



“十二五”兵器科学与技术丛书

Autopilot Design And  
Guidance Law Analysis For  
Tactical Missiles



# 战术导弹

## 自动驾驶仪设计与制导律分析

林德福 王辉 王江 范军芳 著

 **北京理工大学出版社**  
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

“十二五”兵器科学与技术丛书

# 战术导弹自动驾驶仪设计与 制导律分析

**Autopilot Design And Guidance  
Law Analysis For Tactical Missiles**

林德福 王 辉 著  
王 江 范军芳

 **北京理工大学出版社**

BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

版权专有 侵权必究

---

### 图书在版编目 (CIP) 数据

战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析/林德福等著. —北京: 北京理工大学出版社, 2012. 4

ISBN 978 - 7 - 5640 - 5900 - 2

I. ①战… II. ①林… III. ①战术导弹 - 自动驾驶仪 IV. ①TJ761. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 083730 号

---

出版发行 / 北京理工大学出版社

社 址 / 北京市海淀区中关村南大街 5 号

邮 编 / 100081

电 话 / (010)68914775(办公室) 68944990(批销中心) 68911084(读者服务部)

网 址 / <http://www.bitpress.com.cn>

经 销 / 全国各地新华书店

印 刷 / 保定市中画美凯印刷有限公司

开 本 / 710 毫米 × 1000 毫米 1/16

印 张 / 11.5

责任编辑 / 袁 媛

字 数 / 200 千字

张慧峰

版 次 / 2012 年 4 月第 1 版 2012 年 4 月第 1 次印刷

责任校对 / 周瑞红

定 价 / 39.00 元

责任印制 / 王美丽

---

图书出现印装质量问题,本社负责调换

# 前 言

在战术导弹领域，总体和制导控制方面的教材、专著已经广泛地指导着我们的工程实践，培养了大批的工程技术人员，这些教材、专著汇集了作者多年的教学科研经验，非常值得参考借鉴。

以作者的亲身体会而言，在战术导弹设计中，传统的过载驾驶仪及其改进，古典的制导律及其扩展，依然占据着重要地位。目前，国内在这两方面的专著还较少。因此，对过载驾驶仪的设计方法和控制特性进行归纳整理，对古典制导律及其扩展形式的特性进行分析总结具有重要的理论与实践意义，这也是本书的出发点。

本书以作者的部分研究成果为基础，同时参考国内外相关研究资料，对战术导弹过载驾驶仪的设计方法及工程上常用的制导律的特性进行阐述。本书尽量避免复杂的控制理论与数学运算，推导过程删繁就简，结论表述力求简洁，以便工程技术人员既能理清结论的来龙去脉又能较快的将结论用于工程实践。若本书能够对从事战术导弹设计的广大科技人员有所借鉴或起抛砖引玉之作用，作者将倍感欣慰。

本书共包含 6 章内容。第 1 章为绪论，第 2 章分析了战术导弹的弹体特性，研究了控制系统模型。第 3 章论述了两回路、三回路、伪攻角反馈等典型过载驾驶仪的结构特性及设计方法，在此基础上，第 4 章进一步研究了过载驾驶仪的 LQR 设计方法。第 5 章对比例导引、速度追踪在对地攻击时的制导特性进行了分析，研究了导引头隔离度、初始方向误差、角噪声、目标闪烁等因素对制导系统的影响。第 6 章对最优制导律进行了深入探讨，分别给出了广义最优的弹道成型制导律与增强型比例导引制导律，以及考虑一阶滞后的最优弹道成型制导律和增强型比例导引制导律。

本书部分研究成果得到国家自然科学基金（61172182）的资助。

在此特别感谢祁载康教授对本书作者的培养和帮助，本书中的很多设计方法、研究手段都来源祁载康教授的思想，在编写过程中，还提供了大量宝贵的意见和建议。课题组的王伟老师对书稿提出了大量中肯的建议。同时，

王嘉鑫、宋韬、范世鹏、袁亦方等多位博士生对仿真绘图、行文成稿付出了大量精力；北京理工大学出版社给予了很大帮助，在此一并表示衷心感谢！

由于作者水平有限，书中难免有不妥和谬误之处，欢迎读者批评指正。

作 者

2012年3月

## 主要符号表

STT	侧滑转弯 (Skid-to-turn)
BTT	倾斜转弯 (Bank-to-turn)
DOF	自由度 (Degree-of-free)
SISO	单输入单输出 (Single Input Single Output)
SIMO	单输入多输出 (Single Input Multiple Output)
PN	比例导引 (Proportional Navigation)
PPN	纯比例导引 (Pure Proportional Navigation)
TPN	真比例导引 (True Proportional Navigation)
APN	增强型比例导引 (Augmented Proportional Navigation)
VP	速度追踪 (Velocity Pursuit)
BP	弹体追踪 (Body Pursuit)
TS	弹道成型 (Trajectory Shaping)
ATS	增强型弹道成型 (Augmented Trajectory Shaping)
LOS	弹-目视线 (Line of Sight)
$OXYZ$	地面坐标系
$OX_b Y_b Z_b$	弹体坐标系
$OX_{ba} Y_{ba} Z_{ba}$	弹道坐标系
$OX_v Y_v Z_v$	速度坐标系
$V$	导弹飞行速度矢量
$V、V_m$	导弹飞行速度
$V_t$	目标运动速度
$V_c$	导弹-目标相对速度
$\rho$	空气密度
$q$	动压 ( $q = 0.5\rho V^2$ )
$S$	弹翼面积; 参考面积
$L$	弹体长度; 特征长度
$x_{CP}$	导弹焦点离头部顶点的距离
$x_{CG}$	导弹质心离头部顶点的距离

$\bar{x}_{CP}$	导弹焦点位置的相对坐标
$\bar{x}_{CG}$	导弹质心位置的相对坐标
$m$	导弹质量
$F$	弹体上的合外力
$P$	导弹发动机推力
$R$	弹体上的总空气动力
$G$	重力
$g$	重力加速度
$H$	动量矩
$J$	惯性张量
$J_x, J_y, J_z$	导弹绕 $OX_b$ 、 $OY_b$ 、 $OZ_b$ 轴的转动惯量
$M$	外力对弹体质心的主矩
$M_p$	发动机推力产生的力矩
$\omega$	导弹转动角速度
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	导弹分别绕 $OX_b$ 、 $OY_b$ 、 $OZ_b$ 轴的旋转角速度
$X, Y, Z$	空气动力：迎面阻力、升力、侧向力
$c_x, c_y, c_z$	阻力系数、升力系数、侧向力系数
$M_x, M_y, M_z$	(滚转、偏航、俯仰) 力矩
$m_x, m_y, m_z$	(滚转、偏航、俯仰) 力矩系数
$m_x^\beta, m_y^\beta, m_z^\alpha$	(横向、偏航、俯仰) 静稳定导数
$m_x^{\omega_x}, m_y^{\omega_y}, m_z^{\omega_z}$	(滚转、偏航、俯仰) 阻尼力矩系数
$m_x^{\delta_x}, m_y^{\delta_y}, m_z^{\delta_z}$	(副翼、方向舵、升降舵) 操纵效率
$\delta$	舵偏角
$\delta_e, \delta_r, \delta_a$	俯仰舵偏角、方向舵偏角、副翼舵偏角
$\vartheta$	俯仰角
$\psi$	偏航角
$\gamma$	滚动角
$\theta$	弹道倾角
$\psi_V$	弹道偏角
$\gamma_V$	速度倾斜角
$\alpha$	攻角
$\beta$	侧滑角
$\alpha_T$	全攻角

$\varepsilon$	方向误差角
$T_\alpha$	攻角滞后时间常数
$T_m$ 、 $\omega_m$ 、 $\zeta_m$	弹体时间常数、自振频率、阻尼系数
$T_{ACT}$ 、 $\omega_{ACT}$ 、 $\zeta_{ACT}$	舵机时间常数、自振频率、阻尼系数
$T_a$ 、 $\omega_a$ 、 $\zeta_a$	驾驶员时间常数、自振频率、阻尼系数
$\omega_{CR}$	驾驶员开环穿越频率
$T$ 、 $T_F$	导弹飞行时间或末导时间
$t_{go}$	剩余飞行时间
$q$	弹目视线角；
$q_F$	导弹期望落角
$\dot{q}$	弹目视线角速度
$N$	比例导引导航系数
$n$	比例导引导航参数
$y_M$ 、 $y_m$	导弹-目标相对位置
$\dot{y}_M$	导弹-目标相对速度
$\ddot{y}_M$	导弹-目标相对加速度
$a_y$	导弹纵向量测加速度
$a_c$	导弹纵向加速度指令
$a_L$ 、 $a_m$	导弹对纵向加速度指令的响应
$a_T$	目标常值机动加速度
$R_{dr}$	导引头隔离度
$T_f$ 、 $T_{gl}$	滤波器时将常数
$K_a^2$ 、 $K_{gl}^2$	功率谱密度
下脚标“opt”	最优
下脚标“c”	指令
下脚标“B”	平衡
下脚标“0”	初值
下脚标“F”	终值
前置符号“ $\Delta$ ”	偏量
上置符号“-”	无量纲标志



# 目 录

第1章 绪论 .....	1
1.1 制导系统 .....	2
1.1.1 自寻的制导律概述 .....	2
1.1.2 常用自寻的制导律 .....	3
1.2 控制系统 .....	4
1.2.1 自动驾驶仪概述 .....	4
1.2.2 自动驾驶仪的种类 .....	5
1.3 本书特色及章节安排 .....	6
第2章 导弹控制系统建模与弹体特性分析 .....	8
2.1 坐标系定义与弹体动力学基本方程 .....	8
2.1.1 常用坐标系和角度定义 .....	8
2.1.2 坐标系之间的转换 .....	10
2.1.3 弹体动力学基本方程 .....	10
2.2 弹体控制模型的建立 .....	12
2.2.1 舵偏角的定义 .....	13
2.2.2 质心运动的控制方程 .....	14
2.2.3 绕质心运动的控制方程 .....	15
2.2.4 动力学系数的定义 .....	17
2.2.5 STT 控制线性方程组 .....	19
2.3 弹体运动的状态空间表示和传递函数表示 .....	20
2.3.1 弹体运动的状态空间表示 .....	20
2.3.2 弹体运动的传递函数表示 .....	21
2.4 纵向控制特性分析 .....	23
2.4.1 平衡攻角定义 .....	23
2.4.2 静稳定性和稳定性 .....	24
2.4.3 尾舵控制和鸭舵控制特性分析 .....	25
2.5 弹体开环特性分析 .....	28
2.5.1 传函特点分析 .....	29
2.5.2 频域特性分析 .....	31
2.6 扩展阅读 .....	34

<b>第3章 典型结构过载驾驶仪设计及分析</b> .....	35
3.1 控制系统的性能指标选择 .....	35
3.1.1 矢量裕度与鲁棒性能 .....	35
3.1.2 高阶系统的最优极点设计 .....	39
3.1.3 驾驶仪开环截止频率的选择 .....	40
3.1.4 驾驶仪的时域、频域性能指标 .....	41
3.2 状态反馈和输出反馈 .....	42
3.2.1 状态反馈 .....	42
3.2.2 输出反馈 .....	43
3.2.3 SIMO 系统状态反馈的极点配置 .....	44
3.2.4 SIMO 系统输出反馈的极点配置 .....	44
3.3 典型结构过载驾驶仪的极点配置设计 .....	45
3.3.1 经典两回路驾驶仪极点配置设计 .....	45
3.3.2 带 PI 校正的两回路驾驶仪极点配置设计 .....	47
3.3.3 经典三回路驾驶仪极点配置设计 .....	48
3.4 伪攻角反馈过载驾驶仪的极点配置设计 .....	49
3.4.1 伪攻角反馈驾驶仪的提出 .....	49
3.4.2 伪攻角反馈三回路驾驶仪极点配置设计 .....	51
3.5 典型结构过载驾驶仪的解析设计方法 .....	52
3.5.1 经典三回路驾驶仪的解析设计方法 .....	52
3.5.2 伪攻角反馈三回路驾驶仪的解析设计方法 .....	56
3.5.3 经典两回路驾驶仪的解析设计方法 .....	57
3.6 典型结构过载驾驶仪性能分析 .....	58
3.6.1 基于开环穿越频率约束的设计结果比较 .....	59
3.6.2 伪攻角反馈/经典三回路驾驶仪性能分析与比较 .....	59
3.7 不同结构驾驶仪对静不稳定弹的稳定边界分析 .....	64
3.7.1 阻尼内回路对静不稳定弹的稳定下界分析 .....	64
3.7.2 姿态角反馈/伪攻角反馈的增稳回路对静不稳定弹的稳定 下界分析 .....	65
3.7.3 经典/伪攻角反馈三回路过载驾驶仪对静不稳定弹的稳定 下界分析 .....	67
3.7.4 经典两回路过载驾驶仪对静不稳定弹的稳定下界分析 .....	68
3.7.5 不同结构驾驶仪对静不稳定弹的稳定上界分析 .....	69
3.8 扩展阅读 .....	71

<b>第 4 章 过载驾驶仪的 LQR 设计方法</b> .....	72
4.1 线性二次型最优控制问题 .....	72
4.1.1 标准 LQR 问题 .....	72
4.1.2 LQR 问题的扩展——考虑 $Du$ 项的 LQR 问题 .....	74
4.1.3 LQR 系统的鲁棒性 .....	75
4.1.4 最优跟踪问题 .....	76
4.2 两回路驾驶仪设计的扩展 LQR 设计 .....	77
4.2.1 调节器与跟踪问题 .....	77
4.2.2 设计结果 .....	79
4.3 三回路驾驶仪设计的 LQR 设计 .....	80
4.3.1 “惩罚”舵偏角速率——三回路驾驶仪设计 .....	80
4.3.2 三回路驾驶仪设计 .....	85
4.4 不同结构布局三回路驾驶仪的鲁棒性讨论 .....	92
4.4.1 可能的三回路驾驶仪结构 .....	92
4.4.2 不同结构三回路驾驶仪的鲁棒性讨论 .....	101
4.5 权矩阵选择的讨论 .....	104
4.6 扩展阅读 .....	105
<b>第 5 章 典型对地攻击末制导律特性分析</b> .....	106
5.1 不同制导律制导开环动力学分析与对比 .....	106
5.1.1 弹体过载传函与过载驾驶仪 .....	106
5.1.2 不同制导律制导开环动力学分析 .....	106
5.2 不考虑过载驾驶仪动力学的比例导引与速度追踪性能对比 .....	108
5.2.1 速度矢量驾驶仪简化模型 .....	108
5.2.2 无过载驾驶仪动力学的速度追踪模型与比例导引模型 对比 .....	109
5.2.3 无过载驾驶仪动力学的速度追踪与比例导引性能对比 .....	111
5.3 初始方向误差作用下的比例导引与速度追踪脱靶量对比 .....	114
5.3.1 速度矢量驾驶仪内外回路快速性分析 .....	115
5.3.2 初始方向误差作用下的无量纲脱靶量对比 .....	117
5.4 导引头零位误差作用下的比例导引和速度追踪脱靶量对比 .....	119
5.4.1 导引头零位误差作用下的比例导引和速度追踪无量纲 脱靶量对比 .....	119
5.4.2 导引头零位误差作用下速度追踪的改进措施 .....	121
5.5 导引头角噪声作用下的比例导引与速度追踪脱靶量对比 .....	122
5.5.1 角噪声对比比例导引与速度追踪无量纲脱靶量影响对比 .....	122

5.5.2	角噪声频带对比比例导引和速度追踪无量纲脱靶量影响对比 .....	124
5.6	目标闪烁作用下的比例导引与速度追踪脱靶量对比 .....	125
5.6.1	目标闪烁的等效研究方法 .....	125
5.6.2	同一时间比例尺下的脱靶量对比 .....	127
5.7	比例导引与速度追踪导引头隔离度寄生回路稳定性对比 .....	130
5.7.1	隔离度寄生回路的无量纲化 .....	132
5.7.2	比例导引隔离度寄生回路稳定性分析 .....	132
5.7.3	速度追踪隔离度寄生回路稳定性分析 .....	134
5.7.4	对地攻击的比例导引与速度追踪隔离度寄生回路稳定性对比 .....	137
5.8	不同制导律对硬件的要求 .....	137
5.9	扩展阅读 .....	141
<b>第6章</b>	<b>广义最优末制导律 .....</b>	<b>142</b>
6.1	广义最优增强型比例导引制导律研究 .....	142
6.1.1	基于 Time-to-go 的广义最优增强型比例导引推导 .....	142
6.1.2	广义最优增强型比例导引脱靶量解析研究 .....	145
6.1.3	考虑制导动力学滞后的最优增强型比例导引制导律 .....	150
6.2	广义最优弹道成型制导律研究 .....	154
6.2.1	基于 Time-to-go 的广义最优弹道成型制导律推导 .....	154
6.2.2	广义最优弹道成型制导律加速度指令解析研究 .....	156
6.2.3	考虑制导动力学滞后的弹道成型制导律 .....	161
<b>参考文献</b>	<b>.....</b>	<b>168</b>

# 第1章 绪论

导弹一般分为战略导弹 (Strategic Missile) 和战术导弹 (Tactical Missile) 两大类, 根据不同的划分方法, 每一大类又可分为若干小类, 根据不同的作战使命和战场运用环境, 其制导控制系统也各有特点。

本书主要研究战术导弹制导控制系统设计中的共性问题。从控制的角度来看, 战术导弹制导控制系统可分为两个层次。其中, 制导回路为控制导弹质心运动的外回路, 采用探测系统获取弹目相对运动关系, 生成制导指令, 控制导弹按照一定的轨迹与目标交会; 控制回路为稳定弹体姿态的内回路, 根据制导指令生成相应的控制指令来操纵导弹产生所需的法向力<sup>[1]</sup>。习惯上, 把按照一定的引导规律生成制导指令的策略定义为制导律; 把由弹体动力学、执行机构、敏感元件和控制器等所组成的控制回路称为自动驾驶仪。根据广义的理解, 我们可这样定义制导 (Guidance) 和控制 (Control) 的概念: 制导是如何操纵导弹实现拦截目标的战略, 而控制是利用导弹的执行机构实现这种拦截战略的战术<sup>[2]</sup> (Guidance can be defined as the strategy for how to steer the missile to intercept, while control can be defined as the tactics of using the missile control actuators to implement the strategy)。图 1.1 所示为战术导弹制导控制系统组成结构示意图。

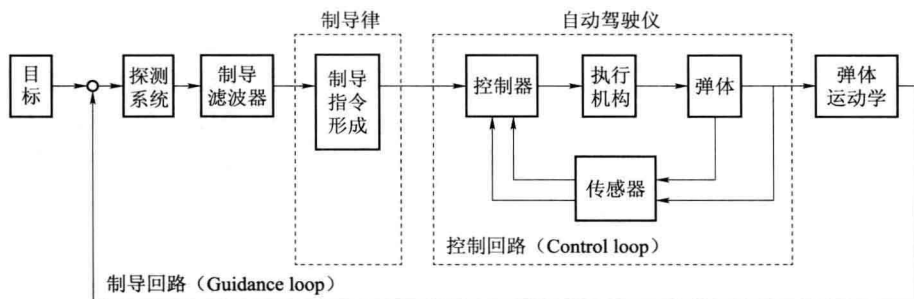


图 1.1 战术导弹制导控制系统

本书正是基于广义的概念来讨论制导系统和控制系统, 结合作者多年的工程实践经验及课题组的部分研究成果, 对战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析方法进行了系统性的阐述和总结, 以便为广大科研与工程技术人员提供参考。

## 1.1 制导系统

制导系统一般分为遥控制导系统、自寻的制导系统、复合制导系统等几类。为了弥补单一制导方法的不足,提高导弹的命中精度,根据不同的目标特性和作战要求,通常将几种制导系统组合使用,如“毫米波+红外+激光”三模复合制导、“GPS/INS中制导+自寻的末制导”等。

制导系统是战术导弹的核心,在很大程度上决定着导弹的战术与技术性能。作为制导系统的重要组成部分,制导律的任务是根据导弹接近目标过程中的弹目运动关系生成制导指令。一般应根据作战任务、目标特性、硬件条件等合理选择制导律。

### 1.1.1 自寻的制导律概述

尾追法可能是寻的导弹应用最早的导引规律,其特点是要求导弹的飞行速度矢量始终力求对准目标,因此也称速度追踪。这类方法实现简单,但在制导过程中,特别是在弹道末端,导弹需用法向过载很大,因此这种尾追在实际应用中受到限制。与此类似的还有一种近似的尾追法,在飞行过程中力求使导弹的弹轴对准目标,故又称弹体追踪。弹体追踪是速度追踪的简化,制导性能要更差一些。

目前最常用的制导律是比例导引(PN)及其扩展形式。比例导引末端弹道平直、需用过载小、鲁棒性好、导引精度高,在工程上得到广泛的应用。在使用比例导引时,只需测量弹目视线旋转角速度 $\dot{q}$ ,根据公式 $a_c = NV_c \dot{q}$ 计算制导指令。因此,比例导引使用简单,只要导引头可以测量弹目视线角速度或弹载设备可以根据弹目相对位置关系计算弹目视线角速度,就可使用比例导引。使用时,若导弹的过载指令方向垂直于导弹的速度矢量,则称为纯比例导引(PPN);若导弹的过载指令方向垂直于弹目视线方向,则称为真比例导引(TPN);当针对机动目标时,若在比例导引中增加目标机动补偿项,则称为增强型比例导引(APN)<sup>[3]</sup>。

由于战术导弹的毁伤效能是脱靶量和弹目相对落角的强相关函数,而且许多地下深埋目标或硬目标也需要导弹以近于垂直的角度攻击才能完成高效毁伤,因此,针对这种特殊的作战需求,在比例导引的基础上衍生出了带有落角约束的制导律——弹道成型(Trajectory shaping)制导律,以Paul Zarchan提出的制导律简化形式为典型代表<sup>[4]</sup>。

根据最优控制理论,可以证明比例导引是在不考虑目标机动、制导系统无动力学滞后、零脱靶量的条件下,使控制量平方积分为最小的线性导引回

题的最优解；增强型比例导引在比例导引的基础上增加了目标机动补偿项，是对常值机动目标的最优制导律；若增加落角约束，则其最优解是弹道成型制导律。此外，引入制导系统动力学滞后甚至目标动力学滞后的最优制导律可以保证末端过载最小，这正是制导系统工程师所期望的。但实现这类制导律时需要获取一些额外的信息（如导弹与目标相遇时的剩余飞行时间），一旦测量或估计不准确，制导性能可能恶化。对某些武器系统而言，这些信息可能很难获取。因此，这类制导律的鲁棒性、工程实用性尚有待于进一步研究。另外，攻击时间约束下的多导弹协同等问题也可以尝试利用最优控制理论来解决。总体而言，最优控制理论对先进制导律研究的指导作用广泛而且深远。

### 1.1.2 常用自寻的制导律

可以把工程上常用的自寻的制导律概括为“视线角速度”型制导律和“视线角度”型制导律两类，目前使用的弹道成型制导律是“视线角速度 + 视线角度”的一种组合形式。

这几类制导律的典型代表如表 1.1 所示。

表 1.1 种典型的自寻的制导律

常用的制导律类型	典型代表	表示形式
“视线角速度”型	比例导引	$a_{c,PN} = (n+3)V_c \dot{q}$
	增强型比例导引	$a_{c,APN} = a_{c,PN} + \frac{n+3}{2}a_T$
“视线角度”型	速度追踪	$\theta_c = q$
	弹体追踪	$\vartheta_c = q$
	积分型比例导引	$\theta_c = \theta_0 + (n+3)(q - q_0)$
	近似积分型比例导引	$\vartheta_c = \vartheta_0 + (n+3)(q - q_0)$
“落角约束”型	弹道成型	$a_{c,TS} = 2(n+2)V_c \dot{q} + (n+1)(n+2)V_c(q - q_F)/t_{go}$
	增强型弹道成型	$a_{c,ATS} = a_{c,TS} + (-n+1)(n+2)a_T/2$

采用速度追踪寻的制导时，通常将探测器装在风标头上，用测得的目标和风标头光轴间的夹角作为控制指令来引导导弹攻击目标。这种方案在早期的制导弹药中较为常见，典型的有美国的“宝石路I、II”（Paveway I、II）激光制导炸弹，俄罗斯的“KAB-500P”激光制导炸弹、“勇敢者”240 mm 激光半主动末制导迫弹、“厘米”152 mm 激光半主动末制导炮弹等。

相对于追踪法,比例导引的制导精度更高,应用也最为广泛,如美国近距空空格斗弹“响尾蛇”(AIM-9X)(见图1.2)、中距空空导弹的早期型号“麻雀”(AIM-7E/F)、PAC-3防空导弹、“海尔法”空地反坦克导弹(Hellfire)、俄罗斯的“红土地”末制导炮弹等都采用了比例导引<sup>[1][3][5]</sup>。图1.3所示为比例导引的制导示意图。

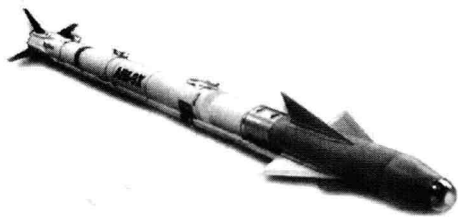


图 1.2 美国 AIM-9X

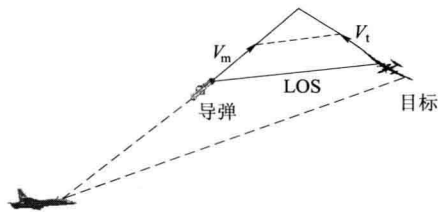


图 1.3 例导引的制导示意图

带落角约束制导律的工程应用是近些年颇受关注的热点问题,在侵彻制导炸弹、反辐射导弹等工程型号上,国内外的研究方兴未艾。相关资料表明,美国的SDB制导炸弹、NCAD的弹道拦截弹(AIM-120的改进型)等均采用了类似的弹道策略<sup>[6][7]</sup>。

## 1.2 控制系统

导弹控制系统,主要是指导弹的执行机构、弹体及相应的控制器等构成的闭环系统,导弹控制系统设计实质上就是自动驾驶仪设计<sup>[8]</sup>。

### 1.2.1 自动驾驶仪概述

自动驾驶仪的核心任务是保证导弹精确、鲁棒地跟踪制导系统生成的输入指令,使导弹根据控制指令产生控制力矩和控制力来改变导弹的攻角,进而改变速度矢量方向,使导弹稳定飞行直至命中目标。新一代先进战术导弹的多功能化、打击任务的多样化对自动驾驶仪提出了新的要求,如提供大攻角、高机动性、保证大范围飞行任务的鲁棒性等<sup>[9]</sup>。

自动驾驶仪的主要作用有:

- (1) 改善弹体等效阻尼。
- (2) 保持系统稳定性。
- (3) 加快弹体响应频率。
- (4) 提高抗干扰能力。
- (5) 精确、鲁棒地跟踪输入指令。



### 1.2.2 自动驾驶仪的种类

目前应用较广的侧向自动驾驶仪（对滚转稳定的轴对称导弹，俯仰回路和偏航回路在本质上完全一致，一般统称为侧向控制回路）主要有两类，如表 1.2 所示。

表 1.2 驾驶仪类型

驾驶仪类型	典型代表
过载驾驶仪	经典两回路过载驾驶仪
	带 PI 校正的两回路过载驾驶仪
	经典三回路过载驾驶仪
	伪攻角反馈三回路过载驾驶仪
	双加速度计过载驾驶仪
角度控制驾驶仪	速度矢量驾驶仪
	姿态驾驶仪
	滚转驾驶仪

通常，速度矢量驾驶仪与速度追踪制导律匹配使用，姿态驾驶仪与弹体追踪匹配使用。而采用比例导引或带落角约束的制导律的导弹一般使用过载驾驶仪，如 AIM-9X、AIM-120 AMRAAM 等。有资料指出，美国的“麻雀”空空导弹采用了经典的三回路过载驾驶仪结构<sup>[3][4]</sup>。

过载驾驶仪，如经典两回路过载驾驶仪，一般采用角速率陀螺和线加速度计，线加速度计的测量过载作为主反馈，实现稳定法向过载与参考输入之间的比例关系；角速率陀螺反馈构成阻尼回路，可改善弹体的等效阻尼。图 1.4 ~ 图 1.7 分别给出了四种典型结构过载驾驶仪结构框图，详细的分析可参考第 3、4 两章的相关内容。

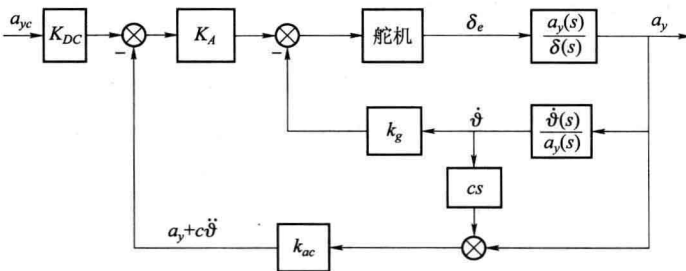


图 1.4 经典两回路过载驾驶仪结构框图