

〈系统与设计〉

一种光机扫描型机载广域侦察监视系统设计

吉书鹏^{1,2}, 李同海^{1,2}

(1. 凯迈(洛阳)测控有限公司, 河南 洛阳 471009; 2. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 机载广域侦察监视 (Wide Area Airborne Surveillance, WAAS) 系统因其具有良好的隐蔽性和动态实时性、高分辨率及宽覆盖范围等特性, 已成情报侦察监视 (ISR) 的重要手段和世界各国重点发展的航空装备。本文对当前机载广域侦察监视系统装备发展情况进行了介绍, 结合国外典型广域侦察监视系统技术, 对一种基于稳定平台摆扫步进凝视 (Step-Stare) 成像的广域侦察监视系统进行了关键技术设计论证, 为机载广域侦察监视系统研制与应用提供参考。

关键词: 广域侦察监视系统; 覆盖范围; 稳定平台扫描成像; 图像拼接

中图分类号: TH74 文献标识码: A 文章编号: 1001-8891(2018)01-0020-07

A Design of Wide Area Airborne Surveillance System Based on Optical and Machine Scanning

JI Shupeng^{1,2}, LI Tonghai^{1,2}

(1. CAMA (Luoyang) Measurements & Controls Co. Ltd, Luoyang 471009, China;

2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Wide area airborne surveillance (WAAS) systems have emerged as primary tools for intelligence, surveillance, and reconnaissance, and are currently the focus of development all over the world because of their qualities such as superior concealment, real time dynamics, high resolution, and large area coverage performance. The current development of WAAS systems is discussed in this paper, along with a description of the typical technology used for WAAS systems abroad, the key technology design, as well as the demonstration of a WAAS system based on stable platform sweeping stepped imaging. Our studies provide an excellent reference for the development and application of WAAS systems.

Key words: wide area airborne surveillance system, coverage, stable platform scanning imaging, image stitching

0 引言

信息化是现代化战争的基本特点, “知己知彼, 百战不殆”, 情报侦察监视 (ISR) 系统已成为世界各国优先发展的装备。利用航空器搭载合成孔径雷达、光电传感器完成侦察监视任务, 已成为现代化战争为部队提供战场态势感知、目标侦察监视的主要技术手段。

机载光电侦察系统通常采用多频谱传感器同装载、多视场转换成像的工作模式, 宽视场用于大范围概略监视和目标搜索, 窄视场实现疑似目标详查、目标辨识和跟踪。由于受到侦察覆盖范围 (视场) 和分辨率矛盾的制约, 系统侦察监视效能受到限制。兼顾

高分辨率和宽覆盖 (大视场) 的机载光电成像广域侦察监视 (WAAS) 系统应运而生, 成为世界各国竞相发展的航空光电侦察监视装备。

1 国外典型机载广域侦察监视系统发展情况

为满足广域高分辨率持久侦察监视需求, 美英等国投巨资大力发展机载广域光电侦察监视系统, 先后研制成功 Gorgon Stare、Argus-IS、Vigilant Stare、PSS (HAWKEYE) 等典型的机载广域高分辨率光电成像侦察监视系统。国外典型机载广域侦察监视系统主要性能如表 1 所示。这些系统在软件上均能实现数字地图嵌套, 精确地理配准, 多用户独立数据获取, 图像

收稿日期: 2017-04-30; 修订日期: 2018-01-09。

作者简介: 吉书鹏 (1964-), 男, 洛阳人, 研究员, 博士, 主要从事机载光电侦察探测设备及其技术研究工作。E-mail: jishupeng@163.com。

缩放与回放显示,多目标检测与跟踪,高精度目标定位与动态事件分析等功能。

由于受限于光电探测器技术发展水平,WAAS系统主要采用拼接方式实现高分辨率、宽覆盖侦察监视能力,同时考虑工程可实现性(工艺难度、系统体积与成本等)、载机平台的通用化、侦察监视系统的任务使命综合化。目前,工程系统研制装备主要是基于光机扫描图像拼接的WAAS系统,系统不仅具有广域搜索侦察监视能力,同时具有目标定位跟踪、瞄准制导武器引导能力。下面对一种机载双波段(红外、可见光)光电成像广域侦察监视系统进行详细设计。

2 机载双波段光电成像广域侦察监视系统设计

2.1 系统组成和工作模式

2.1.1 系统组成和工作原理

系统采用卧式机载外挂吊舱形式,以光机扫描方式实现宽覆盖高分辨率成像。系统主要由陀螺稳定平台、可见光成像传感器、红外成像传感器、扫描与稳像控制组件、图像数据采集处理组件、目标检测跟踪组件、环境控制组件和系统电源组件等组成。

系统组成及工作原理如图1所示。陀螺稳定平台上安装有可见光成像传感器、红外成像传感器、伺服控制传感器及执行组件(电机、陀螺和测角器)等。稳定平台在伺服控制组件的控制下,隔离载机姿态运

动、振动、风阻等扰动,实现系统视轴指向控制与稳定、像移补偿和扫描成像等功能。系统采用两框架两轴稳定平台结构形式,分别完成侧滚方向的稳定成像及扫描成像,俯仰方向的稳定成像及前向像移补偿。实现系统宽覆盖高分辨率成像侦察监视。

可见光和红外成像传感器组件安装在两轴陀螺稳定平台上,在伺服控制组件的控制下,实现光电传感器视轴稳定和扫描成像,构成系统光机扫描与稳定成像单元,稳定平台侧滚轴在垂直航向方向摆动步进扫描实现成像的宽覆盖。环境控制组件根据吊舱内部温度的变化,实时进行反馈调节,保证控制舱体内部环境温度的相对稳定,保证光电侦察系统在高空低温低气压条件下稳定可靠地工作。

成像光学系统设计采用共光路折反射式光学结构,有效缩短光学系统的总长度。红外和可见光共同利用卡塞格林反射光路,通过分光棱镜进行红外和可见光光路分离,光学系统组成及光路示意图如图2所示。系统成像光路结构非常紧凑、有效地减小了系统体积和重量。

2.1.2 系统工作模式

WAAS系统主要采用宽覆盖搜索模式(Wide Area Search Mode, WASM)、点聚集详查模式(Spot Collection Mode, SCM)、目标跟踪成像模式(Target Tracking/Stereo Mode, TTSM)等3种工作模式,实现广域侦察监视,工作模式示意如图3所示。

表1 国外典型机载广域侦察监视系统主要性能

Table 1 Performance of the typical WAAS systems

| Project name | Angel Fire | LEAPS | Gorgon Stare | Vigilant Stare | Argus-IS | PSS (HAWKEYE) |
|-------------------------------|----------------------------|------------------------|-------------------|-------------------|----------|-----------------------|
| Development factory | Air Force Laboratory of US | Logos Technologies(UK) | Sierra Nevada(US) | Sierra Nevada(US) | BAE (UK) | Goodrich (US) |
| Carrying platform | King Air A90 | RQ-7Shadow | MQ-9 Reaper | King Air 350 | A160T | Manned aerial vehicle |
| Coverage area/km ² | 16 | 15 | 64 | 16 | 40 | 64 |
| Ground resolution /m | 0.5 | 0.25 | 1 | 1 | 0.15 | Less than 1 |
| Frame rate /Hz | 1-2 | 2-10 | 30 | 30 | 12-16 | 1 |
| Flight altitude /m | 6000 | 3600 | 4000-6000 | 4000-6000 | 6000 | 3600 |
| Weight/kg | 300 | 25 | 500 | 500 | 450 | 150 |

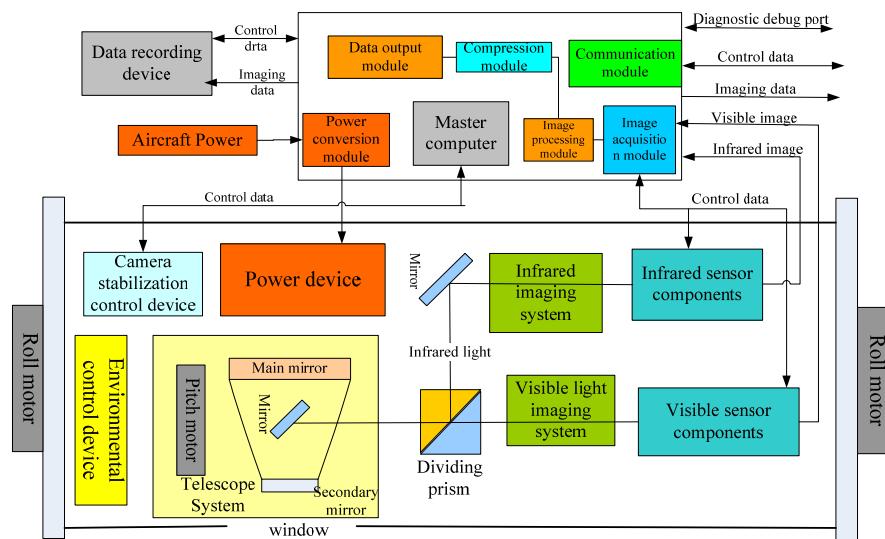


图1 机载光电成像侦察监视系统组成及工作原理图

Fig.1 The components and working principle of optoelectronic imaging WAAS system

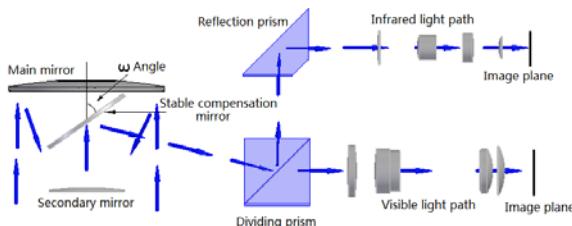


图2 光学系统组成及光路示意图

Fig.2 The components and schematic diagram of optical system

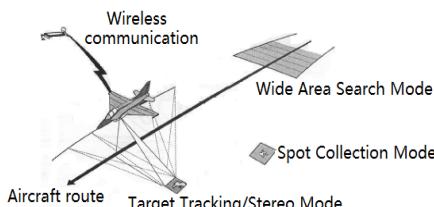


图3 系统工作模式示意图

Fig.3 Schematic diagram of system operating mode

SCM 工作模式通过任务平台协同指示、地理坐标引导等方式，控制视轴始终指向目标区域，进行目标区域的高分辨率成像详查、目标辨识和精确定位。TTSM 工作模式是系统工作在自动目标跟踪状态(ATT)对目标进行高分辨率成像和精确定位。WASM 工作模式示意图如图 4 所示，是系统实现广域目标搜索、宽覆盖区域侦察监视的主要工作模式，系统采用光机扫描方式，根据载机飞行速度、高度、侦察覆盖宽度、成像传感器帧视场大小、图像重叠率等参数，采用步进凝视(step-stare)的方式在垂直航向方向进行摆动扫描画幅成像，通过后续图像处理和拼接，实现任务区域的无缝覆盖侦察监视。

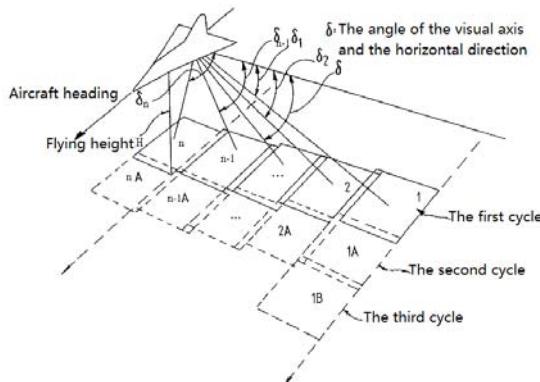


图4 WASM 工作模式示意图

Fig.4 The diagram of WASM operating mode

2.2 关键指标分析论证

搜索覆盖范围宽、分辨率高，作用距离远是机载广域成像侦察监视(WAAS)系统的主要技术特点。下面对系统成像传感器选型、主要参数设计、地面覆盖范围、侦察距离、系统稳像性能(像移补偿性能)进行分析。

2.2.1 主要技术参数

在进行光电成像系统设计之前首先需要确定可见光与红外光学系统的技术参数和对应传感器的技术指标，经过反复讨论论证，最终确定的可见光与红外的技术指标见表 2 所示。

2.2.2 地面覆盖范围分析

1) 系统模型设计

稳定平台主要由横滚稳定框架(含光电组件)轴系和俯仰稳定框架(光学系统)轴系组成，如图 5 所示。

表2 可见光和红外系统主要技术参数

Table 2 The main technical parameters of the visible and infrared systems

| | Visible system | Infrared system |
|-----------------------------|---------------------|--------------------|
| Focal length | 2200 mm | 900 mm |
| F number | 5 | 2 |
| Pixel size/ μm^2 | 11×11 | 15×15 |
| Active pixels | 12000×5000 | 1280×1024 |

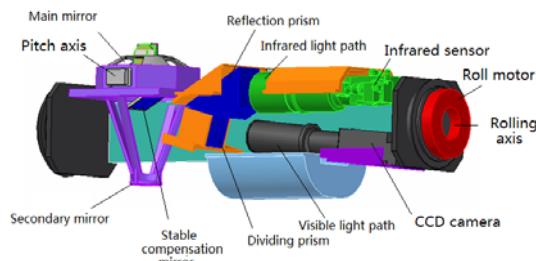


图5 稳定平台组成示意图

Fig.5 Stable platform composition diagram

俯仰稳定包括光学系统的主、次反射镜，以及位于主、次反射镜之间的平面补偿反射镜。俯仰框架、分光棱镜和反射棱镜、红外和可见光光学系统、红外探测器和CCD数码相机等都安装在侧滚稳定框架上，实现侧滚方向的稳定以及垂直航向（航侧）方向宽范围扫瞄覆盖。系统工作时，稳定平台侧滚框架轴系在航侧方向上采用step-stare方式扫描成像（步距倾角 θ ），根据飞行高度不同可调节成像倾角 θ ，以满足一定的图像重叠率要求，最终通过图像处理的方法获取一幅等效的大视场航侦图像，满足大视场的宽覆盖侦察监视的要求。根据共线方程原理，在像面上任取一点 $a(x, y)$ ，其对应物点在地面坐标系中的坐标为 $A(X_e, Y_e, Z_e)$ ，如果不考虑姿态扰动、地面起伏和物高等造成像移，可得成像倾角为 θ 时的理想成像模型为：

$$\begin{cases} x = f \frac{X_e}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \\ y = f \frac{Y_e \cos \theta + H \sin \theta}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \end{cases} \quad (1)$$

2) 单次扫描周期覆盖范围

将式(1)等效变换为：

$$\begin{cases} X_e = \frac{x \cdot H}{y \sin \theta - f \cos \theta} \\ Y_e = \frac{f \sin \theta + y \cos \theta}{y \sin \theta - f \cos \theta} \cdot H \end{cases} \quad (2)$$

式中： X_e 、 Y_e 分别为物点在地面坐标系中的坐标，其最大值分别为单幅图像在航向、航测方向地面覆盖尺

寸的 1/2； x 、 y 分别为像点在像平面坐标系中的坐标，其最大值分别为成像传感器在航向、航测方向尺寸的 1/2； f 为成像系统焦距； H 为飞行高度； θ 为侧滚扫描倾角。当垂直下视成像时，由式(2)可得单幅图像地面覆盖范围为：

$$\begin{cases} 2X_{\text{emax}} = \frac{2x_{\text{max}} \cdot H}{f} \\ 2Y_{\text{emax}} = \frac{2y_{\text{max}} \cdot H}{f} \end{cases} \quad (3)$$

根据系统成像传感器的参数：红外 1280×1024 像素，像元尺寸 $15 \mu\text{m}$ ；可见光 12000×5000 像素，像元尺寸 $11 \mu\text{m}$ 。当侦察高度 $H=10 \text{ km}$ ，红外成像单幅图像地面覆盖面积为 $0.43 \text{ km} \times 0.34 \text{ km}$ ，可见光成像单幅图像地面覆盖面积为 $1.2 \text{ km} \times 0.5 \text{ km}$ 。系统设计采用步进凝视（step-stare）扫描方式控制视轴侧摆成像实现宽覆盖。

假设扫描航道数为 n ，航侧方向图像重叠率为 η ，单幅图像航侧向地面覆盖宽度为 W_y ，则单次扫描周期内航测方向扫描覆盖宽度 W_n 为：

$$W_n = [n - 2\eta(n-1)]W_y \quad (4)$$

在执行侦察任务时，相邻图像之间要有一定的重叠率以满足拼接处理的要求，为了确保航侧侦察区域宽度在单航线上保持不变，侦察系统应具备根据机载平台飞行参数和扫描航道数 n 自动调整航侧图像重叠率的功能。假设稳定平台扫描成像周期为 T ，载机飞行速度为 V ，航向方向图像重叠率为 ξ ，则有：

$$\xi = \frac{2X_{\text{emax}} - VT}{2X_{\text{emax}}} = 1 - \frac{(y_{\text{max}} \sin \theta - f \cos \theta) \cdot VT}{2x_{\text{max}} \cdot H} \quad (5)$$

根据航向扫描图像重叠率 ξ 和载机飞行速高比，由式(5)可以计算调整扫描周期 T 。

2.2.3 红外侦察距离分析

1) 最小可分辨温差 (MRTD) 计算

MRTD 是综合评价红外成像系统温度分辨力和空间分辨率力的重要参数，它不仅表征系统特性，也包含观察者的主观因素，在计算 MRTD 时，将系统主频下的 MRTD 值称为 MRTD 的标称值。MRTD 推导的基本思想是由对应人眼感觉到的图像的信噪比大于或等于视觉阈值信噪比时，黑体目标与背景之间的温差为 MRTD，其计算公式：

$$\text{MRTD} = \frac{\pi^2}{4\sqrt{14}} \cdot \text{SNR} \cdot \left(\frac{\alpha \cdot \beta}{\tau_{\text{ds}} \cdot T_{\text{eye}} \cdot F \cdot \Delta f_e} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{\text{NETD} \cdot f}{\text{MTF}(f)} \right) \quad (6)$$

式中：SNR 为识别目标时所需的图像信噪比，识别概

率 50%时, $\text{SNR}=2.25$; T_{eye} 为人眼的积分时间, 一般 $T_{\text{eye}}=0.2$ s; F 为系统帧频, $F=25$ Hz; f 为空间频率, $f=f_0=1/2a$, a 为空间分辨率; α 、 β 分别为水平和垂直瞬时视场; τ_{ds} 为驻留时间, $\tau_{\text{ds}}=n_s n_p \tau_d$, 其中 n_s 和 n_p 分别为探测器在水平和垂直方向的像元数, τ_d 为单个探测器的驻留时间; Δf_c 为电路等效噪声带宽, $\text{MTF}(f)$ 为红外成像系统传递函数, NETD 为噪声等效温差。根据红外成像系统设计, 计算得本系统的 MRTD 值为 0.35 K。

2) 作用距离计算分析

人眼通过红外成像系统能够发现、识别和认清目标的基本条件是: 对于空间频率为 f 的目标, 它与背景的实际等效温差在经过大气衰减到达成像系统时, 仍大于或等于系统对应该频率的最小可分辨温差 $\text{MRTD}(f)$, 同时目标对系统的张角大于或等于探测等级所要求的最小视角。对焦平面红外成像器, 按识别概率成像像素个数来确定:

$$\Delta T = \Delta T_0 \times \tau_a(R) \geq \text{MRTD}(f)$$

$$\frac{H}{2nR} = \Delta \theta \geq \frac{1}{2f} \quad (7)$$

式中: ΔT 为大气衰减后, 目标与背景的视在温差; ΔT_0 为目标与背景的实际等效温差; R 为目标距离; $\tau_a(R)$ 为距离 R 上平均大气透射比; H 为目标临界尺寸; n 为不同探测等级要求时的目标等效条带数; f 为空间频率; $\Delta \theta$ 为目标对系统的张角。

在实际探测目标时, 要考虑目标外形尺寸的修正, 修正后的 MRTD' 表示为:

$$\text{MRTD}'_R(f) = \sqrt{\frac{7}{\varepsilon}} \text{MRTD}(f) \quad (8)$$

式中: ε 为 目标的等效条带图案的长宽比。

表 3 给出了不同距离 $\text{SNR}=4.5$, 识别概率为 90% 时目标所需的最小温差。

表 4 给出不同距离红外中波大气透过率 τ_a 的值。

表 3 不同距离目标所需的最小温差

Table 3 The minimum temperature for different distance targets

| Working distance/km | K | | | | |
|---------------------|------|------|------|------|------|
| | 20 | 40 | 60 | 80 | 100 |
| Mid-latitude winter | 0.96 | 1.32 | 1.74 | 2.22 | 2.8 |
| Mid-latitude summer | 1.28 | 1.92 | 2.66 | 3.54 | 4.66 |
| Tropical atmosphere | 1.47 | 2.28 | 3.3 | 4.6 | 6.3 |

从目标和系统的空间分辨率进行分析, 红外成像系统作用距离分为探测距离、识别距离和认清距离。三者之间的关系根据 NATO (北大西洋条约组织) 标准化协定 (STANG 4347) 规定, 探测、识别、认清 (概率为 50%) 的最低分辨率为 1、3、6 (线对 / 目标尺寸)。以外形尺寸为 10 m (长) \times 10 m (宽) 的物体为典型目标, 该红外成像装置的探测距离为 300 km, 识别距离为 100 km, 认清距离为 50 km。

表 4 红外中波大气透过率 τ_a (3~5 μm)

Table 4 The atmospheric transmittance of medium wave infrared τ_a (3~5 μm)

| Working distance/km | 20 | 40 | 60 | 80 | 100 |
|---------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Mid-latitude winter | 0.505 | 0.365 | 0.278 | 0.217 | 0.172 |
| Mid-latitude summer | 0.379 | 0.252 | 0.182 | 0.136 | 0.104 |
| Tropical atmosphere | 0.334 | 0.212 | 0.146 | 0.105 | 0.077 |

2.2.4 像移补偿性能分析

1) 前向像移分析及补偿设计

当稳定平台侧滚轴以 θ 角度侧向成像时, 成像传感器曝光前物点 $A(X_e, Y_e, 0)$ 对应的像点 $a(x, y)$ 坐标为:

$$\begin{cases} x = f \frac{X_e}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \\ y = f \frac{Y_e \cos \theta + H \sin \theta}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \end{cases} \quad (9)$$

成像传感器曝光后, 物点 $A'(X'_e, Y'_e, 0)$ 对应的像点 $a'(x', y')$ 坐标为:

$$\begin{cases} x' = f \frac{X'_e}{Y'_e \sin \theta - H \cos \theta} = f \frac{X_e - d}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \\ y' = f \frac{Y'_e \cos \theta + H \sin \theta}{Y'_e \sin \theta - H \cos \theta} = f \frac{Y_e \cos \theta + H \sin \theta}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} \end{cases} \quad (10)$$

根据上式可知, 前向像移只是在航向方向上存在, 设物点以速度 V 沿航向相反方向运动, 相机曝光时间为 t , 前向像移大小 l_x :

$$l_x = x' - x = -f \frac{d}{Y_e \sin \theta - H \cos \theta} = \frac{Vt}{H} (f \cos \theta - y \sin \theta) \quad (11)$$

上式表明, 前向像移与飞机速度、航高、曝光时间、扫描倾角、相机焦距和像点纵坐标 y 有关。

根据前向像移的成因, 相机系统设计时可以通过机械补偿、光学补偿、电子补偿和图像补偿等方式消除前向像移的影响, 提高成像质量。本系统采用光学像移补偿方法, 利用平面镜反射的原理, 通过稳定平

台俯仰框架轴旋转反射镜改变光线方向实现物点的前向像移补偿, 其像移补偿如图6所示(系统光路简化等效后), 虚框内为整个成像系统, 起始时景物A沿光路1经过B位置的补偿镜后按光路3到达D位置的成像焦平面A'点。如果飞机按图示方向飞行, 经过t时间曝光后, 补偿镜由位置B运动到位置C, 景物A所成的像A'在焦平面位置D处相对探测器靶面不动, 确保输出图像清晰。

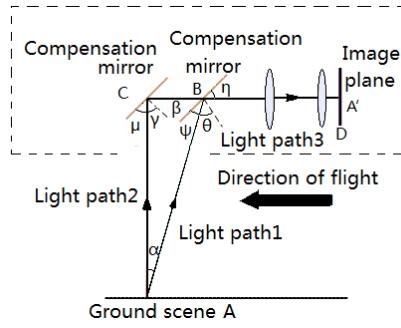


图6 前向像移补偿原理图

Fig.6 The schematic of image motion compensation

这时如果补偿镜旋转一个合适的角度, 使得地面景物A按光路2到达C位置的补偿镜后, 使得出射光线仍沿光路3出射, 这时将到达D位置的焦平面上的同一点像点A'。即在t时间内, 成像系统始终对地面景物A成像, 而且成像到焦平面上的同一像点, 这样就能消除曝光时间t内景物和成像系统之间的相对运动, 也就是说像在焦平面上没有相对移动。为了保

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \phi - \cos \alpha \sin \beta \sin \phi & \cos \alpha \cos \phi - \sin \alpha \sin \beta \sin \phi \\ \sin \alpha \sin \phi - \cos \alpha \sin \beta \cos \phi & -\cos \alpha \sin \phi - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \end{bmatrix}$$

计算可得到带有姿态扰动量的共线方程表达式:

$$\begin{cases} x = f \frac{A_{11}X_e + A_{12}Y_e - A_{13}H}{A_{31}Y_e + A_{32}Y_e - A_{33}H} \\ y = f \frac{A_{21}X_e + A_{22}Y_e - A_{23}H}{A_{31}Y_e + A_{32}Y_e - A_{33}H} \end{cases} \quad (15)$$

式中: A_{ij} 为矩阵 \mathbf{A} 的第 i 行、第 j 列元素。将式(15)在 $(0, 0, \theta)$ 处作关于变量 α 、 β 和 ϕ 的泰勒展开:

$$\begin{cases} x = x(0, 0, \theta) + \frac{\partial x}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial x}{\partial \beta} \cdot \beta + \frac{\partial x}{\partial \phi} \cdot \gamma \\ y = y(0, 0, \theta) + \frac{\partial y}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial y}{\partial \beta} \cdot \beta + \frac{\partial y}{\partial \phi} \cdot \gamma \end{cases} \quad (16)$$

$$\text{式中: } \begin{cases} \frac{\partial x}{\partial \alpha} = -y(0, 0, \theta) \\ \frac{\partial y}{\partial \alpha} = x(0, 0, \theta) \end{cases}, \begin{cases} \frac{\partial x}{\partial \beta} = -f \cdot \left[1 + \frac{x^2(0, 0, \theta)}{f^2} \right] \\ \frac{\partial y}{\partial \beta} = -\frac{1}{f} \cdot x(0, 0, \theta) \cdot y(0, 0, \theta) \end{cases},$$

证没有像旋的存在, 起始时一般对垂直向下的景物成像, 所以B位置的补偿镜和水平方向成 45° , 所以这个位置的入射角 $\theta = \psi = 45^\circ$ 。根据几何角度关系有: $\alpha + \beta + \mu = 90^\circ$, $\beta = \eta$, $\mu = \eta$, 所以有: $\beta = \mu = (90^\circ - \alpha)/2 = 45^\circ - \alpha/2$ 。因为曝光时间相对很短 (ms 级), 飞行高度很高 (km 级), 所以 α 角很小, 因此有:

$$\alpha \approx \tan \alpha = vt/H \quad (12)$$

式中: v 为飞机速度; t 为曝光时间; H 为飞行高度。补偿镜在时间 t 内旋转的角度为:

$$\phi - \mu = 45^\circ - (45^\circ - \frac{\alpha}{2}) = \frac{\alpha}{2} = \frac{vt}{2H} \quad (13)$$

$$\text{补偿的角度速度为: } \omega = \frac{\phi - \mu}{t} = \frac{v}{2H} \text{ (rad/s)}$$

2) 姿态扰动像移分析及补偿设计

飞机在飞行的过程中, 受载机自身振动、姿态运动和气流波动等因素影响, 其姿态总是处于变化的状态。不确定的姿态扰动量将产生一定的姿态扰动像移和图像重叠率波动。为了统一描述姿态扰动量, 定义各个姿态扰动量为: ①飞机偏航姿态扰动角 α ; ②飞机绕像面坐标系 y 轴 (俯仰) 旋转的姿态扰动角 β ; ③飞机绕光轴旋转 (侧滚) 的姿态扰动角 γ 。

由于姿态扰动的影响, 像面坐标系与飞机坐标系各轴之间都存在偏差角。假设带有姿态扰动的像面坐标系按逆时针旋转 α 、 β 和 ϕ (其中 $\phi = \theta + \gamma$) 角, 则像面坐标系和飞机坐标系之间的变换矩阵 \mathbf{A} 为:

$$\begin{bmatrix} \sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \phi - \cos \alpha \sin \beta \sin \phi & \cos \alpha \cos \phi - \sin \alpha \sin \beta \sin \phi \\ \sin \alpha \sin \phi - \cos \alpha \sin \beta \cos \phi & -\cos \alpha \sin \phi - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial x}{\partial \phi} = -\frac{1}{f} \cdot x(0, 0, \theta) \cdot y(0, 0, \theta) \\ \frac{\partial y}{\partial \phi} = -f \cdot \left[1 + \frac{1}{f^2} \cdot y^2(0, 0, \theta) \right] \end{cases}^\circ$$

由式(13)可知, 偏航角扰动量 α 、俯仰角扰动量 β 、侧滚角扰动量 γ 形成的绝对像移 l_α 、 l_β 、 l_γ 为:

$$l_\alpha = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial \alpha} \right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \alpha} \right)^2} \cdot |\alpha|; l_\beta = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial \beta} \right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \beta} \right)^2} \cdot |\beta|;$$

$$l_\gamma = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial \gamma} \right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \gamma} \right)^2} \cdot |\gamma|$$

姿态扰动量在航向和航侧上形成的绝对像移为:

$$\begin{cases} |\Delta x| = \left| \frac{\partial x}{\partial \alpha} \cdot \alpha \right| + \left| \frac{\partial x}{\partial \beta} \cdot \beta \right| + \left| \frac{\partial x}{\partial \phi} \cdot \gamma \right| \\ |\Delta y| = \left| \frac{\partial y}{\partial \alpha} \cdot \alpha \right| + \left| \frac{\partial y}{\partial \beta} \cdot \beta \right| + \left| \frac{\partial y}{\partial \phi} \cdot \gamma \right| \end{cases} \quad (17)$$

姿态扰动量在像面上形成的绝对像移为:

$$\delta = \sqrt{|\Delta x|^2 + |\Delta y|^2} \quad (18)$$

姿态扰动像移补偿系统主要由两部分组成:一部分用于补偿俯仰角扰动像移,而另一部分用于补偿滚动角扰动像移。本方案采用两轴稳定平台进行像移补偿方法,以稳定平台侧滚轴为两轴稳定平台的一个旋转轴,补偿滚动角姿态扰动量;由反射镜旋转装置构成两轴稳定平台的另一个旋转轴,补偿俯仰角姿态扰动量。

2.2.5 稳像性能分析

姿态扰动像移补偿系统对系统中的干扰加以抑制,补偿采用“分类等效扰动”代替系统中的各种扰动,以此对系统进行稳像性能仿真,避免对各种复杂干扰的建模过程,经过等效扰动方式对稳定平台中的扰动进行建模,稳定平台的扰动主要为平台轴系的扰动力矩和对平台的速度扰动,其作用原理如图7所示。

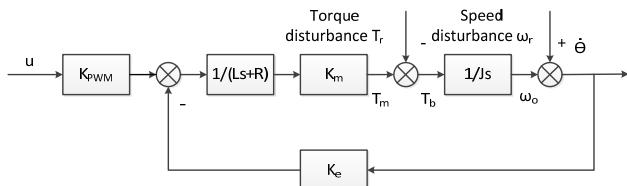


图7 稳定平台等效扰动

Fig.7 Stable platform equivalent disturbance

对稳定平台进行 5° 、1Hz载体扰动下稳定精度仿真,响应曲线如图8所示。其稳定精度统计值为0.0042 mrad (RMS),满足可见光瞬时视场为0.005 mrad,红外瞬时视场为0.017 mrad对稳定平台提出的稳像性能要求。

3 结论

机载光电成像广域侦察监视系统因其具有良好的宽覆盖、高分辨率及动态实时性等特性,已成情报侦察监视的重要手段,成为世界各国重点发展的航空侦察装备,也是近几年国内发展的重点技术。通过对国外相关产品的技术分析,设计出了可见光与中波红外共口径的广域搜索光电侦察系统,并通过覆盖范围、侦察距离、像移补偿能力和稳定精度的分析,能够保证可见光和红外图像清晰成像的要求,显示了设计的实用性和先进性,可以为国内相关设备的设计研发提供相应的参考。

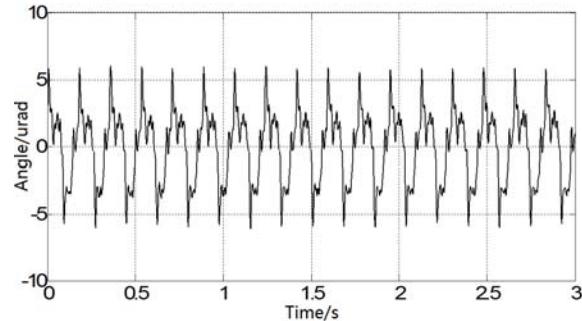


图8 响应曲线 Fig.8 Response curve

参考文献:

- [1] Mrinal Iyengar, Davis Lange. The Goodrich 3rd generation DB-110 system: operational on tactical and unmanned aircraft[C]//Proc. SPIE, 2006, 6209: 1-14.
- [2] Sementelli A R G. EO/IR dual-band reconnaissance system DB110[J]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 1995: 222-231.
- [3] 张春晓, 林招荣, 姚毅刚, 等. 被动成像广域空中监视系统综述[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(1): 37-45.
- [4] ZHANG Chunxiao, LIN Zhaorong, YAO Gangyi, et al. Overview of Passive Imaging Wide Area Airborne Surveillance[J]. Opto-Electronic Engineering, 2014, 35(1): 37-45.
- [5] 匡海鹏, 王德江, 孙崇尚. 航空相机扫描像移片上补偿技术[J]. 激光与红外, 2015, 45(4): 415-421.
- [6] KUANG Haipeng, WANG Dejiang, SUN Chongshang. On-chip Compensation Technology fo Scanning Image Motion of Integrated Reconnaissance and Attack Aerial Camera[J]. Laser & Infrared, 2015, 45(4): 415-421.
- [7] 张德新, 马广富, 曲国志. 某型航侦 CCD 相机姿态扰动像移计算[J]. 光电工程, 2010, 37(3): 29-33.
- [8] ZHANG Dexin, MA Guangfu, QU Guozhi. Calculating Attitude Disturbance Image Motion of One Aerial Reconnaissance CCD Camera[J]. Opto-Electronic Engineering, 2010, 37(3): 29-33.
- [9] 马广富, 张德新, 姜肖楠. 某型航侦 CCD 相机图像重叠率波动分析[J]. 光电工程, 2010, 37(6): 113-118.
- [10] MA Guangfu, WANG Dexin, JIANG Xiaonan. Fluctuation Analysis of One Aerial Reconnaissance CCD Camera Image Overlap Rate[J]. Opto-Electronic Engineering, 2010, 37(6): 113-118.
- [11] 张玉欣, 刘宇, 葛文奇. 像移补偿技术的发展与展望[J]. 中国光学与应用光学, 2010, 3(2): 113-116.
- [12] ZHANG Yuxin, LIU Yu, GE Wenqi. Development and Prospect of Image Motion Compensation Technology[J]. Chinese Journal of Optics and Applied Optics, 2010, 3(2):113-116.
- [13] 姜博. 大惯量高精度扫描控制及同步像移补偿技术的研究[D]. 上海: 中国科学院上海技术物理所, 2014.
- [14] JIANG Bo. The Research of Large Inertia and High Precision Scanning Control and Synchronal Image Motion Compensation Technology[D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Science, 2014.
- [15] 杨风暴. 红外物理与技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2014.
- [16] YANG Fengbao. Infrared Physics and Technology[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2014.
- [17] 白廷柱, 金伟其. 光电成像原理与技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [18] BAI Tingzhu, JIN Weiqi. Principle and Technology of Photoelectric Imaging[M] Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015.