^{\textcircled{1}} \quad \circ$$

利用具有已知参数，其输入阻抗应与馈线波阻抗相匹配的实际天线作为标准天线。

飞行器天线还有其他一些参数。其中最主要的有：效率，有效长度，天线电容和输入阻抗。

天线效率系指辐射功率 P_{Σ} 与输入功率 P_A 之比：

$$\eta_A = P_{\Sigma} / P_A \quad (1.3)$$

天线有效长度 L_d 是当天线取向与波的极化一致时，接收天线输入端的电动势 Θ_A 与电场强度 E 之比：

$$L_d = \frac{\Theta_A}{E} \quad (1.4)$$

如同其他参数一样，安装在导体平面上的天线有效长度 L_{d0} 与安装在飞行器边缘处的同一天线有效长 L_d 是不相同的。对于非对称振子来说， L_d 大于 L_{d0} 。为了改变有效长度特性，引入天线延长系数：

$$K_V = \frac{L_d}{L_{d0}} \quad \circ$$

天线输入阻抗 Z_A 是由天线输入端上的高频电压与馈电流之比来确定的。通常情况下，天线输入阻抗为复数：

$$Z_A = R_A + jX_A \quad \circ$$

①原书为 $K_{\Theta_0} = \left[\frac{E(\theta; \varphi)}{E_0} \right]_{P_0 = P_A}$

——译者

由输入阻抗的电抗分量 X_A ，可求出天线电容：

$$C_A = \frac{1}{\omega X_A}, \quad (1.5)$$

式中 ω ——角频率。

对中频频段机线天线，电阻分量实际上要小于电抗分量，因此可以认为，对于这种天线，输入阻抗是电抗性的。

在短路情况下，流过天线端子的最大电流可根据下式确定：

$$I_{A_{\max}} = \frac{\Theta_A}{X_A}。$$

利用 (1.4) 和 (1.5) 式，可得到

$$I_{A_{\max}} = \omega E L_d C_A。$$

在此表达式中，引进两个天线参数：天线有效长度 L_d 和天线电容 C_A ，因此天线有效长度与天线电容之积 $L_d C_A$ 有时称为天线效率〔27〕。

如果从能量观点研究中频频段机载天线，则天线储存的无功功率可按下式确定〔9〕

$$P_r = -\omega \frac{C_A \Theta_A^2}{2} = -\frac{\omega E^2}{2} C_A L_d^2。$$

可见中频频段机载天线可作为无功功率振荡器。

有效长度与电容 C_A 平方根之积称为输出系数：

$$K_{\text{отд}} = L_d \sqrt{C_A}。$$

显然，天线储存功率与输出系数平方成正比。

三、机载天线参数测量的特点

机载天线的研究是当飞行器在地面上和在飞行试验时，在飞行器模型上，在飞行器按实物尺寸制作的局部模型上完成的。

电动力学相似原理作为制造天线模型的基础。据此原理，当把天线模型几何尺寸缩小 n 倍时，必须：1) 将试验模型所用频率增加 n 倍；2) 选择制作天线模型所用材料的介电常数和磁导率要与研究天线相同；3) 模型的材料电导率要增加 n 倍。

此时，模型和天线的电参数和辐射特性应是相同的。这些关系可由麦克斯韦方程式的直线性直接得到。

模拟条件对模型材料提出了一定的要求。模型的绝缘材料应象天线系统绝缘体所具有的介电常数。而绝缘材料的导电性应大于 n 倍。后一种要求很难实现。但是，当具有高性能的绝缘材料的情况下，其电导率可以忽略不计，并在模型结构中采用同一介质。

因为实际天线系统的导体具有很高导电性，所以采用的模拟导体材料也很难保证第三个条件。为使因满足不了该条件所引起的误差尽可能小一些，建议在模型上采用铝合金、铜或黄铜。

在实验室条件下，借助模型研究方向图、天线极化特性、电流和电荷在飞行器机体上的分布规律。显然模拟结果在某种程度上与实际天线系统的特性是有区别的。这是因为模型和飞行器的介质损耗不同的缘故。安装模型的支架无疑要影响到试验结果。最终，是由近似模拟模型的材料引起的

差别。

利用辅助天线研究绘制方向图和测量其他参数时，借助辅助天线测量场强或照射试验天线。研究特性品质取决于正确选择试验天线与辅助天线之间的距离。

弱方向性天线之间距离的选择应使测量在波区内进行。如果天线尺寸 L_1 和 L_2 小于二分之一波长 ($L < \lambda/2$)，则最小距离 $R_{\text{мин}}$ 应满足如下条件 [31]：

$$R_{\text{мин}} \geq \lambda. \quad (1.6)$$

当 $\lambda/2 < L \leq \lambda$ 时，最小距离：

$$R_{\text{мин}} \geq 2L, \quad (1.7)$$

式中 L —天线最大线性尺寸。

对于尺寸足够大 ($L > \lambda$) 的方向性天线来说，距离应使波前是平的 (图1.2, a)。

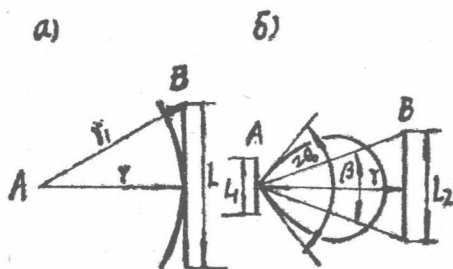


图 1.2 天线之间最小距离的确定：

a—发射天线 A是无方向性的；
B—接收天线； B—天线A和 B是锐方向的。

在距离不大时，接收天线的波前是半径 r 的球面，因此，在接收天线口径上产生相位差。最大相位差发生在发射

天线 A 到接收天线 B 口径面的光程差最大的各点上。显然，在球面中心射线和周边射线之间将有最大光程差。到接收天线中心的距离等于 r ，而到口径边缘上的距离等于 r_1 。光程差

$$\Delta r = r_1 - r = \sqrt{r^2 + (L/2)^2} - r。$$

考虑到 $r > \frac{L}{2}$ ，仅限于取根式展开成级数的前两项

$$\Delta r \approx r \left(1 + \frac{1}{8} \frac{L^2}{r^2} \right) - r = \frac{L^2}{8r}。$$

如果允许口径相位差不超过 $\pi/8$ ，则方向图和其他特性的测量误差是不大的。取 $k\Delta r = \pi/8$ （式中波数 $k = 2\pi/\lambda$ ），可得到天线间的最小距离

$$R_{\text{мин}} = 2 \frac{L^2}{\lambda}。 \quad (1.8)$$

对于两个锐方向性天线的最小距离可由其他公式求得。假设有两个天线 A 和 B 之间距离为 r （图 1.2, Б）。由天线 A 的中心看到天线 B 时的夹角 $\beta \approx L^2/r$ 。该角应远小于天线 A 方向图的主波瓣宽度，以便天线 B 受到均匀场的照射。因此，应满足条件 $\beta \ll 2\theta_0$ 。式中 $2\theta_0$ —天线 A 方向图的宽度。根据测量参数所允许的误差，取 $\beta = 0.2(2\theta_0)$ ，此时，

$$R_{\text{мин}} = \frac{L_2}{0.2(2\theta_0)} = 5 \frac{L_2}{2\theta_0}。$$

锐方向性天线的方向图宽度按零辐射方向为限，近似等于 $2\theta_0 \approx \frac{\lambda}{L_1}$ ，因此