

·测试、试验与仿真·

红外测量技术在试验试飞中的应用分析

石治国,施冬磊,郝云鹏

(92853部队,辽宁 兴城 125106)

摘要:阐述了红外测量技术的优点及其在试验试飞任务中的主要应用,简要介绍了红外成像系统的工作原理;分析了飞行器红外辐射的温度特性和光谱特性,针对飞行器的红外辐射特性,提出了红外测量在试验试飞任务中应选用的测量波段;通过理论计算,分析和估算了红外测量系统的作用距离和测量精度等技术指标;结合工作实际,提出了红外测量技术在试验试飞应用中应注意的问题。

关键词:红外测量;试验试飞;测量精度

中图分类号:TN216

文献标识码:A

文章编号:1673-1255(2016)-04-060-06

Application Analysis of Infrared Measurement Technology in Experiment Flight

SHI Zhi-guo, SHI Dong-lei, HAO Yun-peng

(92853 Army Unit of the PLA, Xingcheng 125106, China)

Abstract: The advantages of infrared measurement technology and its main application in experiment flight mission are introduced. The operation principle of the infrared imaging system is introduced briefly. The temperature and spectral characteristics of the infrared radiation of the aircraft are analyzed. Based on the infrared radiation characteristics of the aircraft, the measuring band of the infrared measurement in experiment flight tasks is proposed. Through theoretical calculation, the technology characteristics such as operation distance and measurement precision of the infrared measurement system are analyzed and estimated. Combining with working practice, the application problem of infrared measurement technology in experiment flight is proposed.

Key words: infrared measurement; experiment flight; measurement precision

红外测量技术是一种波长转换技术,即把红外辐射能转换为可见光的技术,是利用场景自身及各组成部分红外辐射的差异来获得目标图像,从而克服了主动红外夜视容易自我暴露的缺点,弥补了被动微光夜视完全依赖于环境自然夜光和无光不能成像的不足。这使得红外测量技术环境适应性优于可见光,能在夜间和恶劣气候条件24 h工作。因此,红外测量是全被动式的,比雷达和激光探测安全保密性强,不易被对方发现和干扰,具有“全被动”和“全天候”的优点^[1]。在试验试飞任务中,利用红外测量的上述优点可以在天气较差及夜间获取飞行目标的空间位置信息和图像信息,实现对飞行

器起飞、着陆及中近程的航迹、速度和姿态的高精度测量,便于指挥员的实时决策。

1 红外成像系统工作原理

自然界中的一切物体,只要它的温度高于绝对零度,总是在不断地发射辐射能。因此,从原理上讲,只要能收集并探测这些辐射能,就可以通过重新排列来自探测器的信号,形成与景物辐射分布相对应的热图像。这种热图像再现了景物各部分的辐射起伏,因而能显示出景物的特征。这就是热成像的物理原理。

目前红外成像系统可分为两种类型:光机扫描型和非扫描型(凝视型)红外成像系统。非扫描型(凝视型)红外成像系统利用多元探测器面阵,使探测器中的每个单元与景物的一个微面元对应,因此可取消光机扫描。光机扫描型红外成像系统是借助光机扫描器使单元探测器依次扫过景物的各部分,形成景物的二维图像。在光机扫描红外成像系统中,探测器把接收的辐射信号转换成电信号,可通过隔直流电路把背景辐射从目标信号中消除,从而获得对比度良好的热图像。

如图1所示,整个热成像系统包括四个组成部分:光学系统、红外探测器系统、电子信号处理系统和显示系统。热成像系统工作原理如图2。

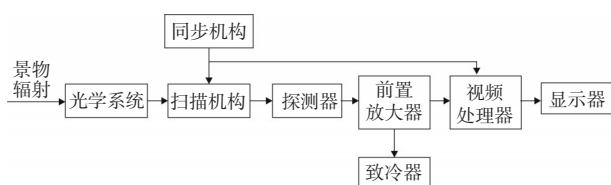


图1 热成像系统组成方框图

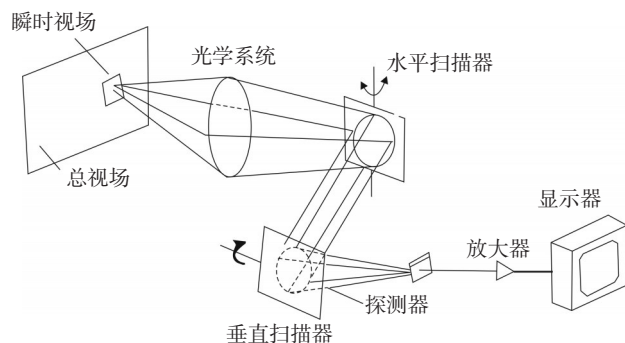


图2 热成像系统工作原理

光学系统将景物发射的红外辐射收集起来,经过光谱滤波之后,将景物的辐射功率分布会聚到光学系统焦面上,即探测器光敏面上。光机扫描器包括两个扫描镜组,一个作垂直扫描,一个作水平扫描。扫描器位于聚焦光学系统和探测器之间。当扫描器工作时,从景物到达探测器的光束随之移动,在物空间扫出像电视一样的光栅。

当扫描器以电视光栅形式将探测器扫过景物时,探测器逐点接收景物的辐射并转换成相应的电信号。或者说,当光机扫描器构成的景物图像扫过探测器时,探测器依次把景物各部分的红外辐射转换成电信号,经过视频处理的信号,在同步扫描的

显示器上显示出景物的热图像^[2]。

2 飞行器红外辐射特性分析

2.1 飞行器红外辐射温度特性

各种类型的飞行器,其主要红外辐射包括发动机壳体及其尾喷管的辐射,尾焰(排出的燃烧废气)辐射,以及高速飞行时的蒙皮辐射^[3]。但不同类型的飞行器,辐射的强度和分布具有很大差别。螺旋桨飞机发动机外壳温度较低(80~100℃),发射率(0.2~0.45)和辐射功率也较小。因飞机的型式和发动机配置的不同,发动机外壳可在前半球或后半球、向上或向下方向辐射。排出的废气中主要是水蒸气和二氧化碳,也有大量未完全燃烧的温度达1 000~1 100℃的微小固体颗粒,故废气辐射为近似连续的辐射光谱。螺旋桨飞机的排气管温度在接近集气管部分为650~800℃,随着接近排气口降到250~350℃,表面发射率可达0.8~0.9。这类飞机的总辐射中,废气和发动机外壳的辐射约占35%~45%,其余部分则是排气管的辐射^[4]。

喷气飞机的辐射主要来源于高温的发动机喷口(尾喷口)、发动机喷出的高温燃气流(尾焰)以及飞行时飞行器表面蒙皮与空气摩擦产生的气动波。但依发动机的类型、飞行速度和有无加力燃烧等因素的变化而变化。任何一个在大气中高速运动的物体都会变热。飞行器表面气动热的产生与目标运动速度有很大关系,蒙皮温度 T 与飞行马赫数 M 有如下经验公式

$$T_s = T_0 \times (1 + 0.164M^2) \quad (1)$$

其中, T_0 为大气温度。当飞行马赫数不大时,蒙皮温度较低^[5]。高空环境温度263 K,12 km以上的同温层温度为216.7 K,当飞机航速为2~3 M(马赫数)时,蒙皮的平衡温度为427~580 K。蒙皮是飞机前半球的主要红外辐射源。且随着飞行速度的增加,蒙皮辐射在飞机的总辐射中所占的比例不断增加。这类飞行器的另一个主要红外辐射源是发动机的尾喷气体。其中,因尾喷管实际上是被排出的废气加热的圆柱形腔体,可把它看作腔型黑体辐射源,有效发射率约为0.9,辐射面积等于排气喷嘴面积,辐射温度等于排出气体的温度(400~700℃)。排出的尾焰中主要是水蒸气和二氧化碳。尾焰辐射与排出气体的温度及数量有关。当

无加力燃烧时,尾喷管的辐射远大于尾焰辐射,但在有加力燃烧时,尾焰将成为主要辐射源。涡轮喷气发动机,在长时间飞行情况下,排出气体温度最大值为773~873 K;低速飞行时,可降到623~673 K。

火箭和导弹的飞行速度远远超过音速,因而是功率更强的红外辐射源。它们的辐射主要来自发动机工作时热排气喷管,火箭发动机排出气体温度计算值是1 940 K。火箭排出气体的光谱测量和2 000 K 黑体吻合。由于尾焰的温度高、尺寸大,因此就成为了火箭发动机的主要红外辐射源。再入地球大气层的空间飞行器,将巨大的动能转变成热能,产生2 273 K 或更高的表面温度。

2.2 飞行器红外辐射光谱特性

根据维恩位移定律 $\lambda T = 2 897(\mu\text{mk})$, 对应温度不同的目标其辐射峰值波长也不一样^[6-7]。尾喷口的红外辐射主要集中在1~3 μm 波段。由于尾喷口面积小,迎面探测很容易被飞行器机身完全遮挡,只能从尾部或侧面探测,而不能进行全向红外探测,所以采用1~3 μm 波段探测飞行器尾喷口的方法已逐步淘汰。

尾焰具有高温气体分子的特征辐射谱线,其红外辐射集中在3~5 μm 波段,主要为2.7 μm 处的 H_2O 分子和4.3 μm 处的 CO_2 分子的辐射谱线,尤以4.3 μm 外的红外辐射为最强。

飞行器的蒙皮辐射在不同波段具有不同的作用,装有喷气发动机驱动旋翼的直升机,其蒙皮辐射在全机辐射中所占比重在3~5 μm 和8~13 μm 两个波段分别为12.36%和86.8%。在8~13 μm 的比重之所以这样高有下面几个原因,一是蒙皮(以其温度为300 K为例)辐射的峰值波长约为10 μm ,正好处在8~13 μm 波段内;二是此波段的宽度大,因此,在8~13 μm 内的黑体辐射要比3~5 μm 的高30倍左右;三是蒙皮面积非常大,它的辐射面积要比喷口面积大许多倍。由此三个因素,蒙皮辐射在8~13 μm 波段内具有极重要的地位^[8]。同时当飞行马赫数不大时,蒙皮温度较低,可以认为目标气动热的红外辐射主要在8~13 μm 波段;当飞行马赫数较大时,蒙皮温度可达上百度,它在3~5 μm 波段的红外辐射则不可忽视。

另一个不可忽视的情况是,随着隐身技术的发展,越来越多的目标采用了红外隐身措施,如涂覆

隐身涂料、降低喷焰温度、改变喷口形状等。经过一系列红外隐身措施后,目标的红外辐射强度将大幅度地下降,给探测飞行目标带来了一定困难。其中红外隐身涂料主要是针对8~13 μm 波段,而降低喷焰温度、改变喷口形状这两种隐身措施主要针对3~5 μm 波段。这些隐身措施的采取可以极大的降低热成像系统的作用距离。

针对飞行器自身红外辐射温度特性和光谱特性的特点,在试验试飞任务中,红外测量系统采用长波红外8~13 μm 和中波红外3~5 μm 完成对飞行目标起飞、着陆及中近程航迹、速度的高精度测量。

3 红外测量系统作用距离分析估算

3.1 红外测量系统对目标的探测应满足如下条件

- (1)大气水平能见度大于20 km,大气抖动小于2";
- (2)太阳高角大于15°,目标和太阳夹角大于45°;
- (3)通光孔径 $\Phi 150$ mm;
- (4)目标为飞机,计算时假定目标迎头(尾喷口)直径为40 cm;
- (5)(长波红外)蒙皮气动加热,按400 K计算;
- (6)(中波红外)尾焰,按700 K计算。

3.2 红外测量系统作用距离分析估算

红外系统的作用距离和多方面因素有关^[9],如目标特性(飞行速度、高度、方向、截面积)、背景辐射强度、大气吸收、散射、光学系统效率、相对孔径、探测器温度灵敏度、探测率、信号带宽等都是作用距离的影响因素。

在考虑背景辐射影响的情况下,对于目标为点源的最大作用距离公式如下

$$R_{\max} = \sqrt{\frac{D^* A_0 \tau_0 \tau_a I \lambda}{N(A_d \Delta f)^{1/2} \frac{V_s}{V_N}}} \quad (2)$$

式中, R_{\max} 为最大作用距离; D^* 是探测器辐射探测率,考虑使用期内的衰减,中波探测器取 $D^* = 1 \times 10^{11} \text{ cm} \cdot \text{w}^{-1} \cdot \text{Hz}^{\frac{1}{2}}$; 长波探测器取 $D^* = 5 \times 10^{10} \text{ cm} \cdot \text{w}^{-1} \cdot \text{Hz}^{\frac{1}{2}}$; A_0 为红外镜头入瞳面积, $A_0 = \frac{\pi}{4} \times D_0^2 (1 - K_r^2) = \frac{\pi}{4} \times 15^2 = 176 \text{ cm}^2$; τ_0 是红外镜

头光学透过率, $\tau_0=0.45$; τ_a 是大气透过率;在能见度大于 20 km、海洋气候作用距离 50 km、观测仰角 10° 条件下, $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段, $\tau_a=0.05$;在能见度大于 20 km、海洋气候作用距离 50 km、观测仰角 10° 条件下, $8\sim 13\ \mu\text{m}$ 波段, $\tau_a=0.15$; I_λ 为点源目标在波段 $\lambda_1\sim\lambda_2$ 之间的辐射强度, $I_\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_\lambda d\lambda = \varepsilon \cdot M_{\lambda_1-\lambda_2} \cdot A_T \cdot \frac{\cos\alpha}{\pi}$, ε 为半球发射率, $\varepsilon=0.9$; $M_{\lambda_1-\lambda_2}$ 为目标在红外成像仪波段内的黑体辐射量。

对于中波红外探测器,尾焰温度取 $T=700\ \text{K}$, 则 $M_{3-5}=0.4\ \text{W}\cdot\text{cm}^{-2}$;

对于长波红外探测器,采用蒙皮辐射,尾焰温度取 $T=400\ \text{K}$, 则 $M_{8-13}=0.042\ \text{W}\cdot\text{cm}^{-2}$;

A_d 为探测器像元面积, $A_d=0.003\times 0.003=9\times 10^{-6}\ \text{cm}^2$;

Δf 为等效噪声带宽, $\Delta f = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{1}{t_d}$, 取 $t_d=5\ \text{ms}$, $\Delta f=157$;

$\frac{V_S}{V_N}$ 为信号处理器可接收的信噪比, $\frac{V_S}{V_N}=6$;

N 为像点所占像元数, $N=4$;

A_T 为目标迎头(或喷口)面积, $A_T = \frac{\pi}{4} D_T^2 = \frac{\pi}{4} \times 40^2 = 1\ 256\ \text{cm}^2$;

α 为目标飞行方向与观测方向夹角, $\alpha=45^\circ$;

中波红外辐射强度 $I_\lambda = 0.9 \times 0.4 \times 1\ 256 \times \cos 45^\circ / \pi = 101\ \text{W}\cdot\text{sr}^{-1}$;

长波红外辐射强度 $I_\lambda = 0.9 \times 0.042 \times 1\ 256 \times \cos 45^\circ / \pi = 10.5\ \text{W}\cdot\text{sr}^{-1}$;

中波红外作用距离

$$R_{\max} = \left[\frac{1 \times 10^{11} \times 176 \times 0.5 \times 0.05 \times 101}{4 \times (9 \times 10^{-6} \times 157)^{\frac{1}{2}} \times 6} \right]^{\frac{1}{2}} = 68\ \text{km};$$

长波红外作用距离

$$R_{\max} = \left[\frac{5 \times 10^{10} \times 176 \times 0.5 \times 0.15 \times 10.5}{4 \times (9 \times 10^{-6} \times 157)^{\frac{1}{2}} \times 6} \right]^{\frac{1}{2}} = 28\ \text{km}。$$

从计算结果分析看,在上述给定条件下,红外测量系统的作用距离满足技术指标要求。

4 红外测量系统测量精度分析

红外系统测角精度主要由跟踪架、红外传感器

及动态因素误差等决定。

4.1 红外系统静态精度分析

红外系统静态精度受像元分辨力误差、跟踪点误差、信号处理误差、视轴调整误差等因素影响。视轴调整误差可修正不予考虑。

系统像元数 320×256 、像元尺寸 $30\ \mu\text{m} \times 30\ \mu\text{m}$, 当 $f=300\ \text{mm}$ 时,像元分辨力: $\delta = \frac{30 \times 10^{-3}}{300} \times \frac{360}{2\pi} \times 60 \times 60 = 20.63''$ 。

像元分辨力误差: $\sigma_{m1} = \delta / \sqrt{3} = 11.91''$ 。

跟踪点误差:理想的情况是一次任务自始至终对目标的同一点跟踪测量,否则产生误差。由于观测角度、光照条件、大气透过率等影响,导致目标像的大小、形状变化,在目标距离远、尾追或迎头跟踪情况下,对导弹目标,这种情况误差不大;如果目标姿态为弹体或跟踪目标的动力段,跟踪点很难稳定,这种情况下误差比较大。红外电视按 $\sigma_{m2} = \delta / \sqrt{3} = 8''$ 估计。

信号处理误差: $\sigma_{m3} = 5.95''$ (按半个像元分辨力误差计算), 则 $\sigma_m = (\sigma_{m1}^2 + \sigma_{m2}^2 + \sigma_{m3}^2)^{1/2} = 15.53''$

4.2 红外系统动态精度分析

动态精度受目标运动、视轴晃动及静态误差等因素影响,分析见表1。其中目标运动误差为静态误差的40%。

表1 动态测量误差 单位:(")

| 静态误差 $/\sigma_m$ | 目标运动误差 $/\sigma_{d1}$ | 视轴晃动误差 $/\sigma_{d2}$ | 动态误差 $/\sigma_d$ |
|---------------------|--------------------------|--------------------------|---------------------|
| 15.53 | 6.22 | 8.93 | 18.96 |

4.3 跟踪架综合测角误差分析

跟踪架按俯仰角 65° 时轴系的综合误差来分析。跟踪架综合测角误差见表2。

从以上计算可以看出,红外测量系统满足实时测角误差 $30''$ 要求。

4.4 事后判读测角均方根误差分析

事后测角误差应去除跟踪点误差以及跟踪架的单项误差(编码器误差除外),红外事后动态测角均方根误差见表3。

表2 跟踪架综合测量误差 $E=65^\circ$ 单位:(")

| 误差源 | 误差值 | | 方位角误差 | | | 俯仰角误差 | | |
|--------------|-------------|-------|---------------------|-------|------|--------------|-------|------|
| | 系统 | 随机 | 转换关系 | 系统 | 随机 | 转换关系 | 系统 | 随机 |
| 竖轴差 | 2.0 | 0.25 | $1/\sqrt{2} \tan E$ | 3.03 | 0.37 | $1/\sqrt{2}$ | 1.41 | 0.18 |
| 横轴差 | 2.0 | 0.3 | $\tan E$ | 4.29 | 0.65 | 0 | 0 | 0 |
| 零位差 | 2.0 | 0.3 | 0 | 0 | 0 | 1 | 2.0 | 0.3 |
| 照准差 | 2.0 | 0.3 | $\sec E$ | 4.73 | 0.71 | 0 | 0 | 0 |
| 编码器误差 | 1.5 | 0.5 | 1 | 1.5 | 0.5 | 1 | 1.5 | 0.5 |
| 跟踪架 测量角误差 | 静态误差 | 5.05 | 0.83 | 7.22 | 1.14 | | 2.87 | 0.61 |
| | 动态增量(60%静态) | | | 4.33 | 0.69 | | 1.72 | 0.37 |
| | 动态误差 | | | 8.42 | 1.33 | | 3.35 | 0.71 |
| | 动态水平投影误差 | | | 8.52 | | | 3.42 | |
| | | | 动态指向误差 | 3.61 | | | 3.42 | |
| 红外测量误差 | 动态 | 18.96 | 指向 | 19.30 | | | 19.27 | |

表3 红外事后判读测量误差分析 $E=65^\circ$ 单位:(")

| 事后判读测角误差 | 方位误差 | 俯仰误差 |
|----------|-------|------|
| | 17.08 | 17 |

从以上计算可以看出,红外测量系统的方位角和俯仰角事后测量均方根误差小于 $20''$ 。

5 使用红外测量系统应注意的问题

5.1 窗口保护玻璃的选取

为保护光学系统不受水汽、盐雾的侵蚀和防尘要求,在镜头前端应加装窗口保护玻璃。由于光学窗口也参与成像,除了要求它具有物理、机械性能、化学稳定性外,还要有足够好的透过率和光学质量。

在红外 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段,可作为窗口材料的有氟化镁、尖晶石、锗和硅等,它们从物理机械性能、耐腐蚀方面均能满足要求。从透过率看,前两种材料的吸收系数^[10]为 $0.2\sim 0.4/\text{cm}$,而硅的吸收系数约为 $0.01/\text{cm}$,硅的内透过率高得多,为确保整个系统的透过率,宜采用硅平板保护窗,且镀硬质减反膜,可达到90%以上的透过率。硅窗口线膨胀系数小($\alpha=2.56$),且导热性能好(导热系数 $\lambda=163.3\text{ W/m}\cdot\text{k}$),从而热稳定性较理想。

为保证镜筒干燥和密封,一般应在镜筒内充干燥氮气。考虑到不破坏镜片和探测器,密封窗口内外压差不应超过0.2大气压。

5.2 红外热像仪输出时延及传输

红外热像仪的图像一般分数字和模拟两路输出,经导电环传送至机下进行视频图像处理。

目前,常用红外热像仪模拟通道输出的时延较大,有的时延甚至达 150 ms 左右,即使采取数据外推,也很难保证设备的跟踪精度和测量精度。

采用数字通道输出图像,时延会较,但要考虑导电环的路数和带宽。若采用 640×512 的红外CCD,14位输出时,每帧图像的数据量为 4.59 Mb ,对数据传输带宽要求较高。如果数据传输速度与导电环带宽不匹配,将会引起信号波形失真,甚至无法传输。

图像传输的时延要进行精确的测试,然后对脱靶量数据作外推处理,以满足跟踪和测量精度的要求。

6 结论

随着红外技术的发展,红外测量技术用于试验试飞任务中对飞行目标的跟踪测量已是光学测量的发展趋势。目前, 320×256 像元的红外焦平面器件已较普通, 640×512 、 1024×1024 像元大面阵的红外器件已出现,部分已经实际应用。相信通过国内光电科研院所的共同努力,红外成像技术会更加成功地应用于试验试飞中,基地的测控能力定会跃上一个新台阶。

参考文献

- [1] 谭显裕. 微光夜视和红外成像技术的发展及军用前景[J]. 航空兵器, 2001(3): 29-34.
- [2] 何丽. 走进新世纪的红外热成像技术[J]. 激光与光电子学进展, 2002, 39(12): 48-51.
- [3] 毛峡, 胡海勇, 黄康, 等. 飞机红外辐射及大气透过率计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 228-1272.
- [4] 陈衡. 红外物理学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985: 100-102.
- [5] 李奇, 林衍庆. 新型红外探测技术的研究[J]. 自动驾驶

- 仪与红外技术, 2003(3): 2-8.
- [6] 高昕, 李建安. 应用于弹丸跟踪测量的红外器件工作波段选择[J]. 测试技术学报, 2002, 16(3): 192-195.
- [7] 李颖杰, 吕相银. 空间目标的红外辐射理论计算[J]. 红外, 2010, 31(2): 39-43.
- [8] 徐南荣, 瞿荣贞. 飞行器的红外特性[J]. 红外与激光工程, 1999, 28(1): 8-14.
- [9] 余常斌, 杨坤涛, 姜宏滨. 红外成像系统作用距离等效折算方法[J]. 光学与光电技术, 2003, 1(3): 53-55.
- [10] 郑贤利, 王俊霖. 镍合金对 γ 射线吸收系数的测量与分析[J]. 核电子学与探测技术, 2013, 33(1): 62-64.

(上接第26页)

统,并分别采用同步和异步两种控制方式进行对比研究,从输出视频稳定性讨论了异步控制方式给系统带来的误差。结果表明,采用异步控制方式在高重频系统中能够成功消除盲区限制,在低重频系统中会产生输出视频灰度抖动,从而影响成像效果。

参考文献

- [1] 韩宏伟, 张晓晖, 葛卫龙. 水下激光距离选通成像系统的模型与极限探测性能研究[J]. 中国激光, 2011, 38(1): 0109001-1-0109001-7.
- [2] 曹峰梅, 金伟其, 黄有为, 等. 水下光电成像技术与装备研究进展(上)—水下激光距离选通技术[J]. 红外技术, 2011, 33(2): 63-69.
- [3] Fournier G R, D.Bonnier, Forand L, et al. Lucie Rovmounted laser imaging system[C]//Proc. SPIE, 1992, 1750: 443-452.

- [4] Swartz B A. Laser range gated underwater imaging advances[C]// Proc. IEEE, 1994, 2: 722-727.
- [5] Andersson A. Range Gated Viewing with Underwater Camera[D]. Sweden: Linköping University, 2005.
- [6] Weidemann A, Fournier G R, Forand L, et al. In harbor underwater threat detection identification using active imaging[C]//Proc. SPIE, 2005, 5780: 59-70.
- [7] 黄有为, 王霞, 金伟其, 等. 水下激光距离选通成像与脉冲展宽的时序模型[J]. 光学学报, 2010, 30(11): 3177-3183.
- [8] 戴路, 张晓晖. 脉冲计数可调式高重频水下距离选通成像系统[J]. 海军工程大学学报, 2014, 26(4): 78-82.
- [9] 杨述斌, 彭复员. 激光水下距离选通成像门控实验研究[J]. 激光杂志, 2010, 31(3): 10-11.
- [10] 钟炜, 张晓晖. 水下高重频距离选通成像雷达同步控制器设计[J]. 海军工程大学学报, 2016, 28(3): 55-59.

(上接第49页)

- [2] 于颖, 聂生东. 医学图像配准技术及其研究进展[J]. 中国医学物理学杂志, 2009, 26(6), 1485-1489.
- [3] Pluim J P W, Maintz J B A, Viergever M A. Mutual-information-based registration of medical images: a survey[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2003, 22(8): 986-1004.
- [4] Maes F, Collignon A, Vandermeulen D. Multimodality image registration by maximization of mutual information[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 1997, 16(2): 187-198.
- [5] 张峻豪, 孙焱, 詹维伟. 基于加权互信息的多模图像配

- 准算法[J]. 计算机工程, 2012, 38(16), 207-211.
- [6] Viola P, Wells W M. Alignment by maximization of mutual information[J]. International Journal of Computer Vision, 1997, 24: 137-154.
- [7] Studholme C, Hill D L G, Hawkes D J. An overlap invariant entropy measure of 3D medical image alignment[J]. Pattern Recognition, 1999, 32(1): 71-86.
- [8] Pluim J P W, Maintz J B A, Viergever M A. Image registration by maximization of combined mutual information and gradient information. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2000, 19(8): 809-814.