

Integrated Guidance and Control
Technology for Aircraft

飞行器制导控制 一体化技术

© 宋海涛 张涛 张国良 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

飞行器制导控制一体化技术

宋海涛 张 涛 张国良 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

制导控制一体化是飞行器飞行控制技术发展的一个新趋势,为应对新型突防和拦截技术的挑战提供了强有力的技术支持。本书系统介绍飞行器制导控制一体化这一新技术,主要内容包括制导控制一体化建模、制导控制一体化鲁棒控制器设计、考虑动态性能的制导控制一体化设计、任意性能的制导控制一体化设计和六自由度制导控制一体化半实物仿真系统等,为了检验制导控制一体化各型控制器的控制效果,设计拦截仿真实验。

本书可作为从事飞行器控制、飞行器设计、制导、非线性控制领域理论与工程技术研究人员学习的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器制导控制一体化技术/宋海涛,张涛,张国良
编著. —北京:国防工业出版社,2017. 1

ISBN 978-7-118-11187-3

I. ①飞… II. ①宋… ②张… ③张… III. ①飞行器—
制导系统——体化②飞行器—飞行控制系统——体化
IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 317812 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 11 字数 215 千字

2017 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 62.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

PREFACE | 前言

制导控制一体化是飞行器飞行控制技术发展的一个新趋势,为应对新型突防和拦截技术的挑战提供了强有力的技术支撑。制导控制一体化不同于传统的制导控制方法,其综合考虑制导回路与控制回路之间的相互作用,使制导与控制紧密组合,飞行器机动能力得以提高,完成高性能飞行任务。本书主要介绍飞行器制导控制一体化技术,包括制导控制一体化建模、制导控制一体化控制器设计和制导控制一体化半实物仿真三部分内容。

本书系统介绍飞行器制导控制一体化这一新技术,填补了该技术应用方面科技图书的空白,所得到的研究成果具有普遍意义。本书学术思想新颖,应用背景广泛,理论成果超前,对航空航天领域相关技术的发展具有重要的推动意义。本书共分7章,第1章简要介绍制导控制一体化技术及其研究现状;第2章建立飞行器各种制导控制一体化模型;第3章介绍制导控制一体化控制器主要的设计方法;第4章至第6章是制导控制一体化控制器设计部分,分为鲁棒控制器设计、考虑动态性能的控制器的设计和任意性能的控制器的设计;第7章搭建六自由度半实物仿真系统,对制导控制一体化研究成果进行检验和验证。

本书第1、2、4~7章由宋海涛和张涛共同编写,第3章由张国良编写,宋海涛对全书内容进行修改和审定。

衷心感谢为本书出版提供帮助的各位老师和同学,他们是杨伟锋、李林泽、王雷刚、扈晓翔、曹立佳、陈章等。

本书可以作为从事飞行器控制、飞行器设计、制导、非线性控制领域理论与工程技术研究人员学习的参考书。

由于作者水平有限,不足之处在所难免,请谅解。

宋海涛

2016年8月于西安

第1章 概述	1
1.1 IGC 概念	1
1.2 国外主要研究进展	2
1.3 国内主要研究进展	5
1.4 本书的主要内容	6
第2章 IGC 模型	8
2.1 坐标系定义及其转换关系	8
2.1.1 坐标系定义	8
2.1.2 坐标系间转换关系	9
2.2 相对位置模型	10
2.3 视线角模型	12
2.4 HAVE DASH II 导弹的 IGC 模型	15
2.4.1 HAVE DASH II 导弹动力学	15
2.4.2 HAVE DASH II 导弹全状态 IGC 模型	20
2.4.3 HAVE DASH II 导弹单通道 IGC 模型	25
2.4.4 HAVE DASH II 导弹末状态限定的 IGC 模型	28
2.5 小结	30
第3章 IGC 控制器主要设计方法	31
3.1 滑模控制	31
3.2 反馈线性化	33
3.3 最优控制	34
3.4 反演法	35
3.5 动态面控制	37
3.6 小结	38

第 4 章 鲁棒 IGC 控制器设计	39
4.1 单通道鲁棒 IGC	39
4.1.1 俯仰、偏航通道自适应控制	40
4.1.2 滚动通道自适应控制	42
4.2 基于 ZEM 的平面 IGC	43
4.2.1 非线性运动学、动力学模型	43
4.2.2 线性运动学、动力学模型	45
4.2.3 ZEM 的求解	47
4.2.4 基于 ZEM 的滑模导引律设计	49
4.2.5 基于 ZEM 的滑模 IGC 设计	51
4.3 三维 IGC	52
4.3.1 块控自适应	52
4.3.2 信号补偿动态面	57
4.4 鲁棒 IGC 控制器仿真验证	62
4.4.1 仿真条件	62
4.4.2 仿真结果	62
4.5 小结	68
第 5 章 考虑动态性能的 IGC 设计	69
5.1 模型参考自适应 IGC	69
5.1.1 L1 自适应控制	69
5.1.2 非线性期望系统的 L1 自适应控制	75
5.1.3 基于 L1 自适应控制的 IGC 设计	81
5.1.4 L1 控制器仿真	92
5.2 快速 IGC	95
5.2.1 快速终端滑模	96
5.2.2 快速收敛鲁棒 IGC	98
5.2.3 快速 IGC 仿真	101
5.3 小结	104
第 6 章 任意性能的 IGC 设计	105
6.1 PPC	105
6.1.1 性能函数	106
6.1.2 误差转换	107

6.2 基于 PPC 的 IGC	108
6.2.1 控制器设计	108
6.2.2 控制器性能分析	111
6.2.3 控制器仿真	114
6.3 输入量有限的 IGC	117
6.3.1 输入量有限的描述	117
6.3.2 输入量有限的处理方法	118
6.3.3 近似法处理输入量有限 IGC	119
6.4 小结	120
第 7 章 六自由度 IGC 半实物仿真系统	121
7.1 仿真系统总体设计与硬件选型	122
7.1.1 总体方案设计	122
7.1.2 硬件选型	123
7.2 仿真系统软件设计	125
7.2.1 VxWorks 实时操作系统	126
7.2.2 VxWorks 实时环境搭建	127
7.2.3 PXI5659A 板卡驱动设计	134
7.2.4 六自由度 IGC 仿真模型设计	141
7.2.5 Simulink 板卡驱动模块开发	144
7.2.6 实时目标程序	150
7.2.7 实现人机交互	153
7.3 IGC 仿真运行	156
7.3.1 启动 VxWorks 并建立上位机与目标机的连接	156
7.3.2 下载运行实时应用程序	160
7.4 小结	162
参考文献	164

第 1 章

概述

本章主要介绍制导控制一体化基本概念,综述国内外制导控制一体化(Integrated Guidance and Control, IGC)技术的发展现状,并列举本书的主要内容。

1.1 IGC 概念

现代飞行器的高速率大机动需求,对飞行器常规的制导控制方法提出了挑战。尤其在飞行末段,飞行器速度快、机动性高,飞行器的可控调整时间短。研制新的制导控制系统以改良飞行器的控制性能是关键的技术途径。

飞行器制导控制系统的传统设计思路是基于时标分离原则,将制导回路与控制回路分离,分别对两部分单独设计。以拦截弹为例,控制系统的结构如图 1.1 所示,其中制导回路的设计,忽略控制回路的影响或利用低阶系统代替自动驾驶仪动态特性,仅采用导弹—目标(简称弹—目)运动学信息。尽管这种设计方法在当前飞行器中广泛应用,但其突出缺陷是两个回路以不同的频率运行,两个回路之间存在延迟。在高速飞行末段,飞行器制导回路、控制回路的频率接近,不再满足时标分离的条件,两个回路严重耦合,分离设计会导致弹体失稳和较大脱靶量等问题。

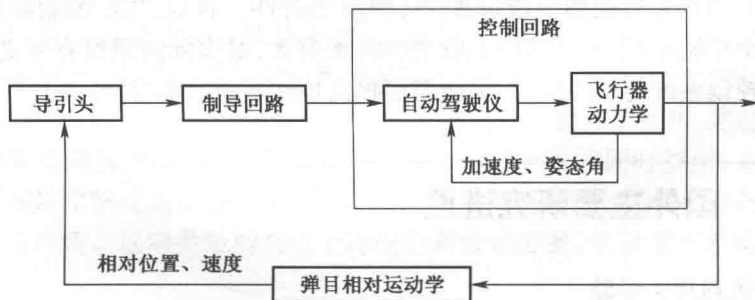


图 1.1 飞行器控制系统的传统设计结构

1983 年,Williams 等^[1]首次提出 IGC 的设计思想,该技术代表飞行器技术发

展的一个新趋势^[2-4]。IGC 技术以其潜在的控制优势,吸引了众多研究者开展飞行器 IGC 研究,如导弹、无人机、卫星、高超声速飞行器等。

IGC 是在一个闭环内部同时设计、执行制导和控制系统,系统所有运动学、动力学信息均反馈至控制器,其结构如图 1.2 所示。IGC 综合考虑制导回路与控制回路之间的相互作用,将其看作一个功能整体,同时具备导引和姿态控制两项功能,飞行器根据导引头输出的弹—目相对运动信息和自身状态信息,利用 IGC 控制器直接产生舵偏角指令。该设计实现制导与控制的无缝结合,最大限度地发挥飞行器的机动能力,实现精确打击的目的。另外,它仅考察一个闭环系统,简化控制器设计过程,系统可靠性得到提高。同时,该设计可以降低武器的生产和维护升级成本。因此,IGC 设计可以提高飞行器的综合性能。

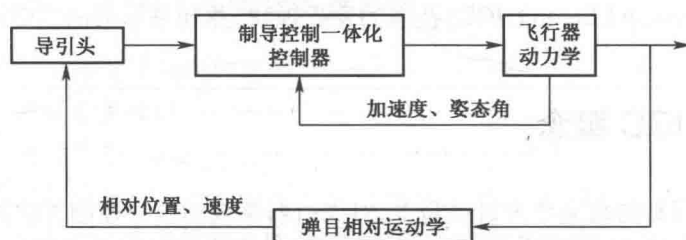


图 1.2 IGC 设计结构框图

飞行器 IGC 是一个高动态、强耦合、快时变、不确定的多变量非线性系统。飞行器不确定的动力学特性、更优的控制性能需求和复杂的飞行环境导致其 IGC 设计必须具备更高的标准。

(1) 系统的控制精度和鲁棒性必须提高^[5]。制导控制精度是控制系统追求的首要目标。飞行过程中存在大量的未知外界干扰和建模不确定性,以及飞行器本身设备出现突发故障情况,控制系统的误差必将影响最终控制效果。因此,IGC 控制器必须具有强鲁棒性。

(2) 必须具有较快的反应速度^[6],即高实时性。目前,IGC 控制器多集中于渐近收敛至系统平衡点,在理论上收敛时间无穷大,对实际问题没有意义^[7],直接影响制导控制系统的反应速度,因而需要提高控制系统的实时性。

1.2 国外主要研究进展

1. 以色列理工学院

具有以色列拉斐尔军械发展公司(RAFael Armament Development Authority)支持背景以色列理工学院(Israel Institute of Technology, 简称 Technion)是开展导弹 IGC 研究的主要代表。

该机构研究人员利用滑模控制对常规机动目标进行平面拦截的一体化设计。Tal Shima 和 Moshe Idan 等^[8, 9]将拦截弹的运动分为两个相互垂直的平面,化为平面二维问题。假设拦截末段弹一目速度为常值,对拦截系统非线性运动学和动力学方程线性化,建立导引控制一体化模型,将制导和控制系统融合在一个闭环里面,得到由控制输入到控制目标的直接关系。引入零效脱靶量(Zero Effort Miss, ZEM)作为滑模变量,由线性化模型获得其近似值,基于导弹非线性模型,采用滑模控制得到控制信号。并将其与对微分决策导引和滑模驾驶仪控制、基于零效脱靶的独立滑模导引控制进行比较分析,一体化控制器具有更优的拦截效果。对双控导弹进行一体化设计^[10],采用双滑模控制面。其中,零效脱靶量的滑模面确保零脱靶量,而飞行控制滑模面提供飞控的阻尼响应。并利用滑模观测器对目标机动和视线转率进行估计器设计^[11],从包含噪声的测量值中重构信号及其相关参数,算法简单、鲁棒性好;估计噪声、测量噪声和目标机动参数对 IGC 的影响远小于传统设计。基于线性二次型方法,比较传统分离设计与 IGC 设计,根据处理伺服机构和弹体气动力学方法的不同,设计两类一体化方案^[12]。分析和仿真结果表明,两种 IGC 设计方案的效果相同,均优于传统分离设计方案。

2. 美国阿拉巴马汉茨维尔大学

为了克服基本型滑模控制的“抖震”问题,美国阿拉巴马汉茨维尔大学的 Shtessel 等利用平滑二阶滑模、高阶滑模(Higher-Order Sliding Mode, HOSM)为拦截弹设计 IGC 系统。

根据 IGC 设计方案的不同,其工作主要分为以下两类。一类是采用经典的内环/外环设计方法^[13, 14],外环以瞄准线角速率或横向相对速度为滑模面,产生俯仰角速率指令而驱使滑模变量趋于零,由于俯仰角速率可测,所以内环利用俯仰平面的舵偏转来跟踪外环指令,该方案对目标机动、导航回路相角延迟、大气干扰和匹配型不确定性具有鲁棒性。另一类是总体包括导引头、导引子系统(外环)和自动驾驶子系统(内环)^[15, 16],结构如图 1.3 所示。导引头子系统使瞄准线指向视线方向,并且估计视线变化率和垂直于视线方向上的目标加速度。导引子系统由导引和求逆组成,求逆部分计算弹道倾角、攻角、俯仰速率、轴向推力,利用平滑高阶滑模方法使之在整个拦截过程中都满足碰撞条件。自动驾驶子系统包括弹道倾角、俯仰速率和攻角驾驶仪。攻角驾驶仪在拦截过程中都独立使用,通过推力矢量控制实现连续控制;拦截末段,弹道倾角和俯仰速率驾驶仪同时使用,直接碰撞精度和短时响应由轨控发动机点火控制弹道倾角来实现,同时,俯仰机动指令的驾驶仪跟踪产生攻角。这两类结构类似于传统分离设计方案,仅改变子系统之间的连接信号。

3. 美国密苏里大学罗拉分校

以美国密苏里大学罗拉分校 S. N. Balakrishnan 教授为代表的研究团队,联合日本防卫大学(The National Defense Academy of Japan)、美国海军水面作战中心

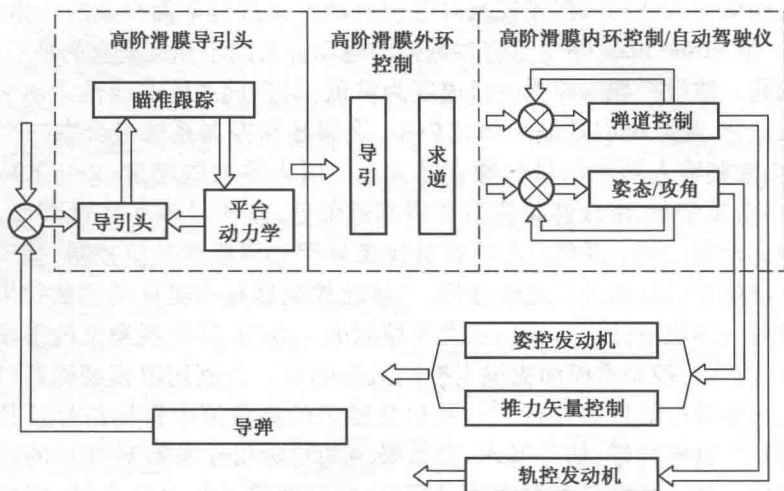


图 1.3 Shtessel 的 IGC 设计结构框图

(Naval Surface Warfare Center),开展导弹、无人机的 IGC 技术研究。2006 年,其与合作者提出次优 θ -D 方法^[17],将导弹 IGC 看作无限时间最优控制问题,通过对 Hamilton-Jacobi-Bellman 方程的近似得到其闭环解法,而无需在线计算状态独立 Riccati 方程。2010 年,分别在垂直平面和水平平面内,以预计拦截点方向误差(预计拦截点与导弹速度方向夹角)为滑模面,使用终端二阶滑模方法消除“抖震”,并确保方向误差在有限时间内趋于零,并利用滑模微分器对目标加速度信息进行估计^[18]。自 2012 年至今,研究者们致力于利用高阶滑模控制研究无人机的 IGC^[19, 20]。

4. 美国最优综合公司

美国加利福尼亚州的最优综合公司(Optimal Synthesis Inc., OSI)是一家专注于算法和软件开发的高科技研发公司,其算法和软件用于导航、制导与自动控制以及信号处理等学科。在创始人 Menon 的带领下,OSI 为美国海军水面作战中心研发非线性综合工具箱,耗时 4 年,主要用于导弹自动驾驶仪设计。

Menon 等^[21-23]将 IGC 问题归为有限时间线性二次型轨迹优化问题,基于反馈线性化方法,使用非线性控制系统设计软件将弹-目动力学非线性模型转换为线性模型,IGC 问题看作有限间隔最优控制问题,利用待飞时间和剩余航程得到在线两个边界值问题,即有限时间格式、有限航程格式。但解算得到的舵偏角指令和姿态角速率信息在末段变化剧烈,算法需要在线计算 Riccati 方程和两个相关的线性微分方程,计算能力需要提高,并研究 IGC 设计中 Riccati 方程的数值化解法^[24]。

5. 印度理学院

印度理学院 Padhi Radhakant 等^[25, 26]提出估计导引与控制一体化思想,将估

计器、导引和自动驾驶仪的外环融合为一个整体,结构如图 1.4 所示。3 个方向的零效脱靶量、待飞时间、目标的相对速度、目标的加速度都在同一个估计回路实现。估计器的输出是导弹本体速度,可直接由解算二阶零效脱靶量动态方程得到,在此方程中,直接使用零效脱靶量、相对速度、目标加速度和待飞时间的估计值,消除了估计、导引与自动驾驶仪外环之间的滞后。零化二阶零效脱靶量动态方程得到导引律,即加速度指令,然后通过自动驾驶仪的两个回路跟踪视线加速度指令,自动驾驶仪的外环利用加速度指令产生导弹本体速度指令,内环根据速度指令产生舵偏转指令,利用动态逆方法产生控制面的偏转指令。

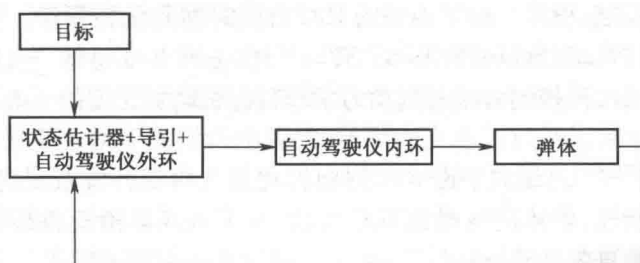


图 1.4 Padhi Radhakant 估计导引与控制一体化结构框图

此外,综合 IGC 思想和传统设计思想,Padhi Radhakant 等^[27, 28]提出了部分 IGC (Partial Integrated Guidance and Control, PIGC)。考虑到拦截弹在转动和平动之间存在的固有时间尺度差异,外环完成六自由度拦截弹模型的最优制导律设计,得到俯仰偏航速度指令;内环产生舵偏角指令跟踪外环速度指令,充分利用平动和转动之间的时标分离特点。

1.3 国内主要研究进展

我国开展导弹 IGC 研究起步较晚,但在参考国外研究经验的基础上,已经取得设计方法创新和研究领域扩展的较大进步。国内开展 IGC 研究的主要机构有哈尔滨工业大学、中国科学技术大学、北京大学、空军工程大学、西北工业大学、中国科学院、海军航空工程学院等。

侯明哲^[29-32]利用动态面方法研究寻的导弹 IGC 问题,分别针对三通道独立模型、带末角约束的三通道独立模型、全状态耦合模型开展研究。李运迁^[33]主要针对大气层内直气复合背景下的 IGC 问题,利用微分对策方法得到制导律,并使用控制分配法得到控制指令在直接力和气动力之间的配置,最后基于零控脱靶量和虚拟控制设计 IGC。尹永鑫等^[34]建立存在耦合关系的三通道制导控制模型,并采用微分几何方法对此模型进行反馈线性化,然后基于特征结构配置方法设计系统结构。宋申民等^[35]运用反演法设计自适应滑模控制的导弹俯仰通道 IGC

算法。

严晗等^[36, 37]利用小增益定理和输入状态稳定设计导弹 IGC。基于输入状态稳定的导引律,使弹一目视线角速率在目标未知机动情况下保持在零值附近;应用小增益定理产生 IGC 控制律,控制攻角速率和俯仰角速率跟踪导引律通过逆转换而产生的命令。理论分析说明该方法使视线角速率和姿态角速率跟踪误差满足输入状态(实际稳定),而且不需要目标机动和模型不确定项的先验信息。未假设弹一目视线与导弹速度之间的夹角为常数,且小增益定理确保整个系统的稳定性。

王向华等^[38]以 Padhi Radhakant 提出的部分 IGC 为基本方案,提出自适应非奇异终端滑模控制,设计二维平面型的 IGC 有限时间收敛控制律。并研究攻击角度受限的侧滑转弯型(Skid-To-Turn, SITT)导弹三维 IGC 问题^[39],所提出的自适应多输入多输出滑模控制方法对气动力学和目标机动加速度的不确定性具有良好的鲁棒性。

雷虎民等^[40, 41]将纵向平面 IGC 问题转化为三阶积分链系统的镇定问题,设计自适应最优滑模、鲁棒高阶滑模 IGC 算法,并引入高阶滑模鲁棒精确微分器估计导引头输出信息的高阶导数值。

王婷等^[42]研究驾束制导弹的 IGC 问题,利用超扭曲二阶滑模控制设计俯仰通道一体化,根据任务特点重新定义滑模面——零效脱靶量。唐硕等^[43]综合利用动态面和非线性干扰观测器技术,设计轨控式复合控制导弹 IGC 方案。李新国等^[44]将 IGC 技术应用于重复使用运载器,通过与传统设计方法的弹道设计结果比较,说明 IGC 方案的优势。

黄一等^[45, 46]利用自抗扰控制解决飞行器的二维、三维 IGC 问题,指出 IGC 设计的关键问题是系统的阶数高和系统存在大量不确定性。

谭乐祖等^[47]充分考虑舰空导弹俯仰、偏航和滚动通道之间的耦合,将耦合项当作不确定信息进行处理,分别建立严格反馈级联形式的各通道 IGC 模型。对于打击水面目标的反舰导弹,顾文锦等^[48, 49]建立航向平面 IGC 模型,并利用反演、变结构控制和模糊滑模控制等进行方法研究。赵国荣等^[50, 51]建立飞行器的 IGC 块对角模型,对各层子系统采用不同的算法,并参考以色列理工学院的二维 IGC 模型,利用模糊滑模控制完成控制器设计。

此外,北京航空航天大学、南京航空航天大学、南京理工大学等科研院所也开展部分研究工作。

1.4 本书的主要内容

本书以 IGC 这一飞行控制新技术为对象,总结当前的研究状况,并结合作者的研究成果,选择拦截弹作为典型的飞行器,根据飞行控制系统性能的需求,介绍

最新的 IGC 控制器设计方法。各章节具体内容简介如下。

第 1 章是概述,主要引入 IGC 概念,并综述国内外 IGC 技术的发展现状。

第 2 章对飞行器的 IGC 进行物理建模,介绍建模过程中的坐标系和相互转换关系,给出 IGC 的相对位置模型和视线角模型;并以 HAVE DASH II 导弹为例,建立多种类型的 IGC 模型,奠定后续 IGC 控制器设计的基础。

第 3 章简介 IGC 控制器设计的主要方法,并对其优、缺点进行比较。

第 4 章从提高 IGC 鲁棒性的角度,分别对单通道和三维耦合型设计鲁棒 IGC 控制器。

第 5 章从飞行器的动态性能需求出发,分别利用 L1 自适应控制和快速终端滑模方法,设计 IGC 控制器,同时确保 IGC 控制器的鲁棒性和动态性能。

第 6 章介绍一种飞行过程性能参数任意可调的 IGC 设计方法,利用指定性能控制理论,对原 IGC 模型进行误差转换,从而建立起飞行性能需求和控制器参数之间的直接关系;并给出输入有限条件下的 IGC 控制器处理方法。

第 7 章搭建六自由度 IGC 半实物飞行仿真系统,制定了 MATLAB/VxWorks 相结合的飞行器半实物实时仿真系统设计方案,规划设计仿真系统的软件实现和硬件结构,并进行 IGC 的算法仿真。

第 2 章

IGC模型

本章主要建立完整的飞行器 IGC 模型。飞行器飞行控制的前提是对问题进行数学建模,选择合理、方便的建模方法描述问题的本质。首先,定义几种建模坐标系及其相互转换关系;然后,建立弹—目相对运动学模型和 BTT (Bank-To-Turn) 型导弹动力学模型;最后,综合以上两种模型,考虑系统耦合因素的影响,建立 IGC 模型。

2.1 坐标系定义及其转换关系

为了建立飞行器的数学模型,首先需要定义描述空间,即坐标系。本节简要介绍建模过程所涉及的几种坐标系及其相互转换关系。

2.1.1 坐标系定义

1) 惯性坐标系 $O_0x_0y_0z_0$

原点 O_0 ——飞行器发射点。

O_0x_0 轴——在水平面上,指向来袭导弹在水平面的投影为正。

O_0y_0 轴——沿铅垂线方向,向上为正。

O_0z_0 轴——按右手定则确定。

2) 参考惯性坐标系 $Oxyz$

原点 O ——飞行器质心。

Ox 轴——平行于 O_0x_0 轴。

Oy 轴——平行于 O_0y_0 轴。

Oz 轴——平行于 O_0z_0 轴。

3) 弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$

原点 O ——飞行器质心。

Ox_1 轴——沿飞行器纵轴方向,指向飞行器头部为正。

Oy_1 轴——在飞行器纵向对称平面内,垂直于 Ox_1 轴,向上为正。

Oz_1 轴——按右手定则确定。

4) 弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$

原点 O ——飞行器质心。

Ox_2 轴——与飞行器速度矢量重合。

Oy_2 轴——在包含飞行器速度矢量的铅垂面内,垂直于 Ox_2 轴,向上为正。

Oz_2 轴——按右手定则确定。

5) 飞行器速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$

原点 O ——飞行器质心。

Ox_3 轴——与飞行器速度矢量重合。

Oy_3 轴——在飞行器纵向对称平面内,垂直于 Ox_3 轴,向上为正。

Oz_3 轴——按右手定则确定。

6) 视线坐标系 $Ox_4y_4z_4$

原点 O ——飞行器质心。

Ox_4 轴——与飞行器—目标视线重合,指向目标为正。

Oy_4 轴——在包含 Ox_4 轴的铅垂面内,垂直于 Ox_4 轴,向上为正。

Oz_4 轴——按右手定则确定。

2.1.2 坐标系间转换关系

1. 由参考惯性坐标系到弹体坐标系的转换矩阵

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\psi & \sin\varphi & -\sin\psi\cos\varphi \\ \sin\psi\sin\gamma - \sin\varphi\cos\psi\cos\gamma & \cos\varphi\cos\gamma & \cos\psi\sin\gamma + \sin\varphi\sin\psi\cos\gamma \\ \sin\psi\cos\gamma + \sin\varphi\cos\psi\sin\gamma & -\cos\varphi\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma - \sin\varphi\sin\psi\sin\gamma \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

式中: φ 、 ψ 、 γ 为弹体俯仰角、偏航角和滚动角,定义如下:

俯仰角 φ —— Ox_1 轴与平面 Oxz 之间的夹角,若 Ox_1 轴在平面 Oxz 之上, φ 为正;

偏航角 ψ —— Ox_1 轴在平面 Oxz 上的投影与 Ox 轴之间的夹角,沿 Oy 轴俯视,若 Ox 轴逆时针转至投影线, ψ 为正;

滚动角 γ —— Oy_1 轴与包含 Ox_1 轴的铅垂面之间的夹角,由飞行器尾部沿 Ox_1 轴向前看,若 Oy_1 轴在铅垂面之右, γ 为正。

2. 由参考惯性坐标系到弹道坐标系的转换矩阵

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi_V & \sin\theta & -\cos\theta\sin\psi_V \\ -\sin\theta\cos\psi_V & \cos\theta & \sin\theta\sin\psi_V \\ \sin\psi_V & 0 & \cos\psi_V \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

式中: θ, ψ_V 为弹道倾角和弹道偏角, 定义如下:

弹道倾角 θ —— Ox_2 轴与平面 Oxz 之间的夹角, 若 Ox_2 轴在平面 Oxz 之上, θ 为正;

弹道偏角 ψ_V —— Ox_2 轴在平面 Oxz 上的投影与 Ox 轴之间的夹角, 沿 Oy 轴俯视, 若 Ox 轴逆时针转至投影线, ψ_V 为正。

3. 由飞行器速度坐标系到弹体坐标系的转换矩阵

$$C_3 = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha & -\cos\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha\cos\beta & \cos\alpha & \sin\alpha\sin\beta \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

式中: α, β 分别为攻角和侧滑角, 定义如下:

攻角 α —— 飞行器速度矢量在平面 Ox_1y_1 上的投影与 Ox_1 轴之间的夹角, 若 Ox_1 轴在投影线之上, α 为正;

侧滑角 β —— 飞行器速度矢量与平面 Ox_1y_1 之间的夹角, 沿 Ox_1 轴前视, 若飞行器速度矢量位于平面 Ox_1y_1 的右侧, β 为正。

4. 由参考惯性坐标系到视线坐标系的转换矩阵

$$C_4 = \begin{bmatrix} \cos\varepsilon\cos\eta & \sin\varepsilon & -\cos\varepsilon\sin\eta \\ -\sin\varepsilon\cos\eta & \cos\varepsilon & \sin\varepsilon\sin\eta \\ \sin\eta & 0 & \cos\eta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

式中: ε, η 分别为飞行器—目标视线倾角和视线偏角, 定义如下:

视线倾角 ε —— Ox_4 轴与平面 Oxz 之间的夹角, 若 Ox_4 轴在平面 Oxz 之上, ε 为正;

视线偏角 η —— Ox_4 轴在平面 Oxz 上的投影与 Ox 轴之间的夹角, 沿 Oy 轴俯视, 若 Ox 轴逆时针转至投影线, η 为正。

2.2 相对位置模型

在弹体坐标系下飞行器质心运动和动力学方程可表示为^[46]

$$\begin{cases} \dot{X}_{0_g^b}^b + \omega_{gb}^b \times X_{0_g^b}^b = V_{gb}^b \\ \dot{V}_{gb}^b + \omega_{gb}^b \times V_{gb}^b = A_o \end{cases} \quad (2.5)$$

式中: $A_o = C_a^b(\alpha, \beta) \begin{bmatrix} Q \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \frac{1}{m} + C_g^b(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix}$ 为飞行器的加速度; 气动力

$(Q, Y, Z)^T$ 满足