

本科毕业论文（设计）

三回路过载跟踪自动驾驶仪设计

**The Design of Three-Loop  
Overload-Tracking Autopilot**

张泽予

哈尔滨工业大学

2024 年 5 月

## 本科毕业论文（设计）

# 三回路过载跟踪自动驾驶仪设计

本 科 生：张泽予

学 号：2200280132

指 导 教 师：邵春涛教授

专 业：自动化

学 院：信息科学与工程学院

答 辩 日 期：2024 年 5 月

学 校：哈尔滨工业大学

## 摘 要

自动驾驶仪是导弹飞行器的重要组成部分，其主要功能是在预定的飞行轨迹内，维持飞行器的姿态运动和质心运动的稳定，并根据收到的制导指令控制飞行器在一定的弹道上飞行。本文主要分析了自动驾驶仪的研究现状和分析方法。

三回路自动驾驶仪因其具有的良好性能，因此被大范围应用在战术导弹飞行器领域。现阶段三回路自动驾驶仪的设计方法较多，主要涉及到极点配置方法和以开环截止频率为约束的设计方法，但都不曾较多的考虑到三回路自动驾驶仪的最大舵偏角速度约束和等效执行机构的约束。

本文充分分析了三回路自动驾驶仪（包括伪攻角控制结构和经典三回路结构）的结构和开闭环传递函数形式，确定了控制增益和闭环特征方程系数的关系。，对于系统的最大舵偏角速度、开环截止频率、相位裕度以及高频器件提出了充分的约束条件，从而建立了对于系统的最小化等效时间常数的约束方程。通过求解约束方程的最优解得到系统的闭环传递函数的结构参数，从而得到一种充分考虑工程实际的三回路过载自动驾驶仪的设计方法。

文章最后的仿真结果分析验证了设计的控制系统的稳定性、精确性和快速性，从而说明了设计方法的可行性。

**关键词：**自动驾驶仪；三回路控制；过载跟踪

## Abstract

The autopilot is an important part of the missile aircraft, and its main function is to maintain the stability of the attitude motion and the center of mass motion of the aircraft within the predetermined flight trajectory, and to control the aircraft to fly on a certain trajectory according to the received guidance instructions. This paper mainly analyzes the research status and analysis methods of the autopilot.

The three-loop autopilot is widely used in the field of tactical missile aircraft due to its good performance. At present, there are many design methods of the three-loop autopilot, mainly involving the pole placement method and the design method with the open-loop cut-off frequency as the constraint, but none of them have considered much the constraint of the maximum rudder deflection angular velocity and the equivalent actuator of the three-loop autopilot.

This paper fully analyzes the structure and open-closed-loop transfer function form of the three-loop autopilot (including the pseudo-attack angle control structure and the classic three-loop structure), and determines the relationship between the control gain and the coefficient of the closed-loop characteristic equation. Sufficient constraint conditions are put forward for the maximum rudder deflection angular velocity, open-loop cut-off frequency, phase margin and high-frequency devices of the system, thereby establishing a constraint equation for minimizing the equivalent time constant of the system. By solving the optimal solution of the constraint equation to obtain the structural parameters of the closed-loop transfer function of the system, a design method of the three-loop overload autopilot that fully considers the engineering practice is obtained.

The analysis of the simulation results at the end of the article verifies the stability, accuracy and rapidity of the designed control system, thus illustrating the feasibility of the design method.

**Keywords:** autopilot, three-loop control, overload tracking

# 目 录

摘 要.....	I
Abstract.....	错误！未定义书签。
第 1 章 绪 论.....	1
1.1 课题背景及研究的目的和意义.....	1
1.2 自动驾驶仪的发展现状.....	3
1.2.1 自动驾驶仪的国内外研究现状.....	3
1.2.2 自动驾驶仪的主要研究方法概述.....	4
1.3 三回路自动驾驶仪设计方法的发展现状.....	4
1.4 本文的主要研究内容.....	5
1.5 本章小结.....	5
第 2 章 自动驾驶仪的结构和传递函数分析.....	6
2.1 多种自动驾驶仪的综述.....	6
2.1.1 经典三回路控制结构.....	6
2.1.2 伪攻角结构.....	7
2.1.3 PI 控制回路结构.....	7
2.1.4 PD 控制回路结构.....	8
2.1.5 伪攻角+PD 控制结构.....	9
2.2 弹体动力学.....	10
2.3 三回路过载驾驶仪结构分析.....	11
2.4 三回路过载驾驶仪闭环特征方程和开环传递函数.....	13
2.5 本章小结.....	15
第 3 章 三回路过载驾驶仪参数设计.....	16
3.1 幅频——相频特性分析.....	16
3.1.1 系统开环幅相特性.....	16
3.1.2 加入等效执行机构后的幅频特性.....	16
3.2 开环截止频率的约束条件.....	18
3.3 最大舵偏角的约束条件.....	19
3.4 最小化闭环系统等效时间常数参数设计.....	20
3.5 本章小结.....	23
第 4 章 仿真结果分析.....	24
4.1 系统参数和系统特性的设计结果.....	24
4.2 系统的仿真结果分析.....	25
4.2.1 过载单位阶跃响应.....	25
4.2.2 过载单位阶跃响应的舵偏角速度和舵偏角.....	31
4.3 本章小结.....	35
结论.....	36
参考文献.....	37

哈尔滨工业大学本科毕业论文（设计）原创性声明和使用权限 .....	39
致谢 .....	40

# 第 1 章 绪 论

## 1.1 课题背景及研究的目的和意义

在未来世界的信息化战争情境之中，其基本的作战模式将会在很大程度上依赖于一体化的联合作战，而其中的核心要点则聚焦于一体化的联合火力作战。全球范围内的主要军事力量正在积极主动地增强其火力装备所具有的射程，旨在未来的军事竞争态势中能够获得天然的优势地位。以具有远程特性、高精度特质以及优异机动性而著称的导弹，已然成为各支军队一体化联合火力作战的关键装备。在未来，导弹技术的发展趋向将更加着重于提高射程、精确程度以及机动性等方面，以此来适应信息化战争的具体需求。世界上的各个国家将会持续不断地投入大量的资源用于导弹技术的研发工作，这包括了提升导弹的速度、突破防御的能力以及相应的反制手段等，以有效应对对手的防御系统。与此同时，导弹的多样化发展趋势也必将成为一种主流走向，涵盖诸如巡航导弹、反舰导弹、反坦克导弹等等不同类型，以充分满足各种不同的作战需求。为了能够实现有效的深度打击效果，世界各国将持续深入地推进中远程制导导弹技术的研发进程。世界各国逐渐致力于研发具备更远射程和更高精度的导弹，以增强其在未来战争中的打击能力；并且一些军事强国在不断探索新的导弹技术路径，试图在导弹的机动性和突防能力上取得突破，以应对日益复杂的战争环境和对手的防御手段。通过这些努力，导弹技术将在未来信息化战争中发挥更加关键和重要的作用。

在过去的 2023 年中，世界各个军事强国均在导弹技术上有所突破和发展。例如，美国稳步推进核巡航导弹，“远程防区外”（LRSO）空基核巡航导弹已经进行了累计约十次的飞行试验<sup>[1]</sup>；同时其高超声速巡航导弹的研制进展也颇为顺利，并陆续开展了亚声速、超声速的飞航导弹研制和生产工作，于 2024 财年的预算申请里，美军针对“高超声速攻击巡航导弹”（HACM）、“高超声速空射进攻性反水面战武器”（HALO）等这类高超声速巡航导弹型号项目进行了数十亿美元的申请<sup>[2]</sup>。与此同时，俄罗斯在 2023 年成功试验发射了“海燕”核动力巡航导弹<sup>[3]</sup>，高超声速巡航导弹也已经逐步部署给了俄军陆海部队，并在俄乌战争中发挥了举足轻重的作用。此外，欧洲其他国家的导弹发展也呈进步上升趋势，英国、法国、丹麦在高超声速巡航导弹、反舰导弹、空地导弹等导弹技术上有所进展。像这样的一系列技术进步，极为显著地增强了导弹的战斗效能。导弹的技术革新使其射程得以延伸，这在实际作战中为其带来了更广阔的打击范围和战略优势。

制导火箭弹的核心用途在于对移动中的敌方目标进行拦截或者将固定目标予以摧毁。对这类导弹的性能进行评估的关键指标涵盖了杀伤力、机动性、精度以及成本等方面。其中，导弹的杀伤力是由其战斗部所确定的，而机动性和精度则主要是由其制导与控制系统来决定。在当代的战术导弹当中，制导和控制系统的成本已然占到了整体成本的大约 60%。传统火箭弹的设计一般是呈静态稳定的状态。火箭弹是依靠其内置发动机所提供的推力来实现飞行的，其射程的长短主要是由推进剂的比冲、装药量以及整体的设计优化所决定。在相同的推进剂比冲条件之下，增加装药量属于提高射程的一种途径，然而这也会致使发动机的质量增加，并且还有可能使得火箭弹的质心向后移动。此外，伴随着飞行速度的不断提升，火箭弹的压心会向前进行移动，这或许会降低火箭弹的静态稳定性，甚至会引发静态不稳定的情况出现。静不稳定技术的应用对于改进制导火箭弹的飞行性能有着极为重要的意义，其在新型制导火箭弹的设计过程中发挥着关键的作用。比如，在一些新型制导火箭弹的设计中，通过采用先进的静不稳定技术，实现了更高的机动性和更精准的打击效果，使其在复杂的作战环境中更具优势；又如，某些国家在研发新型制导火箭弹时，充分利用静不稳定技术来优化火箭弹的飞行特性，以提升其整体性能，适应现代战争的多样化需求。

自动驾驶仪作为导弹飞行器至关重要的核心构成部分，承担着在飞行进程中维系飞行器姿态以及质心运动的稳定性的职责，并且会依据制导指令来操控飞行器沿着预定的弹道进行飞行。自动驾驶仪按照具体的用途可以分为过载自动驾驶仪和角度控制自动驾驶仪等等类型<sup>[4]</sup>。当下被广泛运用的过载自动驾驶仪主要包含带有 PI 校正的两回路过载控制结构、经典的三回路过载控制结构以及具有伪攻角反馈的三回路过载控制结构<sup>[5]</sup>，这些结构尽管在传感器需求方面较为相似，然而由于结构上的差别，它们的控制效果以及鲁棒性存在一定差异。三回路过载自动驾驶仪凭借其卓越的系统稳定性、快速的响应能力以及较高的鲁棒性<sup>[6]</sup>，从而在战术导弹领域被广泛地应用。例如，某些先进的导弹系统中采用的三回路过载自动驾驶仪，能够在复杂多变的飞行环境中精准地控制飞行器的姿态和飞行轨迹，确保导弹准确命中目标；又比如，在一些特定的战术场景下，三回路过载自动驾驶仪的出色性能使其成为保障导弹有效打击的关键因素，其系统稳定性和鲁棒性确保了导弹在各种干扰和不确定性因素下依然能够稳定飞行并完成任务。未来信息化战争的进一步发展可能会对自动驾驶仪的技术和应用提出更高的要求。随着信息化作战环境的复杂性增加，自动驾驶仪的设计不仅需要保持飞行器的稳定性和高效导向，



还必须具备对复杂电子战环境的适应能力和更高的故障诊断及自我修复功能。

这种需求的不断增长，推动着军事工程师以及科研人员持续地去探索更为先进的控制算法以及系统设计。比如，运用更为先进的感测技术，同时结合人工智能算法来对自动驾驶仪的决策过程进行优化，就能够达成更精确以及更可靠的飞行控制。另外，通过强化网络链接的能力，自动驾驶仪能够实时接收来自其他平台的情报、监视和侦察（ISR）数据，进而提升对环境变化的响应速度与效率。

这些技术的融合与创新不但可以增强单一火箭弹的战场适用性，而且还能够在更为广泛的一体化联合火力作战体系当中实现更高效的资源整合以及命令执行。所以，制导火箭弹的发展不单单是提高其射程和精度，更为关键的是提升其在复杂战场环境中的适应性以及战略价值。这标志着信息化战争的作战手段和战术正在逐步朝着更高层次的技术集成和战略运用的方向迈进。

## 1.2 自动驾驶仪的发展现状

### 1.2.1 自动驾驶仪的国内外研究现状

第一次世界大战和第二次世界大战的展开，使导弹这一极具杀伤力的武器登上了历史舞台，让其变成当代冲突中必不可少的器具。导弹精准度的提升跟全球的学术探究以及对自动驾驶系统所做的贡献紧密相连。

在设计和研制导弹自动驾驶仪的过程中要关注其很多特性，其中最要引人关注的便是鲁棒性。随着计算机科学技术的不断突破，依托于鲁棒性为基础的各种控制理论层出不穷，自动驾驶仪的鲁棒控制呈现出了进一步发展的可期前景。在参考文献[7]里，学者 Bhavnesh Panchal 拆解了俯仰面动态，并运用时标分离对系统过渡进行优化，进而增强了自动驾驶仪的鲁棒性。在参考文献[8]中，学者 Sun Jingliang 借助计算机控制理论，通过研究全状态鲁棒模式下的约束设计，并协同可自适应自我调节的动态规划，逐步完成了导弹纵向动态鲁棒性的显著提高。

鉴于其卓越的鲁棒性与逼近能力，滑模变结构控制常常被应用于导弹自动驾驶仪的设计之中。在参考文献[9]中，印度学者 Arya H 在战术导弹自动驾驶仪里采用了高阶滑模控制，并对基于超级扭转算法的微分器展开了研究。在参考文献[10]中，Ra Chunggil 将滑模控制与自适应控制相结合，强化了导弹自动驾驶仪的跟踪稳健性，且通过实验证实了其性能。

智能控制手段诸如神经网络和模糊控制在自动驾驶仪设计里发挥着关键作用。自适应的神经网络的飞速发展也为自动驾驶仪的设计提供了便利条件。在参考文献[11]中，Cui Jie 运用其并结合其他计算机控制理论成功设计了一枚可以做到倾斜或转动些许角度的导弹自动驾驶仪。在参考文献[12]中，Haijun Rong 的研究聚焦于自适应自学习模糊自动驾驶仪的设计，对外部干扰和系统误差进行补偿。在参

考文献[13]中，由于模糊控制策略的突破和进展，Pengfei Yang 采用其中的超出限定值的指令分配策略，研制了一种结合两种作用力的超声速导弹自动控制驾驶仪。

### 1.2.2 自动驾驶仪的主要研究方法概述

最优控制乃是导弹自动驾驶仪早期设计里惯常采用的一类控制理论。最优控制的宗旨在于，于给定的特定条件之下，规划出一种适宜的控制方式，令导弹在某些我们所需求的性能指标方面能够取得最优值。不过，最优控制在应对导弹飞行过程中的各类随机干扰时，存在较大的偏差，所以就诞生了将各种干扰和噪声都予以考虑的随机系统最优控制理论，其应用于导弹自动驾驶仪设计具备卓越的成效。另外，国内外的学者基于对最优控制的研究，还派生出了逆最优控制、鲁棒最优控制、奇异最优控制以及非线性最优控制等理论<sup>[14]</sup>。

变结构控制从本质上来说属于一种特定的非线性控制，它和常规控制的差别就体现在控制的不连续性上，这种控制特性会让系统依照规定的轨迹展开小幅度高频率的运动。鉴于滑模变结构系统里的滑动模态具备不变性，所以，此种控制方法拥有极为出色的鲁棒性。基于此，国内外的学者针对滑模变结构控制展开了广泛的探究，衍生出了自适应滑模控制、Terminal 滑模控制、全鲁棒滑模控制等一系列的控制方式<sup>[14]</sup>，特别是基于滤波器以及状态观测器的滑模控制，能够达成对速度信号的有效观测，进而实现无需速度测量的滑模控制，这对于导弹自动驾驶仪设计的发展有着重大意义。

### 1.3 三回路自动驾驶仪设计方法的发展现状

三回路过载驾驶仪的设计原理以及应用已然变成导弹控制系统里的一项重要研究范畴。此类驾驶仪可以凭借其独有的控制回路构造，提升弹体的动态响应速率与精度，切实地对复杂的导引指令予以跟踪并执行。它的工程应用受到了极为广泛的关注，众多研究工作都聚焦于怎样对这种控制系统的性能以及稳定性进行优化

三回路驾驶仪包括经典的 Raytheon 三回路驾驶仪和伪攻角反馈驾驶仪。经典的 Raytheon 三回路驾驶仪的设计优势在于能够有效降低雷达导引头天线罩折射误差对制导回路的影响，提高导弹的精确度和可靠性，适用于处理高频噪声和气动变化的影响，在军事和航空领域应用广泛。伪攻角反馈驾驶仪则消除了传统三回路驾驶仪的静差，具有与经典三回路驾驶仪相似的控制特性和鲁棒性能。伪攻角反馈驾驶仪的闭环增益不受气动参数及速度变化的影响，具有较好的鲁棒性及较高的工程可实现性。

在参考文献[15]中，学者徐婉莹等研究了三回路自动驾驶仪的最优控制方法，该研究通过设计最优控制问题的代价函数生成了三回路驾驶仪的拓扑结构，并通过求解最优控制问题同时得到了三回路自动驾驶仪的多个设计参数，还分析了代价函数中惩罚权重对驾驶仪性能指标的影响。

在参考文献[16]中,学者张明恩等为了对伪攻角反馈三回路自动驾驶仪的设计以及调参方法展开研究,把伪攻角反馈三回路自动驾驶仪划分成内回路与外回路这两个回路,针对这两个回路实施推导剖析。运用频域设计法针对每个回路单独进行设计,并推导出伪攻角反馈三回路自动驾驶仪各回路参数的具体解析公式,与此同时还给出了具体的参数约束、参数选择以及设计方法。最后通过两个算例对本文所提出的方法进行了仿真验证。仿真结果显示,该方法容易理解,便于实施,并且能够获得良好的稳态性能与动态性能。

这些创新不仅展示了三回路驾驶仪在导弹技术中的重要性,也指出了未来研究和发展的方向,即通过继续优化控制结构和算法,增强导弹驾驶仪的适应性和效能,以满足更为复杂和挑战性的战场需求。在信息化战争的背景下,这些技术的进步对于提升武器系统的整体作战能力具有关键意义。

## 1.4 本文的主要研究内容

在当下的三回路过载自动驾驶仪设计里,为了能在工程实践当中充分考量舵偏角速度、开环截止频率、相位裕度以及高频元件等约束条件,就必须要对参数实施优化以及精确设计,这方面仍需要进一步深入研究。本文先是从常见的三回路过载自动驾驶仪模型入手,明确系统开环传递函数与闭环系统特征方程之间的关联。接着,借助闭环传递函数确定系统的控制增益与闭环极点、开环截止频率之间的关系,同时引入舵偏角速度、开环截止频率以及稳定裕度的约束指标,还有高频元件的限制条件。最后,提出了一个最小化闭环系统等效时间常数的目标函数,构建出了一种在典型约束条件下进行参数优化的模式。通过对该最优解的求解,能够精确地设计系统的开环截止频率和相位裕度,进而形成一种可供工程应用的设计方法。

## 1.5 本章小结

本章首先阐述了论文研究的背景以及研究的目的和意义。未来信息化战争对导弹技术的发展提出了更高的要求,包括提高射程、精确度和机动性,以及适应复杂电子战环境和具备故障诊断及自我修复功能。所以,自动驾驶仪的研究就变得尤为重要。国内外研究现状表明,自动驾驶仪的设计关键在于其鲁棒性,基于鲁棒性的设计与其它控制理论的改进,鲁棒控制具有广阔的发展前景。自动驾驶仪的发展经历了从传统的PID控制到现代的鲁棒控制、滑模变结构控制、智能控制等多种控制方法的演变。目前,三回路过载自动驾驶仪凭借其卓越的系统稳定性、快速的响应能力以及较高的鲁棒性,在战术导弹领域被广泛地应用。本章详细介绍了阐述了三回路过载驾驶仪的设计原理和应用,以及学者们在该领域的研究成果。最后本章介绍了本文的主要研究内容旨在提出一种在工程实践中充分考虑约束条件的三回路过载自动驾驶仪设计方法。

## 第 2 章 自动驾驶仪的结构和传递函数分析

### 2.1 多种自动驾驶仪的综述

#### 2.1.1 经典三回路控制结构

经典三回路结构的稳定控制回路原理图 2-1 如图所示。该控制系统的舵系统以及陀螺的数学模型按照假设为全通环节。在这个原理图中，内回路主要用于快速响应和纠正弹体的姿态偏差，外回路则用于对弹体的运动轨迹进行精确控制。通过调整内、外回路的参数，可以实现对弹体姿态和轨迹的优化控制。

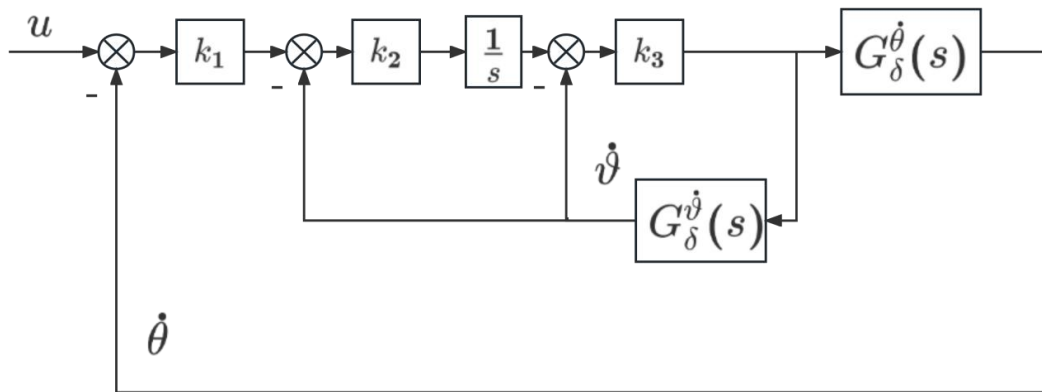


图 2-1 经典三回路结构控制回路框图

国内外飞行器和导弹广泛应用了经典三回路过载驾驶仪。从图 2-1 可知，经典三回路结构含有 3 个回路，即阻尼回路、增稳回路和过载回路；共有 3 个控制参数，即  $k_1$ 、 $k_2$  和  $k_3$ <sup>[17]</sup>。其中  $\rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4, \rho_5, \rho_6$  为控制系统的结构常数。

推导后的开环和闭环传递函数如下所示：

$$G_k(s) = \frac{k_1 k_2 k_3 (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6) s + k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-1)$$

$$G(s) = \frac{k_1 k_2 k_3 (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_3) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_4) s + k_1 k_2 k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-2)$$

### 2.1.2 伪攻角结构

采用伪攻角结构控制回路的过载驾驶仪同样属于采用三回路结构的过载驾驶仪，其结构框图呈现为图 2-2 的形式。对图 2-1 和图 2-2 的结构进行对比能够发现，在经典三回路结构里，增稳回路是姿态角反馈，然而伪攻角反馈驾驶仪借助一个惯性环节把角速率陀螺的测量信号转变为近似攻角，最终将其当作增稳反馈<sup>[17]</sup>。

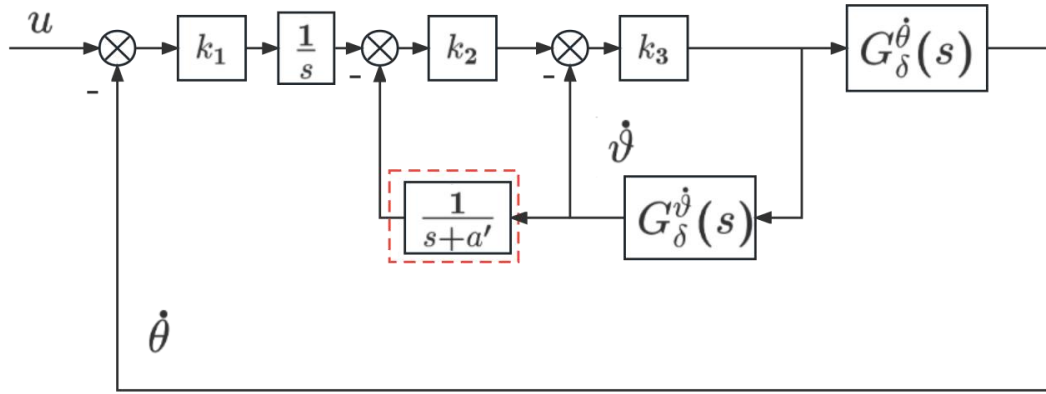


图 2-2 伪攻角结构控制回路框图

推导后的开环和闭环传递函数如下所示：

$$G_k(s) = \frac{k_1 k_2 k_3 (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s(s^2 + (\rho_1 + k_3 \rho_6)s + \rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6)} \quad (2-3)$$

$$G(s) = \frac{k_1 k_2 k_3 (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_3)s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_4)s + k_1 k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-4)$$

### 2.1.3 PI 控制回路结构

改进后的 PI 控制回路结构的自动驾驶仪框图如图 2-3 所示。与图 2-1 的经典三回路结构相比较，PI 控制回路结构把控制器  $k_1$  换成了  $k_1 + k_i/s$ 。由图 2-3 可知，共有四个控制参数即  $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$  和  $k_i$ <sup>[17]</sup>。

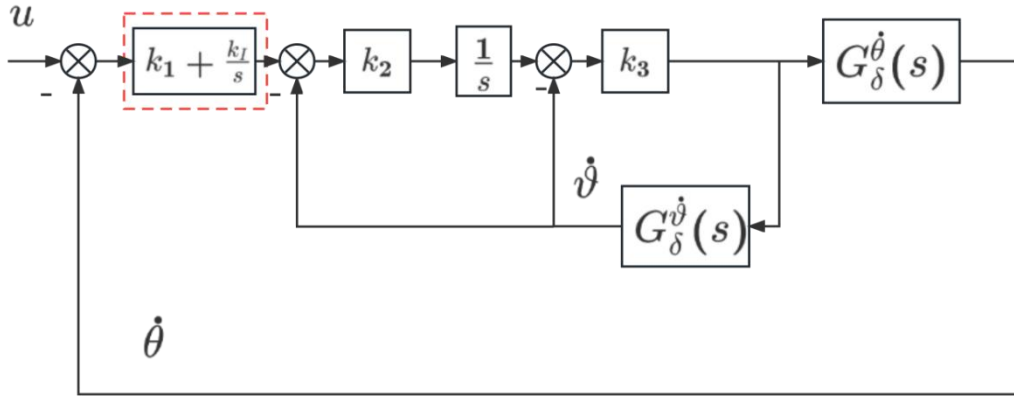


图 2-3 PI 控制回路结构框图

推导后的开环和闭环传递函数如下所示：

$$G_k(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 s + k_I) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^2 (s^2 + (\rho_1 + k_3 \rho_6) s + \rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6)} \quad (2-5)$$

$$G(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 s + k_I) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + E)}{s^4 + (\rho_1 + k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_3) s^3 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_4 + k_2 k_3 k_1 \rho_3) s^2 + (k_1 k_2 k_3 \rho_5 + k_2 k_3 k_1 \rho_4) s + k_2 k_3 k_1 \rho_5} \quad (2-6)$$

#### 2.1.4 PD 控制回路结构

改进的 PD 控制结构的自动驾驶仪框图如图 2-4 所示，与改进的 PI 控制结构类似，只是将积分环  $k_I/s$  换成了微分环节  $k_D s$ 。由图 2-4 可知，共有四个控制参数即  $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$  和  $k_D$ <sup>[17]</sup>。

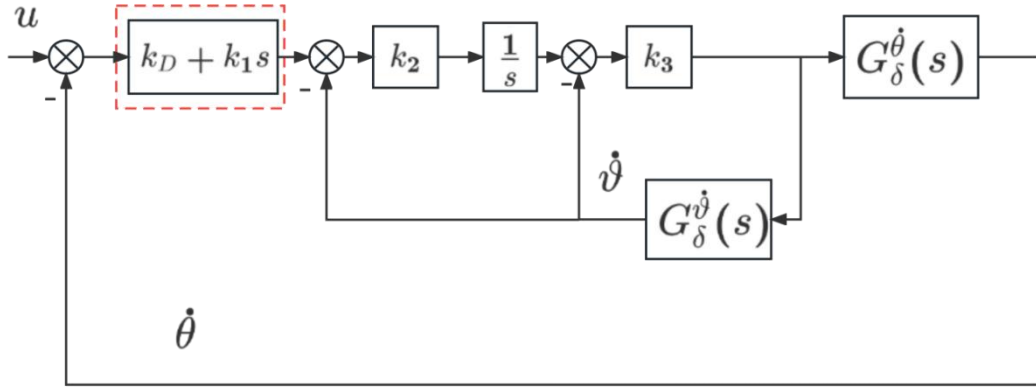


图 2-4 PD 控制回路结构框图

推导后的开环和闭环传递函数如下所示：

$$G_k(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 + k_D s) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6) s + k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-7)$$

$$G(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 + k_D s) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{(1 + k_2 k_3 k_D \rho_3) s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_3 + k_2 k_3 k_D \rho_4) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_2 + k_2 k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_4 + k_2 k_3 k_D \rho_5) s + k_1 k_2 k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-8)$$

### 2.1.5 伪攻角+PD 控制结构

由其名称可以显然得知，伪攻角+ PD 控制回路结构就是综合考量了伪攻角结构的自动驾驶仪和 PD 控制回路结构的自动驾驶仪，其控制结构原理框图如图 2-5 所示。

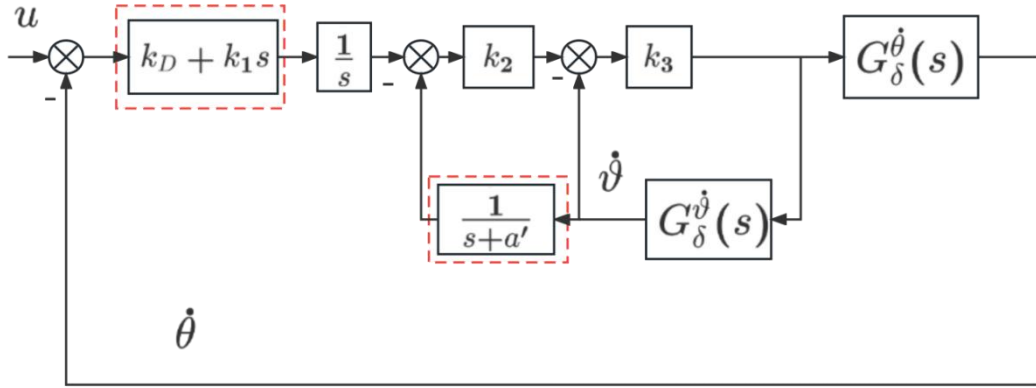


图 2-5 伪攻角+PD 控制回路结构框图

推导后的开环和闭环传递函数如下所示：

$$G_k(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 + k_D s) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6) s + k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-9)$$

$$G(s) = \frac{k_2 k_3 (k_1 + k_D s) (\rho_3 s^2 + \rho_4 s + \rho_5)}{(1 + k_2 k_3 k_D \rho_3) s^3 + (\rho_1 + k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_3 + k_2 k_3 k_D \rho_4) s^2 + (\rho_2 + k_3 \rho_5 + k_2 k_3 \rho_6 + k_1 k_2 k_3 \rho_6 + k_2 k_3 k_D \rho_5) s + k_1 k_2 k_3 \rho_5} \quad (2-10)$$

## 2.2 弹体动力学

导弹是一种具有根据时间变化，并且具有非线性质的弹性结构体，但通常情况下，将战术导弹视为刚体。本文讨论的导弹弹体为轴对称弹体，并研究其在纵向平面内的运动。在只考虑导弹弹体的刚性运动，忽略其弹性运动的情况下，通过采用“固化原则”和在小扰动假设下的线性化处理，可以将导弹的纵向动力学近似描述为短周期运动方程。具体而言，为了简化导弹的动力学分析，通常假设导弹在其飞行过程中出现的扰动较小，因此，导弹的运动方程可以线性化处理。这种方法利用了小扰动假设，即假设导弹的扰动幅度较小，使得非线性项可以忽略，从而得到线性形式的方程。常用的线性化方程表示如下：

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} = -a_1 \dot{\vartheta} - a_2 \alpha - a_3 \delta \\ \dot{\theta} = a_4 \alpha + a_5 \delta \\ \vartheta = \theta + \alpha \end{cases} \quad (2-11)$$

式中： $\vartheta$ ——俯仰角  
 $\theta$ ——弹道倾角



- $\alpha$ ——攻角  
 $\dot{\vartheta}$ ——俯仰角速度  
 $\ddot{\vartheta}$ ——俯仰角加速度  
 $\dot{\theta}$ ——倾角角速度  
 $\delta$ ——俯仰舵偏角  
 $a_1$ ——阻尼系数  
 $a_2$ ——恢复系数  
 $a_3$ ——操纵力矩系数  
 $a_4$ ——升力对 $\alpha$ 的导数  
 $a_5$ ——升力对 $\delta$ 的导数

由式(2-11)可以推导出如下的传递函数:

$$G_{\delta}^{\dot{\vartheta}}(s) = -\frac{a_3 s + a_3 a_4 - a_2 a_5}{s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)} \quad (2-12)$$

$$G_{\delta}^{\dot{\theta}}(s) = -\frac{-a_5 s^2 - a_1 a_5 s + (a_3 a_4 - a_2 a_5)}{s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)} \quad (2-13)$$

定义:  $k_v = V/(57.3g)$ , 则有,  $n_y = k_v \dot{\theta}$ ,  $V$ 为导弹速度,  $g$ 为重力加速度,  $n_y$ 为过载,  $k_v$ 为从弹道倾角角速度到过载的传递系数。

## 2.3 三回路过载驾驶仪结构分析

常用的伪攻角反馈三回路过载驾驶仪结构如图 2-6 所示, 经典三回路过载驾驶仪结构如图 2-7 所示。图 2-6 中:  $K_{AC}$ ,  $K_{\alpha}$  和  $K_g$  为伪攻角反馈结构中的反馈系数;  $K_{DC}$ ,  $K_A$ ,  $\omega_i$  和  $K_R$  为经典三回路结构中的反馈系数。在伪攻角反馈结构中, 通常取  $A_4 = a_4 - a_2 a_5 / a_3$ 。图 2-7 中:  $c$  表示加速度计在弹上的安装位置, 正的  $c$  表示安装在导弹质心之前。

在导弹控制系统中, 弹体气动参数的不确定性是最严重的环节之一。为了分析这些不确定性对系统的影响, 通常会分析舵机断开处的开环传递函数。通过忽略舵机、速率陀螺、加速度计及结构滤波器的高阶动态, 并采用伪攻角反馈结构, 可以简化得到一个如下的开环传递函数, 以便进一步分析和设计控制系统 (不考虑  $c$ )。

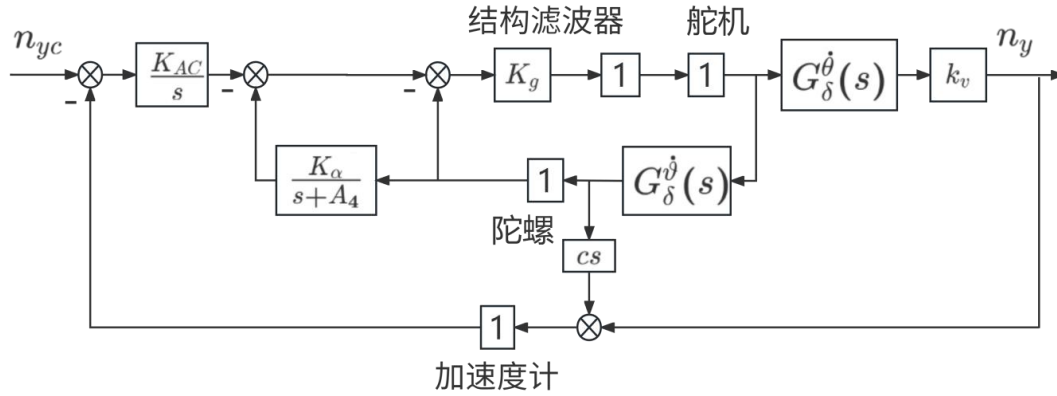


图 2-6 伪攻角反馈三回路过载驾驶仪结构图

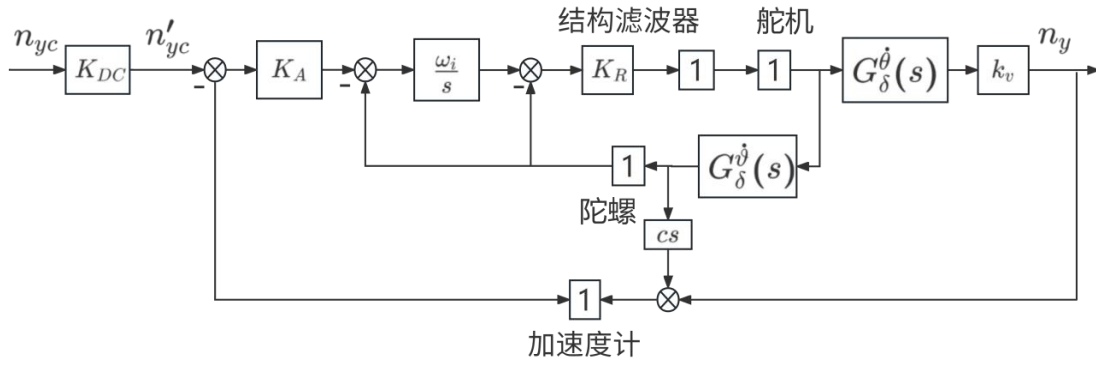


图 2-7 经典三回路过载驾驶仪结构图

$$HG(s) = \frac{1}{s} \cdot \frac{N_1 s^2 + N_1 s + N_0}{s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)}$$

(2-14)

式中：

$$\begin{cases} N_2 &= -a_3 K_g + a_5 K_{AC} K_g k_v \\ N_1 &= -(a_3 a_4 - a_2 a_5) K_g - a_3 K_\alpha K_g + a_1 a_5 K_{AC} K_g k_v \\ N_0 &= -(a_3 a_4 - a_2 a_5) K_{AC} K_g k_v \end{cases}$$

(2-15)

同理可得经典三回路结构的开环传递函数：

$$HG(s) = \frac{1}{s} \cdot \frac{N_2 s^2 + N_1 s + N_0}{s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)} \quad (2-16)$$

式中：

$$\begin{cases} N_2' = -a_3 K_R + a_5 K_A \omega_i K_R k_v \\ N_1' = -(a_3 a_4 - a_2 a_5) K_R - a_3 \omega_i K_R + a_1 a_5 K_A \omega_i K_R k_v \\ N_0' = -(a_3 a_4 - a_2 a_5)(1 + K_A k_v) \omega_i K_R \end{cases} \quad (2-17)$$

对比式(2-14)和式(2-16)不难发现，伪攻角反馈结构和经典三回路结构的开环传递函数具有相同的形式。

定义： $A_1 = a_1 + a_4$ ， $A_2 = a_2 + a_1 a_4$ ；对于伪攻角反馈结构的自动驾驶仪，可以推导出从指令到过载的闭环传递函数：

$$G_{n_{yc}}^{n_y} = \frac{K_{AC} K_g k_v [a_5 s^2 + a_1 a_5 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5)]}{s(s^2 + A_1 s + A_2) + N_2 s^2 + N_1 s + N_0} \quad (2-18)$$

同理可以推导出经典三回路的闭环传递函数：

$$G_{n_{yc}}^{n_y} = \frac{K_A \omega_i K_R k_v [a_5 s^2 + a_1 a_5 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5)]}{s(s^2 + A_1 s + A_2) + N_2 s^2 + N_1 s + N_0} \quad (2-19)$$

## 2.4 三回路过载驾驶仪闭环特征方程和开环传递函数

假设三回路过载驾驶仪闭环传递函数的特征方程为：

$$F(s) = (s + \omega_{n1})(s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2) \quad (2-20)$$

对于伪攻角反馈结构：

$$\begin{cases} N_2 + A_1 = \omega_{n1} + 2\xi\omega_n \\ N_1 + A_2 = \omega_n^2 + 2\xi\omega_n\omega_{n1} \\ N_0 = \omega_{n1}\omega_n^2 \end{cases} \quad (2-21)$$

对于伪攻角反馈结构，利用闭环特征方程的参数，确定其控制回路增益， $K_{AC}$ ， $K_\alpha$  和  $K_g$  如式(2-22)

$$\begin{cases} K_g = \frac{\omega_{n1} + 2\xi\omega_n - A_1 + a_5\omega_{n1}\omega_n^2/(a_3a_4 - a_2a_5)}{-a_3} \\ K_{AC} = \frac{\omega_{n1}\omega_n^2}{K_g k_v} \\ K_\alpha = \left[ \frac{\omega_n^2 + 2\xi\omega_n\omega_{n1} - A_2 + (a_3a_4 - a_2a_5)K_g}{+ a_1a_5\omega_{n1}\omega_n^2/(a_3a_4 - a_2a_5)} \right] / (-a_3K_g) \end{cases} \quad (2-22)$$

为了方便地描述和分析系统，更直观地理解系统的动态特性，采用统一的标准形式来表达控制系统的开环传递函数如下：

$$HG(s) = \frac{m's^2 + n's + p}{s(s^2 + A_1s + A_2)} \quad (2-23)$$

式中：

$$\begin{cases} m' = \omega_{n1} + 2\xi\omega_n - A_1 \\ n' = \omega_n^2 + 2\xi\omega_n\omega_{n1} - A_2 \\ p = \omega_{n1}\omega_n^2 \end{cases} \quad (2-24)$$

定义：

$$\begin{cases} m = \omega_{n1} + 2\xi\omega_n \\ n = \omega_n^2 + 2\xi\omega_n\omega_{n1} \\ p = \omega_{n1} \bullet \omega_n^2 \end{cases} \quad (2-25)$$

则：

$$\begin{cases} m' = m - A_1 \\ n' = n - A_2 \end{cases}$$

(2-26)

## 2.5 本章小结

本章首先进行了对多种自动驾驶仪的综述，介绍了几种常见的用于实际导弹和军事用途的自动驾驶仪的结构和传递函数。然后通过弹体力学的知识将导弹视为一个刚体，研究其在纵向平面的运动，通过“固化原则”和在小扰动假设下的线性化处理，将导弹的纵向动力学近似描述为短周期运动方程。本章随后深入剖析了伪攻角结构和经典三回路过载自动驾驶仪的结构和开闭环传递函数，得到了控制回路增益和各个控制回路参数的关系式，为三回路过载自动驾驶仪的设计提供了理论基础。

## 第3章 三回路过载驾驶仪参数设计

### 3.1 幅频——相频特性分析

#### 3.1.1 系统开环幅相特性

由系统开环传递函数 $HG(s)$ ，令 $s = j\omega$ ，可得其幅频、相频特性：

$$HG(j\omega) = \frac{(p/\omega - m'\omega) + j \bullet n'}{j(A_2 - \omega^2 + j \bullet A_1\omega)} \quad (3-1)$$

定义两个复数： $A(\omega)$ 和 $B(\omega)$ 如下：

$$\begin{cases} A(\omega) = \left(\frac{p}{\omega} - m'\omega\right) + j \bullet n' \\ B(\omega) = j(A_2 - \omega^2 + j \bullet A_1\omega) \end{cases} \quad (3-2)$$

则复数 $A(\omega)$ 和 $B(\omega)$ 的幅值和相位分别为：

$$\begin{cases} |A|^2 = \left(\frac{p}{\omega} - m'\omega\right)^2 + n'^2 \\ \angle A = \arctan\left(\frac{n'}{p/\omega - m'\omega}\right) \end{cases} \quad (3-3)$$

$$\begin{cases} |B|^2 = (A_2 - \omega^2)^2 + (A_1\omega)^2 \\ \angle B = 90^\circ + \arctan\left(\frac{A_1\omega}{A_2 - \omega^2}\right) \end{cases} \quad (3-4)$$

#### 3.1.2 加入等效执行机构后的幅频特性

在高速动态系统（如导弹控制系统）中，惯性测量装置（如陀螺仪和加速度

计）、舵机（或称执行器）、结构滤波器等高频部件对系统的特性有重要影响。这些因素会在系统传递函数中引入额外的动态效应，特别是在高频范围内。因此，在设计控制系统时必须对这些高频动态进行建模，以便更准确地预测系统行为并设计合适的控制策略。

等效执行机构模型是一种简化的数学模型，它将这些高频动态结合成一个表达式，以便于在控制系统设计中进行分析。通常为了保证模型的精确性和简洁性，这个模型会通过包含足够的动态特性来描述这些部件对系统响应的综合影响。由此，定义等效执行机构模型：

$$G_{ACT}(\omega) = \Gamma(\omega) \angle \varphi \quad (3-5)$$

可以得到系统总体的开环幅相特性：

$$\begin{cases} L(\omega) = \Gamma(\omega) \left| \frac{A(\omega)}{B(\omega)} \right| \\ \angle \phi = -90^\circ + \angle A - \angle B + \angle \varphi \end{cases} \quad (3-6)$$

开环幅值穿越频率，通常称为穿越频率或增益交叉频率，是控制系统分析中的一个重要参数，它定义了开环传递函数的幅值等于 1（或 0 dB）时的频率。在这个频率点上，系统的增益没有放大也没有衰减信号的强度。

令系统开环幅值穿越频率为  $\omega = \omega_{CR}$ ，则有：

$$\begin{cases} \Gamma \left| \frac{A}{B} \right| = 1 \\ \gamma = 90^\circ + \angle A - \angle B + \angle \varphi \end{cases} \quad (3-7)$$

式中  $\gamma$  为相位裕度。因此有：

$$\begin{cases} (p/\omega_{CR} - m'\omega_{CR})^2 + n'^2 = [(A_2 - \omega_{CR}^2)^2 + (A_1\omega_{CR})^2]/\Gamma_{\omega_{CR}}^2 \\ \gamma = 90^\circ + \arctan\left(\frac{n'}{p/\omega_{CR} - m'\omega_{CR}}\right) - \arctan\left(\frac{A_1\omega_{CR}}{A_2 - \omega_{CR}^2}\right) + \angle \varphi \end{cases} \quad (3-8)$$

式中  $\Gamma_{\omega_{CR}}$  为等效执行机构在穿越频率  $\omega_{CR}$  处的幅值。

开环相位穿越频率，也称为相位交叉频率，是指系统的总开环传递函数的相位角达到  $-180^\circ$ （或  $\pi$  弧度）的频率。在这个频率点，如果闭环反馈为正增益，系

系统将处于边缘稳定或不稳定状态，因此这是一个关键的参数用来评估系统的稳定性和设计控制器。令系统的开环相位穿越频率 $\omega = \omega_G$ ，则有：

$$\begin{cases} \Gamma \left| \frac{A}{B} \right| = L \\ \angle A - \angle B + \angle \varphi = -180^\circ \end{cases} \quad (3-9)$$

式中， $L$ 为幅值裕度，由此推导出下式：

$$\begin{cases} (p/\omega_G - m'\omega_G)^2 + n'^2 = L^2 [(A_2 - \omega_G^2)^2 + (A_1\omega_G)^2] / \Gamma_{\omega_G}^2 \\ \arctan\left(\frac{n'}{p/\omega_G - m'\omega_G}\right) - \arctan\left(\frac{A_1\omega_G}{A_2 - \omega_G^2}\right) + \angle \varphi = -90^\circ \end{cases} \quad (3-10)$$

式中 $\Gamma_{\omega_G}$ 为等效执行机构在穿越频率 $\omega_{CR}$ 处的幅值。

### 3.2 开环截止频率的约束条件

定义：

$$\begin{aligned} x &= \frac{p}{\omega_{CR}} - m'\omega_{CR}, y = n', \\ R^2 &= \frac{(A_2 - \omega_{CR}^2)^2 + (A_1\omega_{CR})^2}{\Gamma_{\omega_{CR}}^2}, \\ \gamma' &= \gamma + \arctan\left(\frac{A_1\omega_{CR}}{A_2 - \omega_{CR}^2}\right) - \angle \varphi - 90^\circ \end{aligned}$$

由式(3-10)推导出：

$$\begin{cases} x^2 + y^2 = R^2 \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) = \gamma' \end{cases} \quad (3-11)$$

由此推导出：

$$\begin{cases} m = A_1 + \frac{p}{\omega^2} - \frac{R}{\omega_{CR}} \cdot \cos\gamma' \\ n = A_2 + R \cdot \sin\gamma' \end{cases} \quad (3-12)$$

$$\text{定义 } R' = \frac{R}{\omega_{CR}} = \sqrt{\left(\frac{A_2}{\omega_{CR}} - \omega_{CR}\right)^2 + A_1^2 / \Gamma_{\omega_{CR}}},$$



则：

$$\begin{cases} m = A_1 + \frac{p}{\omega_{CR}^2} - R' \cos \gamma' \\ n = A_2 + R' \omega_{CR} \sin \gamma' \end{cases} \quad (3-13)$$

在工程设计中，开环截止频率 $\omega_{CR}$ 的选择是至关重要的，因为它直接关系到系统整体的性能和稳定性。

为避免高频噪声影响，在自动驾驶仪等复杂系统中，高频部件（如速率陀螺、加速度计及结构滤波器）通常对高频噪声较为敏感。将开环截止频率 $\omega_{CR}$ 设定在较低的频率，有助于滤除这些噪声，确保系统输出更加平稳和可靠。

为保证系统稳定性，通过限制开环截止频率 $\omega_{CR}$ ，可以控制系统响应中的高频成分，减少因高频振荡或反馈引起的不稳定性。此外，适当的截止频率选择有助于保持足够的相位裕度，进一步增强系统的稳定性。

为优化系统响应：选择适当的 $\omega_{CR}$ 可以平衡系统的快速响应和高频抑制之间的矛盾。较低的截止频率有助于平滑系统响应，减少过度的振荡和震荡。

综上所述，通常将开环截止频率设置在高频部件等效带宽 $\omega_{ACT}$ 的 1/3 到 1/5 之间。这样做的目的是为了保证在开环截止频率处，由于高频部件（如速率陀螺、加速度计及结构滤波器）引起的相位偏移不会超过  $30^\circ$ ，从而减少高频噪声或动态变化对系统稳定性的影响。

### 3.3 最大舵偏角的约束条件

根据 3.2 的分析可知，列写伪攻角反馈结构的传递函数：

$$G_{n_{yc}}^{n_y} = \frac{K_{AC} K_g k_v [a_5 s^2 + a_1 a_5 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5)]}{s(s^2 + A_1 s + A_2) + N_2 s^2 + N_1 s + N_0} \quad (3-14)$$

由此可得从指令到舵偏角和和舵偏角速度的传递函数：

$$G_{n_{yc}}^\delta(s) = \frac{K_{AC} K_g [s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)]}{s(s^2 + A_1 s + A_2) + N_2 s^2 + N_1 s + N_0} \quad (3-15)$$

$$G_{n_{yc}}^{\dot{\delta}}(s) = \frac{K_{AC} K_g s [s^2 + (a_1 + a_4)s + (a_2 + a_1 a_4)]}{s(s^2 + A_1 s + A_2) + N_2 s^2 + N_1 s + N_0} \quad (3-16)$$

根据文献[18]，由于系统对输入信号的初始反应，闭环系统响应的最大舵偏角速度在初始时刻产生。这种现象是由系统的动态特性决定的，尤其是在系统从稳态或静态条件突然受到输入（如阶跃输入）时更为明显。联立式(2-15)，可得：

$$\dot{\delta}_{\max}|_{t=0} = \lim_{s \rightarrow \infty} G_{n_{yc}}^{\delta}(s) n_{yc} = \frac{57.3g \cdot n_{yc}}{-V(a_3 a_4 - a_2 a_5)} p = \frac{\delta_{PH}}{a_2 + a_1 a_4} p = \frac{\alpha_{PH}}{a_3 + a_1 a_5} p \quad (3-17)$$

式中： $\delta_{PH}$ 和 $\alpha_{PH}$ 分别是指令为 $n_{yc}$ 时对应的平衡舵偏角和平衡攻角。  
由上可知，由最大舵偏角约束可得：

$$p \leq \frac{a_2 + a_1 a_4}{\delta_{PH}} \dot{\delta}_{\max} = \frac{a_3 + a_1 a_5}{\alpha_{PH}} \dot{\delta}_{\max} = p_{\max} \quad (3-18)$$

### 3.4 最小化闭环系统等效时间常数参数设计

联立式(2-25)和式(3-13)，可得：

$$\begin{cases} \omega_{n1} + 2\xi \sqrt{\frac{p}{\omega_{n1}}} = m = A_1 + \frac{p}{\omega_{CR}^2} - R' \cos \gamma' \\ \frac{p}{\omega_{n1}} + 2\xi \sqrt{p \omega_{n1}} = n = A_2 + R' \omega_{CR} \sin \gamma' \end{cases} \quad (3-19)$$

式中， $p \in (0, p_{\max}]$

$$p_{\max} = \frac{a_2 + a_1 a_4}{\delta_{PH}} \dot{\delta}_{\max} = \frac{a_3 + a_1 a_5}{\alpha_{PH}} \dot{\delta}_{\max} \quad (3-20)$$

闭环系统等效时间常数为

$$\tau = \frac{1}{\omega_{n1}} + \frac{2\xi}{\omega_n} = \frac{1}{\omega_{n1}} + \xi \sqrt{\omega_{n1}} \cdot \frac{2}{\sqrt{p}} \quad (3-21)$$

定义： $z_1 = \sqrt{\omega_{n1}}$ ,  $z_2 = \xi$ ,  $z_3 = \sqrt{p}$ ，则由式(3-19)可得：

$$\begin{cases} z_1^2 + 2\frac{z_2}{z_1}z_3 = A_1 + \frac{z_3^2}{\omega_{CR}^2} - R'\cos\gamma' \\ \frac{1}{z_1^2}z_3^2 + 2z_1z_2z_3 = A_2 + R'\omega_{CR}\sin\gamma' \end{cases} \quad (3-22)$$

将闭环系统等效时间常数作为优化目标函数即设计目标是最小化这个时间常数，从而优化系统的整体响应速度和性能。等效时间常数是一个反映系统动态响应速度的指标，较小的时间常数意味着系统能更快地达到其最终稳态值。引入目标函数：

$$f(Z) = \tau = \frac{1}{z_1^2} + z_2z_1\frac{2}{z_3} \quad (3-23)$$

综上所述，整个设计过程可以总结为以下在限制条件下的函数极值问题：

$$\begin{aligned} \min f(Z) &= \tau = \frac{1}{z_1^2} + z_1z_2\frac{2}{z_3} \\ \text{s.t.} &\begin{cases} z_1^2 + 2\frac{z_2}{z_1}z_3 = A_1 + \frac{z_3^2}{\omega_{CR}^2} - R'\cos\gamma' \\ \frac{1}{z_1^2}z_3^2 + 2z_1z_2z_3 = A_2 + R'\omega_{CR}\sin\gamma' \end{cases} \\ &z_1 \in (0, +\infty), z_2 \in [\xi_{min}, +\infty), z_3 \in (0, \sqrt{p_{max}}] \end{aligned} \quad (3-24)$$

式中，

$$\begin{aligned} R' &= \sqrt{\left(\frac{A_2}{\omega_{CR}} - \omega_{CR}\right)^2 + A_1^2/\Gamma_{\omega_{CR}}}, \\ \gamma' &= \gamma + \arctan\left(\frac{A_1\omega_{CR}}{A_2 - \omega_{CR}^2}\right) - \angle\varphi - 90^\circ, \\ A_1 &= a_1 + a_4, A_2 = a_2 + a_1a_4, \\ p_{max} &= \frac{V(a_3a_4 - a_2a_5)}{n_{yc} \cdot 57.3g} \delta_{max}, \end{aligned}$$

$\omega_{ACT}$ ——高频部件等效带宽

$\delta_{\max}$ ——最大舵偏角速度

$n_{yc}$ ——最大过载指令

$\omega_{CR}$ ——开环截止频率 $(1/3 \sim 1/5)\omega_{ACT}$

$\gamma$ ——相位裕度

$\Gamma_{\omega_{CR}}$ ——等效执行机构在 $\omega_{CR}$ 处的幅值

$\angle\varphi$ ——等效执行机构在 $\omega_{CR}$ 处的相位

求解式(3-24)优化目标函数的最优解 $Z_{opt}=[z_{1\cdot opt}, z_{2\cdot opt}, z_{3\cdot opt}]$ ,则有:

$$\begin{cases} \omega_{n1\cdot opt} &= z_{1\cdot opt}^2 \\ \omega_{n\cdot opt} &= \frac{z_{3\cdot opt}}{z_{1\cdot opt}} \\ \xi_{opt} &= z_{2\cdot opt} \\ \tau_{min} &= \frac{1}{\omega_{n1\cdot opt}} + 2 \frac{\xi_{opt}}{\omega_{n\cdot opt}} \end{cases} \quad (3-25)$$

当没有指定相位裕度 $\gamma$ , 而只给出了它的取值范围 $\gamma \in [\gamma_{\min}, +\infty)$ 时, 令 $z_4=\gamma$ , 则整个设计过程可以总结为以下在限制条件下的函数极值问题:

$$\begin{aligned} \min f(Z) &= \tau = \frac{1}{z_1^2} + z_1 z_2 \frac{2}{z_3} \\ s.t. &\begin{cases} z_1^2 + 2 \frac{z_2}{z_1} z_3 = A_1 + \frac{z_3^2}{\omega_{CR}^2} - R \cos(z_4 + \arctan\left(\frac{A_1 \omega_{CR}}{A_2 - \omega_{CR}^2}\right) - \angle\varphi - 90^\circ) \\ \frac{1}{z_1^2} z_3^2 + 2 z_1 z_2 z_3 = A_2 + R' \omega_{CR} \sin z_4 (z_4 + \arctan\left(\frac{A_1 \omega_{CR}}{A_2 - \omega_{CR}^2}\right) - \angle\varphi - 90^\circ) \end{cases} \\ &z_1 \in (0, +\infty), z_2 \in [\xi_{\min}, +\infty), z_3 \in (0, \sqrt{p_{\max}}], z_4 \in [\gamma_{\min}, +\infty) \end{aligned} \quad (3-26)$$

在制导与控制系统应用如静稳定导弹的设计中, 关键参数开环截止频率 $\omega_{CR}$

和相位裕度 $\gamma$ 的设置对于系统性能至关重要。对于上述增加的改良，当对于给定好的开环截止频率 $\omega_{CR}$ 和相位裕度 $\gamma$ ，采用式(3-24)时有一定的机率会出现开环截止频率 $\omega_{CR}$ 和相位裕度 $\gamma$ 互斥的情况。在此种情况下，式(3-24)可能会出现无解的情况。当开环截止频率 $\omega_{CR}$ 和相位裕度 $\gamma$ 相容时，式(3-26)的最优解满足式(3-24)。即，使用式(3-26)按 $\gamma \geq \gamma_{\min}$ 寻优与使用式(3-24)指定 $\gamma = \gamma_{\min}$ 寻优，结果一致；此时，对于式(3-26)，按 $\gamma \geq \gamma_{\min}$ 寻优结果即是： $\gamma_{opt} = \gamma_{\min}^{[18]}$ 。

### 3.5 本章小结

本章首先对系统进行了幅频——相频特性分析，通过系统开环传递函数，得到了其幅频、相频特性，以及加入等效执行机构后的幅频特性。本章随后讨论了开环截止频率的选择对系统性能和稳定性的影响，通常将其设置在高频部件等效带宽的 1/3 到 1/5 之间，以保证系统的稳定性和响应速度。本章随后分析了分析了最大舵偏角对系统性能的影响，根据传递函数，得到了从指令到舵偏角和舵偏角速度的传递函数，从而确定了最大舵偏角的约束条件。本章最后将闭环系统等效时间常数作为优化目标函数，通过求解该函数的最优解，实现了在限制条件下的参数设计。

## 第 4 章 仿真结果分析

### 4.1 系统参数和系统特性的设计结果

参考表 4-1 中的弹体气动参数和表 4-2 中的各硬件相关数据作为本文中三回路过载自动驾驶仪分析的依据。并依据 $n_{yc} = 30.00, \delta_{\max} = 200.00(^{\circ})/s$

表 4-1 弹体气动参数

$V/(m \cdot s^{-1})$	$a_1/s^{-1}$	$a_2/s^{-2}$	$a_3/s^{-2}$	$a_4/s^{-1}$	$a_5/s^{-1}$
914.4	1.50	$\pm 250.0$	280.0	1.60	0.23

表 4-2 硬件数据

硬件	阻尼 $\xi$	频率 $\omega/(rad \cdot s^{-1})$	在不同频率处的相位滞后/ $(^{\circ})$			
			$\omega = 50rad/s$	$\omega = 45rad/s$	$\omega = 40rad/s$	$\omega = 35rad/s$
结构滤波器	0.50	314	9.35	8.32	7.43	6.43
加速度计	0.65	300	12.61	11.33	10.08	8.73
速率陀螺	0.65	300	12.61	11.33	10.08	8.73
舵机	0.65	220	17.33	15.57	13.70	12.02
总滞后	—	—	39.28	35.15	31.16	27.12

等效执行机构的时间常数反映了系统的响应速度，通常用来衡量系统对输入信号的快速响应能力。在控制系统设计中，确定硬件参数的等效执行机构时间常数是确保系统性能的重要步骤之一。由表 4-2 中的硬件数据可以推导出系统的等效执行机构的时间常数如下：

$$\tau_{ACT} = \frac{1}{220} + \frac{1}{300} + \frac{1}{314} = \frac{1}{90} \quad (4-1)$$

基于系统设计的预期动态响应和稳定要求制定的范围，将开环截止频率设置

在高频部件等效带宽 $\omega_{ACT}$  的 1/3 到 1/5 之间（即  $18^\circ$ 到  $30^\circ$ ）。采用本文的设计方法，对上述提供的数据进行伪攻角反馈结构的三回路过载自动驾驶仪的参数设计。确保系统的相位裕度 $\gamma=45^\circ$ ，确保系统的稳定性。为分析不同频率设定下系统的稳定性和响应特性，选取系统的开环截止频率 $\omega_{CR}=55、50、45$  和  $40$  (rad/s) 及  $40、35、30$  和  $25$  (rad/s)；阻尼比 $\xi \geq 0.6$ ，综合考虑截止频率的选择、相位裕度及阻尼比，以达到系统设计的最佳性能，统筹对系统进行设计计算优化。最终详细结果如表 4-3 所示。

表 4-3 计算结果

序号	$a_2$	$\omega_n$	$\omega_{n1}$	$\xi$	$\omega_{CR}$	$\gamma_{opt}$	$L$	$\tau_{min}$
	$/(s^{-2})$	$/(rad \cdot s^{-1})$	$/(rad \cdot s^{-1})$		$/(rad \cdot s^{-1})$	$/(^\circ)$	$/(dB)$	$/(s)$
1	250	8.33	44.57	0.6	55	45	6.59	0.168
2	250	10.79	36.61	0.6	50	46.33	7.50	0.140
3	250	11.93	29.90	0.6	45	49.23	8.55	0.135
4	250	13.77	22.11	0.6	40	51.09	9.55	0.131
5	-250	5.81	41.20	0.6	40	45	-6.23/7.61	0.234
6	-250	6.23	35.84	0.6	35	45	-5.79/8.57	0.227
7	-250	6.06	31.55	0.6	30	45	-5.22/9.53	0.233
8	-250	5.12	28.20	0.6	25	45	-4.32/10.62	0.271

## 4.2 系统的仿真结果分析

### 4.2.1 过载单位阶跃响应

利用表 4-3 中的计算结果中的 $\omega_n$ 和 $\omega_{n1}$ 可以计算出伪攻角结构的三回路过载自动驾驶仪的闭环传递函数的各项增益，进而得到系统的闭环传递函数如图 4-1 和图 4-2 所示

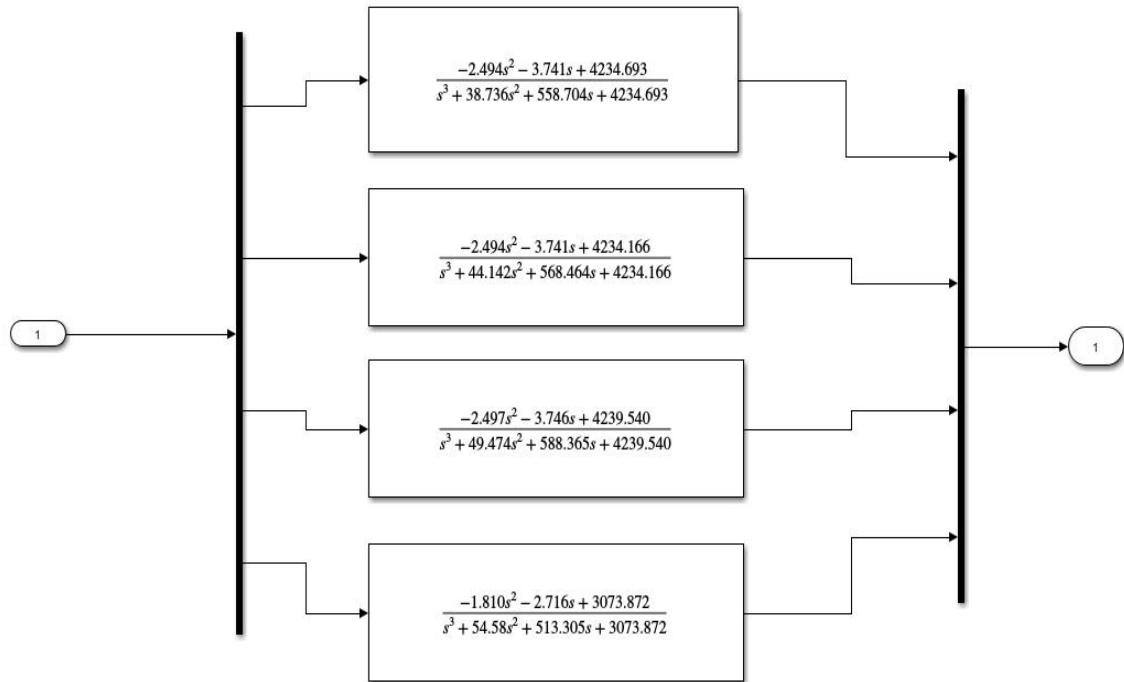


图 4-1 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的总闭环传递函数

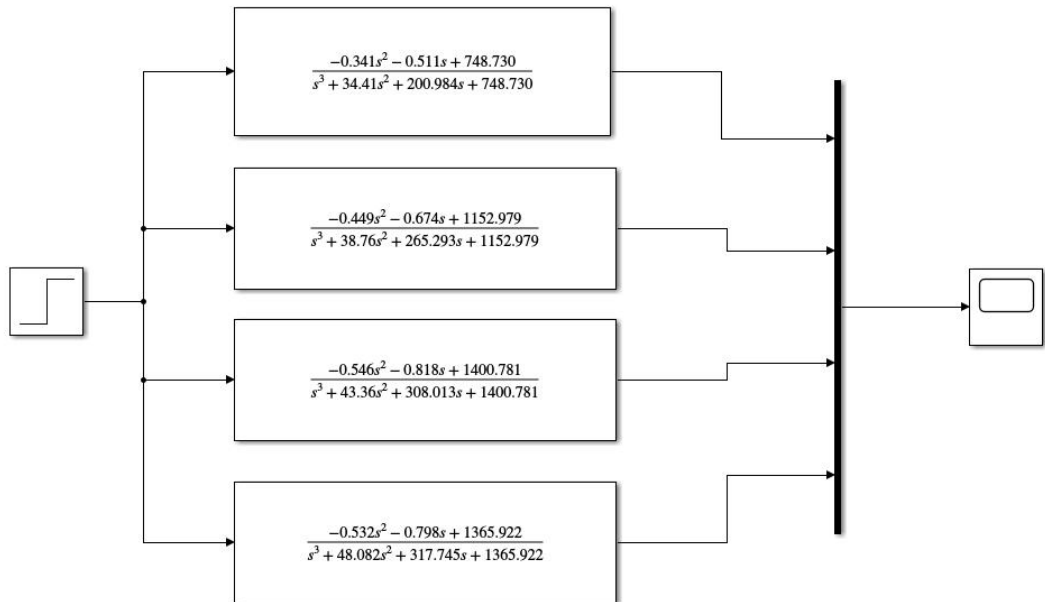


图 4-2 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的总闭环传递函数

根据系统的总体闭环传递函数可以得到系统的过载单位阶跃响应曲线如图 4-3 和图 4-4 所示。



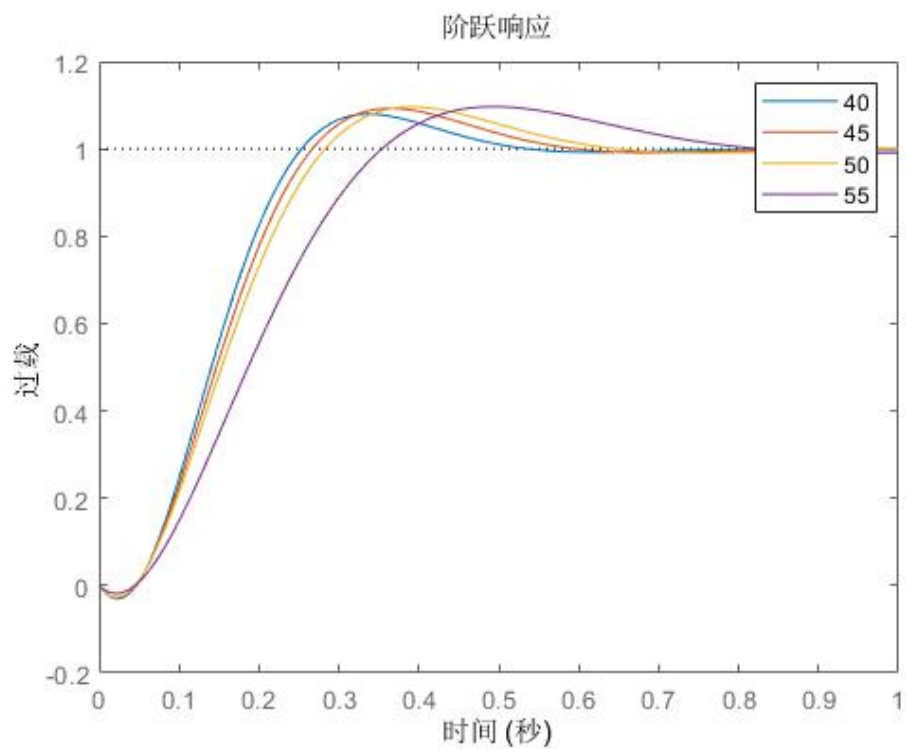


图 4-3 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的单位阶跃响应曲线

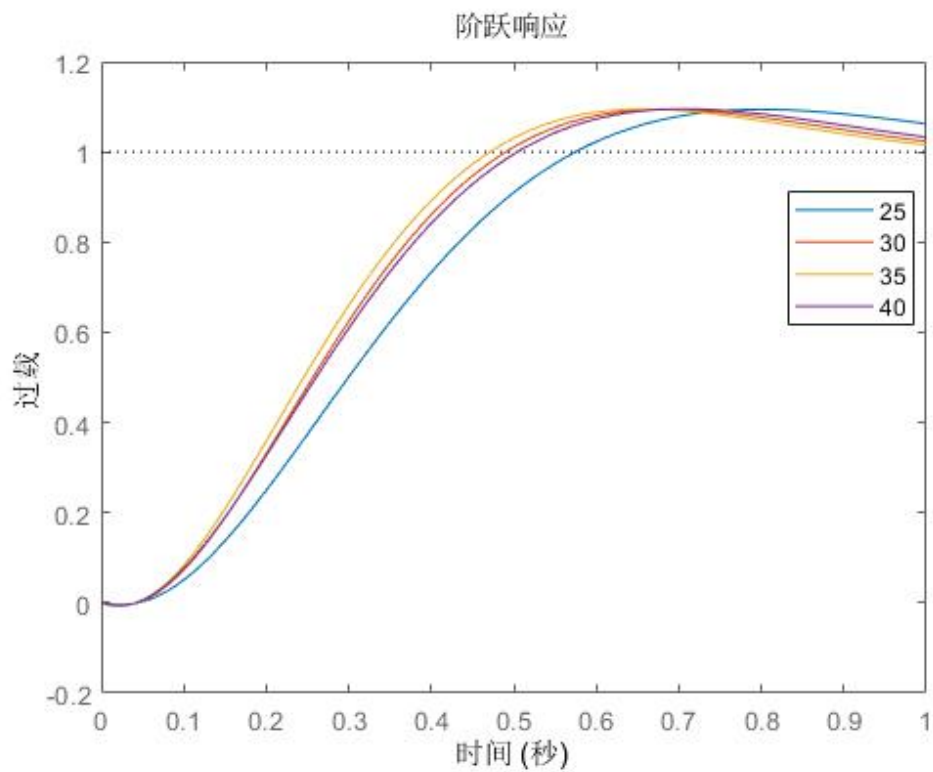


图 4-4 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的单位阶跃响应曲线

由图 4-5 和图 4-6 可知, 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时, 系统单位阶跃响应的超调量分别为 9.67%, 9.62%, 9.27%, 7.97%; 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时, 系统单位阶跃响应的超调量分别为 9.51%, 9.48%, 9.43%, 9.41% 均小于 10%。系统较小的超调量有助于提升系统的控制精度, 可以更精确地调整到目标值, 增强系统的稳定性。与此同时, 系统的超调量控制在较低水平可以显著提高系统的可靠性和耐用性, 提升系统的可靠性。在导弹技术中, 系统较小的超调量可以使导弹更精确地击中目标, 增加命中率, 提高作战效果。

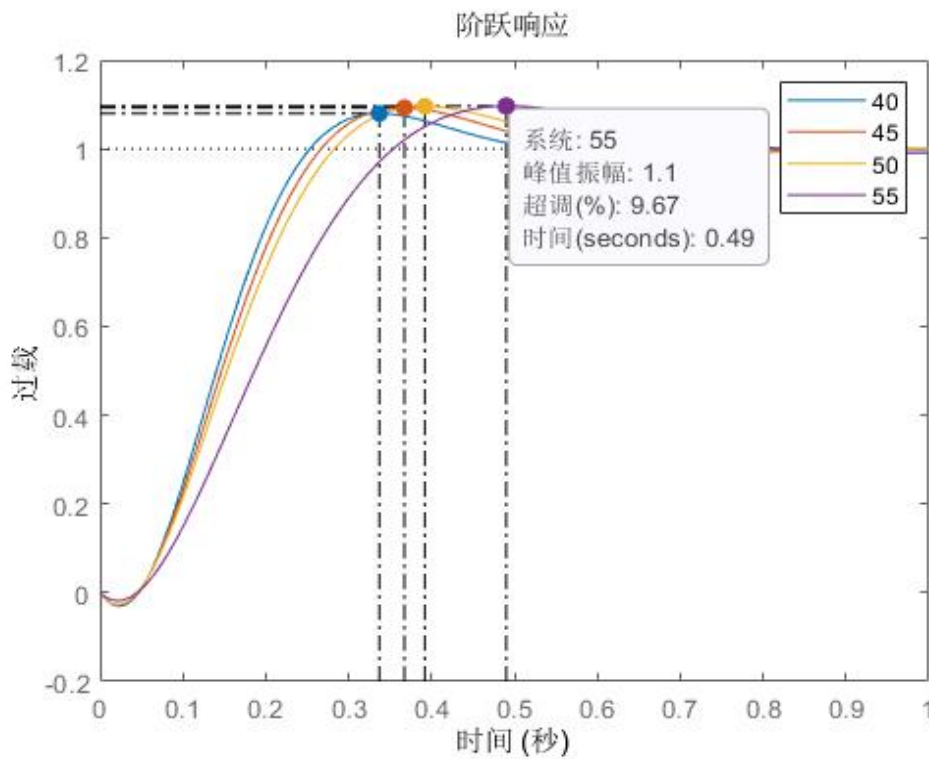


图 4-5 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的单位阶跃响应最大超调量

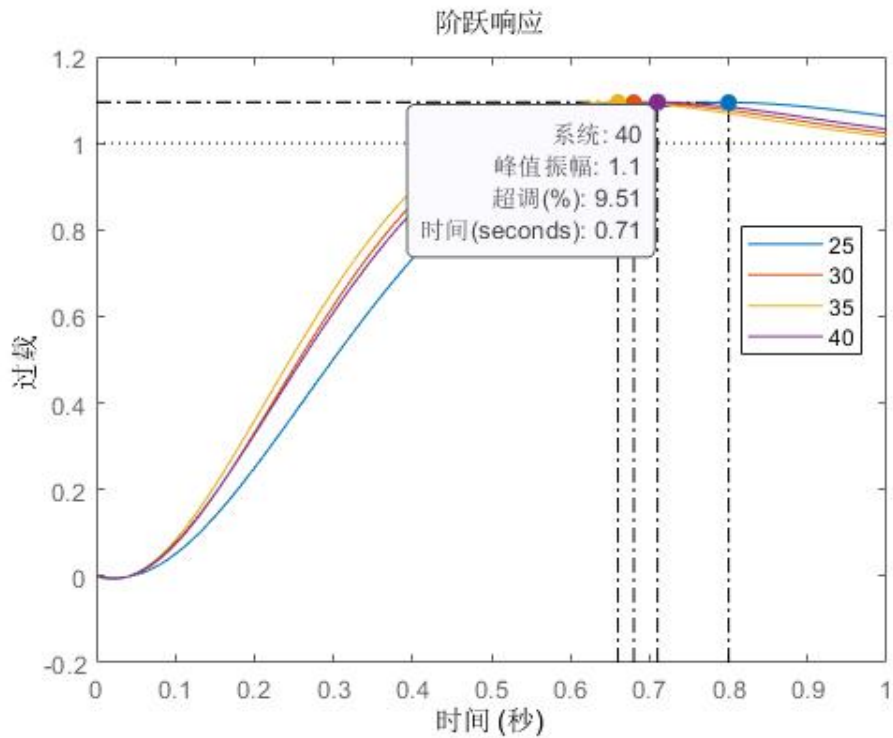


图 4-6 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的单位阶跃响应最大超调量

由图 4-7 和图 4-8 可知, 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时, 系统单位阶跃响应的上升时间分别为 0.218s, 0.169s, 0.157s, 0.146s, 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时, 系统单位阶跃响应的超调量分别为 0.363s, 0.320s, 0.308, 0.296s, 均小于 0.4s。系统的较小的上升时间意味着系统更快的响应速度, 系统更快地达到稳定状态, 能够更快地对输入信号做出响应, 从而提高了系统的响应速度和效率。同时, 系统更小的上升时间意味着系统的动态性能更好。在需要快速动态响应的导弹飞行器控制系统中, 能够确保系统能够及时有效地应对变化的环境和指令。此外, 较小的上升时间通常与更小的超调量和振荡有关, 这意味着系统更稳定, 更容易控制, 避免了过冲现象的发生, 从而提高了系统的稳定性和可靠性。

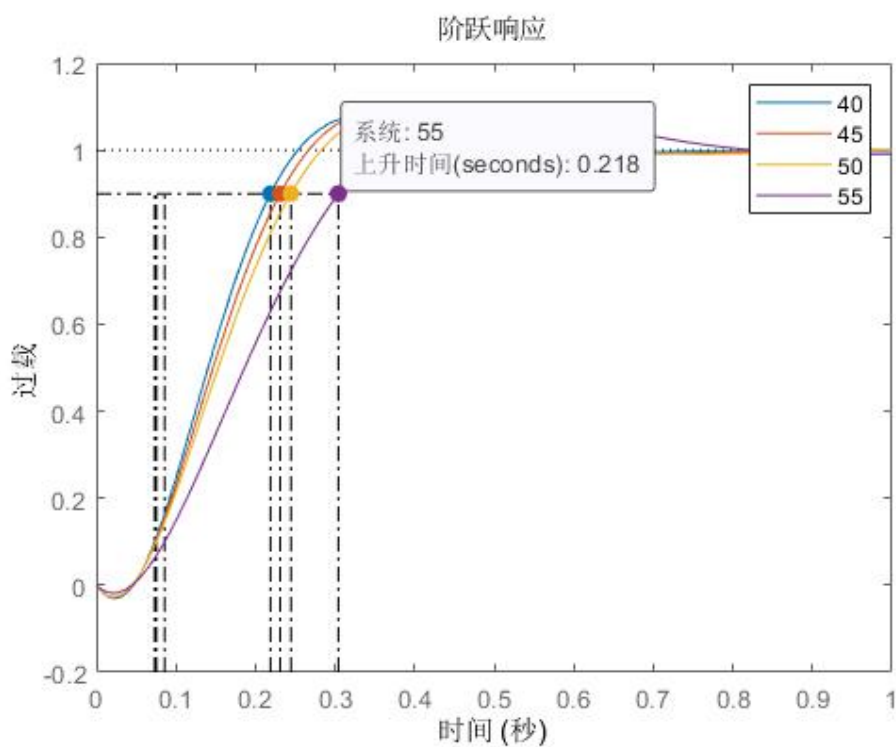


图 4-7 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的单位阶跃响应最大上升时间

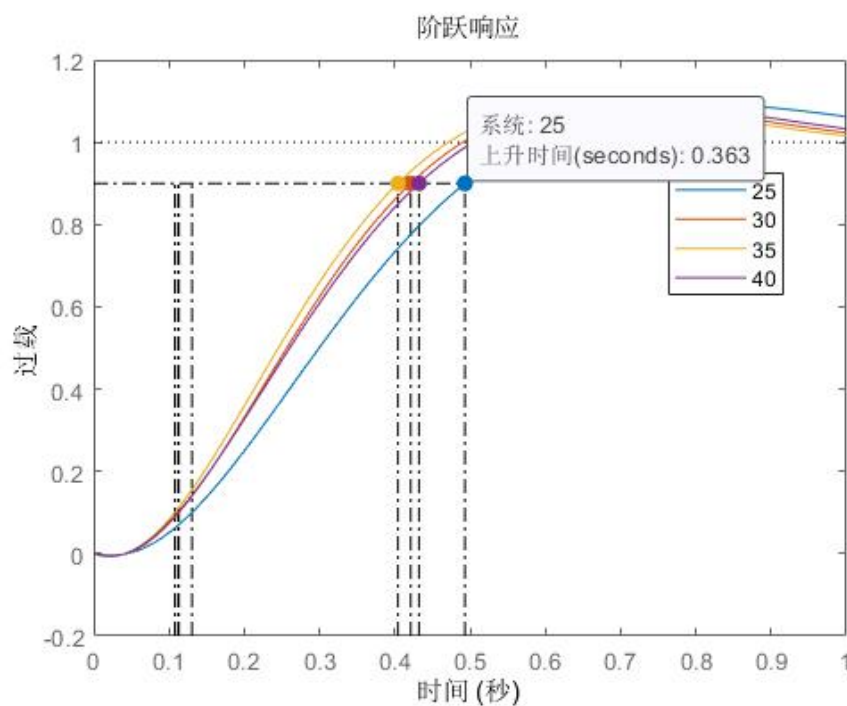


图 4-8 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的单位阶跃响应最大上升时间

## 4.2.2 过载单位阶跃响应的舵偏角速度和舵偏角

利用表 4-3 中的计算结果中的 $\omega_n$ 和 $\omega_{n1}$ 联立式(3-16)可以得到舵偏角速度的传递函数，如图 4-9 和图 4-10 所示

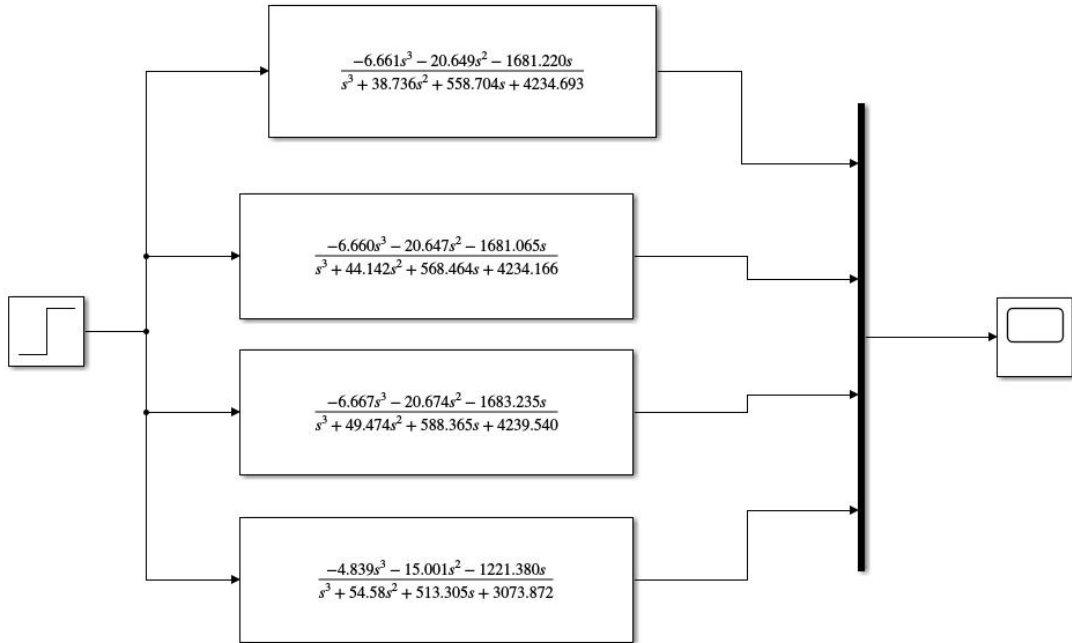


图 4-9  $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的舵偏角速度传递函数

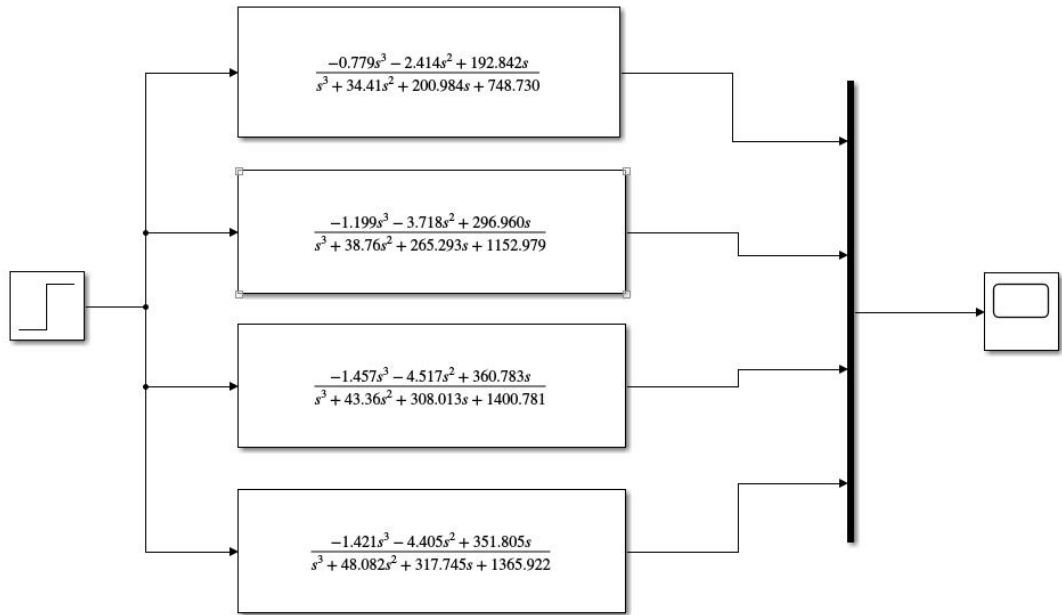


图 4-10  $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的舵偏角速度传递函数

根据系统的总体闭环传递函数可以得到系统的舵偏角速度单位阶跃响应曲线如图 4-11 和图 4-12 所示。系统的舵偏角速度单位阶跃响应曲线最终趋向于 0，说明舵偏角的变化会更加平缓，而不会出现突然的或不稳定的变化，使系统对控制输入的变化更加平稳和可预测，提高系统的稳定性、可控性和安全性。

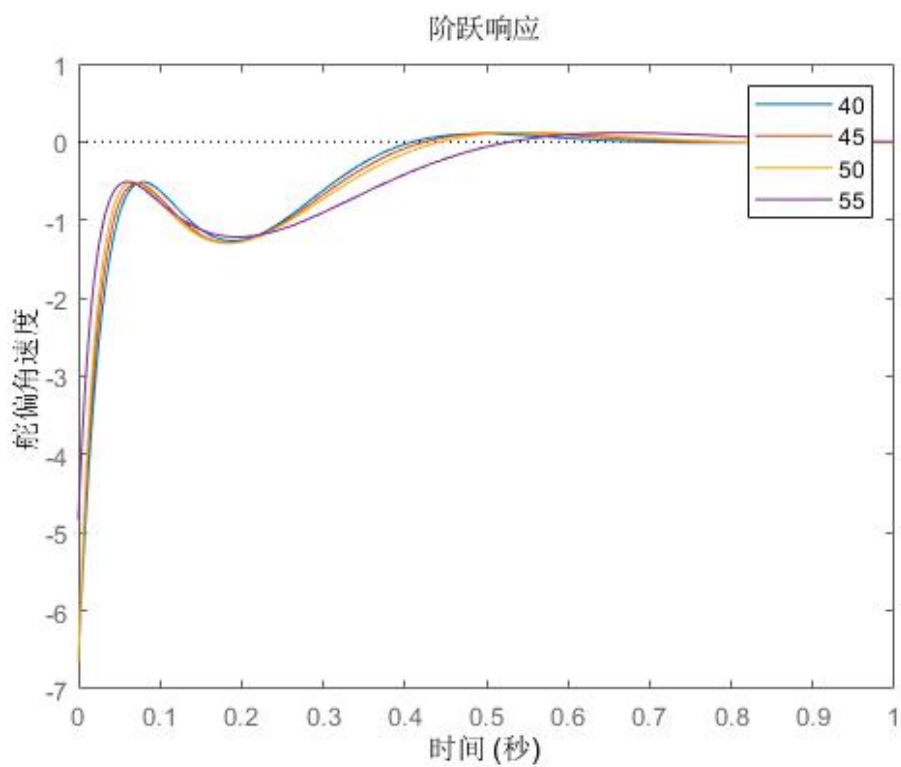


图 4-11 系统在 $a_2=250$ ,  $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的舵偏角速度单位阶跃响应曲线

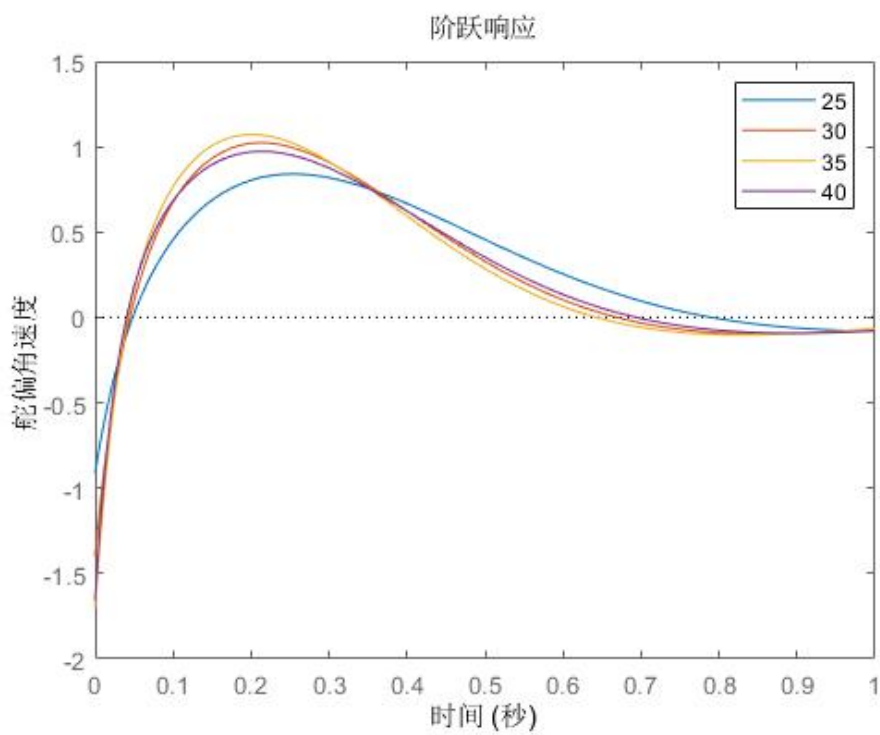


图 4-12 系统在 $a_2=-250$ ， $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的舵偏角速度单位阶跃响应曲线

由系统的舵偏角速度单位阶跃响应曲线不难得出系统的舵偏角单位阶跃曲线如图 4-13 和图 4-14 所示。由图 4-13 和图 4-14 可知，两种情况下的系统舵偏角最终趋于稳定在 $-0.3^\circ$ 和  $0.4^\circ$ 。

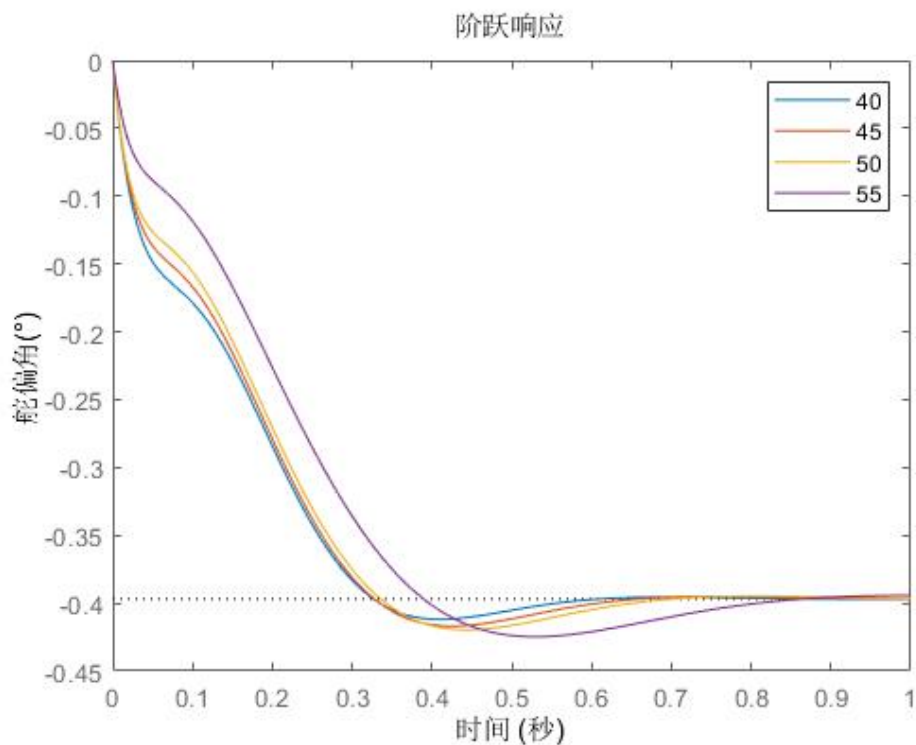


图 4-13 系统在 $a_2=250$ ， $\omega_{CR}=55, 50, 45, 40$  时系统的舵偏角单位阶跃响应曲线



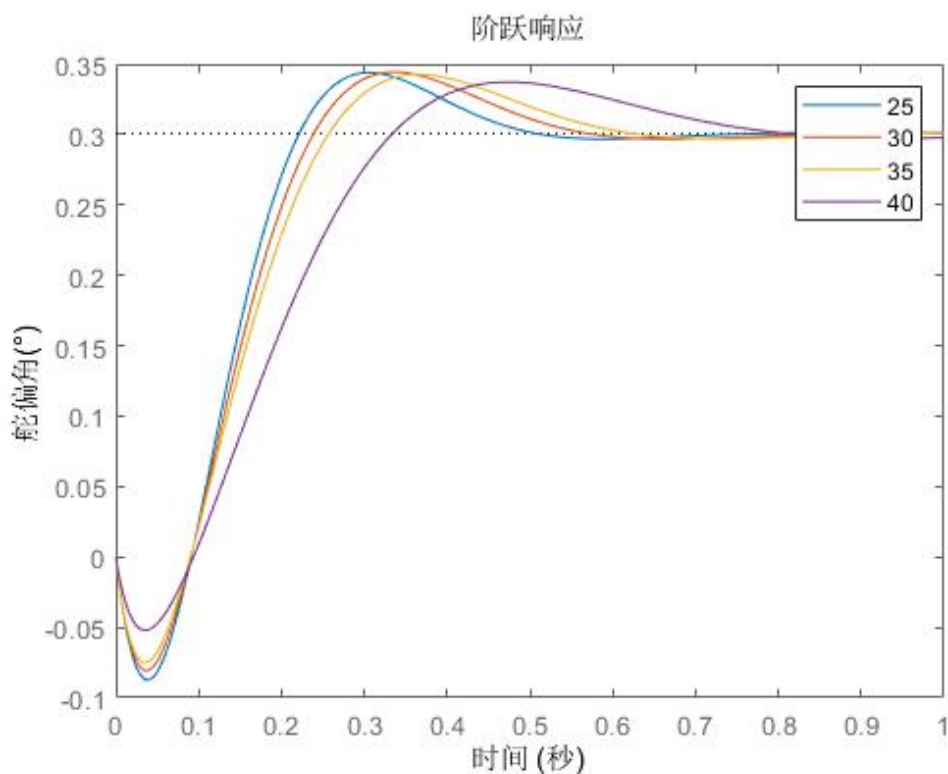


图 4-14 系统在 $a_2=-250$ ,  $\omega_{CR}=40, 35, 30, 25$  时系统的舵偏角单位阶跃响应曲线

### 4.3 本章小结

本章首先凭借上文描述的设计方法进行了设计尝试，根据弹体气动参数和硬件数据，计算得出了三回路过载自动驾驶仪的参数，并进行了优化。随后根据控制回路计算得出的参数计算出了系统的传递函数的增益，得到了系统的总闭环传递函数的具体表达形式，并且绘制了系统的过载单位阶跃响应曲线、舵偏角速度单位阶跃响应曲线和舵偏角单位阶跃响应曲线，分析了不同频率设定下系统的稳定性和响应特性。

## 结论

本文首先详细分析了课题背景，引出了自动驾驶仪在导弹飞行器控制领域的重要作用，并充分剖析了自动驾驶仪的发展现状和设计方法。随后分析了三回路自动驾驶仪在自动驾驶仪领域中的独特优势和其目前的一些先进的设计方法。

通过对三回路自动驾驶仪两种结构的传递函数和特征方程的详细分析，得出两种结构的自动驾驶仪增益和闭环极点的关系等式。

对系统和等效执行机构进行了幅频特性分析，得出了系统开环截止频率和系统的相位裕度的关系式，并以此建立系统开环截止频率和相位裕度的设计约束。随后通过系统的最大舵偏角约束继续建立约束条件并最终建立了系统最小化等效时间常数的约束条件下的函数方程，通过求取函数方程的最优解得到控制回路的具体参数。

最后以上述的设计方法通过算例对系统进行了计算优化，得出了系统在不同开环截止频率下闭环传递函数的具体形式。系统的阶跃响应曲线中，在不同的截止频率，系统的超调量和上升时间均满足了设计要求。其中较小的超调量保证了系统的稳定性和控制精度，使系统能更快地稳定下来，减少波动和振荡，系统运行更加可靠有助于系统更精确地达到期望的输出状态，减少误差；其中较小的调整时间能够快速对输入信号做出反应，提高系统的实时性和效率。

综上所述，该设计方法综合考虑了系统的最大舵偏角约束、开环截止频率约束、等效执行机构约束以及相位裕度的约束，精确并优化了参数设计，不失为一种利于工程实践的三回路自动驾驶仪的设计方法。

## 参考文献

- [1] 苑桂萍,肖益,韩丛英.2023年国外飞航导弹发展综述[J].战术导弹技术,2024(02): 1-8.DOI:10.16358/j.issn.1009-1300.20240508.
- [2] 苑桂萍,肖益,余明璐.美军2018—2024财年高超声速技术领域科研预算分析[J].战术导弹技术,2023(05):64-72.DOI:10.16358/j.issn.1009-1300.20230522.
- [3] Joseph T. Russia's nuclear-powered cruise missile successfully tested, Putin says [EB/OL].2023-10-05.<https://www.twz.com/russias-nuclear-poweredcruise-missile-successfully-tested-putin-says>.
- [4] 林德福,王辉,王江,范军芳.战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析 [M].北京:北京理工大学出版社,2012.
- [5] 王辉,林德福,祁载康.导弹伪攻角反馈三回路驾驶仪设计分析 [J].系统工程与电子技术,2012,34(1):129-135.
- [6] Mracek C P, Ridgely D B. Optimal control solution for dual( tail and canard) controlled missiles [C]. Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006: 1-28.
- [7] Bhavnesh Panchal, Subramanian K, Talole S E. Robust missile autopilot design using two time-scale separation. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(3)
- [8] Jingliang Sun, Chunsheng Liu. Disturbance observer-based robust missile autopilot design with fullstate constraints via adaptive dynamic programming. Journal of the Franklin Institute, 2018, 355(5)
- [9] Arya H, Bandyopadhyay B, Sankar R B. Roll autopilot design of a tactical missile using higher order sliding mode technique. Indian Control Conference, 2016
- [10] Ra Chunggil, Kim Seungkeun, Suk Jinyoung. Adaptive sliding mode autopilot design for skid-to-turn missile model with uncertainties. International Journal of Control Automation And Systems, 2017, 15(6)
- [11] 崔杰. BTT 导弹自适应神经网络自动驾驶仪设计. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学学位论文, 2006
- [12] Haijun Rong, Zhaoxu Yang, PakKin Wong, et al. Adaptive selflearning fuzzy autopilot design for uncertain bank-to-turn missiles. Journal of Dynamic Systems, Measurement & Control, 2017, 139(4)
- [13] Pengfei Yang, Yangwang Fang, Dong Chai, et al. Fuzzy control strategy for hypersonic missile autopilot with blended aero-fin and lateral thrust. Journal of Systems and Control Engineering, 2016, 230(1)
- [14] 余冀峰,杨锁昌,张圣进.导弹自动驾驶仪设计研究现状及发展趋势[J].飞航导弹,2019(06):83-86.DOI:10.16338/j.issn.1009-1319.20180303.

- [15] 徐婉莹,郑永斌,白圣建,等.导弹三回路自动驾驶仪的最优控制设计方法[J/OL].国防科技大学学报: 1-11[2024-05-20].<http://kns.cnki.net/kcms/detail/43.1067.T.20231227.1610.002>.
- [16] 张明恩,李庆波,陈国良,等.伪攻角反馈三回路自动驾驶仪频域设计法研究[J].工业控制计算机,2021,34(01):14-16.
- [17] 张欧,严曙馨.几种防空导弹自动驾驶仪的研究分析[J].航天控制,2020,38(04):34-39.DOI:10.16804/j.cnki.issn1006-3242.2020.04.002.
- [18] 陈中祥,韦汉林,任韦.一种三回路过载自动驾驶仪设计方法[J].航天控制,2023,41(03):50-57.DOI:10.16804/j.cnki.issn1006-3242.2023.03.004.

## 哈尔滨工业大学本科毕业论文（设计） 原创性声明和使用权限

### 本科毕业论文（设计）原创性声明

本人郑重声明：此处所提交的本科毕业论文（设计）《三回路过载跟踪自动驾驶仪设计》，是本人在导师指导下，在哈尔滨工业大学攻读学士学位期间独立进行研究工作所取得的成果，且毕业论文（设计）中除已标注引用文献的部分外不包含他人完成或已发表的研究成果。对本毕业论文（设计）的研究工作做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式注明。

作者签名：

日期：

2024 年 5 月 26 日

### 本科毕业论文（设计）使用权限

本科毕业论文（设计）是本科生在哈尔滨工业大学攻读学士学位期间完成的成果，知识产权归属哈尔滨工业大学。本科毕业论文（设计）的使用权限如下：

（1）学校可以采用影印、缩印或其他复制手段保存本科生上交的毕业论文（设计），并向有关部门报送本科毕业论文（设计）；（2）根据需要，学校可以将本科毕业论文（设计）部分或全部内容编入有关数据库进行检索和提供相应阅览服务；（3）本科生毕业后发表与此毕业论文（设计）研究成果相关的学术论文和其他成果时，应征得导师同意，且第一署名为哈尔滨工业大学。

保密论文在保密期内遵守有关保密规定，解密后适用于此使用权限规定。

本人知悉本科毕业论文（设计）的使用权限，并将遵守有关规定。

作者签名：

日期：

2024 年 5 月 26 日

导师签名：

日期：

2024 年 5 月 26 日

## 致谢

行文至此，大学生活已悄然迈向终点。在这充满感慨的时刻，我心中盈满了深深的感恩之意。

首先，我要满怀最真挚与深切的感激之情向我的指导教师邵春涛教授致以崇高敬意。在“三回路过载跟踪自动驾驶仪设计”的研究之旅中，邵教授宛如一盏璀璨明灯，始终为我照亮前行的道路。他凭借自身渊博的知识和丰富的实践经验，给予我全方位的悉心指导与耐心引领。从研究方向的精准把控到每一个细微之处的精心雕琢，他都不辞辛劳地为我答疑解惑，助力我一次次战胜艰难险阻。正因为有了邵教授的倾囊相授与关怀备至，我才能够学术征程上稳步前行，顺利完成这极具挑战的研究任务。他的智慧光芒和深切关爱如同春雨般滋养着我，让我得以茁壮成长，这份深厚恩情我将永远铭记于心，难以忘怀。

我要衷心感恩我的母校，母校为我营造了无比优越的学习环境，提供了海量的学术资源。在这里，我如鱼得水般地汲取知识，不断成长和进步，母校就像温暖的港湾，给予我无尽的滋养和力量。

此外，我要诚挚感谢我的父母。他们一直是我最强有力的后盾，默默地给予我支持与鼓励，在我遇到困难时给予我强大的力量，在我疲惫不堪时给予我温暖的怀抱，让我能毫无后顾之忧地专注于学业追求。

再者，我要感谢我的同学们，在学习与生活中与我相互扶持、共同进步，那些一同探讨问题、交流思想的美好时光，都让我获益良多。

最后，我要向所有曾给予我帮助的人们表达我最真挚的谢意，你们的关爱与支持是我不断前行的强大动力。