

# 飞行器程控跟踪相控阵天线安装 误差补偿技术

张德智, 胡倩, 戴昌昊

(中国运载火箭技术研究院研究发展中心, 北京 100076)

**摘要:** 针对窄波束高增益相控阵天线波束指向精度要求高、安装误差对波束指向的影响无法忽略的问题, 提出了一种基于光学瞄准的安装误差测量方法, 给出了光学测量内容和误差修正矩阵, 经某型无人机飞行测试表明, 该方法可以减少由安装误差带来的波束指向偏差, 对高精度波束指向具有重要意义。

**关键词:** 相控阵天线; 安装误差; 测量; 补偿

中图分类号: V443.4

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 01-0013-04

## Installation Error Compensation Technology for Aircraft's Programmed Tracking Phased Array Antenna

ZHANG Dezhi, HU Qian, DAI Changhao

(China Academy of Launch Vehicle Technology Research and Development Center, Beijing 100076, China)

**Abstract:** As narrow-beam high-gain phased array antenna requires high precision beam pointing, the influence of installation error on beam pointing can not be ignored. The measurement method of installation based on optical aiming is proposed. The content of optical measurement and error correction matrix are given. Flight test shows that this method can reduce the beam pointing error caused by installation error, which is of great significance for high beam pointing accuracy.

**Key words:** Phased array antenna; Installation error; Measurement; Compensation

### 0 引言

相控阵天线具有波束形状可定义、指向灵活、扫描速度快等特点<sup>[1]</sup>, 在通信、雷达领域得到广泛应用。近年来, 随着飞行器天基测控手段的普及和大容量星间多波束通信技术的推广<sup>[2]</sup>, 相控阵天线在航天领域的应用也日益兴起, 其中程控跟踪相控阵天线工作原理简单, 可靠性高, 受到了更多青睐。

近年来, 飞行器上电源、热控技术不断进步, 更高频段、更高密度、更高增益的相控阵技术逐步应用<sup>[3]</sup>。随着天线增益的提高, 天线波束变得

更窄, 以阵元数量为 512 的 Ka 频段相控阵天线为例, 天线波束宽度最窄处只有  $2.4^\circ$ , 对波束的指向精度要求很高, 需要降低波束指向各个环节的误差来源。

### 1 程控波束指向误差来源

相控阵天线有自跟踪和程控跟踪两种方式。自跟踪方式通过提取接收阵列信号幅度, 相位的和、差信息, 从而获得误差控制信号, 进行波束指向闭环控制, 该方式对波束指向误差具有一定适应性。程控跟踪相控阵天线波束控制利用飞行器平台组合惯导实时敏感的当前位置、姿态、速度

收稿日期: 2018-11-17; 修订日期: 2018-12-29

作者简介: 张德智 (1985-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器测控通信。E-mail: whit798@163.com

信息以及预知的通信目标位置、速度信息,进行一系列波束指向角计算,将指向结果转换成波控码进行移相控制,最终实现合成波束指向通信目标,其对波束指向误差更加敏感。

波束指向误差来源主要有以下几个方面:天线和组合惯导的安装误差、组合惯导的测量误差、波控算法误差、移相控制误差、波束合成误差。其中波控算法误差、移相控制误差、波束合成误差为相控阵天线自身误差,李毓琦等<sup>[4]</sup>和隆锐<sup>[5]</sup>均提出了多种补偿方法。

安装误差和组合惯导的测量误差属于相控阵天线的输入误差。对于高精度组合惯导,飞行器位置测量精度可达10m以内,对于通信距离上万千米的星间链路,上述偏差可以忽略;姿态测量偏差可达 $0.1^\circ$ 以内,对波束指向影响很小。安装误差包括安装位置偏差和角度偏差,位置偏差为毫米量级,对波束指向结果影响很小,但角度偏差影响较大。组合惯导的安装角度偏差将影响飞行器姿态测量结果,相控阵天线安装偏差将影响波束指向基准。对于复材结构飞行器,设备安装角度偏差最大可达 $0.4^\circ$ ,对波束指向影响不可忽略。

## 2 安装误差测量方法

飞行器仪器设备安装角度偏差可以通过测量设备坐标系各轴与机体坐标系的角度偏差获取。定义相控阵天线坐标系为 $O_a X_a Y_a Z_a$ ,定义组合惯导设备坐标系为 $O_c X_c Y_c Z_c$ ,定义飞行器机体坐标系为 $O_e X_e Y_e Z_e$ 。通过测量 $O_a X_a Y_a Z_a$ 坐标系与 $O_e X_e Y_e Z_e$ 坐标系的角度偏差可以获取相控阵天线安装角度偏差,通过测量 $O_c X_c Y_c Z_c$ 坐标系与 $O_e X_e Y_e Z_e$ 坐标系的角度偏差可以获取组合惯导设备安装角度偏差。

为获取高精度姿态偏差测量数据,本文采用了光学瞄准测量方法。测量设备包括1台G2000型摆式陀螺寻北仪(测量精度优于 $3''$ )和1台Leica TM5100A型号的电子经纬仪(测量精度优于 $0.5''$ )。测量思路为:将光学设备可获取的东北天坐标系作为公共基准,通过测量各设备坐标系和东北天坐标系的角度偏差,推导出设备间的安装偏差。测量示意如图1所示。

测量时首先在相控阵天线、组合惯导表面、飞行器粘贴立方棱镜,棱镜各轴与各设备坐标系

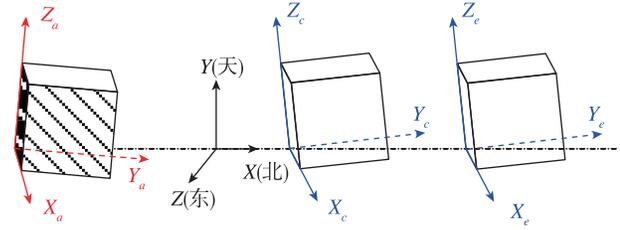


图1 各被测设备坐标系对应关系

Fig. 1 Coordinate system correspondence of the equipment under test

定义的 $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 轴平行。测量现场使用陀螺寻北仪建立方位基准,基准建立后使用光电经纬仪先瞄准立方镜,再跟寻北仪对瞄将北向基准引入,从而获取被测设备坐标系和东北天坐标系的角度偏差。测量内容如下:

测量Ka频段相控阵天线立方镜在 $X_a$ 轴方向的方位角 $\psi_{xa}$ ( $X_a$ 轴方向与北向夹角,北偏东为正)和俯仰角 $\theta_{xa}$ ( $X_a$ 轴方向与大地的不水平度,抬头向上为正),再通过瞄准相控阵天线立方镜 $Y_a$ 轴方向,测量出 $Y_a$ 轴方向的俯仰角 $\theta_{ya}$ ,通过上述3个角度可以确定相控阵天线相对于东北天坐标系的姿态。测量角度示意如图2所示。

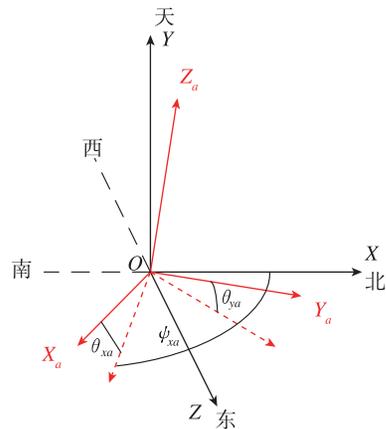


图2 Ka频段相控阵天线测量角度示意

Fig. 2 Schematic diagram of measurement angle of Ka band phased array antenna

同理测量组合惯导立方镜在 $X_c$ 轴方向的方位角 $\psi_{xc}$ 和俯仰角 $\theta_{xc}$ ,再通过瞄准组合惯导立方镜 $Y_c$ 轴方向,测量出 $Y_c$ 轴方向的俯仰角 $\theta_{yc}$ ,获得组合惯导姿态,从而完成惯导坐标系的标定;

同理测量飞行器立方镜在 $X_e$ 轴方向的方位角 $\psi_{xe}$ 和俯仰角 $\theta_{xe}$ ,再通过瞄准飞行器立方镜 $Y_e$ 轴方向,测量出 $Y_e$ 轴方向的俯仰角 $\theta_{ye}$ ,获得飞行器姿态,从而完成机体坐标系的标定。

### 3 安装误差补偿方法

获取各设备相对于东北天的误差角度后,需要推导出相控阵天线相对于机体坐标系的姿态转换矩阵和组合惯导相对于机体坐标系的姿态转换矩阵,并将转换矩阵装定至对应设备以消除偏差。

设相控阵天线相对于东北天坐标系的姿态转换矩阵为  $L_a$ , 机体相对于东北天坐标系的姿态转换矩阵为  $L_e$ 。如图 2 所示, 从相控阵坐标系旋转至东北天坐标系的转换过程为: 绕  $Y_a$  轴逆时针旋转

$$L_a = \begin{bmatrix} \cos\psi_{xa} \cos\theta_{ma} - \sin\psi_{xa} \sin\theta_{ya} \sin\theta_{ma} & \sin\psi_{xa} \cos\theta_{ya} & -\cos\psi_{xa} \sin\theta_{ma} - \sin\psi_{xa} \sin\theta_{ya} \cos\theta_{ma} \\ \cos\theta_{ya} \sin\theta_{ma} & \sin\theta_{ya} & \cos\theta_{ya} \cos\theta_{ma} \\ \sin\psi_{xa} \cos\theta_{ma} + \cos\psi_{xa} \sin\theta_{ya} \sin\theta_{ma} & -\cos\psi_{xa} \cos\theta_{ya} & -\sin\psi_{xa} \sin\theta_{ma} + \cos\psi_{xa} \sin\theta_{ya} \cos\theta_{ma} \end{bmatrix} \quad (2)$$

同理, 从机体坐标系至东北天坐标系的姿态转换矩阵为

$$L_e = \begin{bmatrix} \cos\psi_{xe} \cos\theta_{me} - \sin\psi_{xe} \sin\theta_{ye} \sin\theta_{me} & \sin\psi_{xe} \cos\theta_{ye} & -\cos\psi_{xe} \sin\theta_{me} - \sin\psi_{xe} \sin\theta_{ye} \cos\theta_{me} \\ \cos\theta_{ye} \sin\theta_{me} & \sin\theta_{ye} & \cos\theta_{ye} \cos\theta_{me} \\ \sin\psi_{xe} \cos\theta_{me} + \cos\psi_{xe} \sin\theta_{ye} \sin\theta_{me} & -\cos\psi_{xe} \cos\theta_{ye} & -\sin\psi_{xe} \sin\theta_{me} + \cos\psi_{xe} \sin\theta_{ye} \cos\theta_{me} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中,  $\psi_{xa}$ 、 $\psi_{xe}$ 、 $\theta_{ya}$ 、 $\theta_{ye}$  的角度可直接测得,  $\theta_{ma}$ 、 $\theta_{me}$  的角度需要根据几何关系推算, 经推导, 当  $\theta_{xa}$ 、 $\theta_{ya}$ 、 $\theta_{xe}$ 、 $\theta_{ye}$  较小时, 有

$$\theta_{ma} = \arcsin\left(\frac{\sin\theta_{ya}}{\cos\theta_{xa}}\right) \quad (4)$$

$$\theta_{me} = \arcsin\left(\frac{\sin\theta_{ye}}{\cos\theta_{xe}}\right) \quad (5)$$

将上述测量结果代入式 (2)、式 (3) 中, 可得  $L_a$ 、 $L_e$ , 则相控阵天线坐标系到机体坐标系的姿态转换矩阵  $L_{ae}$  为

$$L_{ae} = L_a^{-1} \cdot L_e \quad (6)$$

$L_{ae}$  为消除了相控阵安装偏差后的姿态转换矩阵, 将  $L_{ae}$  矩阵装定至相控阵天线波控机, 可以消除相控阵安装偏差对波控指向的影响。

同理, 参照式 (2) 可以获取组合惯导相对于东北天坐标系的姿态转换矩阵  $L_c$ , 则组合惯导坐标系到机体坐标系的姿态转换矩阵  $L_{ac}$  为

$$L_{ac} = L_c^{-1} \cdot L_e \quad (7)$$

$L_{ac}$  为消除了组合惯导安装偏差后的姿态转换矩阵, 将  $L_{ac}$  矩阵装定至组合惯导, 可以消除组合惯导安装偏差对姿态测量的影响, 从而降低对相控阵波控指向的影响。

### 4 效能评估

在某型无人机中, 经光学瞄准测量获取的相

$\theta_{ma}$  角, 使得  $X_a$  轴落入  $XOZ$  平面(水平面)。绕新形成的  $X_a1$  轴顺时针旋转  $\theta_{ya}$ , 使得  $Y_a$  轴落入  $XOZ$  平面。绕新形成的  $Z_a2$  轴逆时针旋转  $\psi_{xa}$  角, 使得  $X_a$  轴与  $X$  轴重合。绕  $X$  轴逆时针旋转  $90^\circ$ , 使得  $Y_a$  轴与  $Y$  轴重合、 $Z_a$  轴与  $Z$  轴重合。因此, 从相控阵天线坐标系到东北天坐标系的姿态转换矩阵为

$$L_a = M_x(90) \cdot M_z(\psi_{xa}) \cdot M_x(-\theta_{ya}) \cdot M_y(\theta_{xa}) \quad (1)$$

式中,  $M_i(x)$  代表着绕  $i$  轴旋转  $x$  角度的旋转矩阵。

控阵天线、组合惯导、机体相对于东北天坐标系偏差角度为

$$\begin{aligned} \psi_{xa} &= +90^\circ 23' 47'', \theta_{xa} = 0^\circ 23' 48'', \theta_{ya} = -0^\circ 1' 18'' \\ \psi_{xc} &= +90^\circ 1' 11'', \theta_{xc} = -0^\circ 7' 34'', \theta_{yc} = +0^\circ 10' 06'' \\ \psi_{xe} &= +89^\circ 53' 52'', \theta_{xe} = -0^\circ 1' 20'', \theta_{ye} = +0^\circ 3' 01'' \end{aligned} \quad (8)$$

将上述角度代入式 (1) ~ 式 (7), 求出相控阵天线相对于机体系的转换矩阵  $L_{ae}$  和组合惯导相对于机体系的转换矩阵  $L_{ce}$ , 并将上述转换矩阵装定至相控阵天线和组合惯导

$$L_{ae} = \begin{bmatrix} 0.99993677 & -0.00836753 & 0.00751213 \\ 0.00837821 & 0.99996393 & -0.00139184 \\ -0.00750021 & 0.00145469 & 0.99997081 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$L_{ce} = \begin{bmatrix} 0.99999456 & -0.00175047 & 0.00279405 \\ 0.00174413 & 0.99999590 & 0.00226984 \\ -0.00279801 & -0.00226496 & 0.99999352 \end{bmatrix} \quad (10)$$

无人机飞行过程中, 相控阵天线指向角度曲线见图 3~图 4, 其中修正后指向数据通过无人机遥测数据获取。误差补偿前, 最大指向偏差为  $0.6^\circ$ 。采取误差补偿后, 实际测得的指向曲线比补偿前更接近理论曲线, 最大指向偏差为  $0.2^\circ$ , 偏差值最大改善  $0.4^\circ$ , 有效减少了波束指向误差。

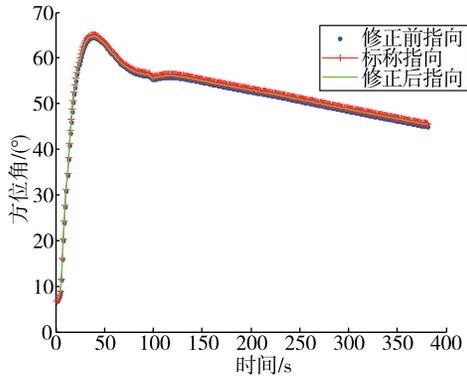


图3 安装误差补偿结果(全局)

Fig. 3 Installation error compensation results (whole)

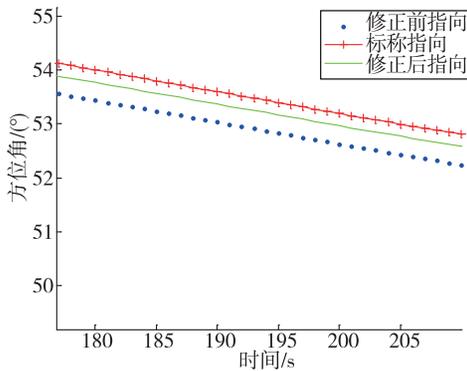


图4 安装误差补偿结果(局部放大)

Fig. 4 Installation error compensation results (local zoom)

## 5 结论

本文提出的程控跟踪相控阵天线安装误差补偿方法,通过光学测量设备精确获取仪器设备的安装误差,利用测量数据推导出修正后的姿态转换矩阵,并装定至相控阵天线和组合惯导设备,以提高波束指向精度。通过某型无人机飞行任务实测验证,该方法可以有效提高波束指向精度。

## 参考文献

- [1] 秦岭. 数字相控天线的理论分析和研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2016: 1-2.
- [2] 孟明霞, 史永康, 姜智楠, 等. 航天相控阵天线技术发展综述 [C]. 第三届航天电子战略研究论坛论文集(遥测遥控专刊), 2017, 61: 39-43.
- [3] 阎鲁滨. 星载相控阵天线的技术现状及发展趋势 [J]. 航天器工程, 2012, 3 (21): 11-17.
- [4] 李毓琦, 牟成虎, 周焯, 等. 相控阵天线波束指向误差的线性插值补偿法 [J]. 制导与引信, 2015, 36 (1): 38-41.
- [5] 隆锐. 相控阵天线测量与校准技术及其误差分析 [D]. 成都: 电子科技大学, 2017: 92-99.

引用格式: 张德智, 胡倩, 戴昌昊. 飞行器程控跟踪相控阵天线安装误差补偿技术[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (1): 13-16.

Citation: Zhang D Z, Hu Q, Dai C H. Installation error compensation technology for aircraft's programmed tracking phased array antenna [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (1): 13-16.