

doi: 10.7690/bgzdh.2015.02.006

轰炸光电瞄准载机系统交联改造

王昊鹏^{1,2}, 刘泽乾²

(1. 海军航空工程学院武器系统与运用工程系, 山东 烟台 264000; 2. 空军航空大学作战指挥系, 长春 130022)

摘要: 针对我军现役主战轰炸机配备的轰瞄设备在夜间及复杂气象条件下无法观测目标的问题, 对载机系统进行交联改造。依据改造任务和要求分析实现改造所需的条件, 通过前舱执行单元、投弹控制机构、光电转塔操控杆和显控系统等方面对载机系统进行交联改造。结果表明: 该方法能实现数据的正常“流通”, 确定在目标视频图像上瞄准十字光标的动态绘制算法, 为实现我军主战轰炸机配备光电瞄准系统打下基础。

关键词: 光电瞄准; 交联改造; 载机系统; 轰炸瞄准

中图分类号: TJ02 **文献标志码:** A

Cross-Linking Improvement of Containing Plane on Bombing Electro-Optic Targeting System

Wang Haopeng^{1,2}, Liu Zeqian²

(1. Department of Weapon Systems & Utilization Engineering, Naval Aviation Engineering Institute, Yantai 264000, China;

2. Department of Campaign & Command, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Abstract: For solving the problem that bombing targeting equipment equipped with our bombers can't target at night and complex weather conditions, cross-linking improvement of containing aircraft system was done. Analysis based on task and demand conditions necessary to achieve reform, through the front execution unit, bombing control mechanism, electro-optic turret control rod and display control system of containing aircraft system for cross-linking improvement. Results show that the method can implement the normal "flow" of the data, identify dynamic rendering algorithms of targeting cross cursor on targets video image, lays the foundation to our bombers for equipping with electro-optic targeting system.

Keywords: electro-optic targeting; cross-linking improvement; containing aircraft system; bombing targeting

0 引言

光电瞄准系统正在取代传统型光学瞄准系统, 成为实现全天候精确轰炸的新一代瞄准系统。而我国光电瞄准技术起步较晚, 尤其在轰炸作战领域的应用, 现役主战轰炸机均未配备光电瞄准系统, 其轰瞄设备为 HM-I 和 HM-III 型纯光学目视老设备。HM-I、HM-III 基本上属于二战时期的产品, 技术落后、重量大、操作繁琐, 显然已经无法满足当今信息化作战要求, 主要是表现在目标截获难、轰炸精度低和载机生产能力弱 3 个方面。为现役主战轰炸机加装光电瞄准系统, 对于提高飞机夜间训练、作战能力具有一定的理论及实践指导意义, 能够为充分发挥常规航空炸弹及激光制导炸弹作战性能打下坚实基础^[1-3]。

光电瞄准系统与光学瞄准系统在操控方式、瞄准诸元解算方面存在较大不同。加装光电瞄准系统并不是简单地替换光学瞄准系统, 需要对载机系统

进行一定程度的交联改造。

采用光学瞄准具瞄准时, 轰炸瞄准设备将领航员调节瞄准具的机械操作信号转换为一定幅值的交流信号(400 Hz), 作为自动驾驶仪的输入信号控制载机飞行, 此时载机的位置实际上由领航员控制, 投弹时, 领航员手动发出投弹信号, 电动投弹器接收投弹信号完成开舱投弹^[4-6]。

相比之下, 使用光电瞄准系统自动搜索目标时, 借助数字图像处理技术, 系统能够对目标进行自动锁定、跟踪; 手动搜索目标时, 领航员操控光电转塔俯仰动作, 系统结合载机飞行参数和光电探测设备获得的目标位置来解算瞄准诸元, 输出 TTL 数字量“倾斜”、“航向”信号, 满足投弹条件时, 自动输出投弹信号^[5-9]。

在领航员一端, 瞄准过程表现为前舱显示器上瞄准十字光标压住目标点的瞄准过程。轰炸瞄准中, 红外及可见光摄像机输出视频图像到前舱显示器。而红外或可见光摄像机安装在光电转塔上, 随转塔

收稿日期: 2014-08-25; 修回日期: 2014-09-24

基金项目: 军队重点科研项目(KJ05138)

作者简介: 王昊鹏(1987—), 男, 辽宁人, 在读博士, 从事武器系统建模与仿真方面的研究。

一起转动，所以显示器上的视频图像可能来自光电转塔视野内的任意一个方向，需要动态绘制瞄准十字光标，以直观显示载机、爆炸线及爆炸点与视频图像内目标的相对位置关系。瞄准十字光标能够直观反映瞄准过程，是手动搜索、瞄准目标中的重要参考，绘制瞄准十字光标中，要合理选择坐标系，确定十字光标端点坐标，以方便显控系统软件升级改造。

1 总体实现方案

载机交联改造的实质其实就是解决遂行轰炸任务时，光电瞄准系统的输入和输出问题：

1) 输入。

由载机输入到光电瞄准系统的数据。主要包括光电转塔的操控信号、领航员对轰炸任务的基本设定以及载机航行参数；

2) 输出。

光电瞄准系统输出到载机的数据。主要包括瞄准过程信息、飞控指令、预告与投弹指令。输出不仅仅是数据通道的构架，还包括对数据处理和执行过程，包括根据瞄准过程信息动态绘制瞄准十字光标，机载设备对飞控指令、预告与投弹指令的执行。

改造要求包括：

- 1) 对载机系统的改造要尽可能小，不能影响载机其他功能模块正常工作；
- 2) 改造周期要尽可能短；
- 3) 瞄准十字光标绘制时间复杂度小，能快速、直观反映其与目标的位置关系。

针对改造任务和要求，结合轰炸机结构特点，光电瞄准系统输入输出改造实现见表 1。

表 1 改造实现

数据流向	数据	改造实现
输入	光电转塔的操控信号	前舱增添操控杆
	轰炸任务的基本设定	控制箱与显控系统交联
	载机航行参数	控制箱与显控系统交联
输出	瞄准十字光标绘制	控制箱与显控系统交联
	飞控指令	前舱增加执行单元，改造自动驾驶仪
	预告指令	前舱增加执行单元
	投弹指令	前舱增加执行单元，改造电动投弹器

概括表 1 内容，改造主要有如下 3 处：

- 1) 前舱增加光电转塔操控杆，控制光电转塔工作(主要是运动控制)。
- 2) 前舱增加执行单元，将主控计算机输出的 TTL 电平转换为自动驾驶仪和电动投弹器输入控制信号。执行单元安置在载机上，可以提高瞄准系统通用性。

3) 将主控计算机作为 RT 挂载在载机外挂物总线上，通过 1553B 总线与显控系统通信，获取载机参数。显控系统是火控系统的控制核心，是载机火控 1553B 总线的 BC，将主控计算机作为 RT 挂载在载机火控总线上是容易实现的。

改造后，光电瞄准系统作为载机火控系统的一部分，以载机为工作平台遂行瞄准任务，如图 1。

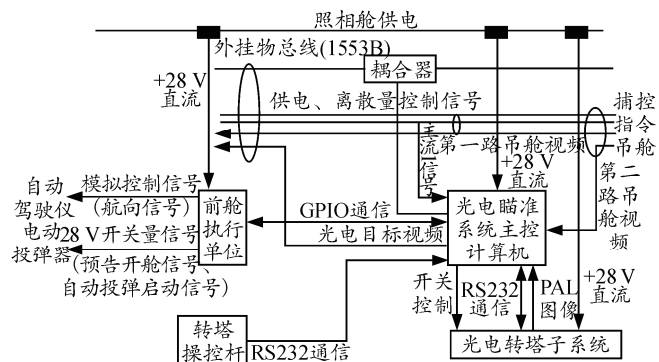


图 1 新增设备交联关系

图 1 中，光电瞄准系统与捕控指令吊舱共享第二路视频信号，按需通过开关切换。光电转塔加装在照相舱内，半埋于机身内。航行弹舱空间大，结构也简单，方便加装光电转塔，但航行弹舱位于前起落架之后，无法进行地面零位校准。确定了系统交联改造总体方案后，以下将对部分的具体实现展开研究。

2 前舱执行单元

前舱执行单元实质就是一个适配电路，根据主控计算机输出的 TTL 电平，对应输出为自动驾驶仪和电动投弹器的控制信号。

2.1 功能需求

电动投弹器功能是产生有准确时间间隔的脉冲电流，操纵炸弹架上的传动机构调节能输送 1~80 次脉冲电流，其时间间隔在 0.04~10.00 s 范围内分为 24 级。

我军主战轰炸机采用的是比例式自动驾驶仪，其舵面偏转角度与输入控制信号(0~1.26 V/400 Hz 的正弦信号)幅值成正比^[10-11]。使用光学瞄准具轰炸瞄准时，输入控制信号为领航员转动瞄准具角度，飞机转角与瞄准具转角比例为 1:6.63^[12]。转角方向由控制正弦信号的初始相位决定，初始相位为 0 时，转角为正；为 π 时，转角为负。HM-III 观测线倾斜角 Δv 范围为 $\pm 6.83^\circ$ ，如果解算出当前航向角差值为 $-\Delta v$ ，则对应控制信号 V 应为

$$V = \frac{\Delta v \times 1.26}{6.63 \times 6.83} \sin(t + \pi) = 0.0278 \Delta v \sin(t + \pi), t \geq 0 \quad (1)$$

综合以上分析，前舱执行单元需要实现具体功能为：

- 1) 将主控计算机输出的 TTL 投弹脉冲放大为 28 V，满足预告、投弹信号需求；
- 2) 按照解算出的观测线倾斜角大小和方向，对应输出正弦形式的飞控信号。

2.2 设计实现

整个前舱执行单元结构如图 2 所示。前舱执行单元包括电源、通信和执行 3 大模块。在执行模块中，28 V 的预告、投弹信号通过电平转换比较容易实现，自动驾驶仪所需的 0~1.26 V/400 Hz 的正弦信号需要由数字-自整角机芯片实现，是整个前舱执行单元设计的重点。

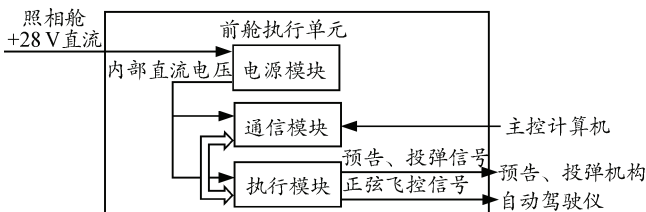


图 2 前舱执行单元电路

自整角芯片主要由 2 片精度为 14 位的数字-自整角机转换芯片 ZDSC1754 和 8 片 74573 数据锁存器组成，采集和输出的分辨率都为 1.318 395 千分，数字-自整角机转换器的阶跃响应为 50 μs，比例偏差系数±0.1%。数字-自整角机转换时，数字全角量和参考信号输入经正、余弦乘法器之后，被转换成代表角度的正、余弦信号，经功率放大器放大后，具有了负载能力，再经输出变压器隔离、升压后，变成自整角机的三线模拟信号输出。模拟输出的表达式：自整角机信号 $U_{S1-S3} = KU_{RL-RH} \sin \theta$ ， $U_{S3-S2} = KU_{RL-RH} \sin(\theta + 120^\circ)$ ， $U_{S2-S1} = KU_{RL-RH} \sin(\theta + 240^\circ)$ ，其中， U_{S1-S3} 、 U_{S3-S2} 、 U_{S2-S1} 为输出电压， θ 为输入数字角， K 为比例系数， U_{RL-RH} 为参考电压。数字-自整角机转换原理如图 3^[13]所示。

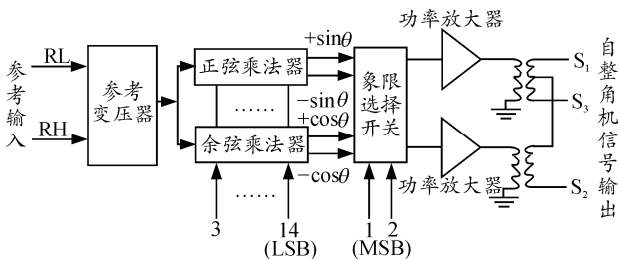


图 3 数字-自整角机转换原理

DSC 板在瞄准系统主控计算机 I/O 板卡的控制下向自动驾驶仪输出飞控信号，每个转换通道的电路如图 4 所示。为 DSC 芯片加载直流 -15 V、+15 V 和交流 115 V/400 Hz 的 RH 和 RL 参考电压后，CTRL4 和 CTRL5 控制 74 573 芯片锁存 $D_0 \sim D_{13}$ 数据线上的数据，在 S_{13} 端与 S_{33} 端输出交流 0~55 V/400 Hz 信号。

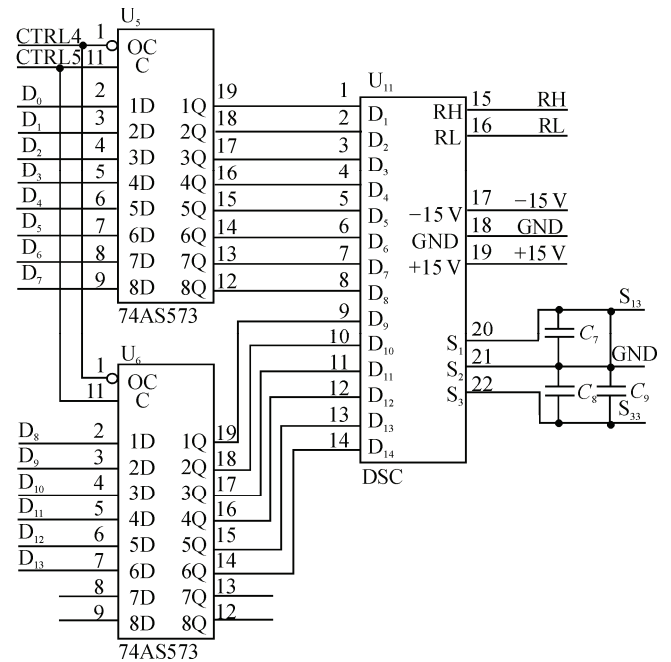


图 4 数字-自整角机转换电路

前舱执行单元确定后，主控计算机输出的 TTL 控制信号与载机对应控制信号匹配问题得到解决。然而，主控计算机与载机还是无法协调完成轰炸任务，因为载机不能直接执行前舱执行单元输出的控制指令，因此还需对载机自动驾驶仪和投弹机构进行交联改造。

3 投弹控制机构交联改造

3.1 预告投弹原理

投弹控制机构由预告机构和自动投弹机构组成，两者都位于瞄准具头部主机构上。预告机构和自动投弹机构实质上是一个信号器，用来比较瞄准角计算机所计算的瞄准角和观测角机构所测知的目标观测角。

图 5 为轰炸机上预告机构和自动投弹机构的原理电路。轰炸瞄准时，领航员转动观测角杆，当观测角接近瞄准角时，预告接触点接通，预告继电器工作，接通 2 条电路：一条是正常开放弹舱门的电路，使弹舱门自动开放；另一条是预告指示灯的电路，瞄准具头部上的绿色指示灯和雷达显示器上的

红灯都亮，通知领航员即将投弹。当观测角等于瞄准角时，自动投弹接触点接通，投弹继电器 $J_{投弹}$ 工作，起动电动投弹器，电动投弹器根据领航员选定的投弹模式，产生对应的有准确时间间隔的脉冲电，脉冲电经投弹控制盒分配传送到传动机构，传动机构受脉冲电的操控依次动作，开放炸弹架上的挂弹钩，有顺序地投下炸弹。

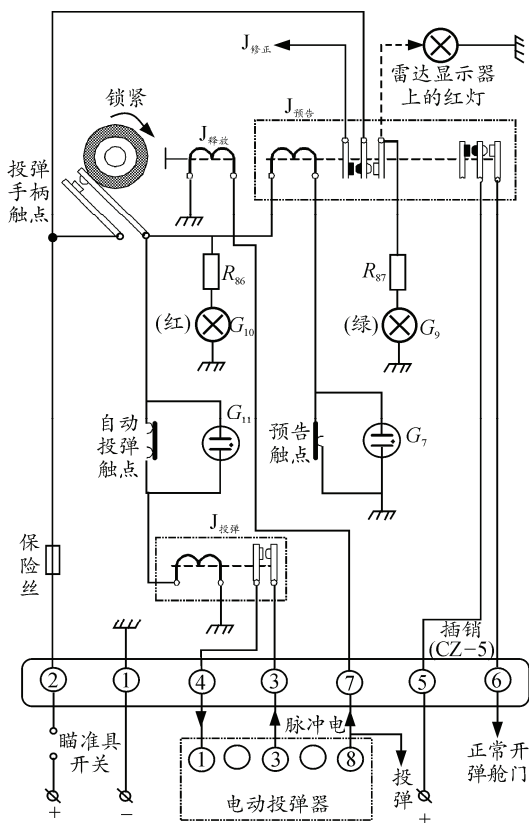


图 5 预告机构和自动投弹机构原理电路

电动投弹器输出的脉冲电，除送往炸弹架投弹外，还送到释放继电器 $J_{释放}$ ，经 $0.1\sim 0.2\text{ s}$ 延时后，预告信号和投弹信号停止，投弹继电器和预告继电器不再工作，瞄准具头部上的绿灯和红灯及雷达显示器上的红灯同时熄灭。

由以上投弹控制机构工作原理分析，可得结论：

- 1) 打开炸弹舱门由预告接触点控制；
- 2) 投弹信号发出由自动投弹接触点控制。

3.2 控制点分析

光电瞄准系统替代光学瞄准后，方向瞄准和距离瞄准由光电瞄准系统主控计算机软件控制完成，满足一定条件后，发出开舱及投弹信号。改造后，主控计算机发出的开舱及投弹信号需要能够控制预告接触点和自动投弹接触点。同时在飞机现有设备中，通过差动器齿轮机构的设计确保了“预告触点”

接通始终超前于“自动投弹触点”，从而保证了在投弹前首先打开弹舱。主控计算机发出的数字信号有可能产生错误或受到干扰造成顺序颠倒的可能，因此需要增加保护电路，确保“预告触点”不接通时，不能构成投弹回路。总结起来，投弹控制机构改造要求主要有 3 点：

- 1) 主控计算机对预告接触点的通断控制；
- 2) 主控计算机对自动投弹接触点的通断控制；
- 3) 防止数字信号错误或受到干扰造成顺序颠倒。

3.3 改造实现

针对以上 3 点改造要求，主控计算机对预告接触点和自动投弹接触点控制容易实现，只需对 2 处触点外接电路，使处理计算机输出的轰炸开关量信号能够分别接通“预告触点”和“自动投弹触点”，从而分别开启弹舱、启动电动投弹器投弹。

防止数字信号错误或受到干扰造成顺序颠倒则可以通过增加如图 6 的保护电路，其中，“预告触点”和“自动投弹触点”为该电路在图 6 中的接入点。保护电路通过在继电器 J_1 和 J_3 中间设置 J_2 ，确保了 J_1 、 J_2 、 J_3 的唯一工作顺序，确保了“预告触点”不接通时，不能构成投弹回路。

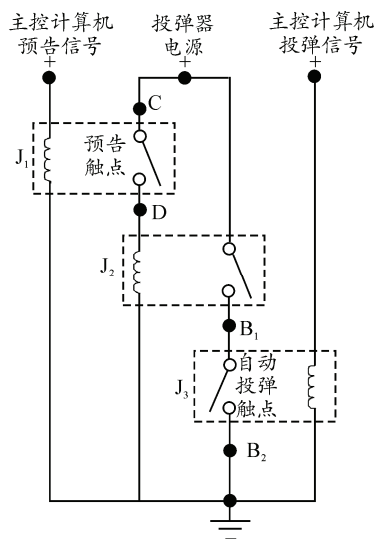


图 6 防差错保护电路

4 光电转塔操控杆

操控杆向主控计算机发出转塔操控杆位置信息，主要功能是将转塔操作装置机械动作转换为数字信号，必须具有高的精度、稳定性和可靠性。

光电转塔操控杆选择高灵敏度力敏型 CZ-102-1A 操控杆。CZ-102-1A 将各种操控集中于

一只手上,广泛应用于航空、航天、战车、舰船等运动载体中,可实现对目标的选择、定位和跟踪^[14], +5 V DC 供电,低功耗,输出 RS232 形式数字信号,输出波特率 1 200 bit/s, 频率 24 Hz 的 RS232 形式

数字信号,数据格式采用 Microsoft 公司的鼠标格式,数据格式如表 2 所示,其中, L、M、R 分别表示鼠标左键、滚轮、右键击发状态,“1”表示按下,“0”表示松开。

表 2 操控杆输出数据格式

字节	停止位	7	6	5	4	3	2	1	0	起始位
第 1 字节	1	1	0	0	0	0	L	M	R	0
第 2 字节	1	X7	X6	X5	X4	X3	X2	X1	X0	0
第 3 字节	1	Y7	Y6	Y5	Y4	Y3	Y2	Y1	Y0	0
第 4 字节	1	X7	X6	X5	X4	X3	X2	X1	X0	0
第 5 字节	1	Y7	Y6	Y5	Y4	Y3	Y2	Y1	Y0	0

5 显控系统交联改造

显控系统是完成综合火控系统人机交互的核心设备,主要用于完成任务数据的人工装订、系统控制和显示承担综合火控系统的总线控制任务,负责管理、处理与飞行员的人机接口功能,是载机火控 1553B 总线的 BC^[15]。显控系统交联改造的实质就是在 1553B 总线上增加一个 RT,实现控制箱内的主控计算机与显控系统的交联。显控系统交联改造的难度是在光电探测设备视野内的任一方向内的图形上动态绘制瞄准十字光标、航迹线、载机十字光标。

5.1 任务分析

真实瞄准过程中,应用航行法水平轰炸时,主控计算机读取领航员输入预定轰炸高度 H 、速度 V 、炸弹种类 B 等任务参数和载机偏流角 α 、俯仰角 λ 、目标区风场 U 等飞行参数,依据瞄准模型,将解算出的横向瞄准距 MP 、纵向瞄准距 MN 和瞄准距离差值 ξ_x 、 ξ_y 提供给显控系统,显控系统根据这些参数在目标视频图像上叠加瞄准十字光标。

十字光标中心点表示炸弹当前命中点(爆炸点),纵轴是载机当前环境下的爆炸线,横轴垂直于纵轴,突出显示当前命中点位置。同时,瞄准中,为了直观反映载机位置,有时还需要绘制航迹线及载机十字光标,从而表示载机纵、横轴与图像中目标的位置关系。

5.2 绘制坐标系选择

要确定载机、爆炸线及爆炸点与视频图像内目标的相对位置关系、绘制瞄准十字光标,首先需要合理选择坐标系。选取坐标系的原则是既方便瞄准十字光标绘制,又直观反映载机、爆炸线及爆炸点与视频图像内目标的相对位置关系。

笔者以前舱显示器图像显示区域横边框为 x 轴,纵边框为 y 轴,左下角为 O 点构成 Oxy 坐标系。

主要原因有以下 2 点:

1) 从软件实现角度看,绘图软件依据的坐标系本来就是 Oxy ,若已确定出瞄准十字光标在 Oxy 中位置,可以直接绘制;

2) Oxy 固连于载机,如图 7, y 轴与载机纵轴 y' 垂直, x 轴与载机横轴 x' 平行。这样,地面或海面上与载机纵轴夹角为 ϕ' 的直线 mn 在显示器上显示为与 y 轴夹角为 ϕ 的直线 $m'n'$,是一种一一对应的映射关系,可以直观地反映载机与 mn 位置关系。

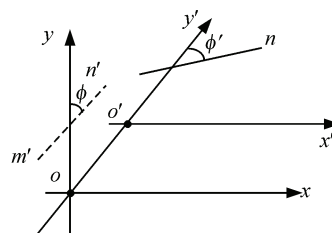


图 7 瞄准十字光标与目标位置关系

5.3 瞄准十字光标纵轴方向

图 7 给出了 mn 在 2 个坐标系中的位置关系映射,而这一映射有一个前提就是要知道 ϕ' 大小,也就是要有映射的原象,有了原象与映射关系,便可以得到唯一的象 ϕ 。

瞄准十字光标纵轴方向确定过程如图 8 所示。没有侧风情况下,载机航迹线与爆炸线重合,转塔方位角为 0,即光电探测设备处于中间位置,捕获载机正前方图像,纵轴与 y 轴夹角 $\phi=0$ 。然而,当转塔方位角不为 0,假设为 A (设右转到为正),显示器上显示的是位于载机纵轴右方向角度 A 方向的地、海面景象,此时爆炸线若还平行于 y 轴,投弹后,炸弹不能击中图像中位于爆炸线上的目标,需要将爆炸线沿 y 轴反向于转塔旋转角度 $\phi=-A$,此时瞄准十字光标纵轴方向实际上是载机纵轴在图像中的方向;有侧风时航迹线与载机纵轴夹角为偏流角 α ,爆炸线平行于航迹线,因而纵轴在旋转角度 A 后,还需旋转同偏流角 α 方向、大小相等的角度值,

此时 $\phi = -A + \alpha$, 这样才能正确显示爆炸线与图像中目标正确的角度关系。

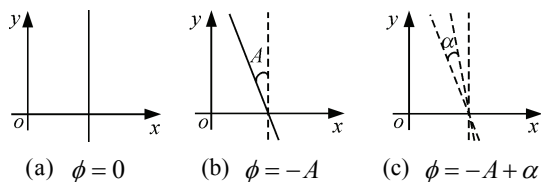


图 8 瞄准十字光标纵轴方向确定过程

5.4 瞄准十字光标端点坐标

确定了瞄准十字光标纵轴方向后, 还要确定其与目标的距离关系, 才能真正确定瞄准十字光标纵轴在图像中的具体位置。不考虑显示比例, 图 9 给出了目标位置与瞄准十字光标的位置关系。

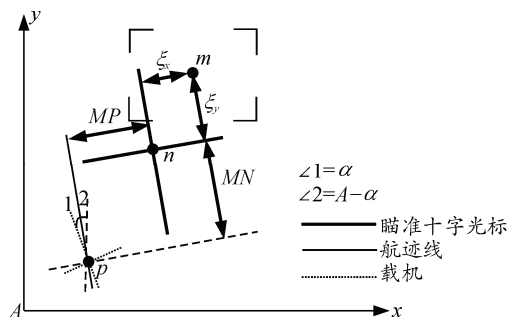


图 9 瞄准十字光标与目标位置关系

p 点表示载机位置, p 处十字纵轴、横轴分别表示载机纵轴、横轴; m 点表示目标点, 通常通过在水平、垂直 2 个方向平移整个图像将目标锁定在屏幕中心; n 点为瞄准十字光标中心点, 到航迹线及 m 点距离分别为 MP 和 ξ_x , MP 为炸弹横偏长, 显然, ξ_x 为目标距航迹线横向距离 $\xi_x + MP$ 与炸弹射程 MP 之差。类似的, 横轴垂直于纵轴, 沿纵轴方向到 p 点、 m 点距离分别为 MN 、 ξ_y , MN 为炸弹射程, ξ_y 为目标距载机纵向距离 $\xi_y + MN$ 与炸弹射程 MN 之差; 方向瞄准时, 修正 ξ_x , $\xi_x = 0$ 时方向瞄准完成, n 点正好压住 m 点。

综合以上分析, 若显示比例为 $1:k$, 则绘制瞄准十字光标时, 需要将主控计算机输出的各距离缩小 k , 瞄准光标在图像中位置确定方法具体如下:

1) 瞄准光标纵轴直线方程。

光标纵轴与 y 轴夹角 $\phi = -A + \alpha$, 由几何关系, 光标纵轴直线斜率为 $\tan^{-1}(\alpha - A)$ 。设目标 m 点坐标为 (x_m, y_m) , 斜率 $\tan^{-1}(\alpha - A)$ 的直线方程为:

$$\begin{cases} \tan^{-1}(\alpha - A)(x - x_m) + y_m - y = 0 & \alpha \neq A \\ x - x_m = 0 & \alpha = A \end{cases} \quad (2)$$

光标纵轴平行于式 (2) 直线, 与该直线距离为

$k^{-1}\xi_x$, 则光标纵轴直线方程为:

$$\begin{cases} \tan^{-1}(\alpha - A)(x - x_m) + y_m - y = 0 \\ -y - k^{-1}\xi_x \sin^{-1}(A - \alpha) = 0 \\ x - x_m - \xi_x = 0 \end{cases} \quad \begin{matrix} \alpha \neq A \\ \alpha = A \end{matrix} \quad (3)$$

2) 瞄准光标横轴直线方程。

光标横轴垂直于纵轴, 则其斜率为 $\tan(A - \alpha)$ 。

经过 m 点, 斜率 $\tan(A - \alpha)$ 的直线方程为

$$\tan(A - \alpha)(x - x_m) + y_m - y = 0 \quad (4)$$

光标横轴距式 (4) 直线距离为 $k^{-1}\xi_y$, 直线方程为

$$\tan(A - \alpha)(x - x_m) + y_m - y - k^{-1}\xi_y \cos^{-1}(A - \alpha) = 0 \quad (5)$$

光标横轴与纵轴直线方程确定后, 十字光标也就确定。前舱显示器主要用于瞄准过程的动态显示, 瞄准数据主要由主控计算机计算, 十字光标横纵轴确定后, 从瞄准机理方面考虑, 不用计算光标中心点; 然而, 显示器上需要显示的十字光标, 不是 2 条垂直的直线, 因此从实际绘图方面考虑, 需要计算中心点。

3) 瞄准光标中心点坐标。

由式 (3) 结合式 (5), $\alpha \neq A$ 时, 易解得光标中心点 n 坐标为:

$$\begin{cases} x_n = x_m + \frac{1}{2k} \tan(2A - 2\alpha) \cdot \left(\frac{\xi_x}{\sin(A - \alpha)} - \frac{\xi_y}{\cos(A - \alpha)} \right) \\ y_n = \frac{1}{2ak} \tan(2A - 2\alpha) \cdot \left(\frac{\xi_x}{\sin(A - \alpha)} - \frac{\xi_y}{\cos(A - \alpha)} \right) + y_m - \frac{\xi_x}{k \sin(A - \alpha)} \end{cases} \quad (6)$$

$\alpha = A$ 时, 光标横、纵轴分别平行于 x 、 y 轴, 易得中心点坐标:

$$\begin{cases} x_n = x_m - \xi_x \\ y_n = y_m - \xi_y \end{cases} \quad (7)$$

(式 (7) 由式 (3) 结合式 (5) 得出, 并非由将 $\alpha = A$ 代入式 (6) 得出)。

4) 瞄准光标端点坐标。

光标横轴、纵轴长分别为 l_x 、 l_y , 绘制十字光标问题转换为如下数学问题: 已知光标中心点 n 坐标 (x_n, y_n) , 经过 n 有 2 条互相垂直直线, 斜率分别为

$\tan^{-1}(\alpha-A)$ 、 $\tan(\alpha-A)$ ，如图 10 所示。

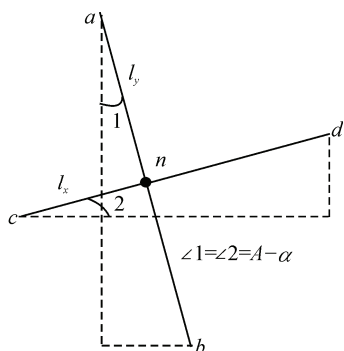


图 10 瞄准十字光标端点坐标确定

依据几何关系，易得 a 、 b 、 c 、 d 4 点坐标分别为：

$$\begin{cases} a: \left(x_n - \frac{l_y \sin(A-\alpha)}{2}, y_n + \frac{l_y \cos(A-\alpha)}{2} \right) \\ b: \left(x_n + \frac{l_y \sin(A-\alpha)}{2}, y_n - \frac{l_y \cos(A-\alpha)}{2} \right) \\ c: \left(x_n - \frac{l_x \cos(A-\alpha)}{2}, y_n - \frac{l_x \sin(A-\alpha)}{2} \right) \\ d: \left(x_n + \frac{l_x \sin(A-\alpha)}{2}, y_n + \frac{l_x \cos(A-\alpha)}{2} \right) \end{cases} \quad (8)$$

有了 a 、 b 、 c 、 d 4 点坐标，绘图程序便可直接绘制出瞄准十字光标。

5.5 载机光标及航迹线端点坐标

瞄准中，为了直观反映载机位置，有时需要绘制航迹线及载机十字光标，载机十字光标显示表示载机纵、横轴与图像中目标的位置关系。同以上分析方法，航迹线平行于爆炸线，斜率为 $\tan^{-1}(\alpha-A)$ ，距目标 m 点横向、纵向距离分别为 ξ_x+MP 、 ξ_y+MN ，则载机位置 p 点坐标为

$$\begin{cases} x_p = x_m + \frac{1}{2k} \tan(2A-2\alpha) \cdot \left(\frac{\xi_x + MP}{\sin(A-\alpha)} - \frac{\xi_y + MN}{\cos(A-\alpha)} \right) \\ y_p = \frac{1}{2ak} \tan(2A-2\alpha) \cdot \left(\frac{\xi_x + MP}{\sin(A-\alpha)} - \frac{\xi_y + MN}{\cos(A-\alpha)} \right) + y_m - \frac{\xi_x + MP}{k \sin(A-\alpha)} \end{cases} \quad (9)$$

航迹线是载机当前飞控参数不变情况下的航行轨迹，是以 p 为起点的一种向前的计算。若航迹线在屏幕中显示长度为 l_p ，根据式 (8)，航迹线上端点 e 的坐标为

$$e: (x_p - l_p \sin(A-\alpha), y_p + l_p \cos(A-\alpha)) \quad (10)$$

载机十字光标位置确定方法与瞄准十字光标位置确定方法相同。不同的是，载机纵轴斜率是 $\tan^{-1}A$ ，中心点是 p ，若载机十字光标纵轴、横轴长度为 l'_x 、 l'_y ，载机纵轴上下端点 f 、 g 与横轴左右端点坐标分别为：

$$\begin{cases} e: \left(x_p - \frac{l'_y \sin A}{2}, y_p + \frac{l'_y A}{2} \right) \\ f: \left(x_p + \frac{l'_y \sin A}{2}, y_p - \frac{l'_y A}{2} \right) \\ g: \left(x_p - \frac{l'_x \cos A}{2}, y_p - \frac{l'_x \sin A}{2} \right) \\ h: \left(x_p + \frac{l'_x \cos A}{2}, y_p + \frac{l'_x \sin A}{2} \right) \end{cases} \quad (11)$$

有了载机光标及航迹线端点坐标，绘图程序可直接绘制出载机十字光标和航迹线。

6 结论

笔者以实现轰炸光电瞄准系统为出发点，紧密结合载机武器系统结构，对载机系统进行了交联改造，实现了载机与光电瞄准系统的双向通信问题。选取显示器边框为绘制坐标系，方便了绘制软件的实现，通过对目标图像显示中载机纵轴角度与光电转塔方位角关系研究，最终确定了在目标图像中瞄准十字光标的动态绘制算法，实现了瞄准过程的可视化。光电瞄准系统可将轰炸误差缩小到分米级别，远远高于光学瞄准具误差 200 m 的精度。

研究结果为实现轰炸机配备光电瞄准系统打下了坚实基础，对于提高轰炸机夜间训练、作战能力具有重要的理论及实践指导意义，对于其他类型光电瞄准系统实现也具有一定的借鉴意义。

参考文献：

- [1] Zhao Wenhua, Yang Jianmin, Hu Zhiqiang, et al. Numerical Investigation on the Hydrodynamic Difference Between Internal and External Turret-Moored FLNG[J]. J. Shanghai Jiaotong Univ.(Sci.), 2013, 18(5): 590-597.
- [2] 王静, 赖利国, 何毅, 等. 光电转塔虚拟装配工艺规划及仿真技术研究[J]. Defense Manufacturing Technology, 2013, 6(3): 38-42.
- [3] 王大鹏, 范惠林, 侯满义, 等. 轰炸光电瞄准系统现状与发展[J]. 激光与红外, 2013, 43(9): 977-981.
- [4] 王大鹏, 范惠林, 侯满义, 等. 基于 ARM 的轰炸光电瞄准控制与实现[J]. 测控技术, 2013, 32(10): 62-65.
- [5] 陈磊, 寇英信, 李战武, 等. 新型 CCAR 与 CCRP 融合

式轰炸瞄准原理建模与分析[J]. 电光与控制, 2013, 20(8): 58-62.

[6] 亓波, 陈洪斌, 任戈, 等. 100km 量子纠缠分发实验捕获跟踪技术[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1628-1634.

[7] 黄鹏, 王青, 俞慈君, 等. 飞机航炮的数字化校准分析[J]. 光学精密工程, 2013, 21(12): 3102-3110.

[8] 赵宏宇, 肖创柏, 禹晶, 等. 马尔科夫随机场模型下的 Retinex 夜间彩色图像增强[J]. 光学精密工程, 2014, 22(4): 1048-1055.

[9] 郭俊杰, 邱丽荣, 王允, 等. 用于惯性约束聚变靶丸测量的激光差动共焦传感器[J]. 光学精密工程, 2013, 21(3): 644-651.

[10] 范惠林. 轰六 E/F 型飞机军械设备与维护[M]. 北京:

空军装备部, 2007: 291-382.

[11] 范惠林. 轰六 M 型飞机军械设备与维护[M]. 北京: 空军装备部, 2011: 187-197.

[12] 彭贤芳. KJ-3C 型自动驾驶仪维护讲义[M]. 长春: 空军第二航空学院, 2003: 60-62.

[13] Li Gang, Zhao Yan, Xu Laune. Characteristic Analysis and Correction of Digital Servo System and Fire Control Computer Interface[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2009, 32(1): 39-42.

[14] 中航重工股份有限公司. 2009 产品数据手册[S]. 连云港: 中航重工股份有限公司, 2009: 286.

[15] 西安飞机制造公司. 轰六 H 型飞机地勤培训手册[S]. 西安: 西安飞机制造公司出版社, 2007: 124.

(上接第 22 页)

式中: F 为火药气体的反作用力; p_a 为大气压力, 得出反作用力 $F = 4\ 206.26\ \text{N}$, 由气流对助旋制退装置产生的驱动力矩为:

$$M_a = F \cdot R \tag{19}$$

带入数据得 $M_a = 315.47\ \text{N}\cdot\text{m}$, 即在装置中的气流将产生 $315.47\ \text{N}\cdot\text{m}$ 的驱动力矩。

4 结论

为研究助旋制退装置内部流场, 笔者建立了装置三维模型, 应用 S-A 单方程模型建立湍流模型, 采用一阶迎风格式求解控制方程, 并进行仿真计算。得出以下结论:

助旋制退装置充分利用火药气体的能量, 为武器系统提供了旋转力矩, 计算得到了助旋制退装置内部流场分布, 得出了内外能源相结合时火药气体能够对武器提供 $315.47\ \text{N}\cdot\text{m}$ 的旋转力矩。同时部分高速向前的火药气体中一部分从侧喷口流出, 对武器系统产生一定制退效果, 对于分析转管武器助旋制退装置内部流场结构, 笔者研究助旋制退装置作用机理以及研究助旋制退装置, 在转管武器的作用上具有现实意义。

下一步的研究方向将与自动机的运动联系起

来, 考虑在给定电机一定功率的情况下对武器射频提高的作用、达到射频稳定后的平衡问题以及助旋制退装置与外能源驱动匹配的问题。

参考文献:

[1] 陆家鹏, 谭兴良, 雷志义. 自动武器气体动力学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1991: 114-118.

[2] Cook C H, Fansler K S. TVD Calculations of Blast Wave from a Shock tube and 105mm Howitzer[C]. Proceedings of the 9th international symposium on ballistics. American Defense Preparedness Association, Airlington, VA, May, 1986: 37-44.

[3] Carofano G C. Blast computation using Harten's total variation diminishing Scheme[R]. U. S Army Benet weapons laboratory watervlet, NyRpet, Orc, 1984.

[4] Daniel L Cler. CFD application to gun muzzle blast-a validation case study[C]. 41 st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA, 6-9 January 2003: 1142-1147.

[5] 李鸿志, 刘晓利. 膛口变能量冲击波特特性分析: 弹道初始参量的影响[J]. 兵工学报, 1993, 14(3): 17-21.

[6] 廖振强, 王涛, 余世海. 武器气体动力学数值计算方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 274-280.

[7] 陈作斌, 桂玉伟, 马明生, 等. 计算流体力学及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 3-8.

[8] 常学芳, 薄玉成, 徐建, 等. 新型转管炮助旋制退装置研究[J]. 火炮发射与控制学报, 2007(2): 44-47.