

机载光电雷达它机试飞技术研究

闾家亮¹, 喻彪², 杨百剑¹, 鹿嵩昊¹

(1. 华北光电技术研究所, 北京 100015; 2. 61267 部队, 北京 101114)

摘要:机载光电雷达受平台及大气环境影响较大, 而它机试飞能有效规避研制风险, 是产品研制的必经阶段。本文介绍了机载光电雷达它机试飞试验系统组成、试验流程和数据处理等内容。经工程验证, 实施过程满足任务需求, 对其他光电系统的它机及本机试飞具有参考价值。

关键词:光电雷达; 飞行试验; 坐标变换; 数据处理

中图分类号: TN958.98 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1001-5078.2019.06.016

Research on other plane flight test technology of airborne electro-optic radar

CHUANG Jia-liang¹, YU Biao², YANG Bai-jian¹, LU Song-hao¹

(1. North China Research Institute of Electro-Optics, Beijing 100015, China;
2. 61267 Troop, Beijing 101114, China)

Abstract: Airborne electro-optic radar is greatly affected by platform and atmospheric environment. The test flight of other aircraft can effectively avoid the development risk, which is a necessary stage of product development. This paper introduces the composition of flight test system, the process of flight test and data processing. Through engineering verification, the implementation process meets the task requirements, and has reference value for the flight test of other electro-optic systems.

Key words: electro-optic radar; flight test; coordinate transformation; data processing

1 引言

随着我国航空工业的快速发展, 新研光电设备越来越多, 而光电设备受载体、大气环境影响较大, 地面测试无法验证设备在真实工作条件下的性能, 而它机试飞作为一种安全、全面的空中验证方法, 可有效规避研制风险, 并验证机载光电设备的环境适应性、指标实现性, 为产品研制积累经验。因此, 合理的试飞系统及方法研究是十分必要的, 可有效提高它机试飞试验效率和架次有效性^[1], 为系统研制及本机试飞奠定基础。

2 试飞系统总体架构设计

为检验光电雷达在真实条件下的探测、跟踪性

能, 需将被试光电雷达装载在载机平台, 并根据试验科目配备目标机, 完成它机试飞验证。为验证光电雷达探测、跟踪、识别能力和精度等指标, 载机和目标机还需配备相应的测试设备, 在试飞结束后进行数据处理, 得出试飞结论, 试飞系统总体架构如图 1 所示。

综合光雷外露尺寸、光雷重量、机头整流罩外形等, 对机头重量和气动性进行仿真, 在保证光雷搜索范围的前提下, 完成支撑框架、整流罩和过度段的设计、加工。

为满足它机试飞任务要求, 被试光雷需在机舱内加装配试显控系统用于机上操控与显示, 加装配试电源组件用于机上电源到被试系统电源的二次转

换;通过配试显控系统对光雷的操控,完成目标的捕获,为给出光电雷达性能指标的结论,因此,试飞测试参数需包括试验载机、配试目标机基本飞行参数、试验载机、目标机实时位置参数(用于目标位置解算,确认光雷检测目标的正确性和指示精度),以及光电雷达上传的目标告警位置、目标个数、测距距离等总线传输参数和视频显示画面,以用于目标确认和数据解算。

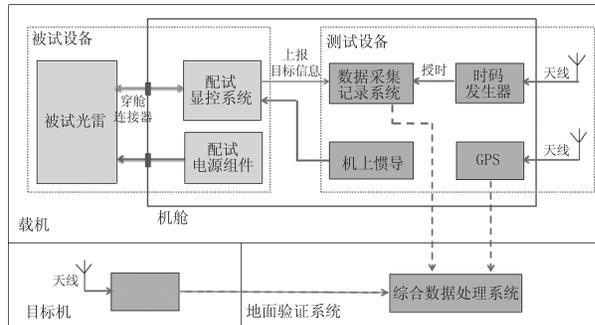


图1 试飞系统总体架构

Fig. 1 The general frame of flight test

基于以上需求,载机需加改装惯导(及天线)、GPS(及天线)、视频数据采集器、总线数据采集器、时码发生器,目标机需加改装GPS(及天线)。

3 地面联试

在空中试飞之前,须在地面完成被试系统和测试系统的性能联试、被试光雷与飞机坐标系的统一、整机设备耦合兼容性测试等,保证空中试飞的安全性、可靠性和获取数据的正确性。

3.1 光轴校准与坐标系统一

由于光电雷达与飞机机身之间存在固有安装角度和安装误差,需通过热校靶的方式,将光电雷达坐标统一到机体坐标系,以便飞行数据解算,校靶流程示意如图2所示。

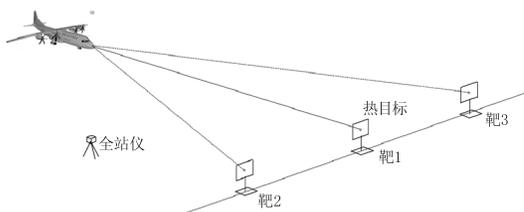


图2 校靶流程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of boresighting

①用千斤顶将飞机顶起,用全站仪测量机身特征点,使飞机架水平;

②架设三个带有点热源的靶在垂直于飞机轴线距离 R 处,分别至于飞机前向、左侧、右侧;

$$R \geq r/2\theta \tag{1}$$

式(1)中, R 为靶垂直放置距离(m); r 为靶边长(m), θ 为光电雷达瞬时视场(rad);

③测量机身轴线,并根据光电雷达光轴中心位置,确定三个靶的高度和位置,左侧、右侧靶与中心靶夹角为 30° ;

④将光轴对准中心靶,可得出光轴相对于设备坐标方位、俯仰零位的夹角 x, y ,再分别测出左右两侧靶的俯仰角度 y_1, y_2 ,可得设备坐标出横滚零位夹角:

$$z = y_1 - y_2 \tag{2}$$

⑤将设备坐标系转换为飞机坐标系,完成坐标统一,转换矩阵如下:

$$A_1 = \begin{bmatrix} \cos x & \sin x & 0 \\ -\sin x & \cos x & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos y & 0 & -\sin y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin y & 0 & \cos y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos z & \sin z \\ 0 & -\sin z & \cos z \end{bmatrix} \tag{3}$$

3.2 兼容性测试

为保证全机电磁兼容性,保障飞行安全,需要设置机载设备各类耦合工作条件,检查被试系统、测试系统和机上航电分系统之间的电磁兼容性,确保分系统间以及对机上其他航电系统是否存在干扰或冲突。操作流程如下:

①由机务人员检查飞机发动机、控制、油路等分系统是否正常;

②地面电源车供电,完成机上被试系统、测试系统的显示控制、管理、任务解算、数据传输、控制、供电等功能以及系统接正确性进行确认;

③切换为发动机供电,检测被试系统、测试系统和航电系统是否存在干扰。

4 空中试飞

按照 GJB3571《机载火控系统飞行试验通用要求》相关规定,完成被试光雷功能、性能验证^[2]。

(1) 检飞

检验被试系统及测试系统加改装后对飞机起飞重量、气动性等影响,确定合理的试飞空速、高度、油量、航时。

(2) 空空远距探测

载机、目标机按规定的高度、速度飞行目标机按照规定距离以规定的进入角度迎头/尾后进入接距、拉距或机动飞行考核迎头/尾后探测、跟踪、测距功能与性能。

(3) 搜索范围

目标机在规定高度、速度围绕载机做圆周飞行或根据搜索范围设定飞行区域,验证方位搜索范围,目标机飞行高度分别高于/低于载机接距飞行,考核

光电雷达俯仰搜索范围。

(4) 对空多目标跟踪

载机按规定的高度、速度飞行多架目标机按规定的高差和速度规定的横向、纵向间距即规定的队形布局或按目视编队飞行载机按规定的距离和进入角度迎头/尾后进入与目标机进行接距或拉距飞行进行边搜索边跟踪功能与性能试飞,考核多目标跟踪能力。

(5) 空地探测、识别

载机按规定的高度和速度飞行,并按规定的距离和规定的方式进入,对红外目标靶板和典型地面自然目标(机场跑道、大型建筑物等)进行探测、测距、成像等,考核对地探测、跟踪、识别、测距能力。

5 数据处理

在完成每次试飞后,都要将目标机 GPS 数据、采集记录系统记录的载机惯导数据、载机 GPS 数据、光电雷达上报总线数据,视频数据等进行事后综合信息处理,得出试飞结论。

5.1 目标解算

光电雷达上报的目标信息为设备坐标系下的方位、俯仰角度,为验证探测到目标的正确性和指标,需将真实目标位置和探测目标位置在同一坐标系下进行考量,通常统一到载机坐标系,目标确认过程如下:

①将光电雷达探测目标角度转为载机坐标系下的目标角度:

经一次旋转矩阵转换即能实现,旋转矩阵为式(3)的逆矩阵;

②将目标、载机信息转换为载机坐标系下的目标角度^[3]:

1)将大地坐标转换为空间直角坐标:

$$\begin{cases} X = (N + h) \cos\phi \cos\lambda \\ Y = (N + h) \cos\phi \sin\lambda \\ Z = [N(1 - e^2) + h] \sin\phi \end{cases} \quad (4)$$

式中, ϕ 、 λ 为载机或目标机的经度、纬度; N 为过该点的卯酉圈曲率半径, h 为该点的大地高; e 为参考椭球体的偏心率,且:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \quad (5)$$

$$e^2 = \frac{2f - 1}{f^2} \quad (6)$$

式中, a 为椭球长半径, $a = 6378137$; f 为椭球偏率, $f = 298.257223563$,从而可得出载机和目标机在空间直角坐标系下的位置。

式中,2)将空间直角坐标系转为以载机为坐标原点

的东北天坐标:

$$\begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\phi \cos\lambda & -\sin\phi \sin\lambda & \cos\phi \\ \cos\phi \cos\lambda & \cos\phi \sin\lambda & \sin\phi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_t - X_p \\ Y_t - Y_p \\ Z_t - Z_p \end{bmatrix} \quad (7)$$

③数据解算:

如式(8), A_t 、 B_t 、 S_t 分别为目标机相对于载机的方位角、俯仰角和距离。

$$\begin{cases} A_t = \arctan \frac{z_t}{x_t} \\ B_t = \arctan \frac{y_t}{\sqrt{x_t^2 + z_t^2}} \\ S_t = (x_t^2 + y_t^2 + z_t^2)^{1/2} \end{cases} \quad (8)$$

5.2 试飞结论

将步骤①得到的光电雷达测量数据于步骤③得到的真实目标数据进行对比,通过目标轨迹确认目标正确性,当显控界面及总线上报信息统一,且上报数据位置偏差小于 0.2° 、偏差趋势固定、持续时间不小于 15 s ,则该探测、跟踪数据有效。通过一次方差计算,得到跟踪精度、测距精度等指标。

若有效数据不小于 11 次,性能指标从大到小排列,第 5 组数据可判定为试验性能指标。

6 结束语

机载光电雷达试飞是一个复杂的系统工程,本文以光电雷达本身为着手点开展应用研究,分解了与设备相关各个环节的工作内容,形成了标准化流程,并完成了工程应用,可广泛应用于光电雷达、瞄准吊舱等光电系统的它机、本机试飞,对光电雷达试飞应用以及提升试飞效率,具有一定的工程意义。

参考文献:

- [1] LI Chaohui, CHEN Ming. The verification technology of flight test for airborne electro-optical detecting system [J]. Fire Control & Command Control, 2002, 27(5): 71-74. (in Chinese)
李朝晖,陈明. 机载光电探测系统的试飞演示验证技术[J]. 火力与指挥控制, 2002, 27(5): 71-74.
- [2] ZHOU Ziquan. Flight test engineering [M]. Beijing, Aviation Industrial Publishing House, 2010. (in Chinese)
周自全. 飞行试验工程 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [3] HOU Rong, WANG Juncheng, LI Jiaping. Application of GPS in airborne radar flight test [J]. Modern Radar, 2002, 24(4): 60-63. (in Chinese)
侯荣,王俊成,李嘉平. GPS系统在机载雷达试飞中的应用[J]. 现代雷达, 2002, 24(4): 60-63.