

普通高等教育“九五”国家级重点教材

现代飞行控制

文传源 等编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书着重介绍飞行控制的基本理论、基本方法、基本技术及基本应用方面的内容,并力求反映当前国内外及北京航空航天大学导航制导与控制博士点的研究成果。主要内容包括飞行控制与相关学科和因素的协同发展关系,原始系统和仿真系统的建模与验模方法;飞行性能的分析与主动控制技术对应的飞行力学原理;飞行品质及其评价标准;电传操纵系统的可靠性、余度技术以及系统结构分析和控制律设计方法;主动控制技术的各种功能及其实现方法;综合控制和战术飞行管理系统的分析、设计、性能评价及仿真方法;综合系统的规范化建模及其稳定性、可达性和系统优化分析方法,非线性和变参数系统的求解、分析及综合方法。

本书可作为飞行器控制学科的研究生教材,也可供相关专业的科技工作者参考。

图书在版编目(CIP)数据

现代飞行控制/文传源等编著. —北京:北京航空航天大学出版社,2004.12

ISBN 7-81077-413-1

I. 现… II. 文… III. 飞行控制 IV. V249.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2003)第 105184 号

现代飞行控制

文传源 等编著

责任编辑 王 瑛

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100083) 发行部电话(010)82317024 传真(010)82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail: bhpresse@263.net

北京市松源印刷有限公司印制 各地书店经销

*

开本:787 mm×1 092 mm 1/16 印张:19.75 字数:506 千字

2004 年 12 月第 1 版 2004 年 12 月第 1 次印刷 印数:3 000 册

ISBN 7-81077-413-1 定价:26.00 元

前言

《现代飞行控制》是一本以飞行控制基本理论、基本技术、基本方法及基本应用为主的研究生教材(普通高等教育“九五”国家级重点教材),也是一本可供相关专业科技工作者阅读的参考书。

由于科学技术的发展愈来愈迅速,各个学科的关联愈来愈强,所以控制系统、控制对象、相关系统、周围环境及干扰的相互影响愈来愈大,工作的空间和时间愈来愈广阔和持久。对飞行控制而言,这种情况尤为显著。例如,近几十年来,飞行控制发生了几次根本性的变化和飞跃。首先是20世纪60年代出现了飞行器随控布局CCV(Control Configuration Vehicle)总体设计思想,取代了过去长期以气动布局为核心的飞行器总体设计思想。它实质上是一种考虑气动布局、飞行器结构、推进装置及飞行控制4个主要环节并以飞行控制为纽带的综合化(集成化或一体化——integration)总体设计思想。显然飞行器是上述4个环节的总称,而不是单指4个环节中的某个单一环节(如气动布局)。采用随控布局的设计思想,并发挥飞行控制的纽带作用,不但可充分发挥每一个环节的潜力,尤其可充分发挥4个环节的综合优化效能,从而大大提高飞行器的总体性能。飞行控制之所以能成为随控布局设计思想中的4个主要环节之一并起到纽带作用,首先因为在提出随控布局设计思想的同时,出现了主动控制技术ACT(Active Control Technology)。主动控制技术一改过去被动应付的控制方式(如为了保证足够静稳定度所采取的降低气动效应的控制方式),而采用放宽静稳定度甚至出现负稳定度的高效主动控制措施等。其次,20世纪70年代开始出现综合化控制系统,如综合飞行/火力、综合飞行/推进及综合飞行/推进/火力控制系统。从控制角度而言,已从某一单个系统的被动应付控制方式转变为主动控制方式,并上升到集成化控制系统阶段。目前综合化控制的理论基础为经典控制、现代控制及大系统理论,所反映的技术为集成化(一体化)技术,在建模方法和数学处理上属于连续系统和离散事件系统范畴,而且主要属于连续系统范畴。当前和今后一段时间内,显然必须深入研究有关智能化、高级智能化、人机融合以及更为复杂的系统的理论、建模及分析方法等问题,以便促成新的飞跃。

有鉴于此,本书在内容布局上考虑了下列4个方面的内容:一为飞行控制发展简史,特别是理论和技术飞跃阶段的情况;二为飞行控制系统与

各有关系统以及各有关重要因素的关联;三为当前飞行控制方面的理论、技术、应用或教学经验方面的总结;四为当前和今后一段时间内待探索、研究的理论和技术,并介绍开拓性的研究成果。上述成果包含北京航空航天大学导航制导与控制博士学科点曾获得的国家级教学成果一等奖、部级教学成果奖以及科技进步奖方面的内容。为此,本书章节的具体安排为:第1章,绪论,扼要介绍飞行控制与相关学科和因素的关联、建模和验模方法,以及稳定性或鲁棒性方面的内容;第2章,飞行力学,主要介绍飞机的飞行性能,在应用主动控制技术条件下的飞机特征、机动性及敏捷性等;第3章,飞机的飞行品质,主要介绍飞机的飞行品质规范和飞行品质的测试等;第4章,飞机电传操纵系统,主要介绍增稳与控制增稳、电传操纵及大机动飞行等控制系统的分析与设计;第5章,主动控制技术,主要介绍放宽静稳定度、边界控制、直接力控制、阵风减缓乘坐品质控制、机动载荷控制及颤振抑制等系统的分析和设计方法;第6章,综合控制与战术任务飞行管理,主要介绍综合飞行/火力、综合飞行/推进及综合飞行/推进/火力控制系统的分析和设计方法,以及战术飞行管理系统的分析;第7章,综合系统与非线性、变参数系统,主要介绍综合系统(comprehensive system)的涵义、建模及分析方法,非线性系统的精确线性化方法,以及非线性、变参数系统的求解、分析和综合方法等,它们是研究智能控制或更为复杂的系统的有效方法。

本书前言、第1章及第7章由文传源撰写,第2章由屠巴宁撰写,第3~5章由高金源撰写,第6章由申功璋撰写。书中内容大多反映了近期科技工作的总结、教学经验以及开拓性研究的成果。张明廉教授为第2章提供了素材,翻阅了本书的部分章节并提出了宝贵建议;特别是张林昌教授对本书进行了审阅,并提出了修改意见,一并在此致谢。

书中不足之处,请读者不吝赐教。

作 者

2003年5月

目 录

第1章 绪 论

1.1 飞行控制与相关学科和因素的关联	1
1.1.1 飞行控制与相关学科和技术的关联	1
1.1.2 研制飞行器的策略与国家决策及国家军事决策的关联	1
1.1.3 飞行控制系统性能与飞行器性能以及它们的规范或协议的关联	1
1.1.4 飞行控制系统研制流程	1
1.1.5 飞行控制系统设计流程	2
1.2 飞行控制系统的建模与验模方法	5
1.2.1 飞行控制系统的数学模型	5
1.2.2 飞行控制系统的建模与有效性鉴别	5
1.2.3 对仿真模型的校核、验证与确认	8
1.3 飞行控制系统的稳定性与鲁棒性	11
1.3.1 飞行控制系统的稳定性	11
1.3.2 飞行控制系统的鲁棒性	12
复习思考题	14
参考文献	14

第2章 飞行力学

2.1 飞行性能	15
2.1.1 飞机在铅垂平面内运动的质心运动方程	15
2.1.2 平飞需用推力	16
2.1.3 可用推力	18
2.1.4 飞机的基本飞行性能	20
2.1.5 计及动能变化的最速上升	22
2.1.6 航程与续航时间	24
2.1.7 盘旋飞行	26
2.2 飞机扰动运动模态的可观性、可控性和可扰性分析	28
2.2.1 系统模态的表示式	28
2.2.2 可观性、可控性与可扰性	29
2.3 放宽纵向静稳定度要求的飞机特性	34
2.3.1 放宽静稳定度后飞机的纵向平衡与操纵	34
2.3.2 配平升力和配平阻力	37
2.3.3 纵向静不稳定飞机的锁舵动态特征	38
2.4 直接力控制	43

2.4.1 概 述	43
2.4.2 直接升力控制	43
2.4.3 直接侧力控制	48
2.4.4 直接阻力/推力控制	53
2.5 飞机的敏捷性	53
2.5.1 产生背景	53
2.5.2 敏捷性及机动飞行形式	54
复习思考题	58
参考文献	58

第3章 飞机的飞行品质

3.1 概 述	59
3.2 飞行品质	61
3.2.1 纵向飞行品质	61
3.2.2 横侧向飞行品质	64
3.3 大迎角非线性和惯性交感飞行品质	65
3.4 关于敏捷性问题	66
3.5 飞行品质评价准则	66
3.5.1 飞行品质的评估方法	66
3.5.2 飞行品质的评价等级	68
3.5.3 飞机俯仰轴飞行品质要求	69
3.5.4 对飞机法向飞行轨迹轴的要求	83
3.5.5 纵向速度轴的飞行品质要求	84
3.5.6 滚转轴的飞行品质评价准则	85
3.5.7 航向轴飞行品质评价准则	87
3.6 飞行品质评价中的几个问题	88
3.6.1 系统时间延迟的影响	88
3.6.2 人感系统动力学对飞行品质的影响	90
复习思考题	93
参考文献	93

第4章 飞机电传操纵系统

4.1 概 述	94
4.2 电传操纵系统发展的关键技术	96
4.2.1 系统的可靠性	97
4.2.2 系统飞行品质和控制律设计	97
4.2.3 系统的故障检测与监控能力	98
4.2.4 四防设计	99
4.3 电传操纵系统控制律结构分析	99

4.3.1 电传操纵系统功能	99
4.3.2 典型电传操纵系统控制律结构分析	100
4.3.3 电传操纵系统的多模态控制	109
4.3.4 电传操纵系统增稳功能的实现	111
4.4 电传操纵系统控制律的设计	115
4.4.1 概 述	115
4.4.2 电传系统控制律设计方法综述	117
4.4.3 电传操纵系统控制律设计	121
4.5 大迎角机动飞行控制系统控制律	133
4.5.1 概 述	133
4.5.2 X-31A 试验机飞行控制规律简介	136
4.6 电传操纵系统的余度技术	140
4.6.1 概 述	140
4.6.2 余度技术	140
4.6.3 电传操纵系统余度系统实例	147
4.6.4 自修复飞行控制系统	149
复习思考题	152
参考文献	154

第5章 主动控制技术

5.1 主动控制技术概念	155
5.2 放宽静稳定	157
5.2.1 放宽静稳定性的效益	158
5.2.2 放宽静稳定性飞机飞控系统设计要求	162
5.3 边界控制系统	163
5.3.1 概 述	163
5.3.2 边界限制方案分析	164
5.3.3 迎角闭环边界限制系统	164
5.3.4 采用非线性反馈的边界限制控制器	166
5.4 直接力控制	167
5.4.1 概 述	167
5.4.2 直接升力控制的非常规机动	169
5.4.3 侧向3种非常规机动模式	171
5.4.4 纵向解耦控制律设计	174
5.4.5 非常规机动直接爬升模态的实现	177
5.4.6 直接升力控制的特征向量配置设计	178
5.5 阵风减缓和乘坐品质控制	181
5.5.1 概 述	181
5.5.2 大气扰动的数学描述	182



5.5.3 大气扰动对飞机运动的影响	184
5.5.4 阵风减缓和乘坐品质控制系统	187
5.6 机动载荷控制	193
5.6.1 概 述	193
5.6.2 大型飞机的机动载荷控制	193
5.6.3 小型战斗机的机动载荷控制	198
5.7 主动颤振抑制系统	200
5.7.1 概 述	200
5.7.2 抑制颤振的方法	202
5.7.3 颤振主动抑制系统	202
5.8 新型主动控制功能	203
复习思考题	205
参考文献	207

第6章 综合控制与战术任务飞行管理

6.1 概 述	208
6.2 综合飞行/火力控制系统	209
6.2.1 综合飞行/火力控制系统的基本组成及特点 ^[1]	209
6.2.2 系统坐标系的选择及定义 ^[2,3]	210
6.2.3 目标状态估计器原理 ^[4]	212
6.2.4 火力控制系统建模 ^[1]	220
6.2.5 综合飞行/火力控制对飞行控制系统的要求	226
6.2.6 综合飞行/火力控制系统耦合控制律设计及系统仿真	228
6.2.7 超控耦合器的设计	232
6.2.8 综合飞行/火力控制系统性能分析与评价 ^[15]	235
6.3 综合飞行/推进控制系统	237
6.3.1 概 述 ^[4,16~18]	237
6.3.2 系统组成与功能	238
6.3.3 综合飞行/推进系统的建模	239
6.3.4 飞机起飞时控制律的设计及分析 ^[20]	243
6.4 综合飞行/火力/推进控制与战术任务飞行管理	247
6.4.1 概 述	247
6.4.2 系统的组成与功能	248
6.4.3 战术飞行实时轨迹优化系统的设计	250
6.4.4 综合飞行/火力/推进控制系统的设计	253
复习思考题	259
参考文献	260

第7章 综合系统与非线性、变参数系统

7.1 概 述	261

7.2 综合系统及其理论 ^[1~11]	261
7.2.1 综合系统	261
7.2.2 综合事件动态系统规范化建模	262
7.2.3 综合系统的稳定性	268
7.2.4 综合系统的可达性	270
7.2.5 综合系统优化	270
7.3 非线性系统线性化与精确线性化 ^[13~17]	271
7.3.1 求解非线性系统的简易线性化近似法	271
7.3.2 精确线性化方法 ^[13~17]	271
7.4 非线性系统的伪线性-动态逆系统方法 ^[18~21]	287
7.4.1 非线性系统为仿射型非线性系统	287
7.4.2 特征指数 ρ_j	287
7.4.3 仿射型非线性系统输入/输出解耦	288
7.4.4 简化的伪线性-动态逆系统	289
7.5 非线性、变参数系统的多级线性化-高阶微分方程方法 ^[12,22]	290
7.5.1 典型非线性、变参数系统数学模型	291
7.5.2 多级线性化-高阶微分方程方法中起补偿作用的特解求解法	292
7.5.3 多级线性化-高阶微分方程方法	295
复习思考题	302
参考文献	303

第1章

绪 论

按 20 世纪 60 年代出现的随控布局飞行器总体设计思想,飞行控制、气动布局、飞机结构及动力装置是飞行器总体设计的 4 个主要环节,主动控制和随后发展的综合控制以及战术飞行管理又是飞行控制的主要环节。从控制理论和技术角度看,现代控制系统特别是飞行控制系统,已覆盖了综合化(集成化)领域,而且必将向智能化领域,直至逐步向高级智能化领域发展。同时飞行控制的发展与相关学科的发展密切相关;飞行控制及其对象——飞行器的需求和效能则与决策以至国家的总决策密切相关。任一新型飞行控制系统的出台,需经基础理论研究、应用基础研究、应用研究、预先研究以及研制、批产和应用各环节才能实现。飞行控制学科涉及的范围如此广泛,自然不是一本书所能概括的。绪论中将就涉及各领域的关联问题作简要介绍,以便对全局问题有粗略了解;在明确方向、理清局部与全局的主要线索的基础上,再逐章深入研究有关飞行控制的理论和技术问题。

1.1 飞行控制与相关学科和因素的关联

1.1.1 飞行控制与相关学科和技术的关联

飞行控制的基础理论是控制理论和系统理论,同时与计算技术、仿真技术及飞行器有着极为密切的关系。图 1-1 简要地描绘了它们在发展过程中的大致关系。

1.1.2 研制飞行器的策略与国家决策及国家军事决策的关联

研制飞行器策略与国家决策及军事决策的关联见图 1-2。

1.1.3 飞行控制系统性能与飞行器性能以及它们的规范或协议的关联

飞行控制系统性能与飞行器性能以及它们的规范或协议的关联见图 1-3。

注意:研制新型号时,由于无正式性能规范作依据,只能按协议(如任务要求、需求分析、规范草案、顶层设计及协议等)进行研制。

1.1.4 飞行控制系统研制流程

飞行控制系统研制流程可参看图 1-4 所示的一般研制项目的简要研制流程。

1.1.5 飞行控制系统设计流程

飞行控制系统设计流程参看图 1-5 所示的简化设计流程。它表示采用并行工程设计思路时,同一系统或同一分系统的初步设计与详细设计、系统与分系统的初步设计与详细设计之间,以及其他前后分析、设计环节之间,应按优化的原则适当重叠,以提高效率。同时用“----->”表示反馈信号通道,以便及时做相应修改。

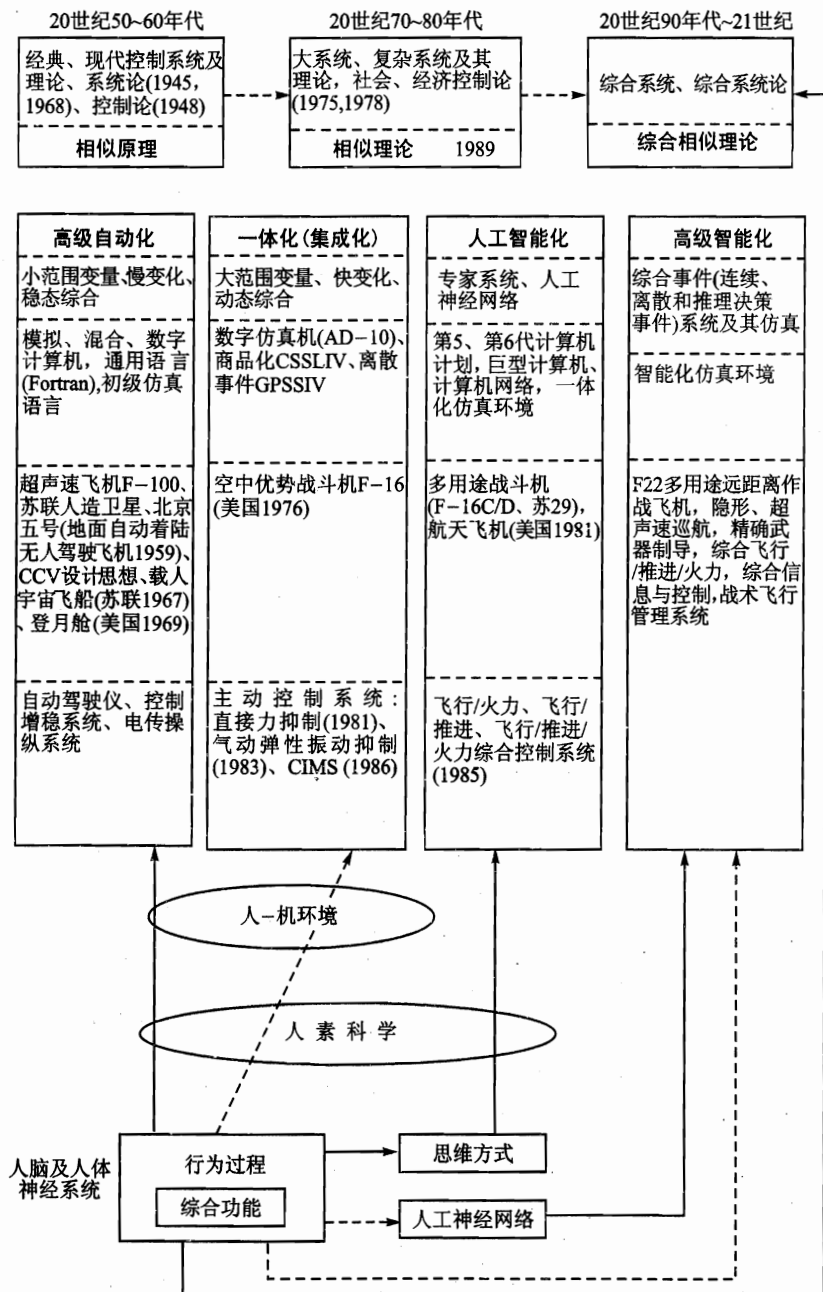


图 1-1 飞行控制理论与相关学科理论和技术的发展关联简图

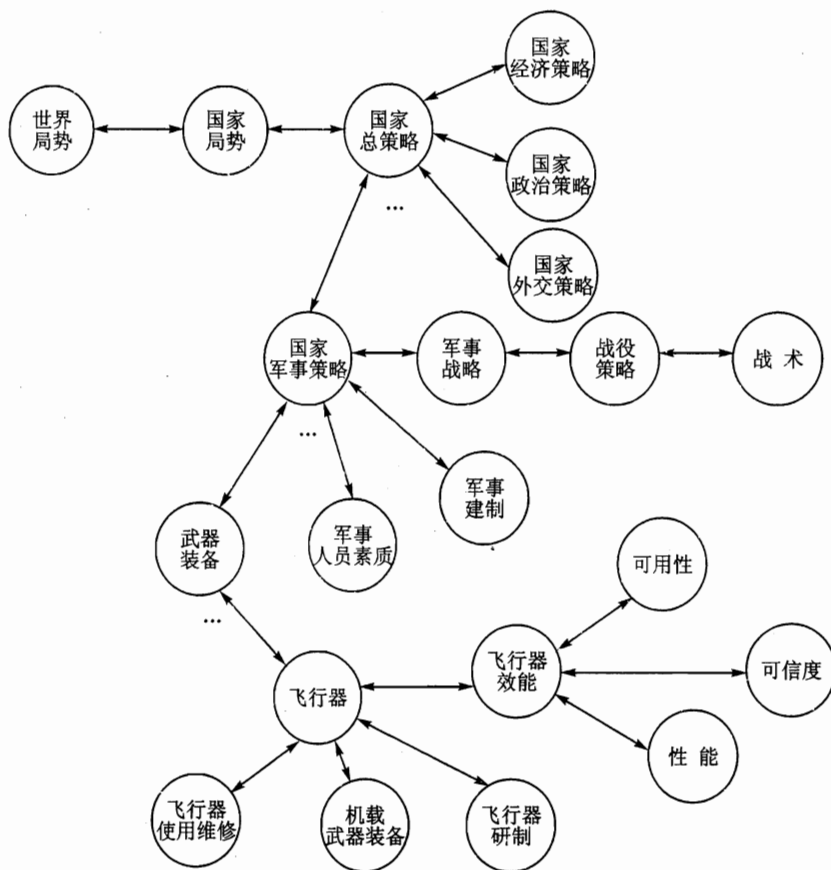


图 1-2 研制飞行器策略与国家决策及军事决策的关联

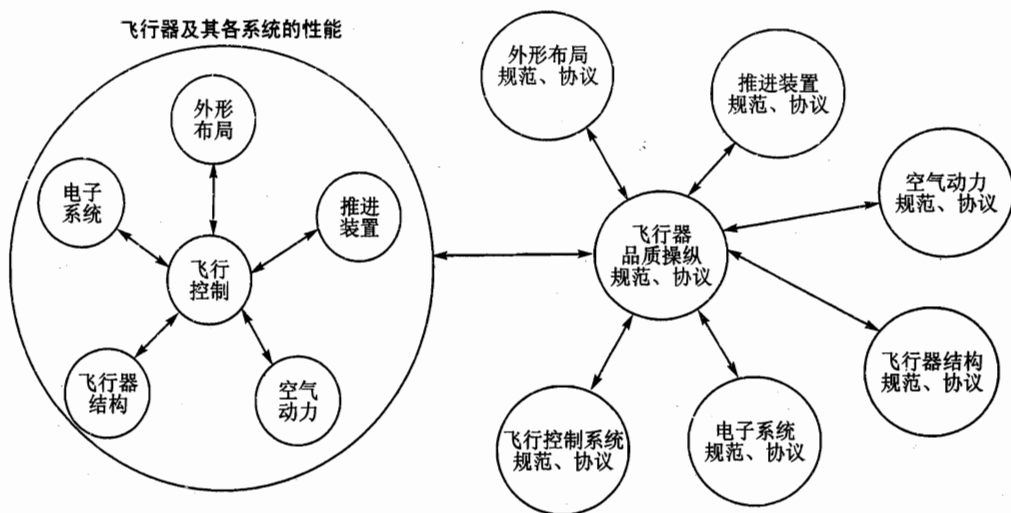


图 1-3 飞行控制系统性能与飞行器性能以及它们的规范或协议的关联

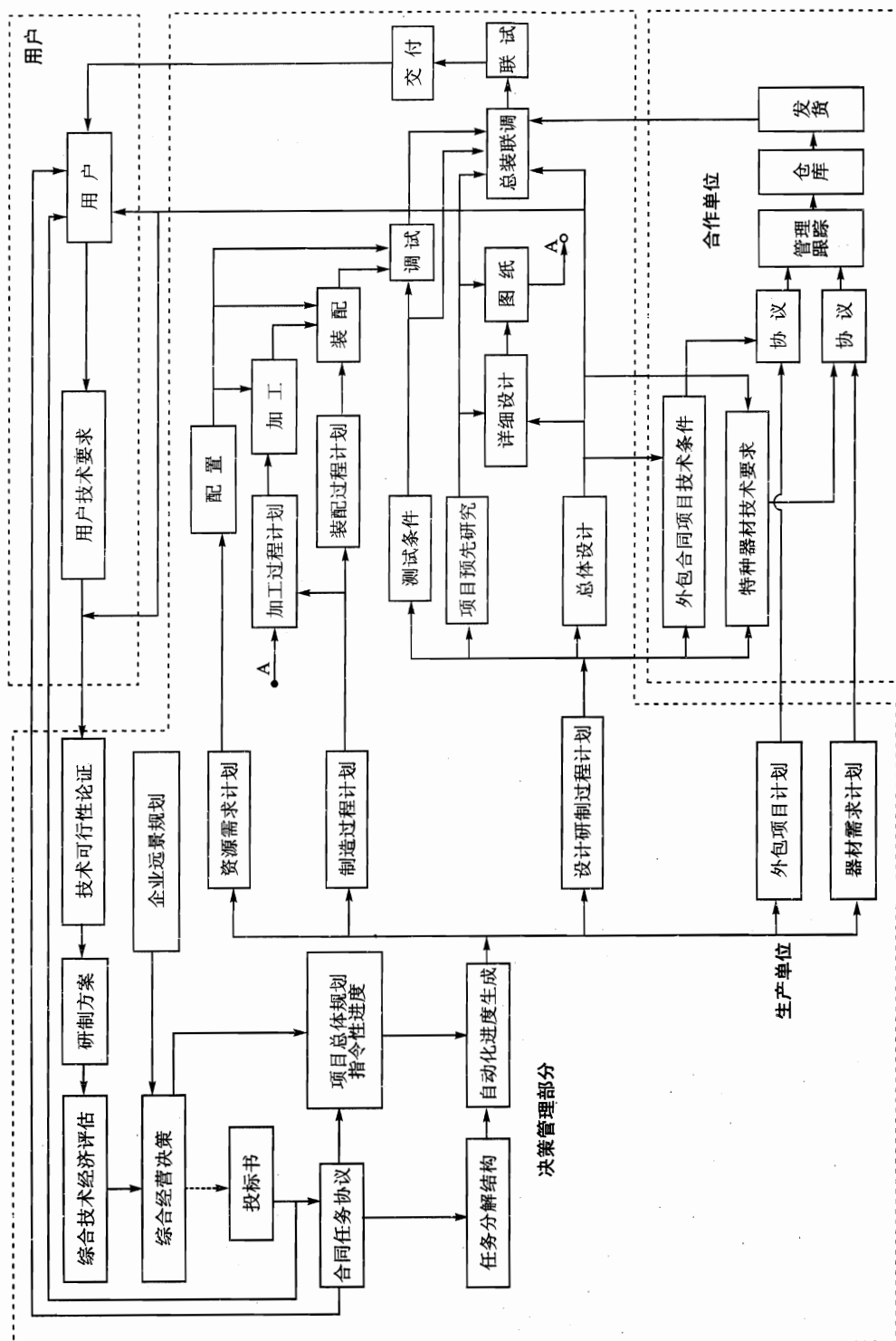


图 1-4 飞行控制系统研制流程

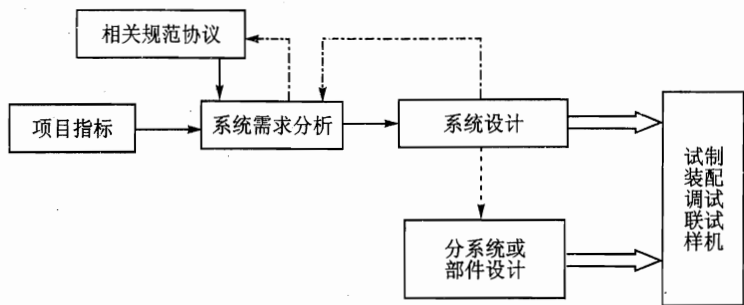


图 1-5 飞行控制系统设计流程

1.2 飞行控制系统的建模与验模方法

1.2.1 飞行控制系统的数学模型

1. 数学模型

1945年,维纳(Norbert Wiener)对数学模型做了下述定义:数学模型是过程或系统的描述,是以面向目的的形式(purposeoriented form)反映过程或系统(存在于真实或实施性计划)的主要性能^[1]。

数学模型所描述的系统可以是受控系统,也可以是非控系统(如宇宙、地球的形成和演变等)。受控系统(控制系统)目前包括工程系统、社会系统、工程与非工程和生物与非生物系统(一般系统)^[2]以及综合系统(包括工程与非工程、生物与非生物、微观与宏观、思维与实践、主观与客观、个体与群体、本体与环境、受控与非控等各类系统)^[2~4]。

为区别于仿真数学模型,称直接描述过程或系统的数学模型为原始数学模型,或简称数学模型。

描述过程或系统的数学模型的表达形式有:数理逻辑方程(主要表达思维或推理决策等系统)、代数方程、微分方程、离散事件系统方程等,以及图形、数据、表格等。

2. 仿真数学模型

为了适应在数字计算机上进行数学仿真,需按变量(包括按时间)进行离散化处理,以及根据精度与计算速率要求选用适当算法,将原始数学模型变换为仿真数学模型。

为了适应在模拟计算机上进行数学仿真,需按适当的时间比例尺,以及数学模型的变量(或函数)与模拟计算机电路的电压的比例尺数值(与电路的参数有关),将原始数学模型变换为在模拟计算机上进行仿真的仿真数学模型。不过目前已很少使用模拟计算机进行仿真。

1.2.2 飞行控制系统的建模与有效性鉴别

1. 控制系统数学模型的建立

(1) 对建模的一般要求

对建模的一般要求为:准确性(accuracy)、描述的真实性(descriptive realism)、精确性(pre-

cision)、鲁棒性(robustness)、通用性(generality)及有效性(fruitfulness)^[5]。下面在讨论数学模型是否符合要求时,将着重于定量指标方面的检测。

(2) 控制系统建模的依据、条件和控制目标层次

控制系统建模的依据、条件和控制目标层次关联可参看图 1-6。

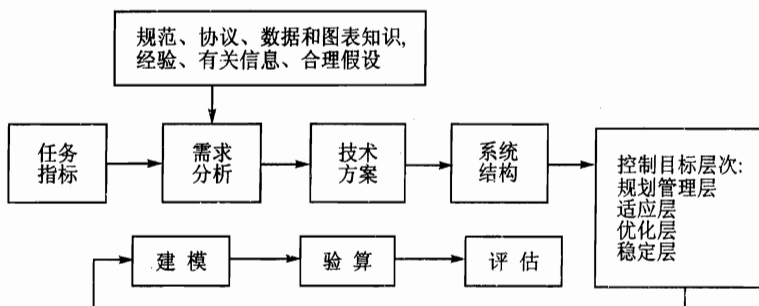


图 1-6 控制系统建模的依据、条件和控制目标层次关联简图

(3) 控制系统的建模步骤

图 1-7 说明了控制系统的建模步骤。

现对图 1-7 中的名词简要说明如下:

概念模型(conceptual model)——说明过程显著特性的某种逻辑表达形式,如过程或系统的原理、信息关联结构图等。

物理模型(physical model)——表达过程或系统的物理特征。物理模型又被称为实物模型,按缩小比例尺复制所研究的过程或系统。

数学模型(mathematical model)——也被称为软模型(software model),用一组数学关系式来描述系统。

面向目标数学模型(mathematical purpose-oriented model)——其形式和准确度必须适应控制或决策的特定问题。它是一组数学关系表达式,能充分说明系统目标和控制指标的形式。它所描述的系统目标和控制指标的层次为稳定性、优化、适应性以及规划管理。

控制灵敏度分析——模型正确表现在解的惟一以及参数相对应,且参数的小变化所导致的解的变化也很小。但控制系统灵敏度分析不同于模型灵敏度分析,后者不但着重于模型变量与参数的依循关系以及控制器性能与基本模型参数的依循关系,而且必须考虑控制目标与控制器或基本模型参数的依循关系,以至与全部各类模型(表述真实过程或系统)的参数的依循关系。

控制系统的建模步骤大致为:

- ① 明确控制系统的主要问题;
- ② 建立概念和物理模型;
- ③ 在概念和物理模型(如果必需且已建立)的基础上,建立尽可能完备的数学模型;
- ④ 分析较完备的数学模型所反映的控制问题是否充分和准确;
- ⑤ 建立适应控制系统各层目标的面向目标数学模型;
- ⑥ 利用面向目标数学模型计算控制灵敏度并迭代;
- ⑦ 在面向目标数学模型的基础上,建立受鉴别的数学模型和扩充的统计模型(考虑随机

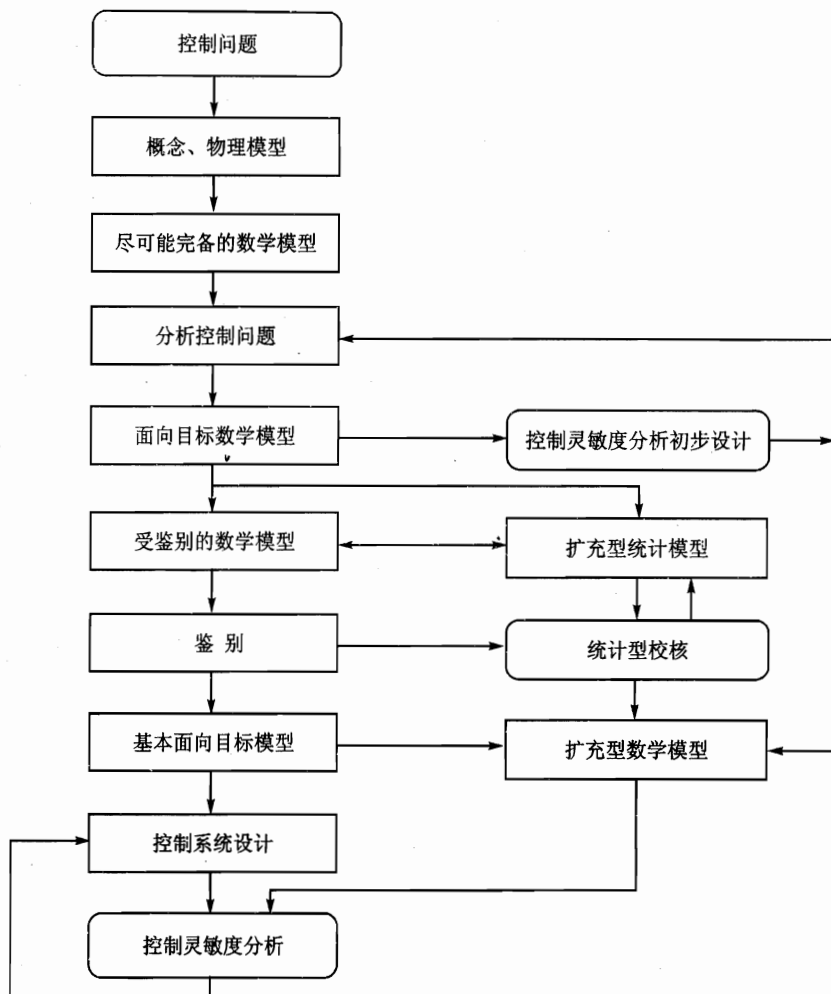


图 1-7 控制系统的建模步骤

性作用因素),根据两种模型的关联,修订受鉴别的数学模型,校核扩充型统计模型;

- ⑧ 认可基本面向目标模型和扩充型数学模型;
- ⑨ 设计控制系统;
- ⑩ 分析控制灵敏度。

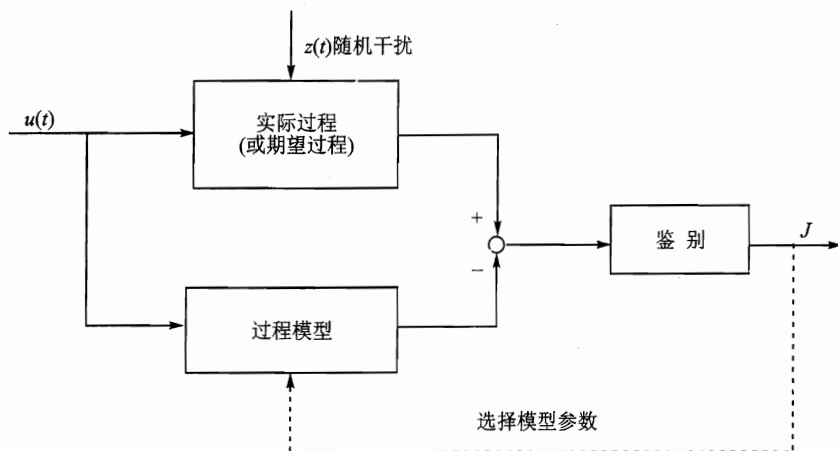
2. 参数的鉴别与模型的校核

参数的鉴别(图 1-8(a))是在将输入 $u(t)$ 分别加于实际过程(或期望过程)和过程模型输入端的情况下,根据二者输出的差值按鉴别指标进行计算,得出相应结果;借助使鉴别指标为极小来选择过程模型的参数,从而使过程模型尽量逼近实际过程或期望过程。在鉴别时,不但应考虑输入信号或扰动(disturbances),还应考虑过程或模型的起始条件。可考虑起始状态与模型参数同时进行鉴别。

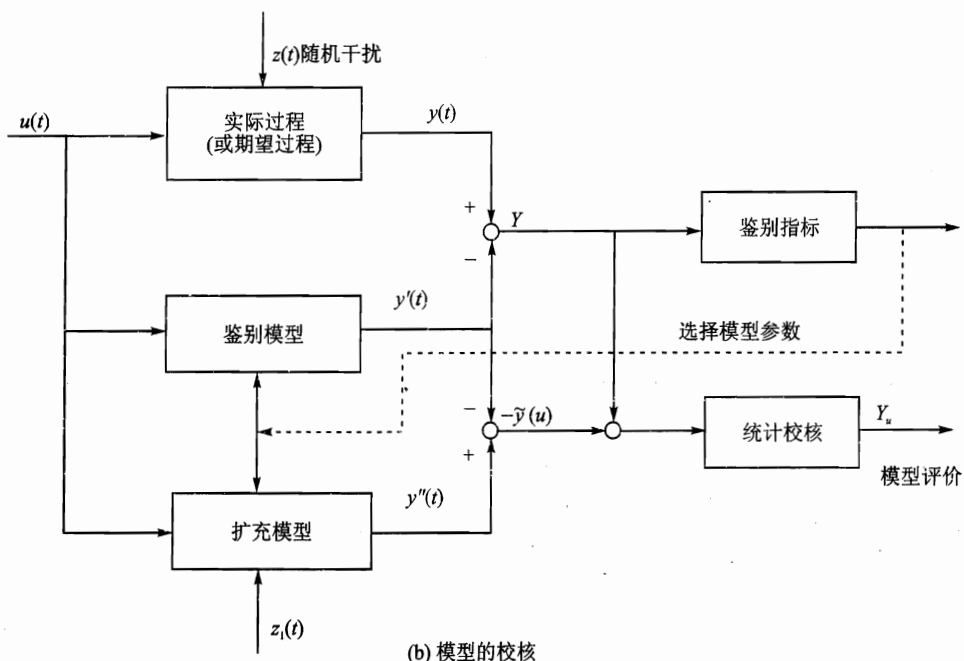
图 1-8(b)同时描绘出扩充模型的统计校核(或模型评价——model assessment)与鉴别模型。统计校核可按残差 $Y_u = Y - \tilde{y}(u)$ 和均方差 $E(Y - \tilde{y}(u))^2$ 为最小等校核指标进行校核,

其中 $\bar{y}(u) = E(Y(u))$ 。

当然在鉴别和校核时,可采用计算机作工具。



(a) 参数的鉴别



(b) 模型的校核

图 1-8 参数的鉴别与模型的校核

1.2.3 对仿真模型的校核、验证与确认

前面介绍了对数学模型进行鉴别和校核问题。由于系统愈来愈复杂,须采用仿真系统对所研究的系统进行分析、设计、生产、使用、维修及改进等,这是研究的完整生命周期。这样就产生了对各类仿真模型进行校核(verification)、验证(validation)和确认(accreditation)问

题,从而也就产生了下面要介绍的三者的缩写 VVA 技术和应用问题。

菲施梅(Fishman)与肯维(Kiviat)于 1967 年就指出,评估仿真模型涉及到两个方面:模型校核和模型验证。其中“校核”指检查计算机的逻辑和代码,而“验证”指证实仿真模型和真实对象有相同行为。美国军事运筹学会(MORS)自 1989 年以来召开了多次模型校核、验证和确认的小型讨论会,从而使关于仿真检测评价方面的 VVA 技术得到迅速发展。对仿真模型的检测评价,在可靠地发展各类复杂系统方面起着极为重要的作用。

1. 校核、验证及确认的涵义

VVA 是一种技术,对不同类型仿真模型的有效性的判断,其内容不尽相同。因此,其涵义宜结合具体情况进行叙述。

(1) 数学仿真模型、物理仿真模型及仿真系统的校核

数学仿真模型校核的内容为:数学仿真模型与原始数学模型的正确映射关系和误差估计、数值算法、仿真程序逻辑、计算机性能匹配的合理性、正确性与精度分析(尽可能多做定量分析)。

物理仿真模型校核的内容为:在已给定元、部件精度及物理仿真模型的结构与数据(与真实物相对应或按比例进行缩小或变换)的情况下,校核物理仿真模型的正确性与精度分析(尽可能多地进行定量分析)。

仿真系统校核的内容为:在已知真实(或拟定)系统的原始数学模型、变换后的仿真数学模型、各仿真接口的数学模型以及建立的各部分的误差模型的情况下,校核仿真系统的正确性与精度分析(尽可能多地做定量分析)。

(2) 数学仿真模型、物理仿真模型及仿真系统的验证

数学仿真模型验证的内容为:将仿真程序测试结果与理论结果(或其他试验结果)进行比较,从而验证数学仿真模型的有效性。

物理仿真模型验证的内容为:将物理仿真模型的测试结果与理论结果(或其他试验结果)进行比较,从而验证物理仿真模型的有效性。

仿真系统验证的内容为:将仿真试验结果与理论分析或其他试验(如飞行员实地试飞,导弹实地试飞等)结果进行定性或定量比较,从而验证整个仿真系统的有效性。

(3) 仿真确认

在观察仿真系统演示,查阅有关文档,以及对整个建模和可信性进行评估的基础上,确认仿真系统是否可被接受。

2. 仿真系统有效性评估的层次和步骤

仿真系统有效性评估的层次和步骤可参看图 1-9。

图 1-9 中,将原始系统数学模型的定量校核列入相应的仿真系统认可范围,并用虚线表示,以区别于相应的仿真系统。

用于仿真系统有效性评估的 VVA 技术,根据具体情况,可分别用于仿真系统的各相应阶段。特别是一个复杂的庞大系统,它的一个分系统,直至子系统,会比一个简单系统还要复杂和庞大。所以,可能对它的分系统、子系统直至划分得更小的系统进行验证,以至确认。因而图 1-9 属仿真系统有效性评估层次和步骤的一般性原理图,如何实施,应根据具体情况灵活处理。

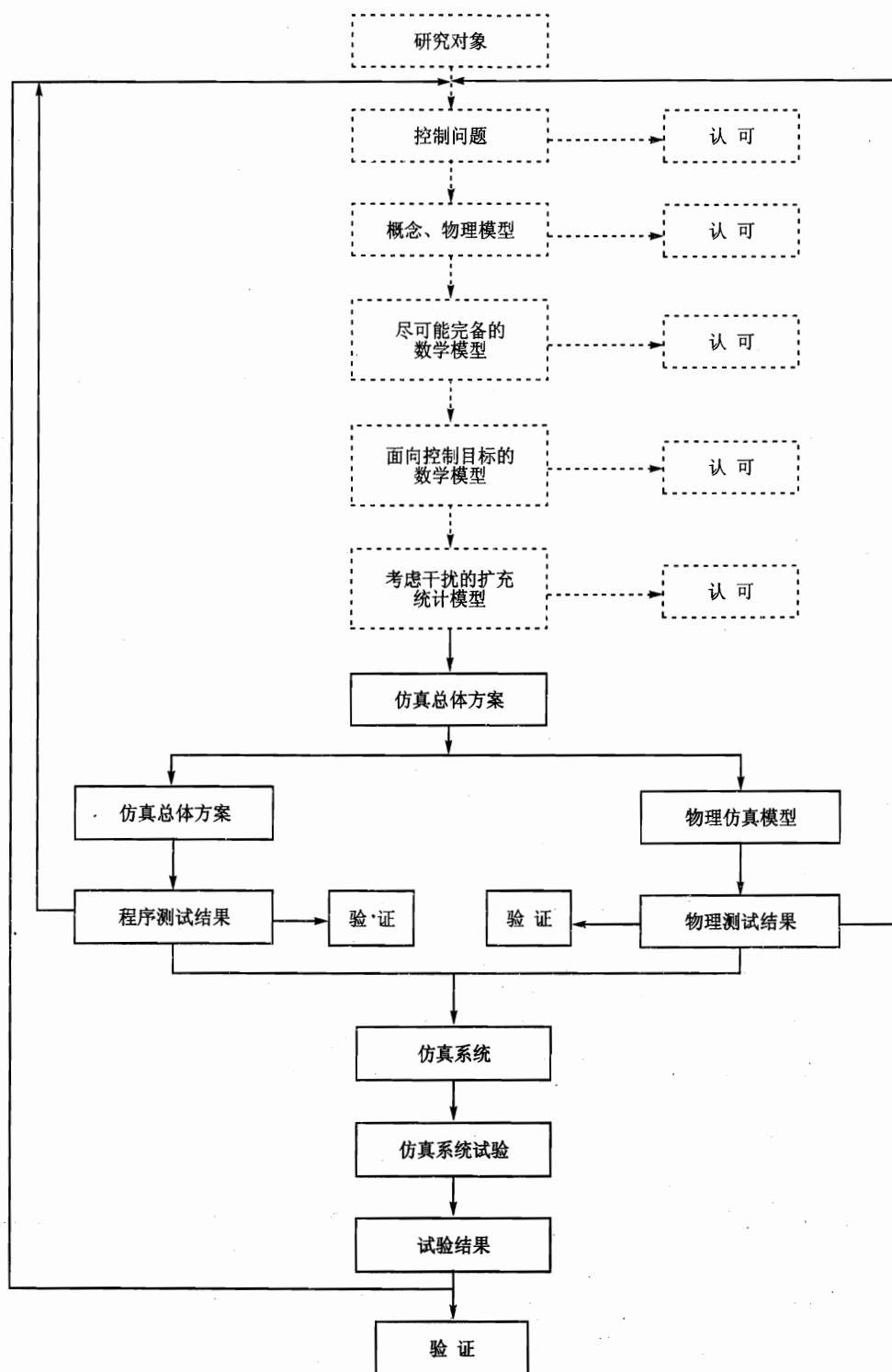


图 1-9 仿真系统有效性评估的层次和步骤简图

注意:确认一般属于最后评审。重要阶段的评审或大型分系统、子系统的评审,图1-9未标出。

1.3 飞行控制系统的稳定性与鲁棒性

1.3.1 飞行控制系统的稳定性

任何受控系统首先必须稳定,然后才有可能考虑性能优化问题。直到现在,李雅普诺夫稳定性理论仍是研究系统稳定性的主要方法。

李雅普诺夫(A. M. ЛЯПУНОВ)的博士学位论文《运动稳定性的一般问题(1892年)》,拓宽了庇罗(Peano)等人所建立的微分方程解对初值和参数的连续依赖性概念,即将在有限区间内变化的自变量(时间)拓展到无限区间,并给出了系统运动稳定和渐近稳定的概念;提出李雅普诺夫函数(V函数)及其直接稳定性方法。

因此,下面要介绍的是运动稳定性,而且主要介绍的是李雅普诺夫意义下的稳定性。

1. 李雅普诺夫意义下的稳定性

设系统方程为:

$$\dot{x} = f(x, t) \quad (1-1)$$

方程的解为:

$$x = x(t, x_0, t_0) \quad (1-2)$$

初始条件:

$$x_0 = x(t_0, x_0, t_0) \quad (1-3)$$

平衡状态方程:

$$\dot{x}_e = f(x, t) = 0 \quad (1-4)$$

平衡状态方程的解,即稳态解为 x_e 。

李雅普诺夫意义下的稳定性是针对平衡状态在扰动(或干扰)作用下所引起的扰动运动是否收敛来判定稳定性问题的。分析稳定性时应注意的是:当控制系统开始处于静态时,平衡状态值为0。如果系统处于稳态,则 x_e 为常值。如果系统处于某一稳态跟踪轨迹的运行过程,并选择某一点的状态变量(作为 x_e)、时间(t_e)和系数进行冻结,当作平衡状态的有关数值,在此约定下进行稳定性分析,若系统属常系数线性系统,则它的稳定性和前面两种情况的稳定性分析结果完全相同;但若系统属变系数系统,则不同 t_e (当作 t_0),系统的系数不同。在起始扰动 $\Delta x_e = \Delta x_0$ 作用下,如果规定相同稳态偏差 ϵ ,则相应的 $\Delta x_0 \leq \delta$ 的 δ 与 t_0 (t_e) 有关,因而存在 δ 与 t_0 密切相关的关系 $\delta(t_0)$ 。同样,对常系数线性系统而言, δ 与 ϵ 的对应关系是完全一致的;而非线性系统则不然,不同的 δ 可导致完全不同的 ϵ ,因而形成明显的 $\delta(\epsilon)$ 的显著变化对应关系。如果既是非线性,又是变系数系统,则显然存在明显的 $\delta(\epsilon, t_0)$ 的变化对应关系。

在分析稳定性时,最简便的方法是在状态平衡点(可以是静态平衡点、稳态平衡点或稳态跟踪轨迹冻结的平衡点,都可以把它们当作原点)加脉冲式起始扰动(Δx_0)或单元函数 $1[t]$ 起始扰动,按脉冲过渡过程和单元函数扰动过渡过程分析系统的稳定性。

现在将李雅普诺夫稳定性意义下的几种稳定性归纳并简要说明于图1-10。

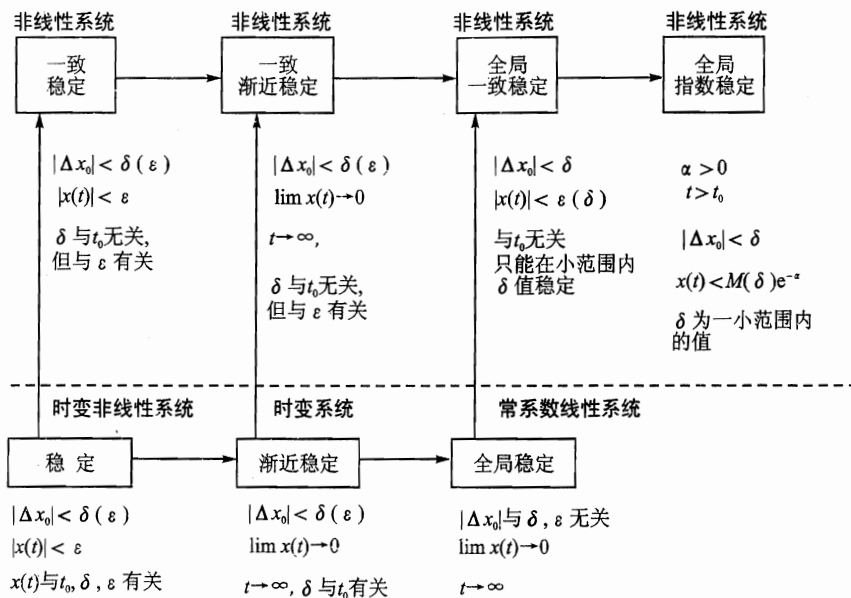


图 1-10 李雅普诺夫稳定意义下的稳定性分类简图及说明

2. 李雅普诺夫第一方法

李雅普诺夫第一方法(间接法)是用状态方程的解的特性来判断系统稳定性。它适用于具有解析解的线性系统,按 $\dot{X} = Ax$ 的特征根 $e^{\lambda t}$ 的 λ 特征值的实部 ($\text{Re } \lambda < 0$),判断系统稳定。

3. 李雅普诺夫第二方法

李雅普诺夫第二方法(直接法)为:虚构一个能量函数,即李雅普诺夫函数,记为 $V(x)$ 或 $V(x, t)$ 。当 $V > 0$ 时,如果 $\dot{V} < 0$ ($\dot{V} = \frac{dV}{dt}$),则系统稳定。

稳定性是定性指标,优化是定量质量指标。对定性指标不必做过于复杂的运算处理,加之仿真试验技术日臻完善,所以,宜采用简便但有效的方法,或给定稳定性指标边界,结合仿真方法初步确定系统的某些参数。

1.3.2 飞行控制系统的鲁棒性

一般所建立的系统数学模型是不精确的,其原因在于:不可能精确了解对象的结构和参数;用低阶系统近似等效高阶系统;用集中参数系统等效分布参数系统;用时不变系统等效时变系统,线性化系统等效非线性系统;系统辨识不准确;制造、检测不精确;元、部件老化;特别是飞行控制系统的飞行环境如高度、大气及地区等变化非常大,以及内部和外界的强烈干扰。所有这些都将引起飞行控制系统在工作过程产生显著偏差,甚至发生故障或损毁。这样就产生了鲁棒控制(Robust Control)问题,或鲁棒性问题。所谓鲁棒性,就是系统具有强大的抗不确定性和抗干扰的功能。

鲁棒控制的萌芽和发展,经历了较长时期。为了抑制真空管的严重不确定性,布拉克(B. S. Black)于1927年提出了采用大回路增益的反馈控制技术^[6];1945年波得(H. W. Bode)

引用灵敏度函数对系统不确定性做了定量描述^[7];克鲁慈和柏更新(J. B. Cruz and W. R. Perkins)引用“相对灵敏度矩阵”将单输入、单输出系统灵敏度分析方法推广到多输入、多输出系统^[8]。这些都属于降低系统对不确定性的灵敏度的研究成果。至于鲁棒控制一词是德维逊(E. J. Davison)于1973年提出的^[9]。1984年张与皮尔逊(B. C. Chang and J. B. Pearson, Jr.)发表了《多变量系统抑制干扰的优化方法》^[10],讨论了有关多变量系统的 H_∞ 最优灵敏度设计问题。目前,鲁棒控制的 H_∞ 方法仍是有关科技工作者感兴趣和研究的课题。

现就有关鲁棒控制的闭环系统灵敏度函数和 H_∞ 方法简介如下。

1. 闭环系统灵敏度函数

单元反馈控制系统原理简图如图1-11所示。

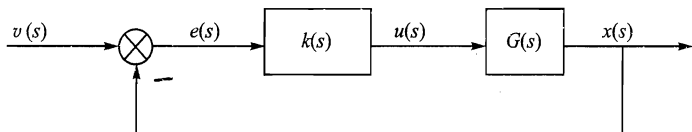


图1-11 单元反馈控制系统原理简图

参看图1-11,可列出闭环系统的灵敏度函数如下:

$$e(s) = [I + G(s)k(s)]^{-1}v(s) \quad (1-5)$$

$$x(s) = G(s)k(s)(I + G(s)k(s))^{-1}v(s) \quad (1-6)$$

$$u(s) = k(s)e(s) \quad (1-7)$$

式(1-6)为闭环系统的灵敏度函数。 $\|(I + Gk)^{-1}\|$ 愈小,表示对 v 愈不灵敏,即抗干扰能力愈强,或者鲁棒性愈好。

2. H_∞ 方法

H_∞ 方法是建立在频域指标上的方法。它的涵义是使闭环系统灵敏度函数 $(I + Gk)^{-1}$ 的 H_∞ 模 $\|(I + Gk)^{-1}\|$ 小,即使其抗干扰能力强,或者说使其鲁棒性强。也就是通过使 H_∞ 的模达到最小的方式求解系统状态空间,并确定相应参数,从而保证系统的抗干扰能力和鲁棒稳定性。详细算法请参看有关文献。

复习思考题

- 1-1 举例说明飞行控制与相关学科和因素的关联,并预测它们今后的演变。
- 1-2 分析飞行控制系统建模和验模方法方面的问题及解决问题的途径。
- 1-3 分析飞行控制系统鲁棒性及其分析方法并予评论。
- 1-4 评价现有稳定性主要分析方法,并预测今后发展趋向。

参考文献

- 1 Andrezej Wierzbicki. Models Sensitivity of Control Systems. Netherlands: Elsevier, 1984
- 2 Wen Chuanyuan. Comprehensive System and Its Modeling and Simulation. Wen chuanyuan, ed. Proc. of BICSC'92, Beijing, 1992
- 3 Wen Chuanyuan. Modeling Problems of Hhybrid Event Dynamic Systems. Simulation practice and Theory, 1998, 6:413~422
- 4 文传源. 综合系统论及其规范化建模. 系统仿真学报, 1999, 11(5):328~334
- 5 Walter J. Concepts of Mathematical Modeling. New York: McGraw-Hill Book Campany, 1985
- 6 Black H S. Stabilized Feedback Ampifiers. U. S. Patent 2, 102, 671, 1934
- 7 Bode H W. Network Analysis and Feedback Amplifier Design. princeton; NJ: Van Nostrand, 1945
- 8 Cruz J B, Perkins W R. A New Approach to The Sensitivity Problem in Multivariable Feedback Systems. IEEE Trans. Auto. Control, 1971, 16(6):216~223
- 9 Davision E J. The Robust Control of A Servomechanism Problem for Linear Time Invariant Multivariable Systems. IEEE Trans. Auto. Control, 1976, 21(1):25~34
- 10 Chang B C, Pearson J B. Jr. Optimal Disturbance Reduction in Linear Multivariable Systems. IEEE Trans. Auto. Control, 1984, 28:880~887
- 11 黄柯棣, 查亚兵. 系统仿真可信性研究综述. 系统仿真学报, 1997, 9(1):4~9
- 12 查亚兵, 黄柯棣, 张金槐. 导弹系统的可信性及其在试验鉴定中的应用. 系统仿真学报, 1997, 9(1):10~17
- 13 Pearson J B, Staats P W, Jr. Robust Controllers for Linear Regulators. IEEE Trans. Auto. Control, 1974, 19:231~234
- 14 Patel R V, Toda M, Sridhar B. Robustness of Linear Quadratic State Feedback Designs in The Presence of System Uncertainty. IEEE Trans. Auto. Control, 1977, 22:945~947
- 15 Zames G. Feedback and Optimal Sensitivity: Mode Reference Transformations, Multiplicative Seminorms, and Approximate Inverses. IEEE Trans. Auto. Control, 1981, 26:301~320
- 16 Francis B A. A Course in H_∞ Control Theory. Lecture Notes in Control and Information, Vol. 88 Berlin: Spriger, 1987
- 17 Doyle J C, Francis B A, Tannenbaum A R. Feedback Control Theory. New York: Macmillan, 1992
- 18 McFarlane D C, Glover K. Robust Controller Design using Normalized Coprime Factor Plant Description. Lecture Notes in Control and Information, Vol. 138. Berlin: springer-Verlog, 1990

第2章

飞行力学

2.1 飞行性能

2.1.1 飞机在铅垂平面内运动的质心运动方程

飞机在铅垂平面内的飞行运动是无侧滑、不倾斜、飞机对称面与质心运动轨迹所处的铅垂平面相重合的一种飞行运动。此时,速度向量和作用在飞机上的外力均在飞机对称平面内。图 2-1 表示飞机在铅垂平面内飞行时,作用在飞机上的力及其角度关系:

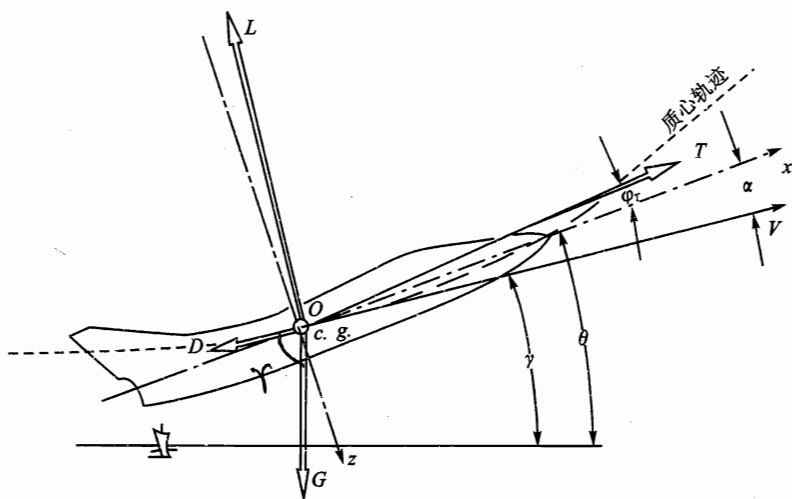


图 2-1 飞机在铅垂平面内飞行时,作用在飞机上的力及其角度关系

以质心($c. g.$)为各力的作用点;

x 是飞机纵轴, z 垂直于 x 指向下方, Oxz 是飞机纵向对称平面,体轴;

速度 V 沿质心轨迹的切线方向;

升力 L 与速度向量垂直,向上为正;

阻力 D 与速度向量平行,向后为正;

重力 G 与地平面垂直,向下为正;

发动机推力 T 与机体纵轴 Ox 成一角度 φ_T ;

迎角 α ——纵轴 Ox 与速度 V 之间的夹角;

俯仰角 θ ——纵轴 Ox 与地平面间的夹角；

轨迹倾斜角 γ ——速度向量与地平面间的夹角，也称上升角。

由图 2-1 可建立飞机质心运动方程：

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} &= T \cos(\alpha + \varphi_T) - D - G \sin \gamma \\ V \frac{G}{g} \frac{d\gamma}{dt} &= T \sin(\alpha + \varphi_T) + L - G \cos \gamma \\ \gamma &= \theta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (2-1)$$

式中： g ——重力加速度。

式(2-1)第1式是沿轨迹切线建立的运动加速度方程；第2式是沿轨迹法线建立的向心加速度方程。应当指出，升力、阻力和推力一般不通过质心。它们对质心会产生俯仰力矩，但这完全可由飞行员操纵升降舵来平衡，因此最终各力的向量和通过质心。

角度 $(\alpha + \varphi_T)$ 一般是小量，又 $T \sin(\alpha + \varphi_T) \ll L$ ，作为工程计算可设 $\cos(\alpha + \varphi_T) \approx 1$ ，并略去 $T \sin(\alpha + \varphi_T)$ 项，于是方程(2-1)简化成

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - G \sin \gamma \\ V \frac{G}{g} \frac{d\gamma}{dt} &= L - G \cos \gamma \\ \gamma &= \theta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (2-2)$$

若飞机在铅垂面内作定常直线飞行，则有 $\frac{dV}{dt} = 0$ ， $\frac{d\gamma}{dt} = 0$ ，方程(2-2)可简化成

$$\left. \begin{aligned} T &= D + G \sin \gamma \\ L &= G \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (2-3)$$

如果作 γ 不大的定常直线飞行，可认为 $\cos \gamma \approx 1$ ，则方程(2-3)变成

$$\left. \begin{aligned} T &= D + G \sin \gamma \\ L &= G \end{aligned} \right\} \quad (2-4)$$

当飞机作匀速直线平时， $\gamma = 0$ ，于是方程(2-4)变成

$$\left. \begin{aligned} T &= D \\ L &= G \end{aligned} \right\} \quad (2-5)$$

2.1.2 平飞需用推力

为维持飞机在某高度以某速度作匀速直线平飞所需要的发动机推力，称为定常平飞需用推力，以 T_r 表示。由式(2-5)知

$$\left. \begin{aligned} T_r = D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \\ G = L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \end{aligned} \right\} \quad (2-6)$$

式中： ρ ——空气密度； S ——机翼面积； C_D ——阻力系数； C_L ——升力系数。

设飞机升阻比 $K = C_L / C_D$ 。式(2-6)中第1式与第2式相除得

$$T_r = G / K \quad (2-7)$$

式(2-7)表示平飞需用推力与飞行重力 G 和气动效率(升阻比) K 之间的关系。显然, 气动效率愈高, 则平飞需用推力愈小。

飞机平飞需用推力的计算步骤如下:

- ① 给定计算高度 H , 从大气参数表查出该高度的空气密度 ρ 值和声速 a 值;
- ② 给出若干个速度 V 值, 并计算出相应马赫数 $M=V/a$;
- ③ 按公式 $C_L = \frac{2G}{\rho V^2 S}$ 计算出各速度对应的升力系数值;
- ④ 根据 C_L 值和 M 数, 从飞机极曲线图查得 C_D 值, 并算出升阻比 $K=C_L/C_D$;
- ⑤ 按公式 $T_r=G/K$ 算出对应于各 V 值的 T_r 值;
- ⑥ 以速度 V 为横坐标, T_r 为纵坐标, 绘制该高度上的定常平飞需用推力曲线。

图 2-2 表示飞机升阻极曲线和平飞需用推力曲线及其组成。

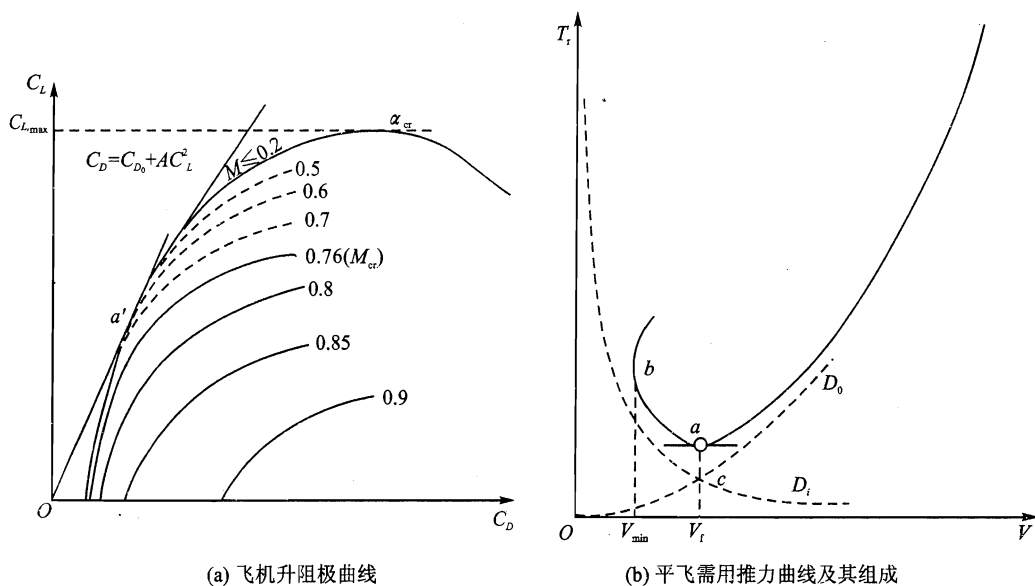


图 2-2 飞机升阻极曲线和平飞需用推力曲线及其组成

由空气动力学知, 飞机的总阻力系数由零升阻力系数和升致阻力系数两部分组成, 即

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + AC_L^2 \quad (2-8)$$

平飞需用推力等于阻力, 故有

$$T_r = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + AC_L^2)$$

由式(2-6)第2式知: $C_L = G / \frac{1}{2} \rho V^2 S$, 代入上式得

$$T_r = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + AG^2 / \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (2-9)$$

式(2-9)中

令 $D_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0}$, 称为零升阻力;

$D_i = AG^2 / \frac{1}{2} \rho V^2 S$, 称为升致阻力。

低速飞行时, C_{D_0} 与 A 值基本上不随 M 数变化, D_0 与 V^2 成正比, 即按抛物线增长, 而 D_i 与 V^2 成反比。低速时迎角大, 阻力中的升致阻力占很大部分。随着速度的增大, 迎角减小, 虽这时 D_0 增大, 但 D_i 下降更快, 故总阻力是下降的。待速度增加到某值, 使得 $D_0 = D_i$, 此时总阻力达到最小值 ($T_{r, \min}$), 对应为图 2-2(b) 中的 a 点。这一速度称为有利速度 V_f , 对应着 $K_{\max}$ (图 2-2(a) 极曲线上的 a' 点)。若速度再增大, 则 D_0 的增大将超过 D_i 的减小, 总阻力将增大起来。当 M 数超过临界值 M_{cr} 时, C_{D_0} 和 A 值均剧增, 故 D 增长更迅速。

由图 2-2(a) 看出, 大迎角时的实际阻力系数比按式 (2-8) 算出的要大, 因此按极曲线图算出的阻力比按式 (2-9) 算出的要大。从实际升阻极曲线可看到, 有一最大升力系数 $C_{L, \max}$, 其对应于临界迎角 α_{cr} 。当迎角超过 α_{cr} 时, 升力系数不但不增大, 反而减小。因此, $C_{L, \max}$ 就决定了飞机的最小平飞速度 $V_{\min}$

$$V_{\min} = \sqrt{2G/\rho S C_{L, \max}} \quad \text{式(2-6) 第二式} \quad (2-10)$$

图 2-3 表示平飞需用推力随高度的变化。由图中可看到, T_r 曲线随高度 H 的增加向右移动, 而 $T_{r, \min}$ 值几乎没有变。这可有如下解释。

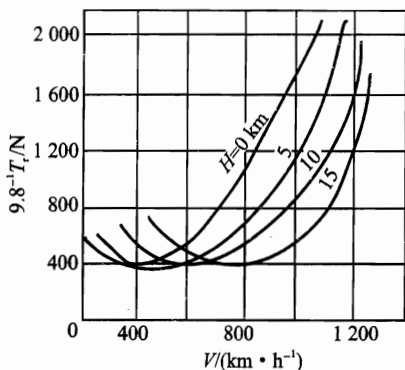


图 2-3 跨声速飞机需用推力曲线随高度的变化

由式 (2-9) 知

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0}$$

$$D_i = AG^2 / \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

在同一速度下, 高度增高空气密度 ρ 减小, 故 D_0 减小, 而 D_i 增大。这导致图 2-2(b) 中 D_0 - V 虚线和 D_i - V 虚线的交点 c 向右移, 即 $T_{r, \min}$ 向右移。在亚声速时 (如极曲线图中的 $M \leq 0.6$), $K_{\max}$ 值不变, 因此 $T_{r, \min} = G/K_{\max}$ 也不变, 但 $T_{r, \min}$ 对应的有利速度 V_f 随高度增高而增大。当 $V_f (M_f = V_f/a)$ 增加到使

$K_{\max}$ 减小时, 则 $T_{r, \min}$ 要增加。尤其是 $M_f > M_{cr}$ 之后, 波阻出现, T_r 增加很多, T_r - V 曲线向右上方移动。

2.1.3 可用推力

发动机能实际提供并用以推动飞机前进的推力, 称为可用推力。目前高速飞机大多采用带加力燃烧室的涡轮喷气发动机。本小节简单介绍这类发动机的推力特性。

涡轮喷气发动机的推力曲线表示净推力 T_n 随转速 n 、飞行速度 V (或 M 数) 和高度 H 的变化关系。飞机在飞行中可根据需要来选择发动机适当的工作状态, 使发动机有利地工作, 达到既能提供所需要的推力, 又能节省燃料的目的。

1. 油门特性 (转速特性)

改变油门位置能改变发动机的转速, 从而改变发动机推力。油门特性曲线表示净推力 T_n 随转速 n 的变化关系, 如图 2-4 所示。

涡轮喷气发动机有以下几种工作状态:

- 最大工作状态——发动机允许涡轮最大转速的工作状态, 相对转速达 100%。对发动

机在这种工作状态的持续时间有限制,一般规定不得超过 6 min。飞机在起飞、急跃上升和以最高速度飞行时,都处于这种工作状态。

- 额定工作状态——对应于额定转速,一般比最大转速小 3%~5%,推力比最大工作状态时小,但可较长时间连续工作。在飞行中常用于较长时间的平飞或爬升。
- 巡航工作状态——转速约为额定转速的 90%,推力约为额定工作状态时推力的 80%,单位耗油率最小,连续工作时间不限,用于远航。
- 慢车(小转速)工作状态——转速约为最大转速的 30%,推力很小。飞机下滑着陆过程中不需要推力,但发动机不能熄火,故须采用这种工作状态。
- 加力工作状态——为提高飞机的机动性能,若在发动机最大工作状态时还嫌推力不够,则此时可由加力燃烧室喷嘴喷出补充燃料,燃烧后进一步提高燃气温度,加大喷气速度,从而较大幅度提高推力,提高飞行性能。为避免发动机损坏,其连续工作时间一般不超过 6 min;起飞时加力状态不得超过 3 min;高度在 6 km 以上不得超过 10 min。

2. 速度特性

速度特性曲线表示高度和转速不变时,推力随飞行速度(或 M 数)的变化关系(如图 2-5 所示)。速度从 0 开始增大时,推力略有下降,然后随速度增大而增大;但飞行速度超过声速,即当 $M > 1$ 的某一数之后,推力又下降。这是为了涡轮不致过热损坏,不得不降低进油量而采取的限制措施。

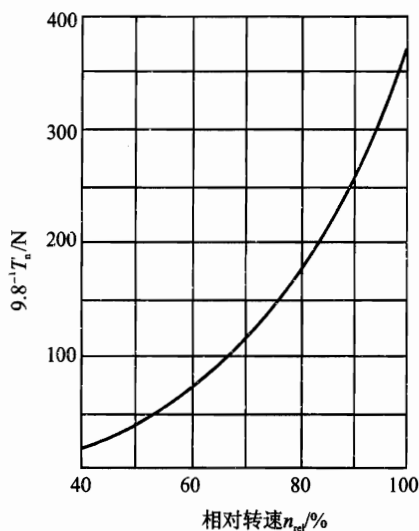


图 2-4 涡轮喷气发动机地面净推力的油门特性曲线

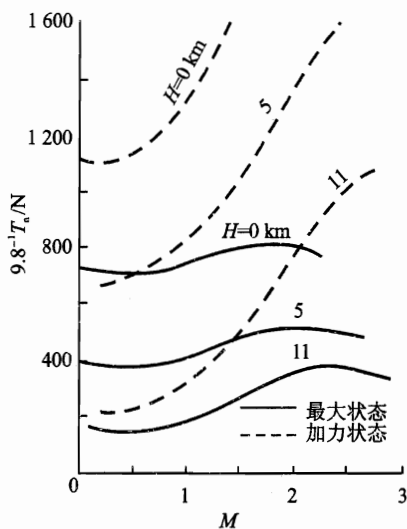


图 2-5 涡轮喷气发动机的净推力——速度特性

3. 高度特性

图 2-5 还表示了推力随高度的变化。高度增高,空气密度下降,故推力下降。在对流层(11 km 以下),大气温度随高度升高而下降。这对压气机的增压有利,因而推力下降比空气密度下降得慢些。在平流层(11 km 以上)或称同温层,温度不变,推力下降与空气密度下降成正比。

4. 涡轮喷气发动机的可用推力

发动机前面有进气道,后面有排气道。气流在进气道内有摩擦和旋涡,使气流能量有损



失,因而会降低发动机推力。对于排气道,如果设计得当,使喷口处燃烧气流始终保持完全膨胀状态,则推力可能稍有增加,但补偿不了进气道的损失,因此可用推力总小于净推力 T_n 。若令 η 为有效系数,则

$$T = \eta T_n \quad (0 < \eta < 1)$$

式中, T 为可用推力。

2.1.4 飞机的基本飞行性能

飞机的基本飞行性能是指飞机作定常直线飞行的性能,如最大平飞速度 $V_{\max}$ 、最小平飞速度 $V_{\min}$ 、最大上升率 $\dot{H}_{\max}$ 、上升时间 t_s 和升限 $H_{\max}$ 等。

目前仍采用简单推力法计算基本飞行性能。它是以式(2-4)为基本方程来考虑问题的,将可用推力和平飞需用推力画在一起,就可计算出飞机的基本飞行性能。

1. 最大平飞速度 $V_{\max}$

飞机在某高度以某重力和发动机工作状态(加力、最大或额定)进行等速直线平飞所能达到的最大速度,称为该高度上的定常最大平飞速度。图 2-6 表示不同高度的可用推力(最大工作状态)和平飞需用推力曲线。最大平飞速度由同一高度上的可用推力和需用推力在右方的交点所确定。显然,此交点的右边 $T_r > T$, 飞机不能维持定常平飞;此交点的左边 $T_r < T$, 则可关小发动机油门来实现 $T = T_r$, 因而可维持定常平飞。

2. 最小平飞速度 $V_{\min}$

在低空,可用推力较大,即使迎角达到临界迎角,可用推力仍可能比需用推力大(如图 2-6 中高度为 0 km 和 5 km 的情况),此时最小平飞速度由式(2-10)确定。但在高空,迎角未达到临界迎角时,需用推力已大于可用推力(如图 2-6 中高度为 10 km 和 15 km 的情况),最小平飞速度应由 T 和 T_r 在左方的交点确定。显然,小于最小平飞速度也不能维持定常平飞。

3. 定常平飞速度范围——飞行包线

把图 2-6 中各高度上的最大速度点与最小速度点在以高度-速度为坐标的图上连成曲线,就得到飞机的飞行包线。图 2-7 表示一类跨声速飞机的飞行包线。但是,仅根据需用推力和可用推力的交点或 $C_{L,\max}$ 来决定飞行包线只有理论上的意义,实际的包线还要受到以下条件的限制:

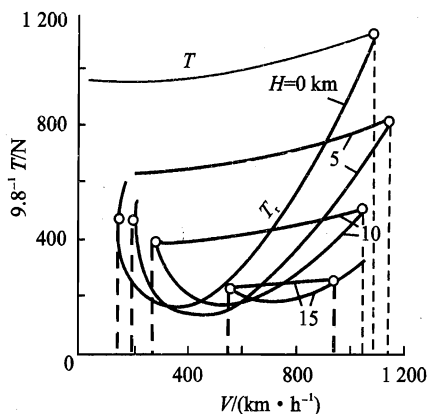


图 2-6 跨声速飞机的可用推力(最大工作状态)和需用推力

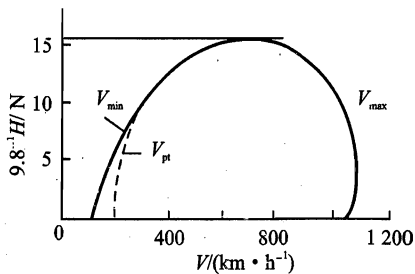


图 2-7 跨声速飞机的飞行包线

- 由 $C_{L,max}$ 决定的 V_{min} 是临界状态,为安全起见,只能使用到一个允许的升力系数 $C_{L_{pt}}$ 。它比 $C_{L,max}$ 小一些,由 $C_{L_{pt}}$ 来决定最小的允许速度 V_{pt} 。如果可用推力和需用推力在左方的交点所对应的 $C_L < C_{L_{pt}}$,则此交点为包线的左方边界。
- 结构强度规定,飞行动压头 $q^{\text{①}}$ 不得超过某一最大值 q_{max} 。这对超声速飞机来说更有实际意义(如图 2-8 所示)。
- 当飞机作超声速飞行时,方向稳定性随速度增加而变差。这包括了结构弹性变形效果和气动效果。为保证飞行安全,一般都规定一个最大的 M_{max} 数来进行限制(见图 2-8)。
- 飞行速度的提高、气动加热严重及结构温度升高降低了结构强度。为防止结构过热,飞行速度还要受到温度(用驻点温度 t^* 表示)的限制(见图 2-8)。

4. 上升角 γ 和最大上升角 γ_{max}

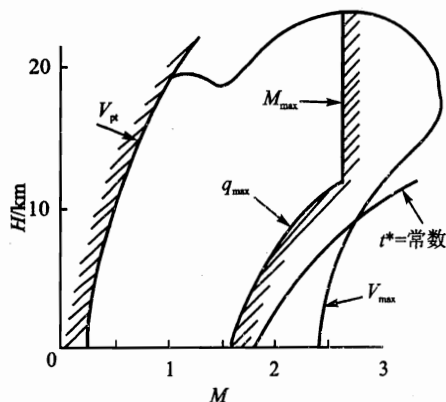
平飞需用推力等于阻力,可令式(2-4)中的 $T_r = D$,则式(2-4)的第1式为

$$T = T_r + G \sin \gamma \quad (2-11)$$

上升角为

$$\gamma = \arcsin \frac{T - T_r}{G} = \arcsin \frac{\Delta T}{G} \quad (2-12)$$

ΔT 为剩余推力,从推力曲线图上可直接量得。最大上升角 γ_{max} 与最大剩余推力 ΔT_{max} 对应,相应的速度与 V_t 很接近(见图 2-9)。



注: t^* 总温,即驻点温度。

图 2-8 超声速飞机的飞行包线

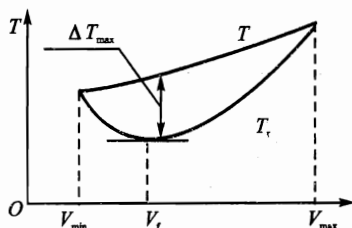


图 2-9 最大剩余推力

5. 上升率 $\dot{H}$ 和最大上升率 $\dot{H}_{max}$

飞机的上升率即飞机的垂直速度分量(见图 2-10)。可表示为

$$\dot{H} = \frac{dH}{dt} = V \sin \gamma \quad (2-13)$$

式(2-11)两边乘以 V ,得

$$GV \sin \gamma = V(T - T_r) = V\Delta T$$

① 动压头 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, 表示单位体积空气流动的动能。——编者注

故

$$\dot{H} = \frac{V\Delta T}{G} \quad (2-14)$$

在推力曲线图上(见图 2-9)量出 ΔT 与其对应的速度 V , 按式(2-14)算出 $\dot{H}$ 。将 $\dot{H}$ 对 V 作图(见图 2-10), 曲线的峰值就是 $\dot{H}_{\max}$ 。 $\dot{H}_{\max}$ 所对应的速度称为快升速度 V_{qc} 。若高度升高, ΔT 减小, 则 $\dot{H}_{\max}$ 随高度升高而减小。把各高度上的 $\dot{H}_{\max}$ 值画在 $H-\dot{H}_{\max}$ 图上, 可得图 2-11。

6. 理论静升限 $H_{\max,t}$ 和实用静升限 $H_{\max,p}$

理论静升限是指飞机在特定质量和给定发动机工作状态下能维持等速直线平飞的最大高度, 即 $\dot{H}_{\max}=0$ 的高度, 以 $H_{\max,t}$ 表示。

但是在理论静升限的高度上最大剩余推力 $\Delta T_{\max}=0$, 飞机只能维持一个速度的平飞而无任何机动能力, 故不具有实用意义。因此, 规定了实用静升限 $H_{\max,p}$ 。对喷气歼击机, 规定 $\dot{H}_{\max}=5 \text{ m/s}$ 的高度为其实用静升限; 对客机或运输机, 规定 $\dot{H}_{\max}=0.5 \text{ m/s}$ 的高度为其实用静升限。图 2-11 表示改变发动机工作状态, 可改变 $\dot{H}_{\max}$ 值, 也改变了升限。

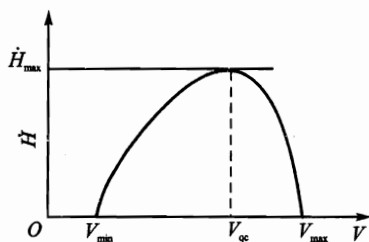


图 2-10 $\dot{H}_{\max}$ 所对应的速度

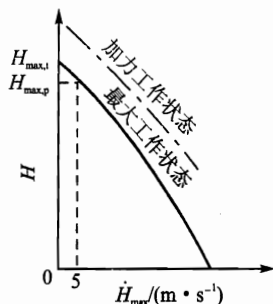


图 2-11 理论升限 $H_{\max,t}$ 和实用升限 $H_{\max,p}$ 的确定

7. 最短上升时间 $t_{\min}$

若飞机以每个高度上的 $\dot{H}_{\max}$ 上升, 则上升时间最短, 因而有

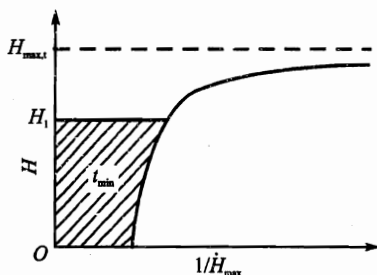


图 2-12 最短上升时间求解图

$$t_{\min} = \int_0^H \frac{dH}{\dot{H}_{\max}} \quad (2-15)$$

由于 $H-\dot{H}_{\max}$ 的曲线难以写成解析式, 所以式(2-15)只能用数值积分法或图解积分法求解。

采用图解积分法时, 先画出 $H-\frac{1}{\dot{H}_{\max}}$ 曲线, 最短上升时间 $t_{\min}$ 即为从某一高度至另一高度间的 $1/\dot{H}_{\max}$ 曲线所包围的面积(见图 2-12)。当 $H=H_{\max,t}$ 时, $1/\dot{H}_{\max}=\infty$, 因而上升至 $H_{\max,t}$ 的时间 $t_{\min}=\infty$, 表明

无实际意义。这也说明为何要规定一个实用静升限。

2.1.5 计及动能变化的最速上升

前面提到, 为使飞机最速上升, 必须使用每个高度上的 $\dot{H}_{\max}$, 但各高度上 $\dot{H}_{\max}$ 所对应的速度 V 是不同的。前面的算法是基于准定常*假设, 若上升过程中速度 V 变化不大, 则前面准

* 所谓准定常, 即把原属非定常的运动过程, 仍按定常运动来计算。这对于非定常程度较弱的情况是可取的。——编者注

定常算法是可用的。但对于高速飞机,上升过程中速度 V 的变化较大,采用准定常算法会产生较大误差,对超声速飞机尤其如此,为此需要有一种计及速度变化的上升计算方法。

1. 考虑动能变化的上升率

考虑上升角 γ 不大的情况,但不忽略速度的变化,因而运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} &= T - T_r - G \sin \gamma \\ L &= G \end{aligned} \right\} \quad (2-16)$$

其中, T_r 是考虑到 $L=G$ 条件的平飞需用推力,在 γ 不大的情况下,认为其与 $\gamma=0$ 时在同一速度下的阻力相等,因而只须考虑式(2-16)中的第1式,将此式两边乘以 V 并除以 G ,并令 $\Delta T = T - T_r$,则有

$$\frac{dH}{dt} = \dot{H} = V \sin \gamma = \frac{V \Delta T}{G} - \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2g} \right) \quad (2-17)$$

比较式(2-17)与式(2-14)可知,式(2-17)多考虑了一个动能变化项。式(2-17)还可写成

$$\frac{V \Delta T}{G} = \frac{dH}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2g} \right) \quad (2-18)$$

式(2-18)表示飞机的剩余功率既可用于提高飞机的位能,也可用于提高飞机的动能。动能与位能也可相互转换。

2. 考虑动能变化的最短上升时间

关于飞机从一个速度和高度上升到另一个速度和高度所需最短时间和最佳航速问题,通常须用变分法借助于计算机才能求解。这里介绍一种基于能量法的图解近似算法。

设飞机在某高度 H 以速度 V 飞行,则飞机单位质量的总能量高度为

$$H_E = H + V^2/2g \quad (2-19)$$

其中 H_E 称为总能量高度。能量高度变化率为

$$\frac{dH_E}{dt} = \frac{dH}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2g} \right) \quad (2-20)$$

飞机以 $\dot{H} = \frac{dH_E}{dt}$ 上升 dH_E 高度所需的时间为

$$dt = \frac{dH_E}{\dot{H}} \quad (2-21)$$

最短上升时间应与 $\dot{H}_{\max}$ 对应,故

$$t_{\min} = \int_0^H \frac{dH_E}{\dot{H}_{\max}} \quad (2-22)$$

比较式(2-18)与(2-20),得

$$\frac{dH_E}{dt} = \frac{\Delta TV}{G} \quad (2-23)$$

现在的问题是,如何能找出对应于能量高度的 $\dot{H}_{\max}$ 来。其图解步骤如下:

① 按 $\dot{H} = \frac{V \Delta T}{G}$ 绘制 $\dot{H}-V$ (以 H 为参变量)的曲线族(见图2-13);

② 在图2-13上确定等 $\dot{H}$ 值的 H 对 V 的数值关系,并在 $H-V$ 图上绘制等 $\dot{H}$ 值曲线族(见图2-14);

③ 按照式(2-19)在图 2-14 上绘制等能量高度(H_E 为常数)的 $H-V$ 曲线族;

④ 在图 2-14 上绘出与各等 H_E 曲线相平行的曲线(图中虚线),并使之与各等 V_y 值曲线相切,显然切点上的 $\dot{H}$ 值为在该高度和速度上按能量高度上升最快的 $\dot{H}_{\max}$ 值;

⑤ 连接各切点,即求得按能量高度上升时间最短的 $H-V$ 关系曲线。

为争取制空权,应尽快增加高度和速度,因此按能量高度上升时间最短,对歼击机来说有特别重要的意义。

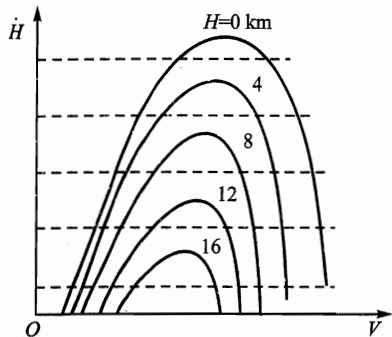


图 2-13 确定等 $\dot{H}$ 值的 $H-V$ 关系

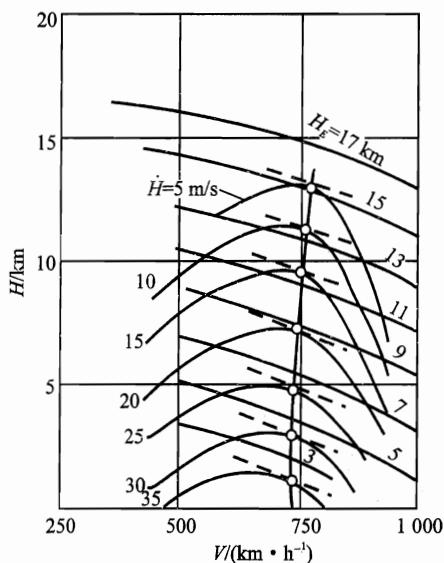


图 2-14 高亚声速飞机按能量高度上升时间最短的解算图

2.1.6 航程与续航时间

航程是指飞机在平静大气中沿给定方向耗尽其可用燃料所飞过的水平距离。续航时间(简称航时)是指耗尽其可用燃料所能持续飞行的时间。

航程包括 3 段:上升段、巡航段和下滑段。与各段对应的水平距离用 l_c, l, l_s 表示,3 段总和为总航程 l_{Σ} (见图 2-15)。巡航段的航程和航时占总数的绝大部分。本小节讨论巡航段的最大航程和最长航时的有关问题。

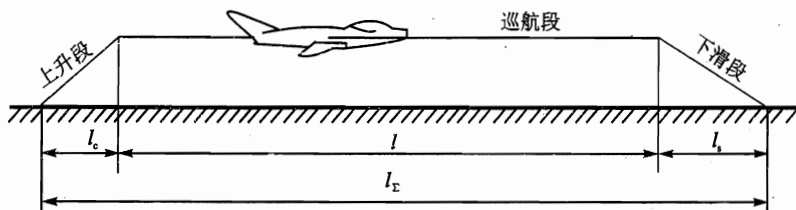


图 2-15 航程的分段

1. 燃料消耗量

飞机每飞行 1 h([小时])发动机消耗的燃油量称为[小时]耗油量 q_h 。发动机每产生 1 N(牛顿)推力的每[小时]耗油量称为单位耗油量 $q_{k,h}$ (或称耗油率)。两者有以下关系:

$$q_h = q_{k,h} T_n \quad (2-24)$$

各参数的单位为:

$$q_h: \text{kg/h};$$

$$q_{k,h}: \text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h});$$

$$T_n: \text{N}。$$

飞机相对于地面每飞行 1 km 所消耗的燃油量 $q_{k,m}$ 单位为 kg/km 。它与 q_h 有以下关系

$$q_{k,m} = \frac{q_h}{V} = \frac{q_{k,h} T_n}{V} \quad (2-25)$$

式(2-25)中, V 为相对地面的飞行速度(地速); $q_{k,m}$ 和 q_h 都与表征发动机的经济性能的指标参数 $q_{k,h}$ 有关, 此外与飞机的气动性能、重量和飞行状态也有重要关系。

2. 飞行状态对航程和航时的影响

飞行质量因燃料消耗而逐渐减小, 不过这一过程进行得很缓慢, 故可认为是定常平飞状态, 应满足:

$$\left. \begin{aligned} T &= D = T_r \\ L &= G \end{aligned} \right\} \quad (2-26)$$

发动机推力

$$T = \eta T_n \quad (2-27)$$

将式(2-27)代入式(2-24)和式(2-25), 并考虑式(2-26)的第1式, 可得

$$q_h = \frac{q_{k,h} T_r}{\eta} \quad (2-28)$$

$$q_{k,m} = \frac{q_{k,h} T_r}{\eta V} \quad (2-29)$$

若进气道效率 η 和 $q_{k,h}$ 为常数, 则从图 2-16 的 T_r - V 曲线关系知:

- T_r 最小, 则 q_h 最小, 如图 2-16 中的 a 点。用 V_a 飞行, 在消耗相同燃油量情况下, 航时最长。

- 由 T_r - V 图的坐标原点引 T_r - V 曲线的切线, 相切于 b 点, 可得 $(T_r/V)_{\min}$ 。由式(2-29)知, 若用 V_b 飞行, 则 $q_{k,m}$ 最小, 在消耗相同燃油情况下, 航程最大。

- 前面谈到, 高度升高, 平飞需用推力曲线向右移, 而 $T_{r,\min}$ 在 $M < M_{cr}$ 范围内基本不变, 故飞机的 $q_{h,\min}$ 在 $M < M_{cr}$ 范围内基本上不随高度变化, 但 $(T_r/V)_{\min}$ 的值随高度升高而减小(见图 2-16 中的 H_2 高度的 T_r - V 曲线, $H_2 > H_1$)。这意味着高度升高对航程有利。在 $M > M_{cr}$ 后, 零升阻力增加, 对航程和航时都不利; 但速度增加对航程有利, 因而可找到某一高度, 其 $(T_r/V)_{\min}$ 值是所有高度的 $(T_r/V)_{\min}$ 值中的最小者, 这一高度即为最大航程的飞行高度。跨声速飞机最大航程的飞行高度一般接近实用升限, 而最有利速度接近 M_{cr} 。

以上讨论是基于 $q_{k,h}$ 和 η 都不变的情况, 实际上 $q_{k,h}$ 和 η 与发动机的工作状态有关。一般来说, 巡航工作状态的 $q_{k,h}$ 最小, 因此飞行航程都选用巡航工作状态。计算航程问题比较复杂, 必须把飞行状态、发动机工作状态、飞行重量随耗油而减轻以及轰炸机因投掷炸弹而突减

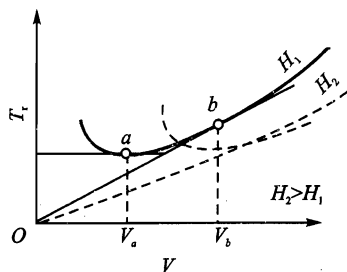


图 2-16 T_r - V 图

重量等因素综合起来考虑。

对于多机编队飞行,还可利用前面飞机机翼尖旋涡对后侧飞机的有利上洗来减小诱导阻力,从而可加大航程。这是人类向大雁学来的。

2.1.7 盘旋飞行

飞机在水平面内的机动飞行性能着重反映出改变飞行方向的机动能力。在水平面内连续转弯不小于 360° 称为盘旋。

盘旋分为定常盘旋和非定常盘旋。定常盘旋指飞行速度、迎角、滚转角以及盘旋半径等都不随时间变化,是匀速圆周运动。非定常盘旋指有一个或多个运动参数随时间变化。无侧滑 ($\beta=0^\circ$) 的定常盘旋称为正常盘旋(或称正确盘旋)。正常盘旋是用来衡量飞机改变飞行方向机动性能的一个重要战术指标。

1. 正常盘旋时飞机的运动方程

为获得使飞机转弯所需的向心力,飞机必须向一侧倾斜(空军术语:压坡度)。绕速度向量的倾斜角以 ϕ_s 表示。飞机在正常盘旋时所受的力如图 2-17 所示。由图 2-17 可建立正常盘旋质点运动方程,即

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{V^2}{R} &= L \sin \phi_s \\ L \cos \phi_s &= G \end{aligned} \right\} \quad (2-30)$$

式中, ϕ_s 为绕速度轴的滚转角,飞机右滚转为正。

式(2-30)的第 1 式是匀速圆周运动,满足牛顿第二定律;第 2 式是为保持高度不变必须满足的平衡条件。

2. 正常盘旋半径 R 和盘旋一周时间 t

R 和 t 是表征正常盘旋的两个性能指标。由式(2-30)第 1 式得

$$R = \frac{G}{g} \frac{V^2}{L \sin \phi_s} \quad (2-31)$$

飞机法向载荷系数

$$n = L/G = 1/\cos \phi_s \quad (2-32)$$

又

$$\sin \phi_s = \sqrt{1 - \cos^2 \phi_s} = \sqrt{n^2 - 1}/n \quad (2-33)$$

将式(2-32)和式(2-33)代入式(2-31)得

$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \quad (2-34)$$

盘旋一周的时间 t 为

$$t = \frac{2\pi R}{V} = \frac{2\pi V}{g \sqrt{n^2 - 1}} \quad (2-35)$$

3. 正常盘旋性能图——盘旋飞行包线

当飞机在某高度以不同速度作正常盘旋时,把每一速度的最小盘旋半径及其盘旋一周的时间画成曲线,即为正常盘旋性能图(见图 2-18)。

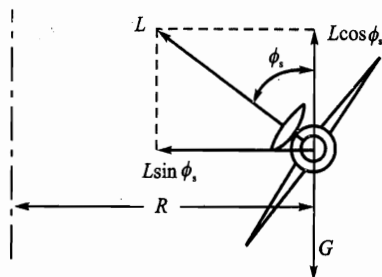


图 2-17 正常盘旋时作用在飞机上的力

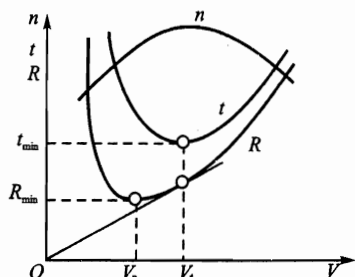


图 2-18 正常盘旋性能图

盘旋飞行受到下列条件的限制：

- 受飞机结构强度和人的生理条件限制,使用载荷系数 n 不得超过允许的最大值 $n_{\max}$;
- 受发动机可用推力的限制;
- 受飞行安全条件的限制,使用的升力系数 C_L 不应超过允许的 $C_{L,pt}$ 。

在某高度,对某速度 V ,其可能达到的最小盘旋半径 R 及其对应的盘旋一周时间 t 的计算步骤如下:

- ① 计算 $M=V/a$ (a 为声速)和动压头 $q=\frac{1}{2}\rho V^2$;
- ② 由可用推力曲线(例如发动机在最大工作状态)查出该速度下的可用推力 T ;
- ③ 由 $D=T$ 计算 C_D 值; $C_D=D/qS$ (S 为机翼面积);
- ④ 由 M 数和 C_D 值在升阻极曲线上查出 C_L 值,若 $C_L > C_{L,pt}$,则取 $C_L = C_{L,pt}$;
- ⑤ 计算 $n = C_L q S / G$,若 $n > n_{\max}$,则取 $n = n_{\max}$;

$$\text{⑥ 计算} \quad R = V^2 / g \sqrt{n^2 - 1}$$

$$t = 2\pi R / V$$

⑦ 取不同的速度 V ,重复以上步骤,可得各速度对应的 n, R 和 t ,画在一张图上(见图 2-18)。为了较形象地反映正常盘旋所受到的上述 3 个条件的限制,可在推力-阻力曲线图上标出这些界线,即为盘旋飞行包线(见图 2-19)。

首先绘出 n 为某些常数时的需用推力曲线 T_r (图 2-19 的 $n_{\max}=5$)。 $n=1$ 为直线平飞, $n>1$ 为盘旋。由允许的 $C_{L,pt}$ 决定了各 n 值的最小盘旋速度(图 2-19 中由 A 到 B)。其次受最大可用推力的限制(图 2-19 中由 B 到 C ,以及由 D 到 E),而 C 到 D 是受最大使用载荷 $n_{\max}$ 的限制。

正常盘旋是用来计算盘旋性能指标的一种理想情况,实际飞行经常采用非正常盘旋。例如为了缩短盘旋时间,在加大油门的同时就压坡度,运动

参数是随时间变化的。坡度应迅速建立,以便争取对敌攻击的时间和有利位置。这就要求控制倾斜角的副翼有较高的气动效率。这表明副翼操纵效率将影响空战性能。

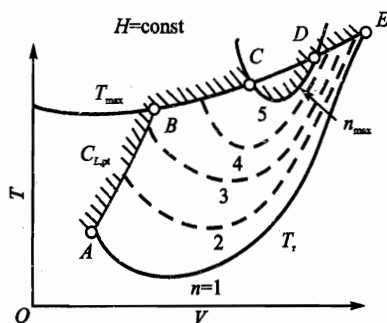


图 2-19 盘旋飞行包线

2.2 飞机扰动运动模态的可观性、可控性和可扰性分析

2.2.1 系统模态的表示式

对以状态变量表示的有限维时不变线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{X} &= FX + GU + \Gamma W \\ Y &= HX \end{aligned} \right\} \quad (2-36)$$

式中: X ——状态向量;

U ——控制向量;

W ——扰动向量;

Y ——输出向量。

总可以转换成对角块形式,或称之为模态坐标的形式。设模态坐标的状态向量为 ξ 。

则有

$$X = T\xi \quad (2-37)$$

从而得

$$\xi = T^{-1}X \quad (2-38)$$

T 是非奇异转换阵,其各列是 F 阵的特征向量。将式(2-36)乘以 T^{-1} ,并利用式(2-37)和式(2-38)可得

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi} &= (T^{-1}FT)\xi + (T^{-1}G)U + (T^{-1}\Gamma)W \\ Y &= (HT)\xi \end{aligned} \right\} \quad (2-39)$$

$(T^{-1}FT)$ 是一对角阵,或称对角块阵。如果 F 全都是实特征值而无重特征值,则 $(T^{-1}FT)$ 是对角阵

$$A \triangleq T^{-1}FT = \begin{bmatrix} s_1 & & & 0 \\ & s_2 & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & s_n \end{bmatrix} \quad (2-40)$$

式中: $s_1, s_2, \dots, s_n$ 是 F 阵的各实特征值。它的秩与 T 阵的列向量(特征向量)的秩相同。由于 $(T^{-1}FT)$ 是对角阵,所以模态坐标表示的系统方程是解耦的。

如果系统有复特征值,则可采用实数运算和对角块的方式来处理。设系统有复共轭特征值

$$\sigma + j\omega, \quad \sigma - j\omega$$

则相应的特征向量也是复共轭的:

$$\alpha + j\beta, \quad \alpha - j\beta$$

采用实变换阵

$$T = [\dots \mid \alpha \mid \beta \mid \dots]$$

可得对角块阵的形式

$$\Lambda \triangleq T^{-1}FT = \begin{bmatrix} \ddots & & 0 & 0 \\ 0 & \sigma & \omega & 0 \\ & -\omega & \sigma & \\ 0 & & 0 & \ddots \end{bmatrix} \quad (2-41)$$

这样在 $(T^{-1}FT)$ 中有 2×2 的实数块,可避开复数运算。

2.2.2 可观性、可控性与可扰性

式(2-39)是系统方程的模式坐标形式。其中 $(T^{-1}G)$ 是可控性阵,从中很容易看出哪些模式被哪些元件控制。如果 $(T^{-1}G)$ 阵中的某列中有0元素,则表明相应模式不受该控制元件的控制。系统若有复模态,且使此复模态成为可控,则在可控阵 $(T^{-1}G)$ 中对应于 2×2 块的2个元素中至少有1个元素不为0。

(HT) 是可观性阵。如果 (HT) 阵的某行有0元素,则表示在输出量中观察不到该相应模式。系统若有复模态,且要使此复模态被观察到,则在 (HT) 阵中对应于 2×2 块的某行向量的2个元素中至少有1个不为0。

$(T^{-1}F)$ 是可扰性阵,从它可看出哪些模式受哪些扰动的影响。对可扰性的解释类似可控性阵。

飞机运动方程可用模式坐标表示。用模式坐标表示式便于分析可观性、可控性和可扰性。如果飞机的某些模式稳定性不好,而这些模式可从输出量中观测到,又可通过一个或多个输入量去控制,那么可利用动态补偿器将输出量反馈到控制输入端,以改善稳定性,使之达到所需要的品质。

下面以纵向和侧向扰动运动的两个数值实例具体分析可观性、可控性和可扰性。

例 2-1 Navion 飞机在海平面($H=0$)以空速 $V_0=53.64 \text{ m/s}$ 平飞的纵向小扰动线性方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.045 & 1 & 0.036 & 1 & 0 & -0.183 \\ -0.37 & & -2.024 & & 1 & 0 \\ 0.336 & & -6.97 & & -2.985 & 0 \\ 0 & & 0 & & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{V} \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1.0 \\ -0.16 & 0 \\ -11 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.045 & 1 & 0.036 & 1 \\ -0.37 & & -2.024 & \\ 0.336 & & -6.97 & \\ 0 & & 0 & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{w} \end{bmatrix} \quad (2-42)$$

式中, $\bar{u} = \frac{u}{V_0}$, $\bar{w} = \frac{w}{V_0}$, u 和 w 是扰动风沿体轴 x 和 z 的分量,并规定 u 与 x 相反为正, w 与 z 相反为正。 $\Delta \delta_e$ 为升降舵相对于平衡位置偏转的增量, $\Delta \delta_T$ 为油门杆相对于平衡条件偏转的增量,以使 $\Delta \bar{V}=1$ 为单位偏转。

方程(2-42)的特征方程为

$$(\mathbf{I}s - \mathbf{F})\mathbf{X} = 0$$

其系数阵行列式等于0,即

$$\begin{vmatrix} s+0.0451 & -0.0361 & 0 & 0.183 \\ 0.37 & s+2.024 & -1 & 0 \\ -0.336 & 6.97 & s+2.985 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{vmatrix} = 0$$

展开行列式并分解因式,得

$$(s^2 + 5.02s + 13.01)(s^2 + 0.034s + 0.04566) = 0$$

可解得两组复特征根。

短周期运动特征根是

$$s_{1,2} = -2.51 \pm j2.59$$

长周期运动特征根是

$$s_{3,4} = -0.017 \pm j0.213$$

把这两组根代回式(2-42),并令 $\Delta\delta_e = \Delta\delta_T = \bar{u} = \bar{w} = 0$,可求得模态的特征向量(列于表2-1)。

表 2-1 模态的特征向量

模态名称		短周期模态	长周期模态	单 位
特征根 s		$-2.51 \pm j2.59$	$-0.017 \pm j0.213$	s^{-1}
特 征 向 量	$\Delta\bar{V}_0$	$-0.0017 \pm j0.0108$	1	1
	$\Delta\alpha_0$	$-0.0682 \pm j0.3727$	$-0.059 \pm j0.001$	rad
	Δq_0	1	$0.252 \pm j0.0158$	rad/s
	$\Delta\theta_0$	$-0.193 \pm j0.199$	$-0.1654 \pm j1.165$	rad

从表2-1的特征向量可得变换阵 T ,且有

$$X = T\xi$$

即

$$\begin{bmatrix} \Delta\bar{V} \\ \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0017 & -0.0108 & 1 & 0 \\ -0.0682 & -0.3727 & -0.059 & -0.001 \\ 1 & 0 & 0.252 & -0.0158 \\ -0.193 & -0.199 & -0.1654 & -1.165 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_{s_1} \\ \xi_{s_2} \\ \xi_{p_1} \\ \xi_{p_2} \end{bmatrix} \quad (2-43)$$

或

$$\xi = T^{-1}X$$

即

$$\begin{bmatrix} \xi_{s_1} \\ \xi_{s_2} \\ \xi_{p_1} \\ \xi_{p_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.273 & 0.01456 & 0.9989 & -0.01355 \\ -0.1116 & -2.6825 & -0.1822 & 0.00477 \\ 0.9984 & -0.02895 & -0.00027 & 0.0000285 \\ -0.0808 & 0.4599 & -0.13416 & -0.85695 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\bar{V} \\ \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} \quad (2-44)$$

按照式(2-39)第1式的运算得

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_{s_1} \\ \dot{\xi}_{s_2} \\ \dot{\xi}_{p_1} \\ \dot{\xi}_{p_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.51 & 2.59 & 0 & 0 \\ -2.59 & -2.51 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.017 & 0.213 \\ 0 & 0 & -0.213 & -0.017 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_{s_1} \\ \xi_{s_2} \\ \xi_{p_1} \\ \xi_{p_2} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} -11 & -0.273 \\ 1.575 & -0.1116 \\ 0.0076 & 0.9984 \\ 1.402 & -0.0808 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.343 & -7.002 \\ 0.936 & 6.695 \\ -0.0344 & 0.0965 \\ -0.212 & 0.0013 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{w} \end{bmatrix} \quad (2-45)$$

式中: ξ_{s_1}, ξ_{s_2} ——短周期(short period)模态坐标;

ξ_{p_1}, ξ_{p_2} ——长周期(phugoid)模态坐标。

从式(2-45)可看出下列几点:

- 短周期模态自然阻尼已足够大;
- 长周期模态自然阻尼不足;
- 对短周期模态来说,升降舵的控制比油门杆的控制有效;
- 对长周期模态来说,升降舵与油门杆有相同数量级的控制效果;
- 从短周期模态受扰情况看,垂直风 w 的影响比水平风 u 要高一个数量级;
- 从长周期模态受扰情况看,水平风 u 的影响约 2 倍于垂直风 w , 因为

$$\sqrt{0.0344^2 + 2.212^2} / \sqrt{0.0965^2 + 0.0013^2} = 2.225;$$

- 从受风扰的响应来看,长周期模态比短周期模态要小得多。

从式(2-43)可看出:

- 短周期模态在迎角 $\Delta\alpha$ 与俯仰角速度 Δq 上表现得最为明显,在 $\Delta\theta$ 中也有反映;
- 长周期模态可明显地从速度 $\Delta\bar{V}$ 和俯仰角 $\Delta\theta$ 中观测到,在 $\Delta\alpha$ 和 Δq 中有次要的反映。

从上述分析可得出如下结论:

- 短周期模态不需增稳;
- 长周期模态需要增稳,为此可将 $\Delta\bar{V}$ 及 $\Delta\theta$ 信号反馈到升降舵和油门杆上去,均能奏效。

例 2-2 DC-8 飞机的横侧向小扰动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1008 & -1 & 0 & 0.0688 \\ 1.301 & -0.257 & -0.0346 & 0 \\ -2.701 & 0.397 & -1.232 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.0288 \\ 0.01875 & -0.864 \\ -1.62 & 0.392 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.1008 & 0^* & 0 \\ 1.301 & -0.257 & -0.0346 \\ -2.701 & 0.397 & -1.232 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_w \\ r_w \\ p_w \end{bmatrix} \quad (2-46)^*$$

风具有一定的分布,并非都是常值。侧风 v_w 对飞机除有相当于侧滑角的作用外,还有相当于偏航角速度 r 的作用(见图 2-20)。我们考虑一个有一定分布型的侧风 $v_w = v_w(x_g)$, 图 2-20 中 $Ox_g y_g$ 是地坐标。从飞机右方来的侧风为正,则

* 式(2-46)中风干扰阵第 1 行第 2 列元素为 0 而不是 1。这是因为在 β 方程中的 r 项是运动学关系,而非气动力,故与风扰无关。——编者注

$$\beta_v = \frac{v_{wc.g.}}{v_0}$$

其中, $v_{wc.g.}$ 为飞机质心处的侧风。由于侧风 v_w 沿 x_g 方向有梯度, 因此还有相当于偏航角速度 r 的作用

$$r_v = \left(\frac{\partial v_w}{\partial x_g} \right)_{c.g.}$$

式中, $\left(\frac{\partial v_w}{\partial x_g} \right)_{c.g.}$ 为在飞机质心处的侧风斜率。

同理, 垂直风 w_w 除了有相当于迎角 α 的作用外, 它沿 y_g 方向的梯度还有相当于滚转角速度 p 的作用 (见图 2-21)。上升气流 w_w 沿 x_g 方向的梯度有相当于俯仰角速度 q 的作用, 但这属纵向风扰。定义 w_w 向上吹为正, 则有

$$p_w = \left(\frac{\partial w}{\partial y_g} \right)_{c.g.}$$

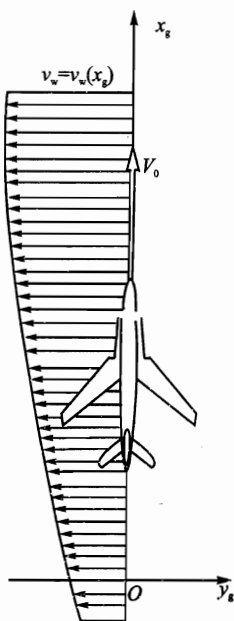


图 2-20 侧风分布

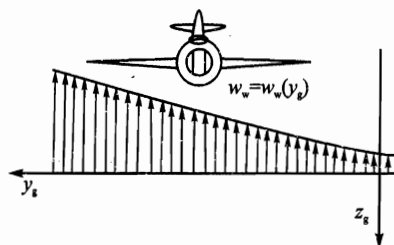


图 2-21 垂直风分布

方程(2-46)的特征方程是

$$\begin{bmatrix} \ddots & & \\ & 1 & \\ & & \ddots \end{bmatrix} (S - F) X = 0$$

其系数阵行列式等于 0, 即

$$\begin{vmatrix} s + 0.1008 & 1 & 0 & -0.0688 \\ -1.301 & s + 0.257 & 0.0346 & 0 \\ 2.701 & -0.397 & s + 1.232 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{vmatrix} = 0$$

展开行列式并分解因式得

$$(s + 1.329)(s^2 + 0.2549s + 1.432)(s + 0.0065) = 0$$

可解得 3 个模态的特征根

滚转阻尼模态

$$s_1 = -1.329$$

荷兰滚模态

$$s_{2,3} = -0.1275 \pm j1.19$$

螺旋模态

$$s_4 = -0.0065$$

把这些根代回式(2-46),并令 $\delta_a = \delta_r = \beta_v = r_v = p_w = 0$,可求得各模态的特征向量(列于表 2-2)。

表 2-2 各模态的特征向量

模态名称	滚转阻尼模态	荷兰滚模态	螺旋模态	单位
特征根 s	-1.329	$-0.1275 \pm j1.19j$	-0.0065	s^{-1}
特征向量	$\begin{bmatrix} \beta_0 \\ r_0 \\ p_0 \\ \Phi_0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.0344 \\ -0.00947 \\ 1 \\ -0.752 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.474 \mp j0.366 \\ -0.455 \mp j0.498 \\ 1 \\ -0.0887 \mp j0.831 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.01284 \\ 0.06753 \\ -0.00649 \\ 1 \end{bmatrix}$
				rad
				rad/s
				rad/s
				rad

从表 2-2 的特征向量可得变换阵 T ,且有

$$X = T\xi$$

即

$$\begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \Phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0344 & -0.474 & -0.366 & 0.01284 \\ -0.00947 & -0.455 & 0.498 & 0.06753 \\ 1 & 1 & 0 & -0.00649 \\ -0.752 & -0.0887 & -0.831 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_R \\ \xi_{D_1} \\ \xi_{D_2} \\ \xi_s \end{bmatrix} \quad (2-47)$$

按照式(2-39)第 1 式的运算得

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_R \\ \dot{\xi}_{D_1} \\ \dot{\xi}_{D_2} \\ \dot{\xi}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.329 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1275 & 1.19 & 0 \\ 0 & -1.19 & -0.1275 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0065 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_R \\ \xi_{D_1} \\ \xi_{D_2} \\ \xi_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1.4746 & -0.2789 \\ -0.1525 & 0.6645 \\ 0.02017 & -0.9999 \\ -1.1057 & -0.9818 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1.5895 & -0.1645 & -1.1596 \\ -1.1115 & -0.2319 & -0.0784 \\ 1.5657 & 0.2882 & -0.0395 \\ 0.0073 & 0.09521 & -0.9117 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_v \\ r_v \\ p_w \end{bmatrix} \quad (2-48)$$

式(2-48)中: ξ_R ——滚转阻尼(Rolling Damp)模态坐标;

ξ_{D_1}, ξ_{D_2} ——荷兰滚(Dutch Roll)模态坐标;

ξ_s ——螺旋(Spiral)模态坐标。

从式(2-48)可看出:

- 滚转阻尼模态用副翼 δ_a 控制比用方向舵 δ_r 控制有效;
- 荷兰滚模态用方向舵 δ_r 控制比用副翼 δ_a 控制有效;

- 螺旋模态用副翼 δ_a 控制与用方向舵 δ_r 控制在量级上相当。

关于风扰情况有如下结论：

- 对于滚转阻尼模态, β_w 与 p_w 的影响强于 w_w 的影响；
- 荷兰滚模态受侧风影响大于垂直风梯度的影响；
- 螺旋模态受垂直风梯度的影响最大, 受侧风影响较小。

从式(2-47)可观察到：

- 滚转阻尼模态在 p 中表现得最明显, 其次是 Φ ；
- 荷兰滚模态在 β, r, p, Φ 中都有较明显的响应；
- 螺旋模态在 ϕ 中表现得最强烈。

✈ 2.3 放宽纵向静稳定度要求的飞机特性

现代高性能飞机的飞行高度和速度都大为提高, 又由于加大了翼载荷(G/S), 使得大机动性能的要求不易满足。问题的症结就在于对飞机静稳定度的要求上, 即要求质心位置必须在全机气动焦点之前某一距离, 这样才能保证飞机具有最低限度的纵向稳定性。然而, 这使得在作大过载机动飞行时, 为配平纵向力矩, 必须付出较大的配平阻力代价, 因而限制了机动性能的提高。若能放宽对纵向静稳定度的要求, 即把质心移到焦点之后, 则飞机变成静不稳定了。这虽然给飞行控制系统带来了困难, 但却减小了配平阻力, 从而可提高机动性能。据报道, 一个以放宽纵向静稳定度要求而给飞行性能带来好处的例子是, 使最大稳态机动载荷($n=L/G$)提高了30%。这是采取其他措施无法办到的, 而现代飞行控制技术和余度技术不仅可以控制静不稳定的飞机, 还能保证足够的可靠性。

2.3.1 放宽静稳定度后飞机的纵向平衡与操纵

图2-22示出一架纵向静稳定的飞机, 具有正常式布局(平尾安排在机翼之后)。平尾对全机焦点位置的后移起着重要作用。显然平尾面积越大, 全机焦点后移越多; 平尾力臂(平尾焦点至质心距离)越长, 全机焦点后移也越多, 反之亦然。

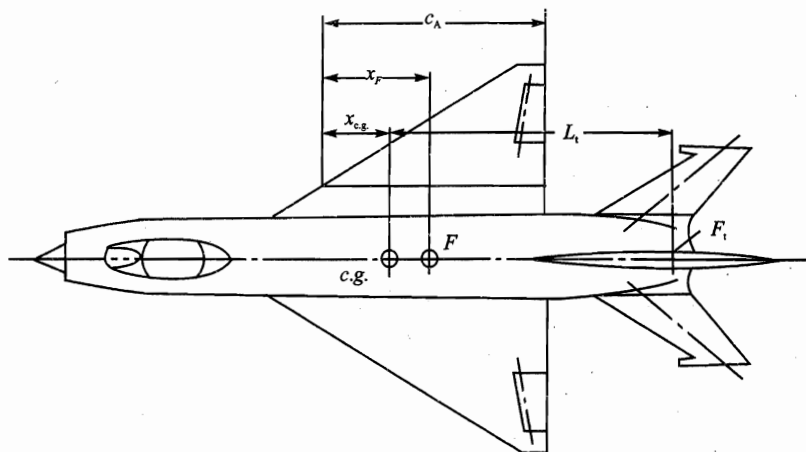


图2-22 飞机的质心、焦点和平尾焦点

偏转升降舵(或全动式平尾)产生操纵力矩,用以维持飞机纵向力矩的平衡,以控制迎角;因此平尾应能在整个飞行范围内提供足够的操纵力矩来维持纵向力矩的平衡,即满足

$$M = 0$$

平尾不仅能产生正升力,也应能产生负升力。平尾升力系数的变化范围是

$$C_{L_t, \min} \leq C_{L_t} \leq C_{L_t, \max}$$

$C_{L_t, \min}$ 为一负值,表示平尾负升力系数极限值。

飞机着陆时,为降低碰地时的速度而放襟翼。飞机在此时的纵向零升力矩系数 C_{m_0} 因放襟翼和起落架而负向增加。这要求平尾提供大的正操纵力矩来维持平衡,也即要求平尾有更大的负偏角。这样留给用来作动态操纵的平尾偏角减小了。显然质心越靠前,升力对质心的负力矩越大。这也要求平尾提供更大的正操纵力矩,即要求平尾再作更大的负偏转。由于 $C_{L_t, \min}$ 是一个有限负值,加上前述留给动态操纵用的偏角已减小,故质心不能太靠前,否则无法满足操纵的要求。由此种临界状态决定的质心位置的前限,称为质心前操纵边界。^①

对于静稳定的飞机,其质心位置的后边界是由满足纵向静稳定性的要求来确定的。对放宽静稳定度要求的飞机,其质心的后边界已不受纵向静稳定性要求的制约,但受飞机操纵要求的制约。因为若质心移到焦点之后,则正升力将引起抬头力矩。这要求平尾作正偏转(后缘下偏),对质心产生负力矩来平衡。如果质心后移太多,则留给平尾用来作正偏转操纵的偏转角余量就会太小,由此决定了质心的后边界。因此,对放宽静稳定度的飞机,其质心的前/后边界均由操纵的要求来确定。图 2-23 表示质心前/后限与平尾相对面积的关系。在此,翼-身组

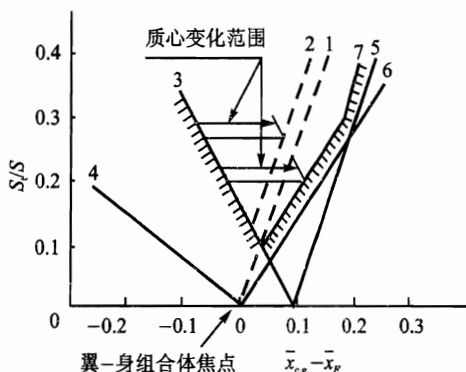


图 2-23 质心前/后限与平尾相对面积的关系

合体外形和尺寸不变,尾翼的形状(指平尾展弦比、根削比和后掠角等)和力臂也不变,只改变平尾的面积。

图 2-23 以翼-身组合体(无平尾)的焦点为坐标原点。

虚线 1——具有静稳定性飞机的质心位置不能越过的后限。若越过,则飞机静不稳定,故称为静稳定边界。在图 2-23 中,若 $S_t/S=0$,则表示无平尾,即只剩翼-身组合体。

虚线 2——为满足纵向稳定性品质要求而必须具有的最限度静稳定度余量的质心后限。

曲线 3——在放襟翼和起落架的着陆状态下,为满足操纵要求的质心前限。

曲线 4——巡航状态(收襟翼、收起落架)的质心前操纵边界。由于巡航状态的 $C_{L_{\max}}$ 和 C_{m_0} 比着陆状态小得多,故质心前限可前移。

放宽静稳定度后,虚线 1 已不再是质心后限,质心可移到一个新的边界。现在力矩平衡受平尾最大正升力系数 $C_{L_{t,max}}$ 的制约,也即在一定的 $C_{L_{t,max}}$ 条件下,如质心太后移,则须用大的平尾偏角去平衡质心后移产生的静力矩,因而留给动态操纵用的平尾偏角余量将大大减少。静不稳定的飞机是考虑操纵性要求来确定质心后限的。

曲线 5——放襟翼、放起落架的质心后操纵边界。

曲线 6——收襟翼、收起落架的质心后操纵边界。

机动要求

在确定质心后操纵边界时,不仅应考虑静态操纵要求,还应考虑动态操纵要求。所谓静态操纵要求,是指平尾能平衡加大或减小升力的要求;而动态操纵要求是指,能较迅速地实现加大或减小升力的要求。该问题是由静不稳定飞机的特殊操纵性而产生的。图 2-24 表示静稳定飞机与静不稳定飞机的纵向力矩曲线。

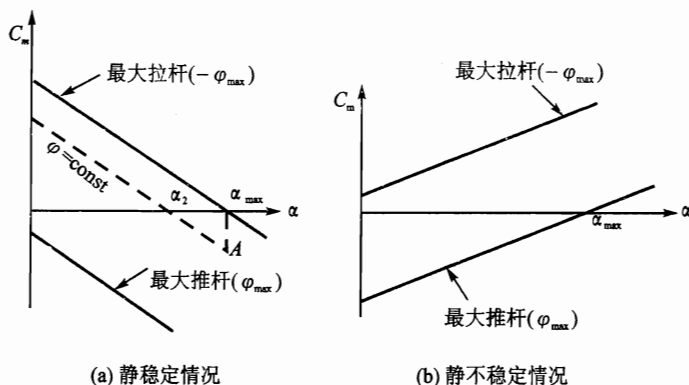


图 2-24 纵向力矩系数 C_m 与迎角 α 的关系

图 2-24 中,最大拉杆对应平尾后缘上偏到最大值,最大推杆对应平尾后缘下偏到最大值。对于静稳定的飞机(图 2-24(a)),若飞行员想把迎角从最大拉杆($-\varphi_{max}$)所平衡的 α_{max} 减小下来,则他只要推杆,把平尾的 C_{L_t} 从负值向正值方向增加一点(图 2-24(a)中的虚线)。此时 α 还是 α_{max} ,但得到一负的操纵力矩(如图 2-24(a)中的 A 点,为一负的 C_m)。这是低头力矩,则迎角自然向减小方向变化,直减到 α_2 。这时 $C_m=0$,飞机平衡于新的 α_2 。该过程说明,在静稳定情况的操纵是协调的,而静不稳定的情况则相反。图 2-24(b)为平衡在 α_{max} ,已是最大推杆(φ_{max})位置。这表示平尾已使用到它最大正升力系数($C_{L_{t,max}}$)。如果这时想减小 α_{max} ,则已不可能,因为这时只能拉杆(推杆已到最大)。从图 2-24 可看出,拉杆在 $\alpha=\alpha_{max}$ 时只能产生正的纵向力矩。这是抬头力矩,使迎角更增大,也即这时已无法控制飞机。所以,在考虑质心后操纵边界时,不能使用到平尾的 $C_{L_{t,max}}$,而必须留有余量。这个余量有两项用途,一项是保证飞机有最起码的俯仰加速度;另一项是保证在人工稳定中用以进行动态稳定和平衡干扰所必需的偏转量。

由以上分析得知,在图 2-23 中不能用曲线 5 或 6 作为质心后操纵边界,而应留有余量;此外,当 S_t/S 较小时,质心以巡航状态为后限,只是在 S_t/S 较大时,着陆状态才是质心的后限。这是因为在这里零升力矩系数 C_{m_0} 和 $C_{L_{t,max}}$ 对质心的力矩是相互抵消的。

综上所述,在图 2-23 中画出静不稳定飞机的质心后限曲线 7,并用斜线示出质心前/

后限的边界。从图 2-23 中看出,在保留相同质心变化范围的情况下(该变化是由燃料消耗和投掷武器所致),放宽静稳定度的飞机可采用较小的平尾面积。

2.3.2 配平升力和配平阻力

所谓配平升力和配平阻力,是指在纵向静力矩平衡条件下的升力和阻力。纵向静力矩平衡可用力矩系数的形式表示

$$C_m = C_{m_0} + C_{m\alpha} + C_{m\varphi} = 0 \quad (2-49)$$

C_{m_0} 为平尾偏角 $\varphi=0$ 、迎角 $\alpha=0$ 时的纵向力矩系数。从式(2-49)可得

$$\varphi = -(C_{m_0} + C_{m\alpha})/C_{m\varphi} \quad (2-50)$$

导数 $C_{m\varphi} = \frac{\partial C_m}{\partial \varphi}$ 为平尾操纵效率,且有

$$C_{m\varphi} = -\frac{l_t}{c_A} C_{L_\varphi} = -\bar{l}_t C_{L_\varphi} \quad (2-51)$$

式中: l_t ——平尾气动焦点 F_t 至 $c.g.$ 的距离;

c_A ——机翼平均气动弦长;

$\bar{l}_t = l_t/c_A$ ——相对尾力臂。

纵向静稳定导数为

$$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = \left(\frac{x_{c.g.}}{c_A} - \frac{x_F}{c_A} \right) \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F) C_{L_\alpha} \quad (2-52)$$

式中: $x_{c.g.}$ ——平均气动弦前缘至质心的距离;

x_F ——平均气动弦前缘至全机气动焦点 F 的距离。

将式(2-51)和(2-52)代入式(2-50),得

$$\varphi = \frac{1}{\bar{l}_t C_{L_\varphi}} [C_{m_0} + (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F) C_{L_\alpha} \alpha] \quad (2-53)$$

全机升力系数

$$C_L = C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\varphi} \varphi \quad (2-54)$$

将式(2-53)代入式(2-54),得配平时的升力系数

$$C_L = \frac{C_{m_0}}{\bar{l}_t} + \left[1 + \frac{1}{\bar{l}_t} (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F) \right] C_{L_\alpha} \alpha \quad (2-55)$$

偏导数 $C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ 表示 $\varphi=0$ (或 $\varphi=\text{常数}$) 时的升力线斜率。为了与之相区别,用 $\frac{dC_L}{d\alpha}$ 表示配平升力线斜率。把式(2-55)对 α 求导,得

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \left[1 + \frac{1}{\bar{l}_t} (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F) \right] C_{L_\alpha} \quad (2-56)$$

从式(2-56)可看出,在静稳定情况下,质心在焦点之前,即 $\bar{x}_{c.g.} < \bar{x}_F$, 故有

$$\frac{dC_L}{d\alpha} < C_{L_\alpha}$$

此式表明,为了得到相同的 C_L 值,配平时的迎角要大一些;而放宽静稳定性之后, $\bar{x}_{c.g.} > \bar{x}_F$, 故有

$$\frac{dC_L}{d\alpha} > C_{L_\alpha}$$

表示在获得相同 C_L 值时,配平时的迎角要小些。

静稳定情况与静不稳定情况在配平迎角上的差异,对现代高性能飞机的阻力来说有重要意义。现代高性能飞机为了适应跨声速和超声速的飞行,不得不采用小展弦比的大后掠机翼或三角形机翼。这类气动外形的机翼,其升致阻力系数 C_{Di} 随迎角 α 的增大而增长得特别快。这就使得在获得相同举力系数 C_L 的情况下,静不稳定情况比静稳定情况的配平阻力要小得多。 C_L 越大,两者阻力系数相差也越大,而且是非线性关系。因此,在进行大过载机动飞行时,利用静不稳定的配平来减小升致阻力,其效果就相当明显。这样,在发动机提供相同可用推力情况下,放宽了静稳定度的飞机就可获得更大的稳态机动载荷。图 2-25 和图 2-26 表示了不同情况的配平举力线和配平极曲线。

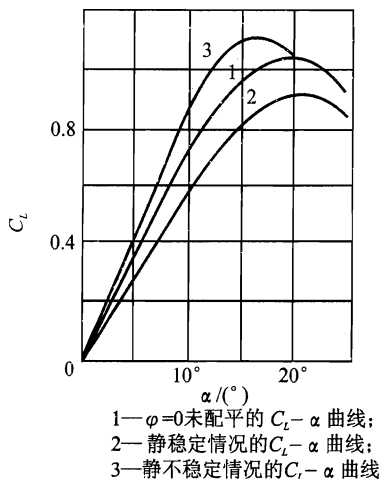


图 2-25 飞机配平举力线

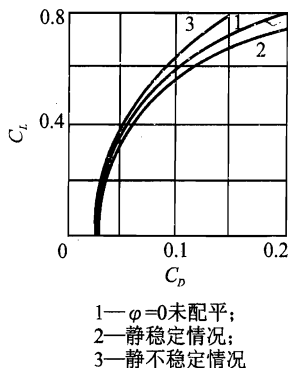


图 2-26 飞机配平极曲线

但是也并非质心后移越多,配平阻力也就减小得越多。质心后移越多,为配平所需的平尾偏角也越大,因平尾偏转所增加的阻力也就越大。当此项阻力的增加超过因配平迎角的减小而减小的升致阻力时,再把质心后移就不可取了。

放宽静稳定性的飞机,自身是不稳定的,必须靠飞行控制系统使其稳定。为达到满意的动态品质,要求飞控系统有更小的非灵敏区和更高的舵回路快速性。为保证飞行安全,要求飞控系统有很高的可靠性,故必须采用余度技术。为了不给飞控系统控制静不稳定的飞机造成太大的困难,静不稳定度也不能取得太大。

2.3.3 纵向静不稳定飞机的锁舵动态特征

1. 质心后移对纵向气动导数的影响

(1) 举力线斜率 C_{L_α}

$$C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

若仅将质心后移而不改变气动外形,则升力系数对迎角的偏导数无变化,即 C_{L_α} 不随质心

位置而变。

注意:图 2-25 中,同一架飞机在静稳定与静不稳定的配平 C_L - α 曲线是不同的。同一架飞机,不同质心位置有不同的配平 C_L - α 曲线,但作为计算动态运动方程的动力系数用的气动导数是偏导数 C_{L_α} 。它是指其他运动参数都不变(当然舵偏角也不变),而仅变迎角 $\Delta\alpha$ 的 ΔC_L 增量比,这里并未配平。

(2) 纵向静稳定性 $C_{m\alpha}$

$$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F) C_{L_\alpha}$$

此式表示 $C_{m\alpha}$ 对 $(\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_F)$ 的依赖关系。移动质心对 $C_{m\alpha}$ 的影响最大,有决定性意义。若质心移到焦点之后,则 $\bar{x}_{c.g.} > \bar{x}_F$, $C_{m\alpha}$ 变为正值,成为静不稳定的飞机。

(3) 非定常阻尼导数 $C_{m\dot{\alpha}}$

平尾置于机翼之后的飞机,一般按机翼对平尾的下洗时差来计算该导数。质心后移,使平尾力臂略有缩短,因而 $|C_{m\dot{\alpha}}|$ 略有减小,但不会改变它的阻尼作用。

(4) 准定常阻尼导数 C_{mq}

准定常阻尼导数 C_{mq} 是翼-身组合体的 $C_{mq, w+b}$ 与平尾的 $C_{mq, t}$ 之和,其中 $C_{mq, t}$ 占主要部分。若质心后移,则 $C_{mq, w+b}$ 基本不变,而平尾阻尼导数

$$C_{mq, t} = -2C_{L_{at}} \frac{S_t}{S} (\bar{x}_{Ft} - \bar{x}_{c.g.})^2 \sqrt{k}^*$$

式中: $C_{L_{at}}$ ——以平尾面积 S_t 为参考面积的平尾举力线斜率;

S ——机翼面积;

$\bar{x}_{Ft}$ ——平尾焦点至机翼平均气动弦 c_A 前缘的相对距离, $\bar{x}_{Ft} = \frac{x_{Ft}}{c_A}$;

k ——平尾处的气流速度阻滞系数。

此式表示 $|C_{mq, t}|$ 与 $(\bar{x}_{Ft} - \bar{x}_{c.g.})^2$ 成正比。若质心后移,则 $\bar{x}_{c.g.}$ 增大,但质心可取的后移量与 $\bar{x}_{Ft}$ 相比微不足道,故 $|C_{mq, t}|$ 的减小是不大的。

2. 放宽静稳定度飞机的纵向动态特性

未扰运动等速直线平飞时的纵向小扰动线性运动方程如下:

$$\begin{bmatrix} (p + n_{1V}) & n_{1\alpha} & n_{1\theta} \\ n_{2V} & (p + n_{2\alpha}) & -p \\ n_{3V} & (n_{3\alpha}p + n_{3e}) & (p^2 + n_{3\delta}p) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{V} \\ \Delta \alpha \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-57)$$

式中: $p = \frac{d}{dt}$ ——微分算子;

$m = G/g$ ——飞机质量;

I_y ——绕机体轴 y 的转动惯量;

$$n_{1V} = \frac{D_V - T_V}{m} = \frac{1}{mV} \left[\frac{1}{2} \rho V^2 S \left(2C_D + M \frac{\partial C_D}{\partial M} \right) - V \frac{\partial T}{\partial V} \right];$$

* 此式推导可参阅张明廉主编的《飞行控制系统》一书 31 ~ 32 页。——编者注

$$\begin{aligned}
 n_{1\alpha} &= \frac{T_\alpha + D_\alpha}{mV} - \frac{g}{V} = \frac{1}{mV} \left[T_\alpha + \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \right] - \frac{g}{V}; \\
 n_{1\theta} &= \frac{g}{V}; \\
 n_{2V} &= \frac{\alpha T_V + L_V}{m} = \frac{\alpha}{m} \frac{\partial T}{\partial V} + \frac{1}{mV} \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(2C_L + M \frac{\partial C_L}{\partial M} \right); \\
 n_{2\alpha} &= \frac{T + L_\alpha}{mV} = \frac{1}{mV} \left[T + \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right]; \\
 n_{3V} &= -\frac{M_V}{I_y} = -\frac{1}{I_y} \left[\frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \left(2C_{m_0} + M \frac{\partial C_m}{\partial M} \right) \right]; \\
 n_{3\alpha} &= -\frac{M_\alpha}{I_y} = -\frac{1}{I_y} \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right); \\
 n_{3\dot{\alpha}} &= -\frac{M_{\dot{\alpha}}}{I_y} = -\frac{1}{I_y} \left[\frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \left(\frac{c_A}{2V} \right) \frac{\partial C_m}{\partial \dot{\alpha}} \right], \left(\ddot{\alpha} = \frac{\dot{\alpha} c_A}{2V} \right); \\
 n_{3\dot{\theta}} &= -\frac{M_{\dot{\theta}}}{I_y} = -\frac{1}{I_y} \left[\frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \left(\frac{c_A}{2V} \right) \frac{\partial C_m}{\partial \dot{\theta}} \right], \left(\ddot{\theta} = \frac{\dot{\theta} c_A}{2V} \right).
 \end{aligned}$$

方程组(2-57)的特征行列式为

$$\Delta = \begin{vmatrix} (s + n_{1V}) & n_{1\alpha} & n_{1\theta} \\ n_{2V} & (s + n_{2\alpha}) & -s \\ n_{3V} & (n_{3\alpha}s + n_{3\alpha}) & (s^2 + n_{3\theta}s) \end{vmatrix} = 0 \quad (2-58)$$

质心后移对 $n_{3\alpha}$ 影响极大, 对 n_{1V} , $n_{1\alpha}$, $n_{1\theta}$, n_{2V} 及 $n_{2\alpha}$ 均无影响; 在质心可取的移动范围内(包括放宽静稳定度), 对 n_{3V} , $n_{3\alpha}$ 及 $n_{3\theta}$ 略有影响, 为分析问题方便起见, 这点影响忽略不计。为了将质心后移效果从 $n_{3\alpha}$ 中分离出来, 把 $n_{3\alpha}$ 写成两部分之和:

$$n_{3\alpha} = n_{3\alpha_0} + \Delta n_{3\alpha}$$

式中: $n_{3\alpha_0}$ 表示质心没有移动之值, $\Delta n_{3\alpha}$ 表示因质心后移产生的增量值。按 $n_{3\alpha}$ 的物理意义有

$$\Delta n_{3\alpha} = -\Delta \bar{x}_{c.g.} \frac{c_A L_\alpha}{I_y}$$

$$\Delta \bar{x}_{c.g.} = \Delta x_{c.g.} / c_A \text{ (表示质心的相对后移量)}$$

现在采用根轨迹法来分析这个问题, 为此将式(2-58)写成

$$\begin{vmatrix} (s + n_{1V}) & n_{1\alpha} & n_{1\theta} \\ n_{2V} & (s + n_{2\alpha}) & -s \\ n_{3V} & (n_{2\alpha}s + n_{3\alpha_0}) & (s^2 + n_{3\theta}s) \end{vmatrix} + \Delta \bar{x}_{c.g.} \frac{c_A L_\alpha}{I_y} \begin{vmatrix} (s + n_{1V}) & n_{1\theta} \\ n_{2V} & -s \end{vmatrix} = 0 \quad (2-59)$$

展开式(2-59), 可得特微多项式:

$$\Delta_0(s) = (s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4) + \Delta \bar{x}_{c.g.} (b_2 s^2 + b_3 s + b_4) = 0 \quad (2-60)$$

式中:

$$a_1 = n_{1V} + n_{2\alpha} + n_{3\alpha} + n_{3\theta}$$

$$a_2 = n_{1V}(n_{2\alpha} + n_{3\alpha}) + n_{3\theta}(n_{1V} + n_{2\alpha}) + n_{3\alpha_0} - n_{1\alpha} n_{2V}$$

$$a_3 = (n_{1V} n_{2\alpha} - n_{1\alpha} n_{2V}) n_{3\theta} + n_{2V} n_{1\theta} n_{3\alpha} - (n_{1\alpha} + n_{1\theta}) n_{3V} + n_{1V} n_{3\alpha_0}$$

$$a_4 = n_{1\theta}(n_{2V} n_{3\alpha_0} - n_{3V} n_{2\alpha})$$

$$b_2 = -\frac{c_A L_\alpha}{I_y}$$

$$b_3 = -\frac{c_A}{I_y} L_a n_{1V}$$

$$b_4 = -\frac{c_A}{I_y} L_a n_{1\theta} n_{2V}$$

式(2-60)具有以下形式

$$\Delta_0(s) = N(s) + \Delta \bar{x}_{c.g.} Z(s) = 0$$

或化成

$$1 + \Delta \bar{x}_{c.g.} \frac{Z(s)}{N(s)} = 0$$

上式中,可将 $\Delta \bar{x}_{c.g.} Z(s)/N(s)$ 看成开环的传递函数,其零极点是已知的,可将质心后移量 $\Delta \bar{x}_{c.g.}$ 看成回路的放大系数。下面结合某飞机的具体参数来讨论,该机由纵向静稳定性决定的动力系数为

$$n_{3a} = n_{3a_0} + \Delta n_{3a} = 8.574 - 59.499\,52 \Delta \bar{x}_{c.g.}$$

此式表明,若 $\Delta \bar{x}_{c.g.} = 0.144\,102$,则 $n_{3a} = 0$,即 $M_a = 0$,也就是质心正好后移到全机焦点 F 上了。其特征行列式为

$$\begin{vmatrix} (s+0.016\,6) & -0.008 & 0.036\,9 \\ 0.105 & (s+0.585) & -s \\ -0.02 & (0.248s+8.574) & (s^2+0.627s) \end{vmatrix} + 59.499\,52 \Delta \bar{x}_{c.g.} \begin{vmatrix} (s+0.016\,6) & 0.036\,9 \\ 0.105 & -s \end{vmatrix} = 0 \quad (2-61)$$

展开式(2-61)得

$$\Delta_0(s) = (s^4 + 1.476\,6s^3 + 8.737\,87s^2 + 0.146\,527\,5s + 0.033\,652) - 59.499\,52 \Delta \bar{x}_{c.g.} (s^2 + 0.016\,6s + 0.003\,874\,5) = 0$$

开环传递函数

$$\frac{\Delta \bar{x}_{c.g.} Z(s)}{N(s)} = \frac{-59.499\,52 \Delta \bar{x}_{c.g.} (s^2 + 0.016\,6s + 0.003\,874\,5)}{(s^2 + 0.016\,174\,4s + 0.003\,863\,4)(s^2 + 1.460\,43s + 8.710\,385)}$$

零点为: $-0.008\,3 \pm j0.061\,7$

长周期模态极点: $-0.008\,087\,2 \pm j0.061\,628$

短周期模态极点: $-0.730\,215 \pm j2.859\,575$

零点与长周期模态的极点靠得很近,几乎可以相消。当质心后移(变化 $\Delta \bar{x}_{c.g.}$)时,画出如图 2-27 所示的长周期模态根轨迹,是在一个小域内变化。该例有点特殊,长周期模态不会变到不稳定。

短周期模态的根轨迹如图 2-28 所示。当 $\Delta \bar{x}_{c.g.} = 0.144\,102$ ($C_{m_a} = 0$) 时,短周期模态仍然是稳定的,只有当质心再后移一些,才出现单调发散。这表明纵向扰动运动的稳定性并非仅仅取决于 C_{m_a} 。下面利用短周期模态的近似方程,对该问题进行分析。在式(2-57)中令 $\Delta \bar{V} = 0$,并代入各系数的表示式,得

$$\begin{bmatrix} \left(p + \frac{T + L_a}{mV}\right) & -p \\ \left(-\frac{M_a}{I_y} p - \frac{M_a}{I_y}\right) & \left(p - \frac{M_b}{I_y}\right) p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

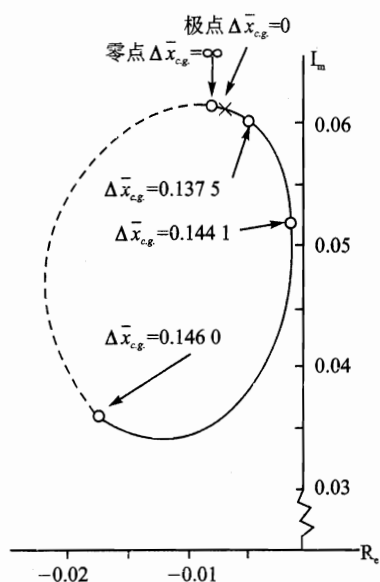


图 2-27 长周期模态的根轨迹

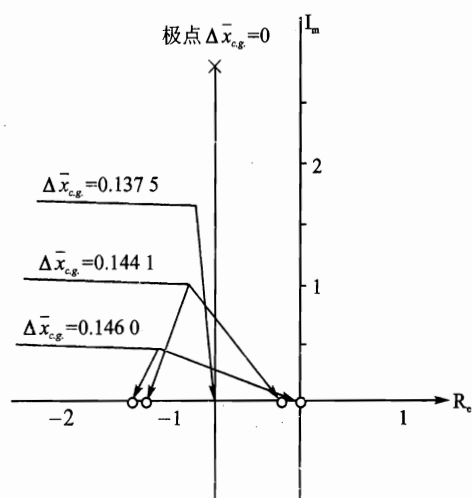


图 2-28 短周期模态的根轨迹

其特征方程为

$$\Delta_0(s) = \left[s^2 + \left(\frac{T+L_a}{mV} - \frac{M_b}{I_y} - \frac{M_a}{I_y} \right) s + \left(-\frac{M_a}{I_y} - \left(\frac{M_b}{I_y} \right) \left(\frac{T+L_a}{mV} \right) \right) \right] s = 0 \quad (2-62)$$

式(2-62)中的 $s=0$ 中立稳定根是由简化产生的, 无实际意义; 而二阶因子式中的 s 项系数总是正的, 不可能变成负值。这表明短周期模态的阻尼总是存在的, 而常数项大于 0 的条件是

$$\frac{M_a}{I_y} < -\frac{M_b}{I_y} \cdot \frac{T+L_a}{mV}$$

因此, 即使有点静不稳, 只要满足上式, 则短周期还是稳定的。由此可见, M_b 和 L_a 不但起了阻尼作用, 而且还能起稳定的作用。要注意 $M_b L_a$ 乘积起稳定作用。这虽是简化分析的结论, 但给出一个启示: 可用增加人工阻尼 (引入 θ 反馈) 的方法来抑制静不稳定的作用; 不过其抑制的效果不太理想。

放宽静稳定度后, 短周期模态变成一正一负两个实根, 代表两个非周期模态。正根的大小可用来估计模态单调发散的速度。由前例知, 当 $\Delta \bar{x}_{c.g.} = 0.144102$ 时, 代表静稳定度的

$$n_{3a} = 8.574 - 59.49952 \Delta \bar{x}_{c.g.} = 0$$

设质心再后移, 移到焦点之后的 $0.1c_A$ 处, 即有

$$\Delta \bar{x}_{c.g.} = 0.144102 + 0.1 = 0.244102$$

此时, $n_{3a} = 8.574 - 59.49952 \times 0.244102 = -5.95$

在特征行列式(2-61)中, 取近似短周期特征行列式, 并将其中 8.574 换成 -5.95, 即将 $\Delta \bar{x}_{c.g.}$ 的后移作用考虑在内, 得

$$\Delta_0(s) = \begin{vmatrix} (s+0.585) & -s \\ (0.248s-5.95) & (s+0.627)s \end{vmatrix} = 0$$

展开得

$$s(s^2 + 1.46s - 5.583\ 205) = 0$$

可得3个实根:

$$s_1 = 0, s_2 = -3.203\ 076, s_3 = 1.743\ 076$$

s_1 无实际意义, s_2 为快速衰减模态, s_3 为单调发散模态, 可计算倍增期为

$$T_2 = \frac{\ln 2}{1.743\ 076} = 0.397\ 6\ \text{s(秒)}$$

2.4 直接力控制

2.4.1 概述

直接力是指能直接产生改变飞行轨迹的力, 直接力控制是操纵飞机方法的扩展。采用常规方法操纵飞机改变轨迹的过程是这样的: 偏转升降舵, 在操纵力矩作用下, 克服飞机的转动惯量和阻尼, 产生姿态角的变化。这样就改变了迎角; 从而产生改变轨迹的升力。如果要转弯(或盘旋), 则必须先操纵副翼, 使飞机滚转产生倾斜角, 使举力倾斜, 有了向心力, 使飞机转弯(或盘旋)。为了使飞机不掉高度, 还须拉杆增大迎角来增大升力。这一过程说明, 从操纵舵面到改变轨迹之间不可避免地存在时间滞后, 大型飞机则较长的时间滞后。把通过舵面进行改变轨迹的常规控制技术称为力矩控制。它通过改变力矩平衡, 从而间接地对力产生影响。

直接力控制则是直接对作用于飞机的力产生影响, 因而可消除力与力矩的耦合, 也就消除了轨迹运动和姿态运动的耦合, 从而缩短了从操纵到轨迹改变的时间滞后。

飞机直接力控制分为:

直接升力控制——用以改变垂直速度 V_z 或高度 H ;

直接侧力控制——用以改变侧移速度 V_y 和侧向位置;

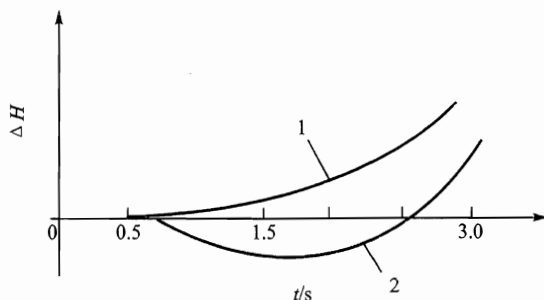
直接阻力或推力控制——用以改变飞行速度 V 。

2.4.2 直接升力控制

直接升力控制是控制飞机在纵向平面内的运动, 或者说控制在预定飞行轨迹上高度的偏差。

采用常规控制时, 为保持预定的飞行轨迹, 间接地用升降舵来修正高度偏差。例如飞行员拉杆是为了提升飞机, 拉杆使升降舵后缘上偏, 平尾产生一个向下的气动力。此力对质心产生抬头力矩, 因平尾的力向下, 故飞机先要下沉, 同时也增大了迎角。待机翼上增加的升力超过平尾向下的负升力后, 飞机才开始上升。这种常规操纵方法不可避免地带来时间的延迟。一般来说, 大型飞机比小型飞机的时间延迟要长。图 2-29 表示某大型超声速飞机在不同操纵方式下高度响应的曲线。

另一个涉及升降舵控制的不利效应是着陆近地平飞时的阵风干扰问题。若飞机正在近地减速平飞, 从机后吹来一股顺着航向的阵风, 则这时因相对气流速度的减小而升力减小, 使飞机突然下沉。如果用升降舵操纵的常规控制来阻止飞机下沉, 会导致不利结果。若为阻止下沉而拉杆, 则拉杆首先会使飞机更下沉, 要延迟一些时间才能使飞机上升。由于飞机已接近地面, 这种不利的时间延迟隐含着危险。对于鸭型布局(例如协和号)的飞机, 则没有这种危险,



1—直接升力控制;
2—常规升降舵控制

图 2-29 大型超声速飞机直接升力控制的轨迹响应

因为置于机头的鸭翼的升力与希望改变的航迹方向是一致的,故对高度响应是有利的。

1. 直接升力的产生

为产生直接升力,飞机必须有特殊合适的控制面。对这些控制面有以下要求:

- 控制面应能引起正的和负的升力变化,这样才能在两个方向上修正轨迹偏差;
- 合成的直接升力作用点必须在质心附近;
- 控制面必须快速可调。

产生直接升力的方法如下(参看图 2-30):

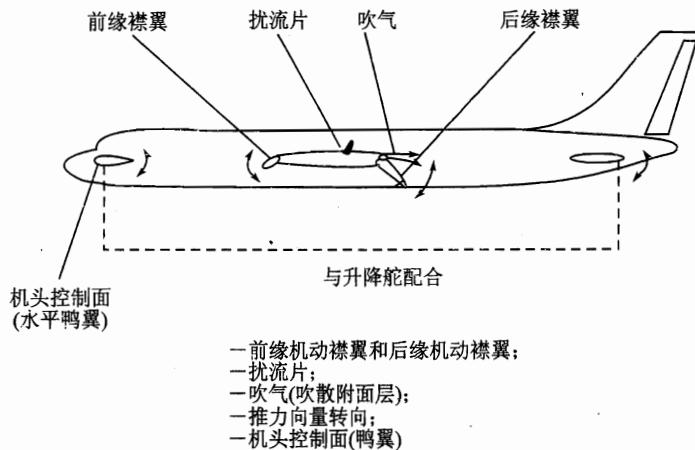


图 2-30 用于产生直接升力的控制面

不同控制面的配合可实现直接升力控制:

- 水平鸭翼与升降舵的配合:两者向同一方向偏转,产生的力的方向一致,而各自产生的纵向力矩则可相互抵消,从而实现直接升力控制。
- 机动襟翼和升降舵(或全动式平尾)的配合:机动襟翼产生可控制的升力,该升力引起的纵向力矩由偏转升降舵来配平。
- 机动襟翼和水平鸭翼的配合:机动襟翼产生可控制的升力,其引起的纵向力矩由水平鸭翼来配平。

- 扰流片的偏转与水平鸭翼的配合: 扰流片改变机翼的升力, 升力变化引起的纵向力矩由水平鸭翼来配平。
- 推力向量转向(图 2-30 中未示出), 可直接产生可控制的升力。

2. 直接升力作用点

采用直接升力控制的目的是产生升力变化, 对质心应没有力矩。初看起来, 直接升力作用点应该选在质心上, 但若较深入探讨该问题, 并不尽然。这涉及飞行模态的控制问题。

应指出, 这里提到的模态控制的“模态”与前面 2.2 节飞机扰动运动中长、短周期模态的“模态”有不同的涵义。飞机扰动运动的模态指的是扰动运动表现形式的基本振型, 即振动的周期、衰减指数以及某个模态各状态变量幅值之间的固定的比例关系; 而模态控制是指飞行状态的控制, 这里的模态就是飞行状态, 例如爬升模态控制和定高模态控制等。

在讨论直接升力作用点之前, 先讨论一个常规操纵的纵向机动点问题。由于该问题只涉及飞机在操纵升降舵之后短时间达到的稳态运动状态, 因而可认为在这一过程中飞行速度没有变化。

设飞机在某高度以某速度 V 作等速直线平飞。由于是定常直线飞行, 力矩方程应满足静力矩平衡条件:

$$\Sigma M = M_0 + M_{\alpha} \alpha_{l.f} + M_{\delta_e} \delta_{e.l.f} = 0 \quad (2-63)$$

式中: $\alpha_{l.f}$ ——定常平飞迎角;

$\delta_{e.l.f}$ ——定常平飞升降舵偏角;

M_0 —— α 及 δ_e 均为 0 时的纵向力矩。

飞行员给升降舵一个阶跃上偏, 飞机在经过很短时间的短周期动态过渡过程之后, 达到一个稳态的曲线飞行状态。由于所讨论的问题只涉及时间不长的一段稳态曲线飞行, 可认为在作稳态曲线飞行时, 速度仍然是 V 。这一稳态曲线飞行被称为拉升运动, 见图 2-31。

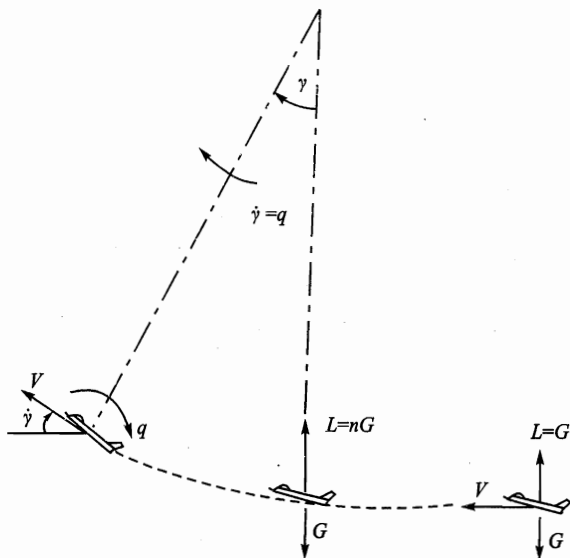


图 2-31 稳态拉升运动

此时纵向力矩应满足定常曲线飞行的平衡条件:

$$\Sigma M = M_0 + M_a \alpha + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e = 0 \quad (2-64)$$

式中: q 为机体俯仰角速度。式(2-64)减去式(2-63)得

$$M_a \Delta \alpha + M_q q + M_{\delta_e} \Delta \delta_e = 0 \quad (2-65)$$

式中: $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_{l.f}$ 为定常曲线飞行对定常直线平飞的迎角增量;

$\Delta \delta_e = \delta_e - \delta_{e.l.f}$ 为升降舵的阶跃偏转量;

$q = \dot{\gamma}$ 表示俯仰角速率与轨迹角速率相等, 是一个不为 0 的常值。

从静稳定度的定义知

$$M_a = (x_{c.g.} - x_F) L_a$$

而

$$q = \dot{\theta} = \frac{1}{mV} L_a \Delta \alpha$$

将以上两式代入式(2-65)并解出 $\Delta \delta_e$

$$\Delta \delta_e = -\frac{1}{M_{\delta_e}} \left(x_{c.g.} - x_F + \frac{M_q}{mV} \right) L_a \Delta \alpha \quad (2-66)$$

载荷系数增量

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{G} = \frac{L_a}{G} \Delta \alpha \quad (2-67)$$

将式(2-66)除以式(2-67)得

$$\delta_{e,n} = \frac{\Delta \delta_e}{\Delta n} = -\frac{G}{M_{\delta_e}} \left[x_{c.g.} - \left(x_F - \frac{M_q}{mV} \right) \right] \quad (2-68)$$

$\delta_{e,n}$ 为产生单位过载所需的升降舵偏角。令

$$x_M = x_F - \frac{M_q}{mV}$$

表示从平均气动弦前缘至“机动点 M ”的距离。由于 M_q 总是负值, 故 $x_M > x_F$ 。式(2-68)可写为

$$\delta_{e,n} = -\frac{G}{M_{\delta_e}} (x_{c.g.} - x_M) \quad (2-69)$$

在静稳定情况下, $(x_{c.g.} - x_M)$ 为正, 则 $\delta_{e,n}$ 为负, 即正过载愈大, 所需升降舵上偏愈大(驾驶杆后拉愈多)。在 2.3.1 小节中已指出, 这是协调的操纵。若质心前移, 则 $\delta_{e,n}$ 负值增大; 若质心后移, 则 $\delta_{e,n}$ 负值减小; 当质心移至机动点上 ($x_{c.g.} = x_M$) 时, 则 $\delta_{e,n} = 0$, 表明飞机增加过载并不需要额外偏转升降舵。对于机械式操纵系统来说, 是不允许这种情况出现的。放宽静稳定度后 ($x_{c.g.} > x_M$), $\delta_{e,n}$ 变成正值。在 2.3.1 小节中指出, 这是不协调的操纵, 这时只能依靠电传操纵系统来驾驶飞机。

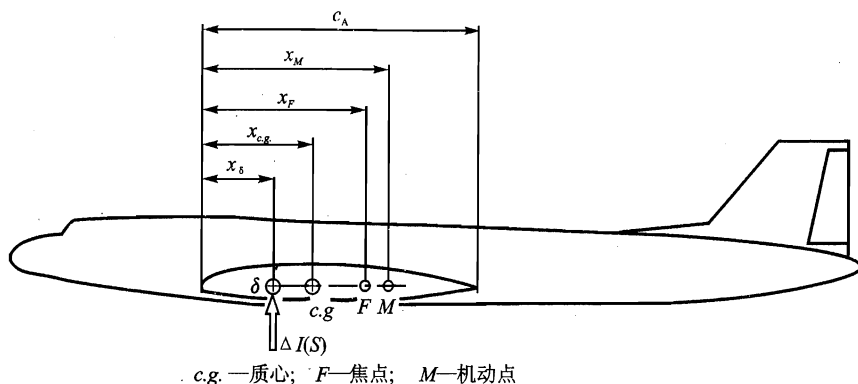
在直接升力控制的诸飞行模式中, 升降舵可作为调节直接升力作用点位置而配合使用。这样, 直接升力作用点的位置可以在一定范围内按需要来调节。下面就直接升力控制的不同模式的定常飞行状态, 分别讨论直接升力作用点的位置应在何处。

设直接升力作用点 δ 距平均气动弦 c_A 前缘的距离为 x_δ (见图 2-32), δ 也代表直接升力气动面的偏转角度。

在直接升力作用下作定常飞行应满足以下关系式:

$$\left. \begin{aligned} mV\dot{\gamma} &= \Delta L = L_a \Delta \alpha + L_\delta \delta \\ M_a \Delta \alpha + (x_{c.g.} - x_\delta) L_\delta \delta + M_q q &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-70)$$

式中: $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_{l.f}$ 与式(2-65)中的意义相同。

图 2-32 直接升力作用点 δ

对于稳态飞行

有

$$q = \dot{\gamma}$$

又

$$M_a = \frac{\partial M}{\partial \alpha} = (x_{c.g.} - x_F) L_a$$

故式(2-70)可写为

$$\left. \begin{aligned} L_a \Delta \alpha - mV \dot{\gamma} &= -L_\delta \delta \\ (x_{c.g.} - x_F) L_a \Delta \alpha + M_q \dot{\gamma} &= (x_\delta - x_{c.g.}) L_\delta \delta \end{aligned} \right\} \quad (2-71)$$

图 2-33 示出一般直接升力控制模态的 3 种情况。

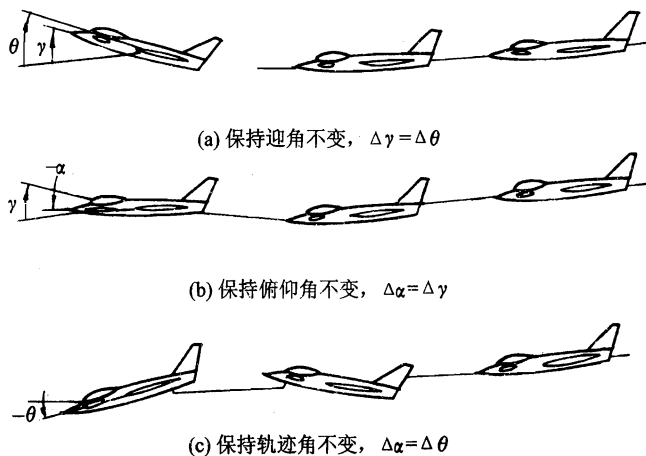


图 2-33 直接升力控制的用途

情况(a)表示迎角不变,俯仰角变化与轨迹角变化相等。这类似于前面讨论过的常规操纵的拉升运动,现在只是用直接升力来完成。这种操纵的优点是,从操纵直接升力气动面到实现稳态的拉升运动之间几乎没有时间延迟。

由式(2-71)可解得

$$\dot{\gamma} = \left[\frac{(x_\delta - x_{c.g.}) + (x_{c.g.} - x_F)}{(x_{c.g.} - x_F) + M_q/mV} \right] \frac{L_\delta}{mV} \delta \quad (2-72)$$

稳态过载

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{G} = \frac{mV}{G} \dot{\gamma}$$

且
故

$$x_M = x_F - M_q/mV$$

$$\Delta n = \frac{(x_\delta - x_F)L_\delta}{(x_{c.g.} - x_M)G} \delta \quad (2-73)$$

我们希望在直接升力拉升模态时,迎角 α 保持不变($\Delta\alpha=0$),即完全满足

$$\Delta n = \frac{L_\delta}{G} \delta$$

则由式(2-73)知必须满足

$$x_\delta - x_F = x_{c.g.} - x_M$$

即机动点 M 在焦点之后一个很短距离处。为满足上式,直接升力作用点 δ 应在 $c.g.$ 之前一段相同的小距离处(见图 2-32)。这段小距离为

$$\Delta x = |M_q/mV|$$

若直接升力作用点选在质心上($x_\delta = x_{c.g.}$),

$$\Delta n < \frac{L_\delta}{G} \delta$$

这说明直接升力操纵没有完全达到应有的拉升效果。

若直接升力作用点靠前,使

$$x_\delta - x_F > x_{c.g.} - x_M$$

$$\Delta n > \frac{L_\delta}{G} \delta$$

使拉升作用加剧。

若直接升力作用点选在焦点 F 上,

$$\Delta n = 0$$

这表明操纵直接升力气动面对拉升不起作用。

若作用点再靠后,则将引起相反的效果。

直接升力作用点选在焦点上,虽对拉升模态不起作用,但可以实现其他模态的飞行。图 2-33 模态(c)就属于这种情况。此时,直接正升力作用在焦点上,对质心产生负力矩,使飞机低头产生负迎角,而产生负举力增量,与正升力正好相消。操纵直接升力的效果只是改变俯仰角。如果加上不去稳定俯仰角的定高控制,则质心轨迹可保持水平,而俯仰角可在一定范围内任意选择。此种模态可用于对地攻击和对地摄影。

把直接升力作用点选在焦点上,并且加上稳定俯仰角的控制(使 $\Delta\theta=0$),则可实现图 2-33 中模态(b)的飞行。此种模态在操纵直接升力气动面之后,要经过一个过渡过程,才能达到保持俯仰角不变而质心沿直线轨迹上升(或下降)的定常飞行状态。此种模态可用于对敌机的射击瞄准,也可用于在编队飞行中,僚机对长机高低位置的调整。

2.4.3 直接侧力控制

直接侧力控制就是通过直接变化侧力来控制侧向轨迹。这要求安装合适的控制面,达到只产生侧力而不产生滚转力矩和偏航力矩的目的。这样就能使飞机在无需倾斜的情况下修正飞行的航迹。

1. 常规操纵与直接侧力操纵的比较

按常规操纵飞机转弯是这样的:操纵副翼使飞机滚转,待升力向量发生倾斜后,出现水平分力,才能使飞机改变航迹(转弯)。这时,为在垂直方向上有足够的升力分量来平衡重力,使飞机不掉高度,还应按 $L \cos \Phi_s = G$ (Φ_s 为绕速度轴的滚转角)来增大升力 L ,也即须拉杆增大迎角。如果要求实现协调转弯,即无侧滑的转弯(盘旋),则飞行员还应注视侧滑指示器,并用脚踏操纵方向舵来消除侧滑角;如果要退出盘旋,则要进行上述过程的逆操纵。显然这是3自由度的机动飞行,但常规操纵转弯由于升力潜力大,仍有其优点,尤其是作大机动转弯需要大过载时,更能发挥升力潜力。而直接侧力控制由于不可能安装很大的侧力控制面,因而产生不了大的侧向过载。从飞行性能的要求来看,常规转弯技术是取得较大转弯角速率的好办法,但必须付出较长时间滞后的代价。若要求在短时间内改变航迹,或为了严格沿给定航迹飞行而需要修正偏差,那么使用直接侧力控制可大大缩短时间滞后。由于不需要压坡度(倾斜),操纵起来简单得多,可快速修正航迹偏差。

2. 产生直接侧力的途径

产生侧力可用气动方法,也可用推力向量转向方法。下面举例几种方法:

- 机身中段安装控制面;
- 机头安装控制面;
- 非对称阻力控制面和方向舵配合操纵;
- 推力向量转向。

前3种方法是通过特殊气动面来产生侧力。可以把控制面装在机翼上或机身中段,使侧力作用点在质心附近,这样不会或很少会出现偏航力矩。如果控制面安装在机头,则要求方向舵配合工作,以抵消不需要的偏航力矩。伴随着方向舵偏转产生的侧力与机头控制面产生的侧力的方向是一致的,其结果加强了直接侧力。

控制面水平地安装在机头两侧,被称为鸭翼布局。两翼同方向偏转可产生上下升力;两翼差动(不同方向)偏转时,由鸭翼-机身组合体的气动干扰作用而出现侧力,侧力的方向是指向负向偏转(后缘上偏为负)的鸭翼一边的。为平衡偏航力矩所必需的方向舵偏转也产生同一方向的侧力,在大迎角情况下,此种差动鸭翼的侧力效应还会增加。用一对鸭翼可产生直接升力和侧力,可省去专用的侧力控制面,有利于减小阻力。可同时产生两种直接力的另一种布局是在机头安装V形控制面,见图2-34。其对称偏转产生升力,非对称差动偏转产生侧力。

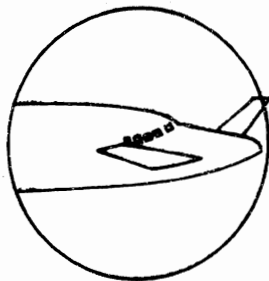


图2-34 V型鸭翼布局

通过推力向量的转向来产生侧力,在 20° 转向范围内几乎呈线性关系,且侧力分量较大,对纵向推力的影响较小。此种方法特别适用于短距起落的飞机。因短距起落是在极低的速度下飞行,动压头很小,用气动面产生侧力就显得非常不足,而用推力转向则很有效。

3. 气动力耦合效应

操纵直接侧力控制面是为了得到侧力,但不可避免地产生了滚转力矩和偏航力矩。这些力矩是不需要的。为抵消(配平)这两种力矩,必须使副翼和方向舵配合侧力控制面的偏转而作相应的偏转。显然,需要应用解耦控制。为此,必须对气动资料有较准确的了解,事先计算

好为解耦需要的副翼和方向舵的偏转量,并储存在计算机里。

4. 直接侧力作用点

与直接升力控制相似,直接侧力的作用点也可根据不同模态的需要来确定。图 2-35 为直接侧力控制的 3 种模态。这 3 种模态都是不倾斜($\phi_s=0$)的飞行。

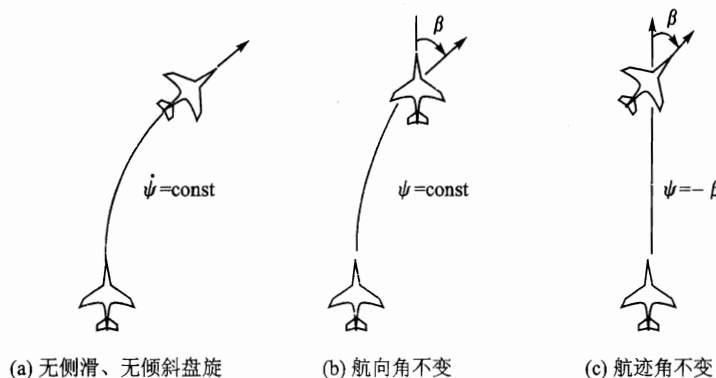


图 2-35 直接侧力控制的用途

模态(a)是在直接侧力作用下的定常盘旋飞行,应满足以下关系式(见图 2-36):

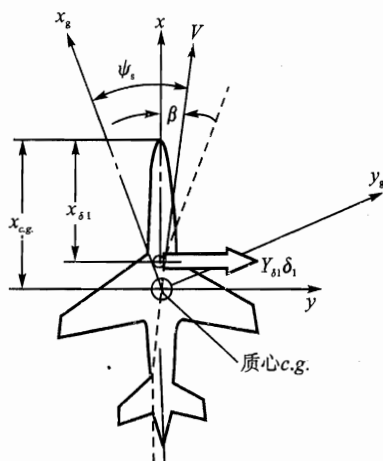


图 2-36 直接侧力作用点

$$\left. \begin{aligned} mV\dot{\psi}_s &= Y_\beta \beta + Y_{\delta_1} \delta_1 \\ N_\beta \beta + N_r r - (x_{\delta_1} - x_{c.g.}) Y_{\delta_1} \delta_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-74)$$

式中: $\dot{\psi}_s$ ——航迹偏航角速率;

β ——侧滑角;

r ——偏航角速率;

δ_1 ——直接侧力控制面的偏转角;

x_g, y_g ——地坐标系;

x, y ——机体坐标系;

$x_{c.g.}$ ——机头至质心的距离;

x_{δ_1} ——机头至侧力作用点的距离。

对稳态盘旋应有

$$\dot{\psi}_s = r$$

故式(2-74)又可写为

$$\left. \begin{aligned} mV\dot{\psi}_s - Y_\beta\beta &= Y_{\delta_1}\delta_1 \\ N_r\dot{\psi}_s + N_\beta\beta &= (x_{\delta} - x_{c.g.})Y_{\delta_1}\delta_1 \end{aligned} \right\} \quad (2-75)$$

从式(2-75)可解得

$$\dot{\psi}_s = \left[\frac{(x_{\delta_1} - x_{c.g.}) + N_\beta/Y_\beta}{N_\beta/Y_\beta + N_r/mV} \right] \frac{Y_{\delta_1}}{mV} \delta_1 \quad (2-76)$$

与纵向焦点的意义相同,侧向也有一个侧向焦点 x_{F_β} ,表示由于侧滑角 β 不为 0 所产生的侧力 Y 的作用点。此力对质心取矩,就是飞机的航向静稳定力矩。 N 对 β 的偏导数就是航向静稳定度 N_β ,故有

$$N_\beta = \frac{\partial N}{\partial \beta} = (x_{c.g.} - x_{F_\beta})Y_\beta \quad (2-77)$$

将式(2-77)两边除以 $\frac{1}{2}\rho V^2 Sb$ (S ——机翼面积, b ——机翼展长),

得

$$\frac{N_\beta}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sb} = \left(\frac{x_{c.g.}}{b} - \frac{x_{F_\beta}}{b} \right) \frac{Y_\beta}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

或写成无因次导数的形式

$$C_{n_\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} = (\bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_{F_\beta})C_{Y_\beta} \quad \left(C_{Y_\beta} = \frac{\partial C_Y}{\partial \beta} \right)$$

由于坐标系规定 z 轴向下为正,且右侧滑时 β 为正,故 C_{n_β} 为正值时,航向是静稳定的(而 C_{m_α} 是负值时,纵向是静稳定的)。

稳态的侧向过载为

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{mV}{G} \dot{\psi}_s \quad (2-78)$$

将式(2-77)代入式(2-76),再代入式(2-78)

$$n_y = \left[\frac{x_{\delta_1} - x_{F_\beta}}{x_{c.g.} - (x_{F_\beta} - N_r/mV)} \right] \frac{Y_{\delta_1}}{G} \delta_1 \quad (2-79)$$

仿纵向机动点,侧向也可设侧向机动点 M_β 。它距机头的距离为

$$x_{M_\beta} = x_{F_\beta} - N_r/mV$$

因此只要满足 $(x_{\delta_1} - x_{F_\beta}) = (x_{c.g.} - x_{M_\beta})$,

则有

$$n_y = \frac{Y_{\delta_1}}{G} \delta_1$$

即应使直接侧力作用点距质心前一段小距离

$$\Delta x = N_r/mV$$

此外,在稳态盘旋时,交叉旋转导数 L_r 的作用还必须以偏转副翼来克服,即应满足

$$L_r\dot{\psi}_s + L_{\delta_a}\delta_a = 0$$

式中, L 为滚转力矩,得副翼偏转角

$$\delta_a = -\frac{L_r}{L_{\delta_a}} \dot{\psi}_s$$

由式(2-79)知,如果直接侧力作用点放在侧向焦点上,

则

$$n_y = 0$$

这表明操纵直接侧力控制面对侧向过载不起作用,但可利用这一特点来实现图 2-35 模态(c)和模态(b)的飞行。

对模态(c)来说,虽然直接侧力作用点放在侧向焦点上不会引起侧力,但飞机自身对轨迹是随遇平衡的。飞机不会自动沿某一确定的直线飞行,而需要飞行员不断地修正操纵,或用导航系统来纠偏,才能实现模态(c)沿某直线的飞行。

对于模态(b)的飞行,是在把直接侧力作用点放在侧向焦点上的同时,再加上稳定航向角的控制,使 $\Delta\psi=0$ 。从操纵直接侧力控制面到达稳态侧滑直线飞行之间有一非周期的过渡过程,质心轨迹沿光滑曲线过渡。这一模态可用于精确调整航迹或编队飞行。

5. 侧风着陆

利用直接侧力控制来改善飞机的侧风着陆是特别令人感兴趣的。先看用常规技术操纵飞机的侧风着陆。

图 2-37 表示用常规技术的两种侧风着陆方法。第一种方法是,跑道有侧风时,飞机着陆进场下滑飞行的地速 V_g 仍然必须对准跑道的轴线。如果这时飞行员还要想使飞机的纵轴 x 与跑道的轴线一致,则必需使飞机倾斜。因为侧风 w_w 引起侧滑角 β_w ,并由此引起侧力、滚转力矩和偏航力矩。飞行员必须操纵副翼和方向舵,并倾斜飞机来平衡侧力。

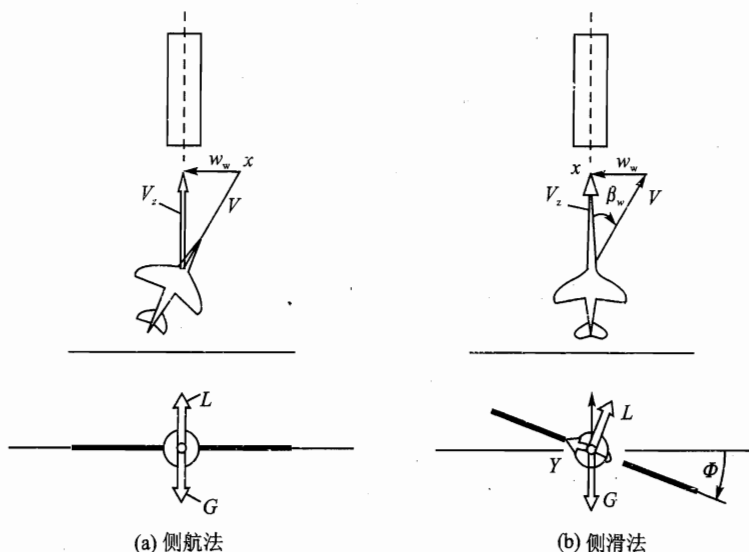


图 2-37 常规操纵的侧风着陆方法

可用气动导数形式写出静平衡方程:

$$\left. \begin{aligned} C_{Y_{\beta}} \beta_{w_w} + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_L \Phi &= 0 \\ C_{l_{\beta}} \beta_{w_w} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r &= 0 \\ C_{n_{\beta}} \beta_{w_w} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-80)$$

式(2-80)被称为横侧向静平衡方程。 $\beta_{w_w} = \arcsin\left(\frac{w_w}{V}\right)$ 作为已知值输入,可解出 δ_a, δ_r ,

和 Φ 等角度。图2-37(b)表示了这种飞行状态,由于存在倾斜角 Φ ,在飞机将要碰地前,必须迅速使飞机改平。另一种方法是扭转机头对着侧风,使侧滑角 β 为0,因而可使 Φ 、 δ_a 和 δ_r 均为0。图2-37(a)表示了这种飞行状态,由于存在 ψ 角,飞机将要碰地前,应迅速纠正机头方向,使 $\psi=0$ 。这两种方法操纵起来都比较麻烦。

有了直接侧力控制,可使侧风着陆的操纵大为改善。利用直接侧力来平衡由侧滑角 β_{w_w} 引起的侧力,飞机无需倾斜,也无需偏航,机身纵轴 x 始终与跑道轴线一致。这就与无侧风着陆一样;但需要偏转方向舵和副翼,以平衡因 β_{w_w} 和偏转直接侧力控制面而引起的航向力矩和滚转力矩。下面用无因次气动导数的形式建立其静平衡联立方程:

$$\left. \begin{aligned} C_{Y_{\delta_1}} \delta_1 + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r &= -C_{Y_{\beta}} \beta_{w_w} \\ C_{Y_{\delta_1}} \frac{(x_{\delta_1} - x_{c.g.})}{b} \delta_1 + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r &= -C_{n_{\beta}} \beta_{w_w} \\ C_{Y_{\delta_1}} \frac{z_{\delta_1}}{b} \delta_1 + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r &= -C_{l_{\beta}} \beta_{w_w} \end{aligned} \right\} \quad (2-81)$$

式中: $C_{Y_{\delta_1}}$ ——直接侧力气动面偏转的侧力导数,为正值($C_{Y_{\delta_1}} = \partial C_Y / \partial \delta_1$);

δ_1 ——直接侧力气动面的偏转角度,后缘左偏为正;

$x_{c.g.}$ ——机头至质心的距离;

x_{δ_1} ——机头至直接侧力作用点的距离;

z_{δ_1} ——直接侧力作用点至纵轴 x 的垂距,作用点在 x 之上为正;

b ——机翼展长,作为横侧向气动系数的参考长度。

将侧风 w_w 引起的侧滑角 $\beta_{w_w} = \arcsin\left(\frac{w_w}{V}\right)$ 作为式(2-81)的已知量输入,可解出为平衡侧风作用所必须的直接侧力气动面的偏角 δ_1 ,以及气动力矩解耦的副翼偏角 δ_a 和方向舵偏角 δ_r 。

2.4.4 直接阻力/推力控制

直接阻力/推力控制用来改变飞机前进的速度。直接阻力控制可用来控制飞机俯冲时过大的速度。直接阻力产生的方式是应用各种形式的减速板,把发动机喷气流转向前方,对减小着陆滑跑的距离非常有效。

减速板的安装位置很重要。打开减速板不应产生大的力矩,否则飞行员会感到操纵困难,气动干扰严重时,可能引起飞机失事。在飞机气动设计时,要经过多次风洞实验才能确定安装位置。

放宽静稳定性和直接力控制是主动控制技术中的两种技术。还有阵风减缓及乘坐品质控制、机动载荷控制及主动颤振抑制等。有关这些技术的气动或飞行力学特性问题,将在第5章讲解这些控制系统时一并介绍。

2.5 飞机的敏捷性

2.5.1 产生背景

20世纪80年代之前,在空战中反映飞机性能的重要战术指标是机动性。具体地说,例如



飞机能飞出的最大法向过载。因为法向过载愈大,飞机的转弯半径就愈小,从而在空战中就愈能更迅速地占据有利位置去攻击敌机。此外,曾一度强调视距外或超视距外发射空一空弹作战,用以降低对飞机机动性的要求。随着航空技术的发展和空战策略的演变,不仅需要加强视距外作战,还须强调视距内作战,即近距格斗的性能也是非常重要的。这是因为出现了全方位近距作战的空一空弹。大量的空战仿真试验数据表明,采用全方位武器攻击的战术,使交火双方飞机正面接火的机会大大增加了。由发射导弹良机的频率分布与攻击方位角的关系,可获知前半球进攻的好处胜过以往那种咬住尾巴的攻击方式。正面攻击造成双方都处于被攻击的地位,提高生存率的惟一办法就是抢先攻击。一次正面攻击失败就应尽快转入另一次攻击。这种现代空战方式要求飞机具有高的转弯速率和快速的加、减速能力。由于全方位攻击交火时间短,所以飞机的瞬时机动能力得到关注(注意**瞬时**这两个字)。如果飞机瞬时机动能力强,则在短暂交火中就能很快地将机头对准对方(无需精确对准),使导弹的导引头自动完成瞄准并迅速完成第一次攻击。即使第一次攻击失败,在近距格斗中利用机头的快速指向,也可达到较高的杀伤率。把这种瞬时的机动能力称为飞机的敏捷性。可见敏捷性是应现代空战要求而提出的。

2.5.2 敏捷性及机动飞行形式

1. 敏捷性

敏捷性这一概念从 20 世纪 80 年代被提出以来,一直是从飞行动力学、飞行品质及飞行性能的角度被加以研究的,目前尚无定量的定义来衡量飞机的敏捷性能力。即使是定性表达敏捷性的定义,也仍有颇多的争论。

下面归纳了有关敏捷性定义的一些提法。

- Eggold 提出:敏捷性是飞机迅速和可控地从一种机动状态转移到另一种机动状态的能力。

- McAtee 提出了 3 个指标:

- ◇ 快速“指向”对方的能力;

- ◇ 高转弯速率下持续机动的能力,即在较长时间内作高转弯速率的机动能力;

- ◇ 直线加速的能力,即迅速撤离或再次进入战斗的能力。

- MBB 的定义:敏捷性是飞机速度改变的时间速率。

- Northrop 公司的定义:敏捷性是从空间状态 1(位置、速度及方位)沿最优路径(最短时间、或距离、或半径)至空间状态 2 的能力。

- Eidetics 公司的定义:战斗机的敏捷性是对整个武器系统尽量减少从发现目标到消灭目标的时间状态能力的度量。

从以上这些定义可归纳出如下共同点:

- 都强调与时间有关,要求快速改变状态,因此敏捷性不是描述机动状态的指标,而是对改变机动状态过程中时间因素的度量。

- 必须迅速、可控地改变机动状态,不易控制的瞬态没有意义。

- 提高空战格斗能力是推动研究敏捷性的动力。

- 敏捷性的度量标准。按运动方式,敏捷性可分为纵向、横向和轴向敏捷性。纵向敏捷性与绕俯仰轴运动有关,包括法向加速度;横向敏捷性与绕滚转轴的运动有关;轴向敏捷性与速度的控制有关,如沿飞行轨迹的加速/减速机动。敏捷性具体的度量标准还

待进一步研究。

2. 现代空战和机动形式

现代空战可分成以下两个阶段：

- 超视距作战。利用发射后不管的中、远距空—空导弹拦截目标。这种情况不要求飞机作剧烈机动,但要求有良好的超声速性能。
- 视距内作战。若超视距拦截没有成功,由于双方飞机的接近速度很高,则很快会转为视距内作战。由于从超视距到视距内作战转换的时间很短,在装备有全方位攻击的导弹,且双方飞机性能相当的情况下,只要目标在射程范围和一定的离轴发射角内,其杀伤概率基本一致。所以生存的惟一出路是:更快地反应,更早地获得开火机会,因此飞行员必须使飞机的机头迅速指向目标(对于离轴发射的全向攻击导弹,无需精确瞄准),导弹截获目标,先敌开火,击落敌方。为达到此目的,应能使飞机作较小半径的转弯飞行。作大迎角的机动可实现此目的,图2-38示出大迎角机动使飞机抢先占据空战优势。

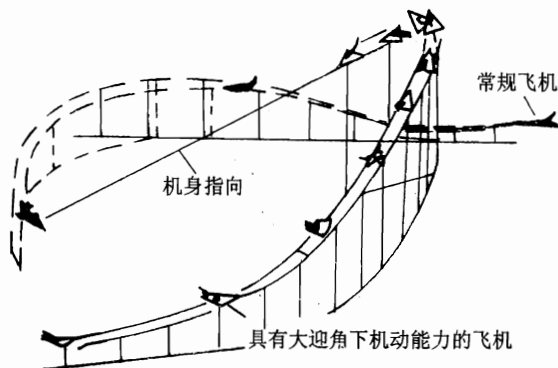


图2-38 大迎角机动的空战优势

以往为减小飞机转弯半径须增大法向过载,这受飞机结构强度和飞行员生理条件的限制。另一种方法是迅速降低飞行速度,以减小转弯半径。使飞机能很快减速的有效方法是突破失速限制,使飞机能在失速迎角下可控地飞行。飞机瞬时减速可实现较小半径转弯,使机头快速指向目标,完成武器系统的瞄准,从而获得空战优势。图2-39示出在不同迎角下飞机的转弯性能。

3. 大迎角机动

从上述可知,只要飞机能在大迎角下可控地飞行,就能以较小半径完成转弯瞄准,或通过绕速度轴的转动直接获得机头指向,从而获得作战时的优势。

目前有如下两种大迎角机动方式：

- 以高的迎角变化速率使飞机达到一定的大迎角飞行,随即维持一段时间,然后回到正常迎角。在机动中既有纵向运动,又有横航向运动,以得到较小的转弯半径。这有助于获得快速机头指向而迅速占据有利态势。当以迎角超过最大升力系数的临界迎角来进行机动飞行时,则为 Herbst 机动,如图2-40所示。
- 飞机以较大的俯仰角加速度在纵向平面内迅速绕 y 轴转动机身,使飞机的迎角超过失速迎角,并且具有足够的保持大迎角的能力,以完成机头指向的瞄准。这种机动被称

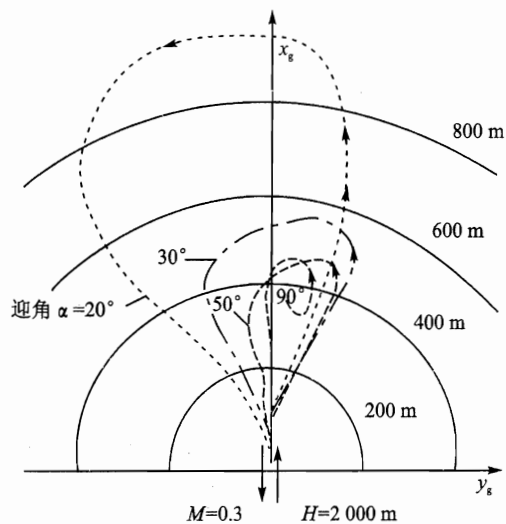


图 2-39 飞机在不同迎角下的转弯飞行比较

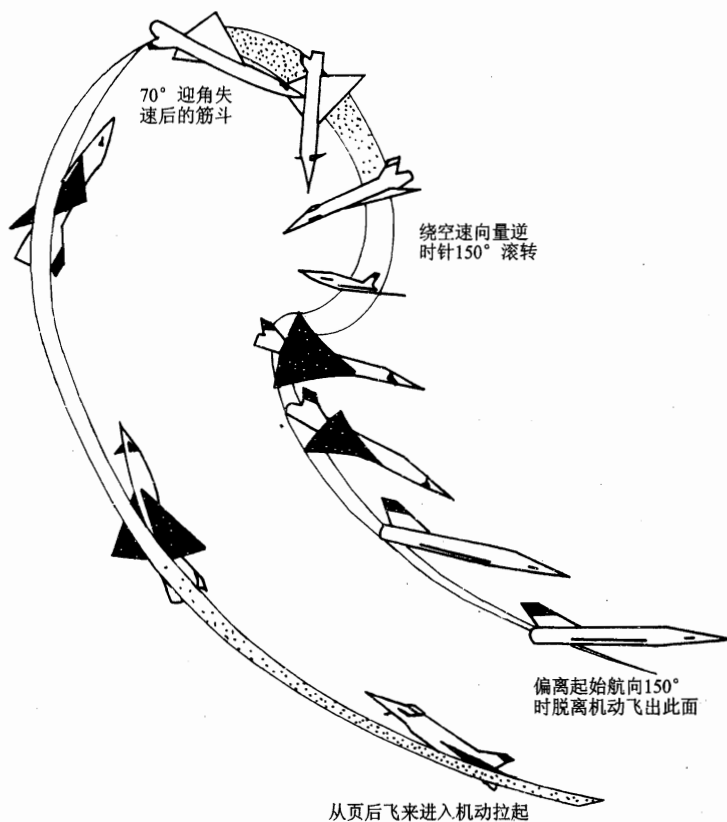


图 2-40 1995 年 X-31A 在巴黎航展上作 Herbst 机动表演

为 Cobra 机动, 如图 2-41 所示。

4. 大迎角机动的迎角特征

图 2-42 示出迎角与升力系数的关系曲线。

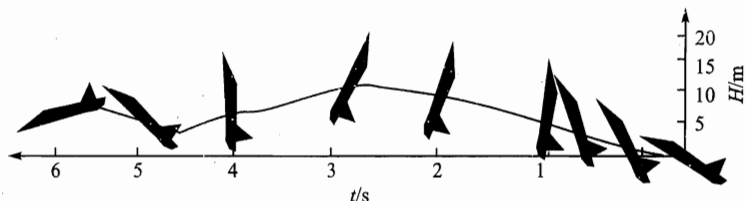


图 2-41 Cobra 机动形式

当迎角小于最大线性升力系数的迎角时,气流流态为附着流(第1种流态)。这时升力与迎角呈线性关系,在图 2-42 上表示为常规区域曲线的描述。

迎角大于最大线性升力系数迎角,但小于最大升力系数的临界迎角,当迎角增大时,则气流首先呈现对称的分离涡流动(第2种流态)。这个分离涡产生非线性的涡升力。如果迎角继续增大,则出现非对称的旋涡流动(第3种流态)。这时虽有涡升力,但同时也伴随有侧向力和力矩,甚至会出现涡破裂等现象,流动结构将非常复杂,升力和迎角表现为非线性关系。在图 2-42 中表示为过渡区域曲线的描述。

迎角大于最大升力系数对应的临界迎角后,绕流将变为尾迹式的湍流分离流态。升力和侧力都将随迎角的增大而减小,气流将呈现非定常特性,流态更为复杂。对大迎角绕流结构的研究,目前仍在继续进行。

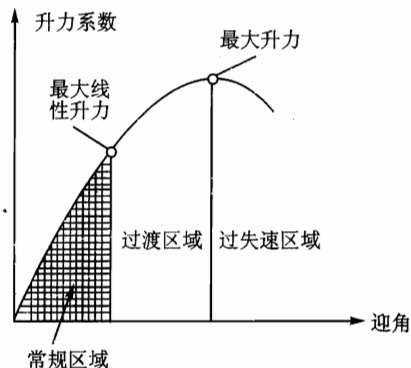


图 2-42 大迎角机动时的迎角范围

上述几种大迎角机动飞行方式的运动特点为:

- 大的迎角和迎角变化速率;
- 大的姿态角及其变化速率;
- 较大的速度变化率;
- 飞行高度的变化较小;
- 运动状态的快速改变导致非定常气动力作用增大,故气动参数难以确定;
- 上述运动特征表明已无法进行线性简化来近似计算。

从图 2-42 明显看出,当迎角超过最大升力系数对应的临界迎角后,气动力迅速减小,从而造成气动操纵面效率急剧下降,所以必须采用其他方式来控制飞机,例如采用推力向量控制。

此外,在对大迎角机动飞行建模时,将表现出两个特征:

- 非线性的数学模型;
- 非微摄动下的参数不确定性。

上述的各种情况均给飞行控制系统(FCS)的设计带来了较大的困难。

复习思考题

- 2-1 飞机在某高度上的定常最大平飞速度,是否是在该高度上不可超越的最大飞行速度?
- 2-2 超声速飞机的飞行包线受哪些条件的限制?
- 2-3 飞机要进入盘旋飞行应如何操纵? 对于无直接侧力控制的飞机,不倾斜($\Phi=0$)能否进行盘旋飞行?
- 2-4 扰动运动模态的概念是什么? 模态的性质与各状态变量的起始条件有何关系?
- 2-5 试说明纵向长、短周期模态及横侧向 3 个模态的物理成因。
- 2-6 何谓飞机的气动焦点? 对于纵向静稳定的飞机,全机质心位置为什么必须在焦点之前?
- 2-7 莱特兄弟的飞机是纵向静不稳定的,但他们实现了成功的飞行。你能否想像他们在飞行中是如何操纵的?
- ✈ 2-8 对现代超声速高性能歼击机来说,把质心位置放在焦点之后,为何能提高机动性?
- 2-9 有直接侧力控制的飞机在侧风中着陆,应如何操纵更为有利?
- 2-10 飞机的敏捷性与机动性在概念上有什么不同? 你能对本章所列举的关于敏捷性定义的各种提法作出更具体的解释吗? 你认为哪种说法比较好?

参 考 文 献

- 1 奥斯道斯拉夫斯基 N B 著. 飞机空气动力学(上册). 余骥龙译. 北京:国防工业出版社,1958
- 2 奥斯道斯拉夫斯基 N B 著. 飞机空气动力学(下册). 何植岱译. 北京:国防工业出版社,1959
- 3 哈佛尔 X, 萨克斯 G 著. 现代飞机设计中的飞行力学原理. 祝存清译. 北京:国防工业出版社,1985

第3章

飞机的飞行品质

3.1 概 述

无论是飞行操纵系统,还是飞行控制系统,都是飞行员驾驭飞机的一个系统(或装置),通过它操纵飞机的姿态和轨迹来完成各种飞行任务。所以,设计和使用飞行控制系统的目的就是为了保证飞行员能够得心应手地驾驶飞机,安全而有效地在其飞行包线内执行各种飞行任务,也就是提供好的飞行品质。飞行品质的广义定义为:飞行器的品质或特性。它决定了飞行员能否顺利和精确地完成指定飞行任务所要求的飞机特性。影响飞行员驾驭飞机完成任务的飞机特性很多,但主要的特性是指飞机的稳定性和操纵性。因此,为了简单明了,飞机的飞行品质又可狭义地定义为:飞机的稳定性和操纵性。

显然,反映飞行员完成任务好坏的飞行品质,实质上反映了对人-飞机系统特性的评估。它不仅与飞机本体和飞行员本身的动态特性有关,还与影响飞行员完成任务的各种因素,如大气特性、工作环境等有关;但目前所讨论的飞机飞行品质仅限于飞机本身的品质和特性。

关于飞机飞行品质的研究,实际上包括两个方面的内容:其一是反映飞机完成任务好坏的飞行品质所应该包括的内容;其二是如何评价和预测飞机的飞行品质。

早在第一架飞机成功飞行之前,航空事业的先驱就从理论和模型飞机的制作过程中获得了一些有关飞行品质的知识。

1903年第一架载人飞机首飞成功。尽管该机的操纵是过补偿的,妨碍了其获得良好的飞行品质,但其后几年,发展了一套高度技巧的操纵方式,克服了过补偿的影响,成功地进行了飞行。

第一次世界大战期间,通过试凑法设计出了具有良好飞行品质的飞机,如具有良好的机动能力、大迎角飞行的可操纵特性以及从失速尾旋中改出的能力。

从1903—1935年的几十年间,有关飞机特性的研究取得了一些奠基性的成果,提出了古典飞行动稳定性的理论。不过这一时期人们对稳定性理论与飞行品质的联系还不很了解。其原因是:①理论比较复杂,计算工具还未充分发展;②理论结果有时也与实际不甚符合。因此,直到1935年,飞机设计还无任何正式的飞行品质规范和要求可循。

关于飞行品质的成文要求,是在美国发展DC-4飞机时被提出的,其后又继续进行了有关飞行品质要求的研究。第二次世界大战前后,美国进行了大量飞行品质试飞研究,获得了大量数据。1943年,美国专家发表了《飞机具有满意飞行品质的要求》一文。该文成为日后美国军用飞行品质规范的基础。此外,另一位美国人发表了《飞行品质的评估及预示》报告,指出了

飞行品质与飞机设计之间的关联。

飞行品质中很重要的一部分是有关操纵力的要求。在无助力操纵时,操纵力主要决定于气动舵面的铰链力矩,因此,大量的研究工作投入在有关气动补偿方面。随着助力操纵的出现,操纵力由载荷感觉机构产生,与气动铰链力矩无关;但引入助力装置后,也带来一些新问题,如非线性特性以及特殊的操纵力感觉问题等。随着助力装置的出现、偏航阻尼器以及增稳系统的应用,飞行员已实际体会到系统对飞机性能的改善,意识到应在飞行品质规范中提出具体要求。当然,由于引入了阻尼器及增稳系统,对飞机设计的某些方面也放宽了要求;但同时也引入了一些新的问题,如非预期的稳定性问题等。

研究人对驾驶飞机的影响是飞行品质研究的另一个重要问题。1935年,美国专家首次发表了分析受控飞机稳定性的文章;美国另一位电气工程师突斯汀对分析人操纵动力学系统的作用作出了重要贡献,他首次将人的操纵作用模型简化为一个包括比例、超前和常值时间滞后项的环节,并用它来解释有关飞机飞行品质的问题。

飞机飞行品质研究的目标,除了用于分析已有飞机的飞行品质外,另一个重要目标是,在新机设计阶段用来预测飞机的飞行品质。目前,可以采用理论分析和模拟试验的方法来进行。

为了保证飞机具有良好的飞行品质,必须要有一个在飞机及相应操纵系统研制及生产过程中都必须遵守的指导性文件,这就是飞机飞行品质规范。它是一个国家或部门对飞机飞行品质的成文要求。飞行品质规范是在大量飞行试验、飞行经验以及飞行品质研究的基础上建立的。世界各航空工业发达国家在广泛开展飞行品质研究的基础上,制定出了一套相当于国家一级标准,并不断加以修改和完善。

美国在研究飞机的飞行品质方面不仅开展得早,而且投入了相当大的人力和物力。美国最早的飞行品质规范是于1907年颁布的陆军通信规范。其中仅有一条关于飞行品质的要求,即要求飞机在飞行过程中始终处于完美的控制和平衡状态。这种要求对设计没有任何指导,但提出了评价飞行品质的基本要求。直到第二次世界大战前,这种要求基本没变。在此期间,飞机的性能包线大大扩大了,飞行任务的种类也多起来了,这就迫切要求有一个飞行品质规范。

美国于1940年开始进行飞行品质规范的编纂工作,在获得大量的飞行试验数据后,于1943年颁布了第一个飞行品质标准 AAF-C-1815,即飞机的稳定性和操纵性要求。该标准中除了规定飞行机动中可接受的飞机稳定性和操纵性外,还包含了对飞机响应的定量要求。1954年,美国空军出版了 MIL-F-8785(ASG),即《有人驾驶飞机的飞行品质规范》。其内容有了较大的改动,但仍是评估准则,而不是设计准则。

总的来说,在20世纪60年代中期之前,飞行品质研究进展比较缓慢,规范要求基本上是针对飞机本体动力学特性的,即开环特性的,但在此期间,从变稳飞机和地面飞行模拟器上获得了更多的数据。于是1969年,美国又颁布了 MIL-F-8785B(ASG)。该版本有了重大变化,许多飞机稳定性和操纵性的参数要求是基于人-机闭环特性提出的,并且考虑了不同等级飞行员的工作负担和任务性质,是按3个飞行品质等级提出的。除了规范本身的内容大量增加外,还附有一份附录《背景材料和使用说明》。该规范尽管在1971年和1974年分别进行了2次修改,但在许多方面仍有缺陷,其中最关键的是对当时逐渐发展起来的先进操纵系统的特点缺乏考虑。

如前所述,从20世纪60年代以来,由于广泛采用了阻尼器、增稳或控制增稳系统,因而描

述飞机运动的动态方程阶数可高达 50~70 阶,随之也带来了相位滞后和响应时间延迟等问题。这样,旧的规范已不能适应新的要求。这就促使人们对高阶飞机的飞行品质进行研究,并陆续提出了一些判定准则。于是美国于 1980 年又颁布了 MIL-F-8785C。虽然,其在规范构架和内容上未做大的改动,但在某些章节上有了较大修改。第一次承认了高阶系统的动态效应,提出要用等效系统方法评价飞机的飞行品质,并第一次正式列入了有关大气扰动的定性要求。在 8785C 颁布不久,美国军方就委托系统技术公司(STI)进行军用标准和手册的研究,并于 1982 年提出了有关报告。美国军方在听取了各方面的意见后,于 1987 年颁布了《军用标准——有人驾驶飞行器的飞行品质》,即 MIL-STD-1797(USAF)。该军标与 8785C 的主要区别有如下几点:

- MIL-STD-1797 是以一种军用标准的格式提出的。其条文中所有的定量数据都置空,由订货方和设计部门商定取值,以增加设计新机的灵活性。该标准的附录 A 便是手册,包括了如何使用标准的建议及说明。附录中包括了许多推荐的飞行品质的评价准则及标准的数值。
- 该标准保留了原规范的许多项目的要求,但它不再按纵向、横侧向侧重模态特性来组织条文,而是按运动轴系及飞行轨迹对章节重新做了安排。
- MIL-STD-1797 包括的准则,许多都是面向主动控制类型飞机的。第一次将直接力控制考虑进去了(但标准仅是最低要求)。支持许多标准的数据库主要都是来自高增稳的飞机。

自 1987 年以来,美国伴随直升机飞行品质规范的研究,又提出了一种面向任务的飞行品质规范的新概念,并已正式用于军用旋翼机的飞行品质标准。美国军方也完成了对 MIL-STD-1797 军用标准的修改,并于 1997 年颁布了 MIL-STD-1797B 的修订版本。在该版本中,按面向任务的飞行品质新概念组织条文,并给出飞行品质评价准则。

我国的军用飞机飞行品质规范研究工作起步较晚。1982 年,由航空工业部颁发了《军用飞机飞行品质规范(试用本)》。在此基础上,1986 年又出版了军用标准《有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质》。飞行品质规范一般适用于军用飞机,民用飞机则用适航性条例给出飞行品质的要求。

由于现代飞行品质规范规定了对高增稳飞机的飞行品质的要求,所以,从事增稳或高增稳飞行控制系统研究和设计的人员,就必须对飞机的飞行品质规范以及相应的评价方法有充分的了解,以使所设计的控制器与飞机的特性相适配,从而保证飞机具有最好的动态和静态飞行品质。考虑到这一点,本章将扼要、系统地论述有关飞行品质及其评价方法。

3.2 飞行品质

3.2.1 纵向飞行品质

目前研究飞行品质的传统做法是,将飞机特性按线性系统划分为纵向和横侧向两大类,此外,再辅以纵横交感、大迎角非线性特性以及失速特性等特殊考虑。

1. 飞机纵向稳定性

飞机的稳定性习惯上可分为静稳定性与动稳定性。所谓静稳定性是指:在座舱操纵固持

情况下,飞机平衡状态受到扰动,扰动消失后,飞机本身具有恢复原平衡状态趋势的能力。动稳定性是指:飞机的受扰运动在扰动源撤销后,飞行员不操纵飞机,飞机能渐近地回到扰动前的运动状态。两者的区别是,前者仅研究飞机受扰后初始反应的趋势;而后者研究飞机受扰后扰动运动的全过程。对于给定的飞机,两种稳定性有一定的联系。

飞机纵向静稳定性又分为迎角稳定性、速度稳定性及轨迹稳定性等。迎角稳定性是指迎角改变引起的飞机纵向力矩的特性。如果纵向力矩特性使飞机趋于返回原平衡状态,则称飞机是迎角稳定的;否则是静不稳定的。如果飞机保持受扰后的姿态,则称为中性稳定。通常以无因次气动导数 $C_{m\alpha}$ 表征:负值对应静稳定情况;正值对应静不稳定情况。 $C_{m\alpha}$ 的正负及量值决定于飞机质心与焦点之间的相互位置:如果质心位于焦点之前,则为静稳定;反之为静不稳定。两者之间的距离则反映了静稳定的程度。

飞机的速度稳定性是指速度改变引起的飞机纵向力矩特性。若飞机在定载水平平衡状态下飞行,当扰动使飞行速度发生变化,扰动消失后,飞机具有自动恢复原飞行速度的趋势,则称其为速度稳定;否则为速度不稳定。若 $(dC_m/d\alpha)_{\alpha_z=1} < 0$, 则速度是静稳定的,而 $(dC_m/d\alpha)_{\alpha_z=1}$ 的大小及正负主要是由 $C_{m\alpha}$ 及 $C_{m,M} = \partial C_m / \partial M$ 决定的。当飞机进入跨声速飞行后, $C_{m,M}$ 将会有较大的负值,从而使 $(dC_m/d\alpha) > 0$, 飞机变为具有自动俯冲现象的速度不稳定。

飞行轨迹稳定性是指受约束的静稳定性特性。它表征在油门杆不动时,飞机飞行轨迹角 γ 随空速的变化,即 $d\gamma/dV$ 的特征。若其值小于 0, 则为静稳定;否则为静不稳定。飞行轨迹稳定的飞机,飞行员不必改变油门,通过操纵升降舵即可改变速度。也就是拉杆时,飞机爬升,速度减小;推杆时,飞机俯冲,速度增大。轨迹稳定性与迎角和速度稳定性的性质不同。讨论轨迹稳定性时,空速的变化是由纵向操纵引起的;而迎角和速度稳定性则是由外扰而引起的纵向力矩的特性。

经典飞机动稳定性用扰动运动的典型模态表示,是由飞机的气动外形及质量特性确定的。纵向运动的典型模态是由 2 个快慢相差较大的振荡运动组成的,其振荡周期和阻尼特性随飞机和飞行条件而改变。按振荡周期长短分别命名为短周期模态和长周期模态(又称沉浮模态)。短周期模态主要反映为快速阻尼的迎角和俯仰角速度的振荡;而长周期模态主要反映为空速、俯仰角及高度的缓慢振荡,相对短周期模态而言,它是低频和小阻尼的,实际反映了飞机运动的位能与动能的相互转换。通常情况下,短周期模态是稳定的,即振荡是收敛的;而长周期模态可能是不稳定的,即振荡是发散的,不过由于发散缓慢,常常被飞行员不知不觉中纠正了;而短周期模态发生和发展迅速,飞行员很难控制。因此,研究动稳定性问题时,重点是短周期模态。

2. 飞机纵向操纵性

飞机的操纵特性统称为操纵性。所谓操纵性,是指飞机(包括操纵系统)按照飞行员的操纵意图或指令信号,在一定时间内迅速改变其飞行状态的能力,如过载能力等。对传统的无助动力操纵的飞机而言,如果着眼于研究飞机实现各种平衡飞行所需的操纵量,则属于静操纵特性,其与飞机相应状态下的静稳定性关系十分密切;如果着眼于研究飞机的机动飞行操纵量,则属于动操纵特性,其与相应状态下的动稳定性关系十分密切。

对飞机纵向运动,静操纵性通常用单位过载所需的杆力 $F_{\delta_z}^0$ 、杆位移 $d_{\delta_z}^0$ 和平尾(升降舵)偏度 δ_z^0 来表征;而动操纵性则用飞机和操纵系统组合为一个动态环节时频带宽度和谐振峰

值的大小来表征。飞机的操纵特性将是升力系数 C_L 和飞行速度 V 的函数。飞机操纵性的好坏,常用杆力(F_e)和杆位移(d_e)特性表示。图 3-1 是典型的纵向杆力与杆位移之间的关系曲线 $F_e = f(d_e)$ 。

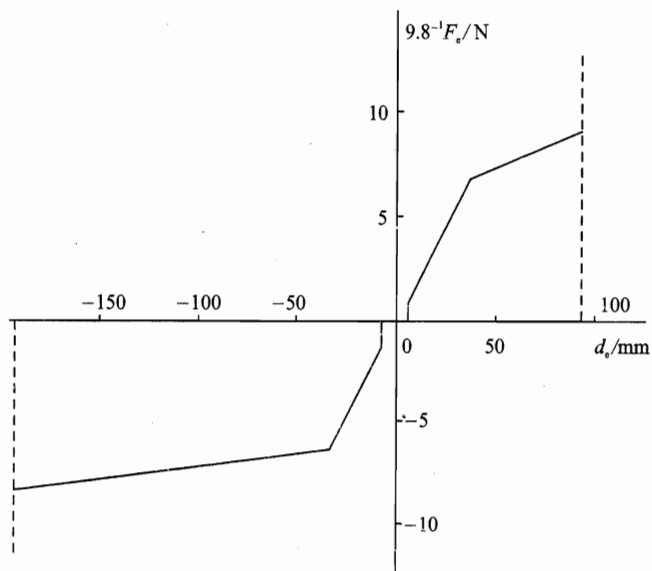


图 3-1 杆力与杆位移关系曲线

从图中可见,在该关系曲线中,有 3 个重要的特征:零杆力的位置问题、杆力梯度($F_e^{d_e} = \Delta F_e / \Delta d_e$)问题以及最大杆力问题。其中杆力梯度表示杆力 F_e 随杆位移 d_e 的变化率。在飞机作过载曲线飞行时,它与飞机静操纵性的主要指标——单位过载杆力 $F_e^{n_z}$ 、单位过载杆位移 $d_e^{n_z}$ 和单位过载平尾偏度 $\delta_e^{n_z}$ 的关系如下:

$$\left. \begin{aligned} \delta_e^{n_z} &= \Delta \delta_e / \Delta n_z = \Delta \delta_e / \Delta n_z - 1 = f(q, H) \\ d_e^{n_z} &= \Delta d_e / \Delta n_z = \Delta d_e / \Delta \delta_e \cdot \Delta \delta_e / \Delta n_z = \delta_e^{n_z} / k_e \\ F_e^{n_z} &= \Delta F_e / \Delta n_z = \Delta F_e / \Delta d_e \cdot \Delta d_e / \Delta \delta_e \cdot \Delta \delta_e / \Delta n_z = F_e^{d_e} \delta_e^{n_z} / k_e \end{aligned} \right\} \quad (3-1)$$

式中: $k_e = \Delta \delta_e / \Delta d_e$ 为平尾操纵系统的传递系数。在整个飞行范围内, $F_e^{n_z}$ 和 $d_e^{n_z}$ 变化较大,这将不利于飞行员的操纵。该系数过大或过小均将影响飞行员的精确控制,因此,飞行员希望在整个飞行范围内减小 $F_e^{n_z}$ 和 $d_e^{n_z}$ 的变化,即将 $F_e^{n_z}$ 值的变化控制在一个很窄的范围内。对于无助力操纵情况,操纵力特性可通过适当的操纵面气动补偿及设置弹簧和配重等办法在一定范围内调节。

顺便指出,飞机的操纵性不等于机动性,但两者有密切关系。飞机机动性的发挥,在很大程度上取决于飞机的操纵性。换句话说,只有当飞机的操纵性较好时,才有可能使好的机动性充分发挥出来。

近代高性能飞机广泛采用了各种自动器,如助力操纵机构、增稳和控制增稳系统等,因此,过去的一些关于稳定性和操纵性的概念也有相应的变化。例如,静稳定性可以放宽,甚至允许飞机本体是静不稳定的。杆力特性因为完全可以通过助力操纵系统的硬件、软件的适当设计获得飞行员的习惯要求,因而对操纵面的气动补偿等考虑都降为次要的了。

3.2.2 横侧向飞行品质

横侧向飞行是指飞机绕纵向平面内 2 个正交轴的转动(滚转与偏航)和沿与纵向平面垂直轴的移动。相应的气动力特别是力矩变化比较复杂,而且相对而言,飞机质心前后位置对动稳定和动操纵特性的影响显得不那么重要。

传统的航向静稳定性(又称风标静稳定性)是用静导数 $C_{n\beta}$ 表示的。若 $C_{n\beta} > 0$, 则航向是静稳定的,此时,当飞机受扰处于右侧滑($\beta > 0$)时,由侧滑角所引起的正的偏航力矩($C_{n\beta}\beta > 0$)力图使机头(机体轴)和相对风一致,反映飞机本身有消除侧滑角的倾向;反之,若 $C_{n\beta} < 0$, 则是航向静不稳定的。 $C_{n\beta}$ 是决定飞机横航向飞行品质的最重要的一个导数。实践表明,为了得到好的飞行品质,应尽可能地提高 $C_{n\beta}$ 值。较大的 $C_{n\beta}$ 值可减小盘旋时出现的侧滑幅值,实现协调转弯;可防止在急剧机动和强的大气扰动中出现过大的侧滑。

横向静稳定性是用静导数 $C_{l\phi}$ 来表征的。它表示如果飞机受某种扰动使之产生倾斜角 $\phi > 0$, 因滚转角 ϕ 使升力倾斜,则升力与重力的合力作用将使飞机向右侧滑,产生侧滑角 $\beta > 0$ 。若 $C_{l\phi}$ 为负值,则产生负的滚转力矩,可使滚转角 ϕ 恢复到 0 值,保持机翼水平的趋势。因此, $C_{l\phi} < 0$ 时,飞机具有横滚静稳定性。影响飞机横滚静稳定性的因素较多,主要的因素是机翼的上反角、后掠角以及立尾等。飞行员期望飞机有一个合适的“上反效应”。过大的“上反效应”将使飞机在水平飞行时,很小的侧滑便会引起飞机过大的滚转,这会使飞行员感到厌烦。

横侧向静操纵特性也不像纵向那样单纯。横侧操纵面,如副翼和方向舵,无论操纵哪一个都会同时引起滚动气动力矩和偏航力矩。当然,一般而言,副翼偏转主要引起滚转,方向舵偏转主要引起偏航。因方向舵偏转不能直接产生使飞机沿要求方向侧滑的侧力,而只能产生偏航力矩来修正航向(在偏航力矩作用下,产生侧滑,进而产生侧力 Y 并使飞机沿要求方向运动),因此,改变飞机航向最有效的手段是操纵副翼使飞机倾斜,此时由升力 L 与重力 G 构成合力 R , 产生必要的侧向加速度。实际飞行中,方向舵操纵的主要功能是在协调转弯时消除侧滑;在有侧风和非对称动力情况下,保持直线飞行;在小表速时,可用方向舵进行滚转操纵或抬起一侧机翼;此外方向舵亦可用于实现直线侧滑飞行。由于方向舵操纵与纵向操纵类似,均属于角度操纵,所以,在方向舵操纵特性中,飞行员是在稳定侧滑飞行中以单位倾斜角杆力 F_r^{δ} 为主要指标来评定的。与式(3-1)类似,有如下表达式:

$$\left. \begin{aligned} \delta_r^{\delta} &= \Delta \delta_r / \Delta \phi \\ d_r^{\delta} &= \Delta d_r / \Delta \phi = \Delta d_r / \Delta \delta_r \cdot \Delta \delta_r / \Delta \phi = \frac{1}{k_r} \delta_r^{\delta} \\ F_r^{\delta} &= \Delta F_r / \Delta \phi = \Delta F_r / \Delta d_r \cdot \Delta d_r / \Delta \phi = F_r^d \cdot \delta_r^{\delta} / k_r \end{aligned} \right\} \quad (3-2)$$

式中: δ_r^{δ} 为单位倾斜角方向舵偏角,是在飞机带侧滑和倾斜的直线飞行中求得的; d_r^{δ} 为单位倾斜角杆位移; F_r^{δ} 为单位倾斜角杆力; $F_r^d = \Delta F_r / \Delta d_r$ 为航向操纵杆力杆位移梯度; $k_r = \Delta \delta_r / \Delta d_r$ 为航向(方向舵)操纵系统传递系数。与纵向系统类似,在不同飞行状态中, F_r^{δ} 和 d_r^{δ} 值变化很大。通常,将利用自动装置使其随动压和高度而变化,以保证 F_r^{δ} 和 d_r^{δ} 值处于允许的范围内。

飞机的滚转通常是利用副翼操纵实现的。副翼操纵属于滚转角速度操纵。在初始操纵阶段,副翼偏转使飞机形成滚转角加速度。在此过程中的主要指标是飞机的滚转时间常数 T_r 。它是滚转机动的一个重要指标,特别是在高空飞行时,由于滚转加速度小,该指标显得十分重要,故在操纵系统设计时,务必考虑此问题。此后,飞机的横向操纵力矩与滚转气动阻力矩

相平衡,即可获得所要求的滚转角速度。欲想维持该角速度,则副翼操纵应保持所要求的位置。如若保持一定的滚转角,则副翼操纵要回杆。

在副翼横向操纵特性中,常用 F_a^p 或 $F_a^{q=1}$ 两种指标进行评价。 $F_a^{q=1}$ 表示在 1 s 内, Δp 近似为常数,单位倾斜角所需的杆力,即 $F_a^{q=1} = F_a / \phi_{t=1} \approx F_a / p$; 而 F_a^p 表示操纵副翼时,机翼从水平状态开始绕 Ox_r 轴滚转,使飞机产生 1 rad/s 的滚转角速度 p 所需的杆力 F_y 。与式(3-2)类似,有如下表达式:

$$\left. \begin{aligned} \delta_a^p &= \Delta \delta_a / \Delta p = f(q, H) \\ d_a^p &= \Delta d_a / \Delta p = \Delta d_a / \Delta \delta_a \cdot \Delta \delta_a / \Delta d_a = \delta_a^p / k_x \\ F_a^p &= \Delta F_a / \Delta p = \Delta F_a / \Delta d_a \cdot \Delta d_a / \Delta p = F_a^d \delta_a^p / k_x \\ \delta_a^q &= \Delta \delta_a / \Delta \dot{\phi} = f(q, H) \\ F_a^q &= \Delta F_a / \Delta \dot{\phi} = F_a^d \delta_a^q / k_x \end{aligned} \right\} \quad (3-3)$$

式中: δ_a^p 为单位滚转角速度副翼偏角; d_a^p 为单位滚转角速度副翼杆位移; $k_x = \Delta \delta_a / \Delta d_a$ 为副翼操纵系统的传递系数; $F_a^d = \Delta F_a / \Delta d_a$ 为横向操纵杆力杆位移梯度; F_a^p 为单位滚转角速度杆力; F_a^q 为单位倾斜角杆力; δ_a^q 为单位倾斜角所需的副翼偏度。对于各种不同的飞行状态,上述各项指标将有很大变化。通常应采用自动装置或非线性机构,实现上述各指标随动压或高度的调参,以保证它们在一个很窄的范围内变化。

常规飞机横侧向动稳定性也是用若干典型扰动运动模态来表征的。操纵面固持时,典型模态有滚转收敛模态、荷兰滚振荡模态以及螺旋模态。荷兰滚模态为具有中等频率及一定阻尼的振荡运动,是研究横侧稳定性时特别被关注的模态。如果阻尼不足,则会明显增加操纵负担,尤其当横滚静稳定性设计太大,即 $|C_{\dot{\phi}}| \gg |C_{\dot{\psi}}|$ 时,会使荷兰滚模态不稳定。为了改善荷兰滚模态的品质,常常在飞机上加装荷兰滚阻尼器。滚转模态是在横侧向扰动运动中初始阶段的运动模态,通常具有较大阻尼;但对小展弦比或三角翼飞机,该模态特性会有所恶化,故有时需在飞机上安装横向阻尼器,以改善滚转模态的品质。螺旋模态是飞机横侧向扰动运动后期明显表现出的一种缓慢收敛或发散的运动,只要发散较慢,也不会引起太大的操纵困难。

横侧向动操纵研究的重点是滚转操纵响应。对于大展弦比机翼的飞机,可用单自由度(滚转)处理、研究滚转操纵响应。此时起主要影响作用的是滚转操纵灵敏度 L_{δ} 和滚转气动阻尼力矩 L_p 。对于小展弦比机翼的飞机,要用横侧向 3 自由度运动方程分析。荷兰滚模态在滚转响应中的作用是不利的,特别是阻尼小的荷兰滚模态会造成操纵的困难。一般来说,绝对值小的 $C_{\dot{\phi}}$ 和绝对值大的 $C_{\dot{\psi}}$ 容易使螺旋模态恶化,而使荷兰滚模态变好;反之,结论正好相反。

3.3 大迎角非线性和惯性交感飞行品质

当飞机进行大迎角或急剧机动飞行时,气动力的非线性和惯性耦合的非线性因素改变了动力学系统的线性描述性质,而且飞行参数急剧变化时,动力学系统还是时变的。这样,前述的基于线性系统理论的飞行品质研究方法便无法应用。时变非线性动力学特性的研究,还没有系统的、成熟的一般性理论,甚至难以获得解析解。

鉴于飞机飞行品质是研究飞机的稳定性及操纵性,所以在能精确列出系统气动力非线性及所有硬件动力学方程的情况下,采用数学仿真是最简单的研究方法。对于定常非线性动力学系统,可用频域方法中的一些稳定判据,定性地确定其稳定性;也可用一些近似方法,如谐波

平衡法和大范围线性化方法等,将非线性系统线性化。自然,研究非线性系统稳定性的李雅普诺夫方法是真正处理非线性系统的准确方法;但问题在于,构造李雅普诺夫函数(V 函数)没有一定的规律可循,难以选择。此外,关于稳定的李雅普诺夫定理仅是非线性系统是否稳定的充分条件,而非必要条件,也就是说,找不到一个 V 函数并不能肯定系统是不稳定的。研究非线性系统的另一途径是所谓几何法,其中熟知的相平面法及相空间法可分别用于二阶或三阶系统的分析。随着现代数学,例如拓扑学、微分流形和群论等研究的进展,对非线性系统中特有的分支(bifurcation)和突变(catastrophe)现象用几何方法分析,也得到了许多有用的成果。20世纪70年代后期,一些学者应用这些成果研究飞机大迎角飞行的全局稳定性和操纵性问题,开创了新的研究方向,并将其称为分支分析和突变理论方法。利用该方法对诸如失速/尾旋失控的迎角做了系统分析,并能为随后的改进提供有用的信息。这种已被证明是有效的分析结果与在一架飞机上进行的飞行试验结果是一致的。

另一类非线性运动是,当急剧滚转机动飞行时,因惯性力矩作用而产生的惯性交感现象。此时飞机将会产生迎角和侧滑角的大幅度变化。过去曾用线性模型从理论上证明了存在这种运动的可能性,并在真实飞行中证实了这种情况。虽然线性处理可以突出急滚惯性耦合现象的本质,但对其严重程度还需通过非线性处理做出定量判断。

3.4 关于敏捷性问题

飞机的敏捷性(agility)问题是20世纪80年代以来引起人们广泛关注的课题。关于敏捷性的定义至今仍是众说纷纭,存在争议;但大多数人认为,敏捷性主要是关注于飞机飞行状态转移的一种瞬态特性。一种较为明确的定义是:敏捷性是飞机迅速和可控地从一种机动状态转移到另一种机动状态的能力。显然,这种定义突出了受飞行品质制约的飞机瞬态飞行特性,特别是大迎角的瞬态飞行特性。因此,敏捷性不是描述机动状态的指标,而是对机动过程中时间因素的度量。此外,敏捷性强调了可控地迅速改变机动状态的能力,不易控制的瞬态没有意义。因此,敏捷性与操纵功率及品质有关。关于敏捷性的量度,目前可有两种分类:一种是按时间尺度划分为瞬态敏捷性和功能敏捷性;另一种是按运动形式划分为轴向、纵向和侧向敏捷性。

从上述的简单说明中可以看到,飞机的敏捷性包括机动性和操纵性,所以敏捷性问题与飞行品质有着必然的内在联系。实际上,在敏捷性量度与飞行品质要求之间有重复现象,研究方法也有重叠,因为准确确定飞机的极短周期响应对这两种技术都是关键。敏捷性的定量性质是飞行品质要求的必不可少的基础,所以必须收集大量数据,为把敏捷性和飞行品质两者都包含在内的数值规范要求提供依据。

3.5 飞行品质评价准则

3.5.1 飞行品质的评估方法

飞行员在对飞机进行飞行品质评价时,是从安全、有效操纵及任务完成的效果等多方面全面衡量飞机的可接受性和适用性的。与执行任务的能力和飞行员工作负担相关联的因素很多,因此,评价飞行品质时必须区分这些不同因素的影响,给出合理的评价方法及准则。

1. 飞机的分类

事实上,现在服役的飞机种类繁多,对于同一架飞机又有不同的飞行阶段,执行不同的飞行任务。显然,飞行员对不同飞机,以及同一架飞机在不同飞行阶段的飞行品质,有不同的要求,所以在评定飞机的飞行品质时,必须对不同类型飞机以及不同的飞行阶段给出不同的飞行品质要求。鉴于这种考虑,在美国军用规范中,将飞机分成4类,将飞行阶段分成A,B,C三段,如表3-1所列。

表3-1 飞机及飞行阶段分类

飞机分类	I类:小型、轻型飞机,如轻型多用途飞机等		
	II类:中等质量、低至中等机动飞机,如战术轰炸机		
	III类:大型、重型、低至中等机动飞机,如重型轰炸机		
	IV类:高机动性飞机,如歼击机		
3个飞行阶段	非场域阶段	A种	急剧机动,精确跟踪或轨迹控制,如空战、对地攻击、武器投放、空中加油、侦察、密集编队等
		B种	缓和机动,无需精确或尽可能精确控制轨迹,如巡航、爬升、下降、空投、急剧减速等
	场域阶段	C种	缓和机动,准确轨迹控制,如起飞、复飞、着陆进场等

2. 高增稳飞机飞行品质评定的统一方法

非增稳的常规飞机的飞行品质主要是由它的构型保证的。通过适当的气动-机械操纵系统的设计,可对飞行品质进一步精化;但总的影响不大,所以,规定少数几个参数就可表征飞机的操纵品质。现代飞机由于使用电传操纵系统,其对控制输入的响应形状与常规飞机相比有很大的不同,并通过拓宽飞机的响应特性,力求获得最满意的飞行品质。因此,飞行品质就不能仅依常规飞机飞行品质的少许几个参数评价了。例如,现行的飞行品质规范考虑到高增稳飞机的特性,就已采用了低阶等效系统的概念;但这种概念仍把现代飞机的响应形状限制于“模仿”常规飞机的响应形状。那么常规飞机的响应形状是最好的吗?过去多年研究表明,飞机的响应形状应与所要求的飞行任务相匹配,最好的响应形状是由飞行任务决定的,而飞行任务必须恰当定义并将计划执行的使命细分为具体的操纵品质任务。因此,进一步发展,将采用面向任务的飞行品质规范作为评价飞行品质的统一标准。这是美国修订 MIL-STD-1797 的重要内容。

在面向任务的飞行品质评估方法中,飞机的响应类型是一个重要概念。响应类型是指飞机对飞行员的指令输入所产生的时域或频域的响应特性。对高增稳飞机,其响应特性决定于飞行控制系统中所用的反馈和前馈环节的特性。为了获得好的飞行品质,必须使响应类型与飞行任务相适应,必要时对飞控系统工作模态实现按任务进行裁剪并满足一些特殊要求。关于常用的响应类型,将在第4章进行讨论。在面向任务的飞行品质评估方法中,还包含“使命—任务—单元”、“可用感示环境”以及“验证机动”的规定。此外,另一个重要的内容是,要有明确的定量飞行品质评价准则,并且要求评价时应区分飞机的机动幅值,并依不同的幅值选用不

同的准则。目前,机动幅值可分为小幅值机动和大幅值机动两种,且多数准则仅适用于小幅值闭环机动跟踪。

3.5.2 飞行品质的评价等级

在评价飞行品质时,只有飞行员的评估才能确切地反映人-机系统性能与执行任务的工作负担之间的相互关系。为使飞行员的评估有一个共同的衡量尺度和描述术语,需要有一个统一的定性评价尺度。现时比较通用的评价尺度是美国库珀(Cooper)和哈珀(Harper)共同制定的 C-H 评价尺度。这个尺度从飞机的操纵性和飞行员完成飞行任务的工作负担两个主要方面,用文字描述给出了 10 个不同的评价尺度。等级划分允许飞行员对飞行品质描述有足够的范围,其文字简明扼要,易于理解,并确保能清楚区分不同的等级,如图 3-2 所示。

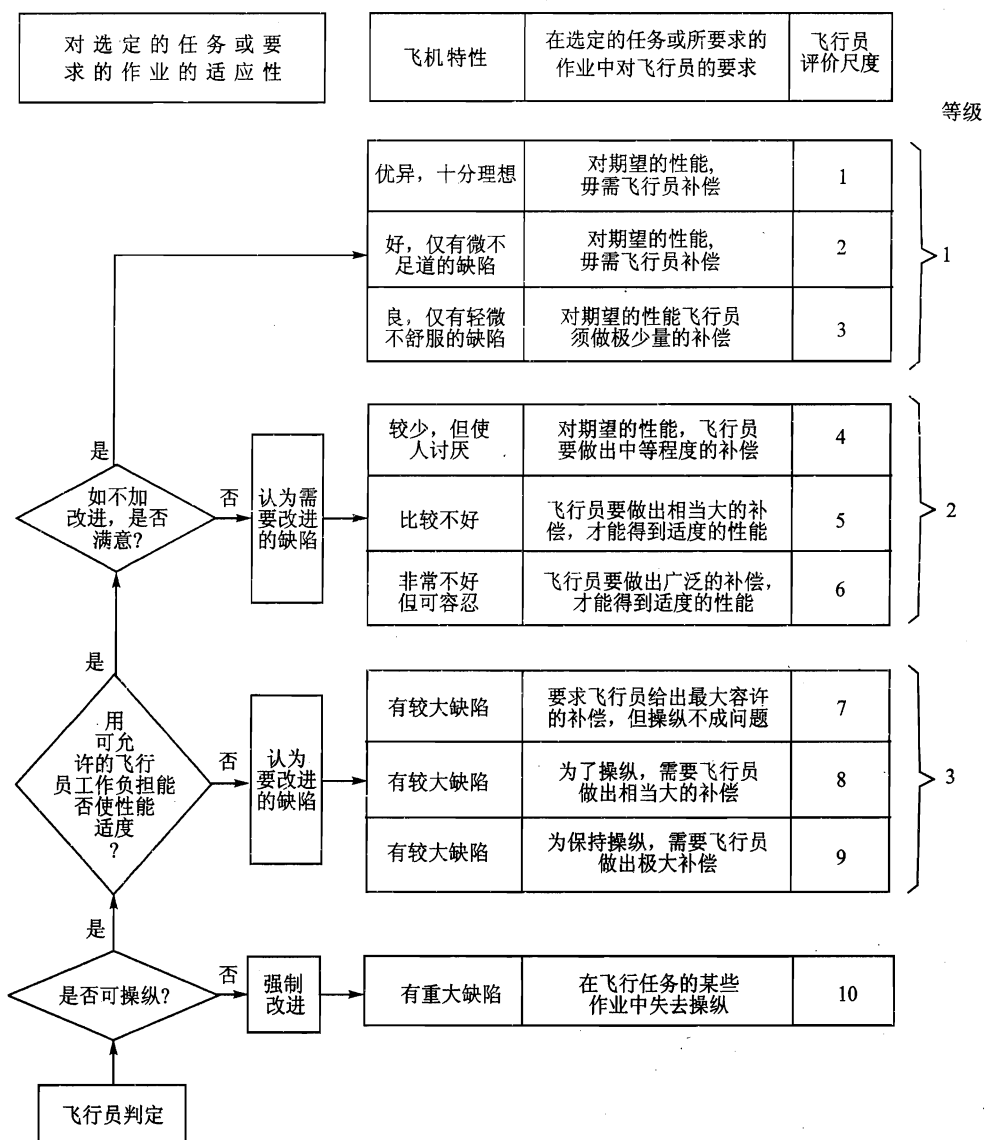


图 3-2 C-H 评价尺度及使用流程

C-H 评价尺度并非尽善尽美。其文字描述简要,但可能引起误解,而且从生理学角度考虑,生理感受的尺度也不是等间隔的。例如,尺度 7,8,9 生理学感受区别不大,而 4,5,6 的区别则很明显。所以,当飞机有较大缺欠,但仍可操纵时,评分为 PR=7 的机率远高于 PR=8,9 的机率。考虑到这一点,在实际应用中,又加进了 3.5,6.5 和 9⁺ 等中间评分。另外,C-H 评价是飞行员的主观评分准则,尽管这种评定是客观的,但受试飞人员技术熟练程度和心理状态的影响,容易产生不同飞行员评分的分散性。所以,评定时需对飞行员进行必要的培训,并要利用多个飞行员的评分做平均处理。

由于飞行品质规范应给出飞机执行任务时的飞行特性,因此,必须给出不依赖于飞行员直接评分且与飞行环境无关的客观评分标准。为此,在通常的飞行品质规范中,采用了飞行品质等级概念。美国军用规范中规定了如下 3 个等级。

- 等级 1:飞行品质明显地适合完成任务的飞行阶段;
- 等级 2:飞行品质适合于完成任务的飞行阶段,但飞行员的工作负担有所增加,或完成任务的效果有所降低,或两者兼而有之;
- 等级 3:飞行品质满足安全操纵飞行的要求,但飞行员工作负担过重,或完成任务效果不好,或两者兼有。A 种飞行阶段能安全地结束,而 B 种和 C 种飞行阶段能够完成。

上述 3 个等级与 C-H 评价尺度的关系如图 3-2 所示。

3.5.3 飞机俯仰轴飞行品质要求

1. 长周期俯仰响应

以空速和俯仰姿态变化为特征的长周期模态响应,任何长于 15 s 的振荡,其阻尼比均应满足下述要求:

- 1 级:等效阻尼比 $\zeta_e > 0.04$;
- 2 级:等效阻尼比 $\zeta_e > 0$;
- 3 级:发散的倍幅时间 T_2 应长于 55 s。

等效长周期阻尼比 ζ_e 可利用低阶等效系统方法从高阶系统的频率响应中求得。其传递函数形式为:

$$\theta(s)/F_e = \frac{k(s+1/T_{\theta_1})(s+1/T_{\theta_2})e^{-\tau_\theta}}{[s^2 + 2\zeta_p\omega_p s + \omega_p^2][s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp} s + \omega_{sp}^2]} = \frac{k(1/T_{\theta_1})(1/T_{\theta_2})e^{-\tau_\theta}}{(\zeta_p, \omega_p)(\zeta_{sp}, \omega_{sp})} \quad (3-4)$$

式中: ζ_p 和 ω_p 为长周期阻尼比和自然频率; ζ_{sp} 和 ω_{sp} 为短周期阻尼比和自然频率; τ_θ 为杆力输入与飞机响应之间的纯延迟时间。如果长、短周期可分开,则长周期等效系统可表示为:

$$\theta(s)/F_e = \frac{k_p(s+1/T_{\theta_1})}{(s^2 + 2\zeta_p\omega_p s + \omega_p^2)} \quad (3-5)$$

等效系统拟配时,低频取为 0.01 rad/s,上限可取响应峰值中的增益最小时所对应的频率。

2. 短周期俯仰响应

常规飞机俯仰控制是飞行品质的关键内容,是飞机的主要控制轴,同时也是飞机轨迹的间接控制方法。俯仰轴短周期对控制输入的响应应满足一定要求。这种要求可依下述准则进行

判断。如前所述,评价飞行品质时,应区分飞机机动幅值。下面所介绍的各种准则主要用于小幅值精确跟踪时短周期俯仰响应的评价。此外,这些准则将适用于线性控制区。如果遇到明显的非线性使用情况,必须考虑使用其他技术处理。

(1) 低阶等效系统方法(LOES)

对于一架未增稳的飞机,其长、短周期很容易区分,并可直接依此进行评价;但对于高阶增稳飞机,其阶次可达50~70阶,其中很多附加模态不能与飞机的长、短周期模态相区分,难以按常规飞机的方法评价其飞行品质。最初,为了使用常规飞机的飞行品质规范,期望从高阶系统多个特征根中选择一对合适的短周期特征根。后来发现,在很多情况下,这种合适的短周期特征根是很难选出的;或者对某些布局的飞机,尽管可以找到,但利用其来评价飞行品质,将会导致错误结论。因为单个非主导极点对系统的影响较小,而众多的非主导极点的效应在飞行员感兴趣的频带内都是飞行员能够感觉到的。所以,不能采用这种降阶处理方法,而建议采用等效系统方法进行处理。

高阶增稳飞机的低阶等效系统是指,两个系统在相同的初始条件及外界激励下,在一定频域范围内或时间区段内,相应的输出量差值在某个指标意义下达到最小,称该低阶系统为原高阶增稳系统的等效系统。该等效系统可采用频域或时域拟合技术求得。根据多年使用经验及军用规范,提倡使用频域拟合的方法。

已知高阶增稳飞机的频率响应为 $G_{\text{HOS}}(j\omega)$,给定的低阶经典飞机的频率响应表达式为 $G_{\text{LOES}}(j\omega)$,寻求 $G_{\text{LOES}}(j\omega)$ 中的参数,使下述指标函数为最小:

$$M = \sum_{i=1}^n [(\Delta G_i)^2 + k(\Delta \varphi_i)^2] = \sum_{i=1}^n [(G_{\text{HOS}}(j\omega_i) - G_{\text{LOES}}(j\omega_i))^2 + k(\varphi_{\text{HOS}}(j\omega_i) - \varphi_{\text{LOES}}(j\omega_i))^2] \quad (3-6)$$

式中: M 为失配参数; $G_{\text{HOS}}(j\omega_i)$ 和 $G_{\text{LOES}}(j\omega_i)$ 为相应频率点上高阶及低阶系统的频响幅值,以分贝(dB)为单位; $\varphi_{\text{HOS}}(j\omega_i)$ 和 $\varphi_{\text{LOES}}(j\omega_i)$ 为相应频率上的相位,以度(°)为单位。规定的频率范围为 $\omega_1 = 0.1 \text{ rad/s}$, $\omega_2 = 10 \text{ rad/s}$ 。其中 ω_1 应大于长周期的自然频率 ω_p ; ω_2 应大于所求得的短周期自然频率 ω_{sp} 及 $1/T_{\theta_2}$ 。该频率范围是飞行员最感兴趣的频段。离散频率点个数 $n=20$,并要求在对数坐标轴上按等分均匀方法取值。参数 k 为加权系数,常取 $k=0.016 \sim 0.02$ (多用0.0175)。

对飞机俯仰轴来说,给定的俯仰角速率和法向过载的等效传递函数为

$$\frac{\theta(s)}{F_e(s)} = \frac{k_{\theta}(1/T_{\theta})e^{-\tau_{\theta}s}}{(\zeta_{sp}, \omega_{sp})} \quad (3-7)$$

$$\frac{n'_z(s)}{F_e(s)} = \frac{k_{n'_z}e^{-\tau_{n'_z}s}}{(\zeta_{sp}, \omega_{sp})} \quad (3-8)$$

式中: n'_z 为飞机瞬时转动中心处的法向过载(目前还不能采用飞行员处的过载); τ_{θ} , $\tau_{n'_z}$ 分别为 θ 及 n'_z 的等效延迟时间。规范中规定,在进行等效系统拟配时,要求 θ 与 n'_z 同时进行拟配(双拟配)。上述等效模型为常规布局飞机的经典短周期形式,所不同的是,分别加入了等效延迟时间。等效延迟时间实际上反映了增稳飞机中的传输延迟(包括数控系统的采样周期及计算引入的延迟),以及高频环节在低频部分的相位滞后所引入的延迟。

依上述定义,等效系统参数可利用不同的优化技术求得。由于优化方法及所选参数初值

的不同,具有良好“拟合”的等效系统参数也不是惟一的。经验表明,每一个良好“拟合”的等效系统,都能得到同样的飞行品质评价(关于具体拟配方法,在此不加以论述)。图 3-3 为某电传系统俯仰角速率拟配的结果。拟配得失配参数 $M=0.885$,低阶等效系统传递函数为 $\dot{\theta}(s)/F_e(s)=12.5(0.582)e^{-0.0785s}/(0.841,2.05)$ 。

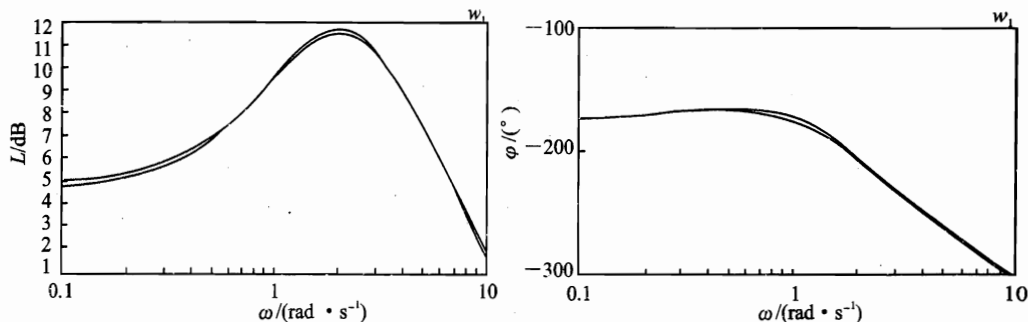


图 3-3 等效系统拟配结果

在获得低阶等效系统参数后,有两种方法可对飞行品质进行评定。第一种方法是直接利用所求得的 ζ_{sp} 以及 CAP 参数进行评价。CAP(Control Anticipation Parameter——操纵期望参数)定义为,初始俯仰角加速度 $\ddot{\theta}_0$ 与稳态法向过载变化 Δn_{zss} 之比:

$$CAP = \ddot{\theta}/\delta_e|_{t=0}/(\Delta n_z/\delta_e)|_{t=\infty} = \ddot{\theta}_0/\Delta n_{zss} \quad (\text{rad} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{g}^{-1}) \quad (3-9)$$

可见,CAP 是与飞机的初始俯仰姿态变化与稳态飞行轨迹变化(法向过载)的比值密切相关的。当忽略操纵系统动态延迟并且不考虑升降舵产生的升力时,根据 $\ddot{\theta}$ 、 n_z 及 δ_e 的传递函数,利用终值及初值定理,可知 CAP 还可表示为:

$$CAP = \omega_{sp}^2/(n_z \cdot \alpha^{-1}) = \omega_{sp}^2/\left(\frac{V}{g} \cdot T_{\theta_2}^{-1}\right) = gT_{\theta_2} \omega_{sp}^2/V \quad (3-10)$$

由式(3-10)可见,在给定了 CAP 值后, ω_{sp} 与 n_z/α 的关系在对数坐标中为一直线,如图 3-4 所示。

为了进一步说明 CAP 的物理意义,可将式(3-9)改写为

$$CAP = \frac{\ddot{\theta}_0}{F_e} \cdot \frac{F_e}{\Delta n_{zss}} = M_{F_s} \cdot F_e^{n_z} \quad (3-11)$$

该式表明,CAP 等于单位杆力所产生的初始俯仰角加速度 M_{F_s} (杆力灵敏度)与稳态飞行时产生单位过载所需杆力 $F_e^{n_z}$ (单位过载杆力)之积。可见 CAP 与飞行员操纵感觉中的最直接的两个概念密切相关,它直接影响操纵性的好坏。所以,必须将 CAP 值控制在一定的范围内,如图 3-4 中的 1 级飞行品质范围内,并建议将其控制在最佳区域。从式(3-10)中还可以看到,CAP 又表示了飞机俯仰姿态响应自然频率(ω_{sp})与飞机轨迹响应频率($1/T_{\theta_2}$)应满足的关系,即轨迹与姿态的协调性关系。

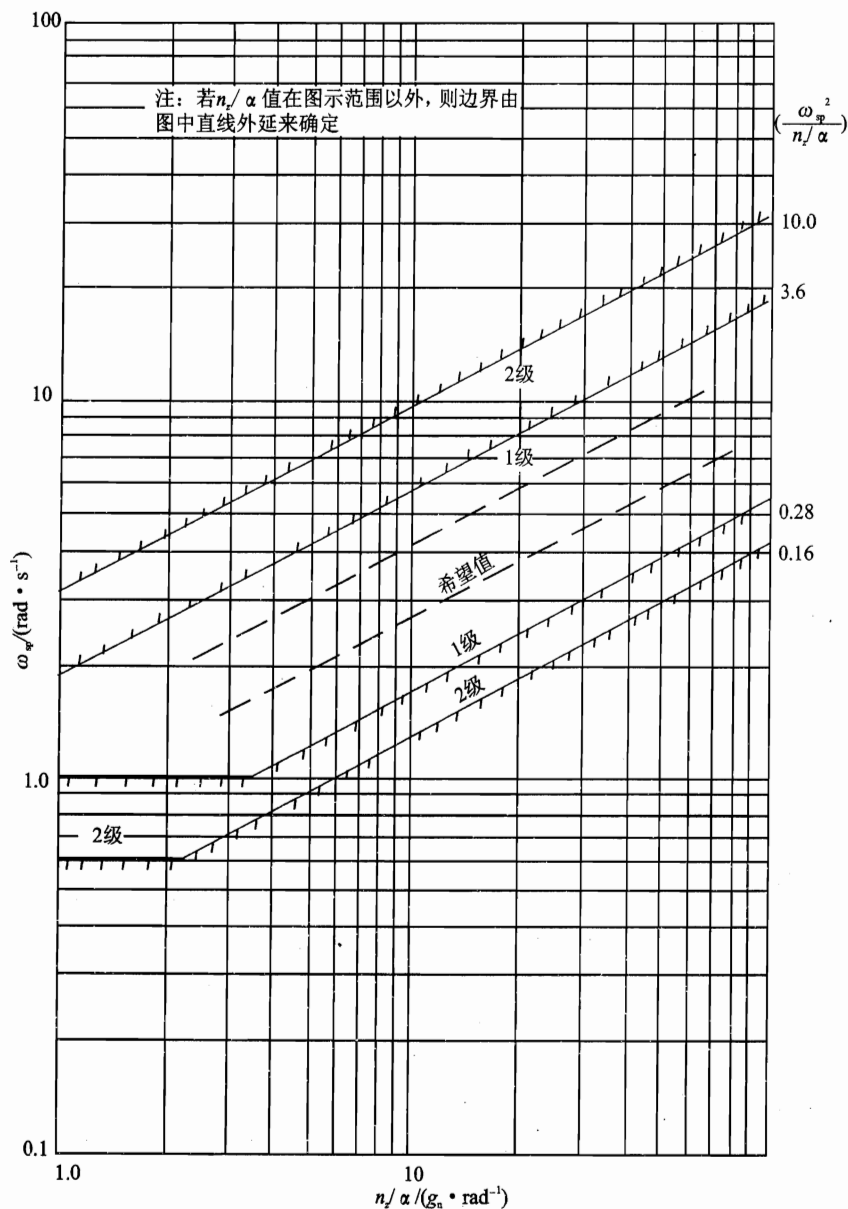
对于高增稳飞机或具有时延的飞机,CAP 参数应重新定义,因为此时 $\ddot{\theta}(0)$ 等于 0,无法求得 CAP。在单位杆力作用下,更一般的 CAP 定义为:

$$CAP' \triangleq \ddot{\theta}_{\max, \text{HOS}}/n_{zss} \quad (3-12)$$

式中:最大俯仰加速度 $\ddot{\theta}_{\max, \text{HOS}}$ 将出现在杆力输入之后某时刻。当把 CAP' 参数推广应用到等效系统时,CAP' 依下述定义:



$$CAP'_e = (\omega_{sp}^2 / n_z / \alpha)_e \cdot \frac{\ddot{\theta}_{\max, \text{HOS}}}{(\ddot{\theta}_{\text{LOES}})_{t=\tau_e}} \quad (3-13)$$

图 3-4 ω_{sp} 与 n_z / α 的关系

式(3-13)中：下标 e 表示等效系统参数。其中 $\ddot{\theta}_{\max, \text{HOS}}$ 可很容易地从 HOS 响应上确定，如图 3-5 所示。

在求得 CAP 参数和 ζ_{sp} 后，飞行品质等级可依图 3-4 进行评定。对 C 种飞行阶段，除图 3-4 的要求外， ω_{sp} 和 n_z / α 至少还应满足表 3-2 的要求。

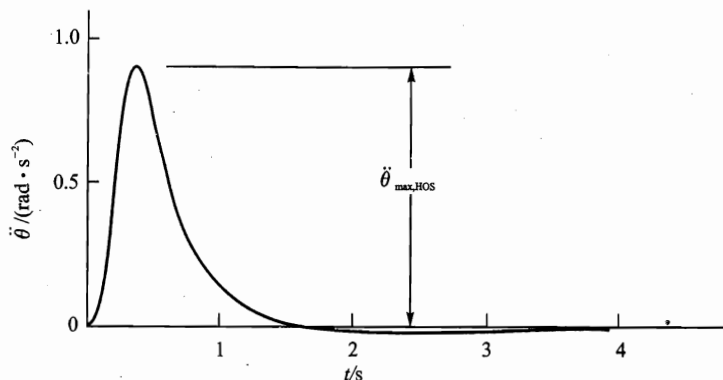


图 3-5 单位杆力输入时俯仰加速度响应

表 3-2 C 种飞行阶段对 ω_{sp} 和 n_z/α 的要求

飞机类型	1 级		2 级	
	$\omega_{sp, \min}/s^{-1}$	$(n_z/\alpha)_{\min}/g \cdot rad^{-1}$	$\omega_{sp, \min}/s^{-1}$	$(n_z/\alpha)_{\min}/g \cdot rad^{-1}$
I, II-C, IV	0.87	2.7	0.6	1.8
II-L, III	0.7	2.0	0.4	1.0

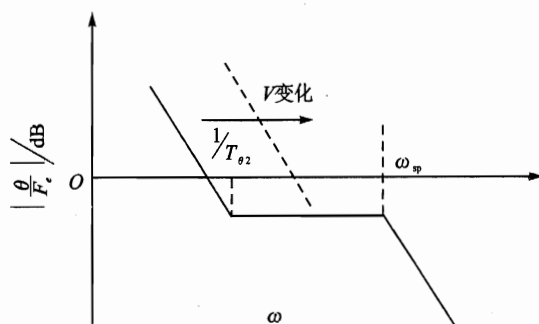
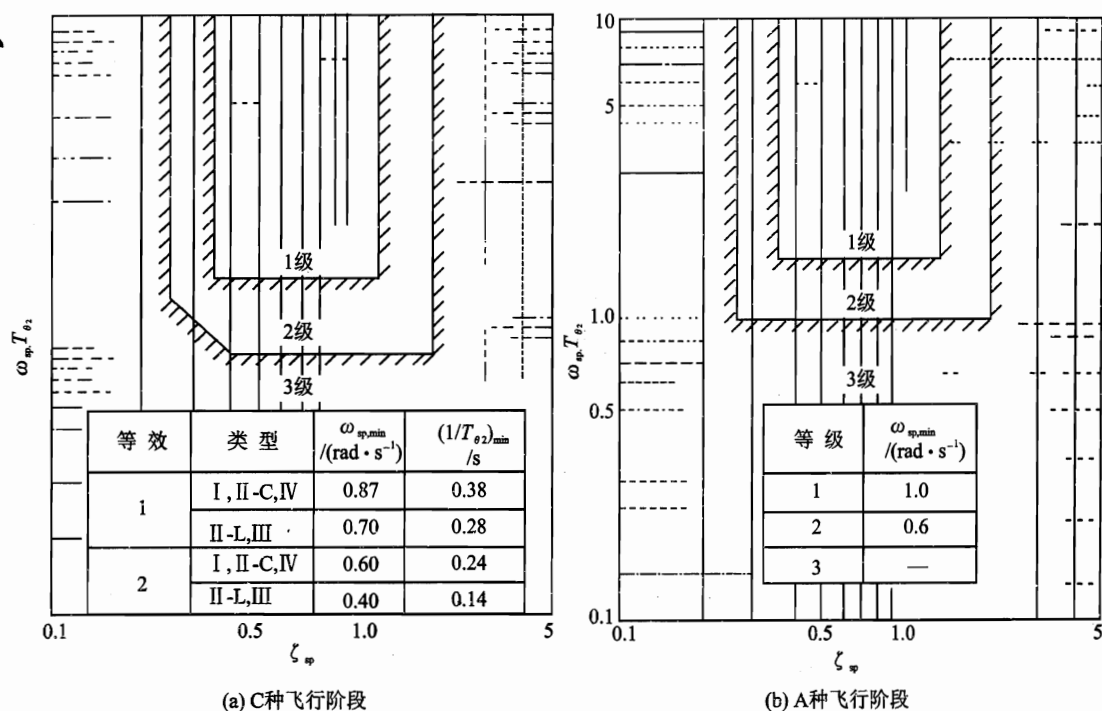
此外,等效延迟时间 τ_e 对各种类型飞机和飞行阶段均应满足下述要求:

1 级	2 级	3 级
0.1 s	0.2 s	0.25 s

对 3 级飞行品质来说,俯仰姿态的非周期一阶发散是允许的,但发散的倍幅时间 $T_2 = -\ln(2)/\lambda$ 至少应长于 6 s,其中 λ 为一阶不稳定根。如果还存在任何 3 级飞行品质时,除非为完成飞行任务,飞行安全已经得到保证外,否则短周期阻尼比 ζ_{sp} 至少应大于 0.05。

第二种方法是依据 $(\omega_{sp} \cdot T_{\theta_2})\zeta_{sp}$ 及 τ_e 来评价飞机的飞行品质。长期以来,影响俯仰响应特性比较合适的参数是 n_z/α 还是 T_{θ_2} , 还未得到完全解决。 T_{θ_2} 是随空速变化的,而 n_z/α 是不变的。当 $1/T_{\theta_2}$ 接近短周期 ω_{sp} 时,会影响飞行员的评分,而 n_z/α 则不会反映这种影响,所以,认为 $(\omega_{sp} \cdot T_{\theta_2})$ 之积提供了比 CAP 更好的与飞行品质的相关性。从物理意义上说,如果 $1/T_{\theta_2}$ 很大,接近 ω_{sp} ,则表示轨迹响应与姿态响应不能明显分开,飞机姿态和轨迹对平尾的响应总是同时出现的,会导致飞机对俯仰操纵面的突然响应,使飞行员感到“很难配平”;然而过大的分离又会产生过大的俯仰角速率的超调,闭环跟踪会出现上下跳动。可见 $\lg \omega_{sp} - \lg(1/T_{\theta_2}) = \lg(\omega_{sp} \cdot T_{\theta_2})$ 与 ζ_{sp} 的组合确定了俯仰姿态频率响应的形状。从图 3-6 中 θ/F_e 的频响草图上可以看到,正是 $1/T_{\theta_2}$ 与 ω_{sp} 的分开程度,在感兴趣的频段内,决定了 θ/F_e 偏离理想伺服机构 k/s 特性的程度,所以 $(\omega_{sp} \cdot T_{\theta_2})$ 与 ζ_{sp} 应当是一种衡量纵向飞行品质的有用参数。在获得了 $(\omega_{sp} \cdot T_{\theta_2})$ 及 ζ_{sp} 之后,利用图 3-7 所示图表即可进行飞行品质评价。

在发展低阶等效系统的过程中争论的一个问题是:在拟配时, $1/T_{\theta_2}$ 是自由拟配确定,还是固定在飞机本身的参数上。一般来说,如果将 $\dot{\theta}$ 与 n'_z 同时拟配,或采用将其固定在飞机本身参数上的单拟配,则将会保持飞机与轨迹之间的关系,即 $\gamma(s)/\theta(s) = 1/(T_{\theta_2}s + 1)$, 所以军标 MIL-1797 中建议采用双拟配或将其固定在飞机本身参数上的单拟配。大量研究表明, $1/T_{\theta_2}$

图 3-6 θ/F_z 频响草图图 3-7 短周期俯仰响应要求($\omega_{sp} \cdot T_{\theta 2}$ 与 ζ_{sp})

是固定的, 还是自由拟配的, 对低阶系统参数会有很大差别, 但与预测的飞行品质等级常常是一致的。

另一个关键问题是, 失配参数 M 多大才是合理的呢? 一般来说, 其值越小, 等效系统参数的可信度就会越高。目前, 实际应用中, 常常要求 $M < 20$; 但实际上, 也发生过非常大的失配参数(如 $M > 100$)也没有引起飞行员的关注(对飞行品质影响也不大)。为了解决这个问题, 美军标 1797 建议使用图 3-8 所示的失配包络加以限制。其中图(a)为幅值包络, 图(b)为相角包络。试飞数据表明, 如果在各频率点的失配值能处于图 3-8 中所示包络内, 则拟配是合适的。图 3-8 中增益及相角包络边界是由相应给定的传递函数确定的。

10 多年的使用经验表明, 等效系统方法是好用的, 但也不具备通用性, 即不能用于各种不同类型的飞机响应。这种方法只能用于常规飞机响应类型的系统。如果高增益飞机的响应类

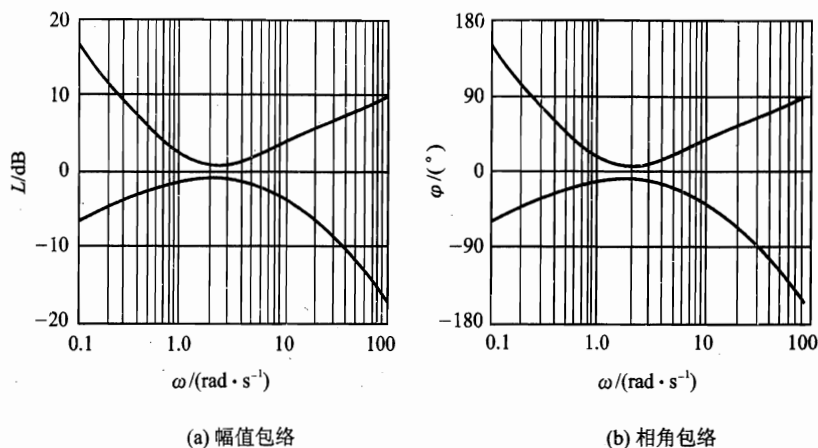


图 3-8 失配包络图

型不同于常规飞机,但人们仍然企图用基于常规飞机特性的准则(CAP 准则)去评价这种飞机的飞行品质,那么就会出现问題。尽管如此,等效系统的概念仍是适用的,只是低阶模型必须改变。

在使用等效系统方法时,须知道高阶系统的频率特性。在线性系统设计时,该频响可利用控制理论中的方法求得;对于非线性系统或实际物理系统,其频响可通过测取一定输入信号的时间响应数据,然后利用快速傅氏变换方法求得。

(2) 带宽准则

带宽准则是由规定的开环系统带宽及时间延迟 τ_p 的相互关系定义的,并要求其分别处于图 3-9 所示范围内。图 3-9 中 ω_{BW} 是频响带宽。它是俯仰姿态对飞行员操纵力(对应于力操纵系统)或操纵位移(对应于位移操纵系统)的开环频响中,相位裕度等于或大于 45° 所对应频率 $\omega_{BW, \text{phase}}$ 或增益裕度等于或大于 6 dB 所对应频率 $\omega_{BW, \text{gain}}$ 中的较小者。时间延迟 τ_p 由下式定义:

$$\tau_p = -(\varphi_{2\omega_{180}} + 180^\circ) / (57.3 \times 2\omega_{180}) \quad (3-14)$$

式中: ω_{180} 是相位等于 -180° 时的频率, $\varphi_{2\omega_{180}}$ 是 2 倍 ω_{180} 频率处的相角。对于 3 级飞行品质,倍幅时间及 ζ_{sp} 的要求与前述准则相同。带宽及相位延迟的定义如图 3-10 所示。

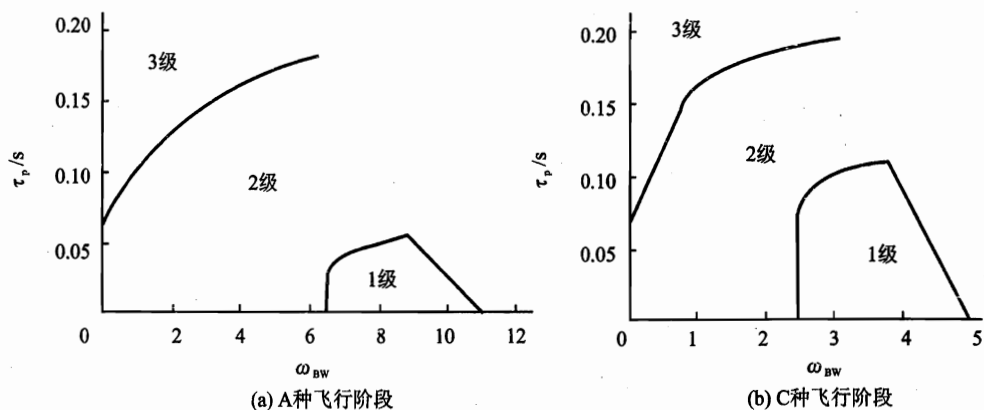


图 3-9 带宽准则要求

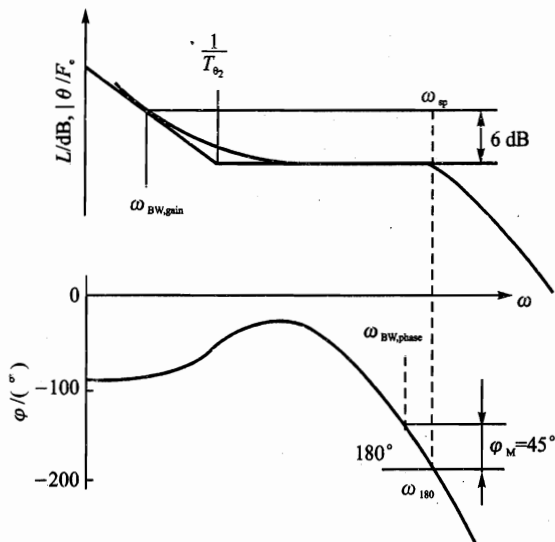


图 3-11 相频特性曲线形状的影响

间 $e^{-j\omega\tau}$ 表示; 所以用 ω_{BW} 及 τ 共同表示飞行品质可较好地与已有的飞行结果一致, 而得到延迟时间 τ 的一种简便方法, 就是从相位曲线上进行估算。式(3-14)是这种估算的结果。

采用这种准则的主要好处是: 可用于具有不同响应类型特性的高增稳飞机。例如, 具有直接力控制的飞机, 由于飞机各轴之间的相互耦合, 可能出现各种响应形式, 此时就不得不放弃常规飞机的基本评价方法, 而采用带宽准则。

(3) 闭环准则

闭环准则(尼尔-史密斯准则)是为高增稳飞机执行俯仰姿态精确跟踪任务而开发的, 后来亦推广用于着陆任务。该准则的基本方法是: 把飞行员-飞机俯仰姿态控制回路模型化为在前向通道中有一个飞行员模型的单位反馈系统, 如图 3-12 所示。其中 Y_c 表示飞机和飞控系统的传递函数, Y_p 代表飞行员的行为动态, 作为俯仰姿态的补偿器。

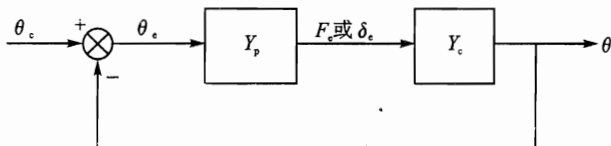


图 3-12 俯仰角闭环控制回路

大量研究表明, Y_p 可用下述传递函数表示

$$Y_p(s) = K_p \frac{(T_{p1}s + 1)}{(T_{p2}s + 1)} e^{-0.25s} \quad (3-15)$$

式中: $e^{-0.25s}$ 表示飞行员的纯延迟时间, 并取固定值; 而 K_p , T_{p1} 和 T_{p2} 没有固定限制值, 通过调整它们的数值, 可使人-机闭环系统的频率特性满足一定的要求。此时, 它们的大小及相互关系表示了飞行员的工作负担。该准则给定了闭合回路的某些性能标准。这些标准在频域中定义为与飞行任务有关的带宽 ω_B , 且规定 ω_B 是闭环相移为 -90° 时的频率。规定:

A 种飞行阶段	$\omega_B = 3.5 \text{ rad/s};$
B 种飞行阶段	$\omega_B = 1.5 \text{ rad/s};$
着 陆	$\omega_B = 2.5 \text{ rad/s};$
其他 C 种飞行阶段	$\omega_B = 1.5 \text{ rad/s}.$

此外, 还要求闭环频率特性在 ω_B 之内幅值下降(低落)最小, 要求 1 和 2 级飞行品质时不大于 -3 dB ; 闭环谐振峰值为 $0 \sim 10 \text{ rad/s}$ 时: 1 级 $< 3 \text{ dB}$, 2 级 $< 9 \text{ dB}$ 。其所要求的闭环频率特性的响应形状如图 3-13 所示。

该准则的输出值是飞行员的补偿(表示工作负荷)和闭环所达到的最大谐振峰值 $|\theta/\theta_c|_{\max}$ 。通常, 工作负荷是用带宽频率处所需的补偿相角表示的。依上述两个参数, 在该准则的参数平面上即可评定飞行品质等级, 如图 3-14 所示。

依该准则要求, 具体评价步骤大致如下:

- ① 规定与任务相适应的带宽要求;
- ② 调整飞行员参数(K_p , T_{p1} 和 T_{p2}), 以获得最佳的闭环系统性能;
- ③ 测量所需的闭环补偿(工作负荷)及最大的闭环谐振 $|\theta/\theta_c|_{\max}$;
- ④ 把测量值与参数边界相比较, 评价飞行品质。

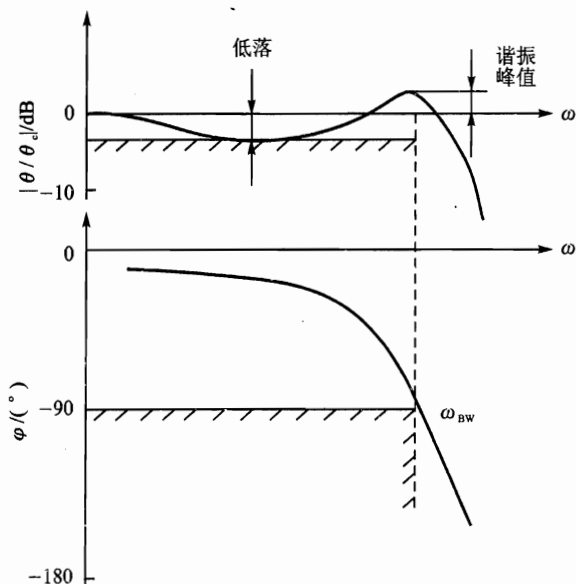


图 3-13 闭环频率特性要求

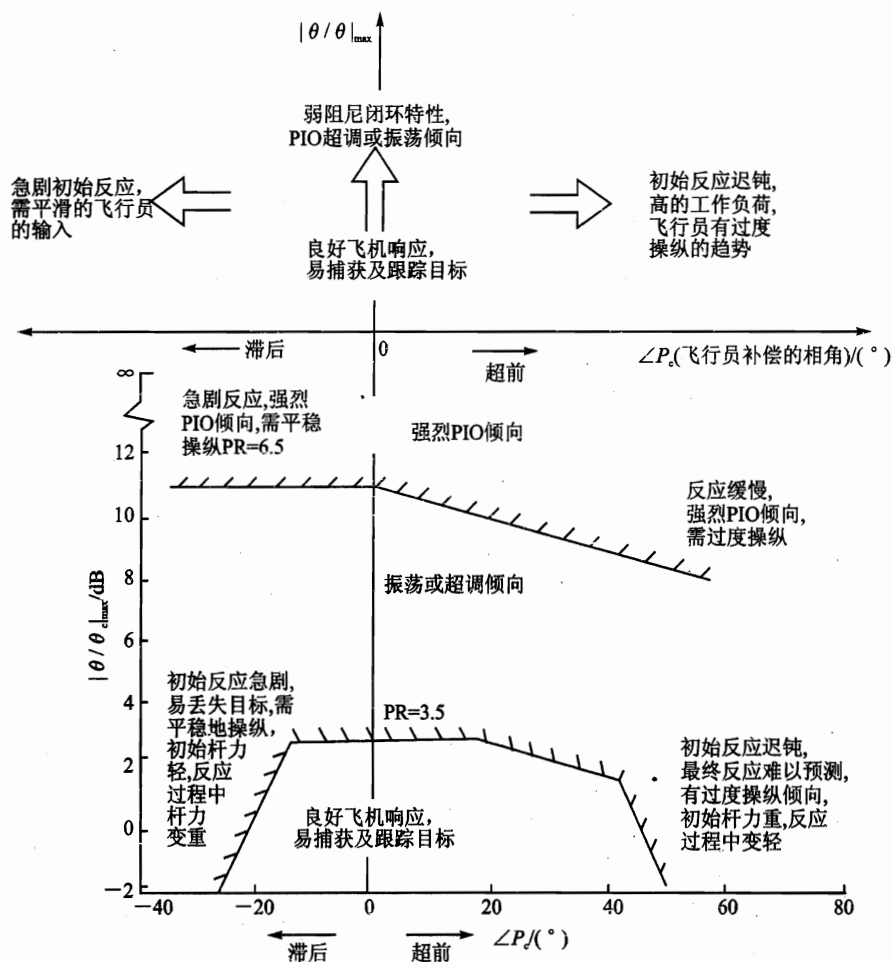


图 3-14 典型飞行员评价趋势及建议判据

经验表明,该准则是一个好的战斗机跟踪任务及着陆俯仰飞行品质的鉴别工具。它始终能揭示出不好的飞行品质,并且可用于评价含有非线性元件的系统,其参数平面尺度与典型飞行员评语直接相关;其缺点是使用时比较复杂。

(4) 俯仰角速率准则

俯仰角速率准则是根据飞行员俯仰阶跃操纵输入时俯仰角速率响应形状进行飞机纵向飞行品质评定的准则。具体为,在保证飞机飞行速度为常值的条件下,由飞机2阶短周期方程计算的俯仰角速率响应特性应具有按下述方法定义的特性,如图3-15所示。

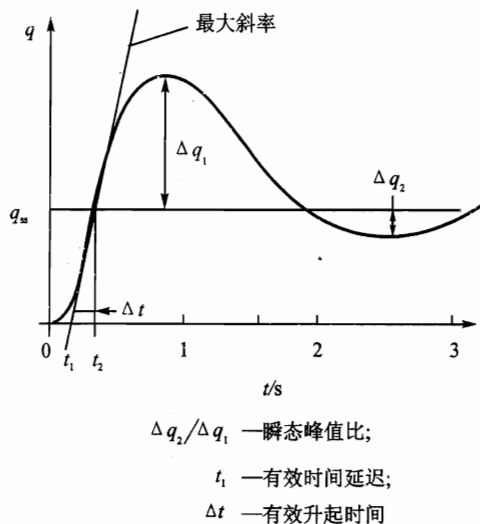


图 3-15 俯仰角速率响应准则

- 用一水平直线定义稳态俯仰角速率值;
- 在曲线最大斜率处引入一斜线与响应曲线相切;
- 测量从阶跃输入加入瞬时到最大斜率处与时间轴相交点之间的时间间隔 t_1 , 称其为有效时间延迟;
- 测量从阶跃输入加入瞬时到最大斜率线与稳态俯仰角速率直线交点之间的时间间隔 t_2 , 并定义 $\Delta t = t_2 - t_1$ 为升起时间;
- 测量 Δq_1 = 最大俯仰角速率值与稳态值之差,
 Δq_2 = 稳态值与第一个最小俯仰角速率之差。

通过大量试飞研究表明,不管是力输入,还是位移输入,阶跃输入可以是小幅值信号,也可以是大机动幅值信号。上述测量值应满足下述要求:

- ① 有效延迟时间 t_1 (对不同飞机及飞行阶段均相同)
 1级: $t_1 \leq 0.12$ s; 2级: $t_1 \leq 0.17$ s; 3级: $t_1 \leq 0.21$ s。
- ② 瞬态峰值比 $(\Delta q_2 / \Delta q_1)_{\max}$
 1级: $(\Delta q_2 / \Delta q_1)_{\max} \leq 0.3$; 2级: $(\Delta q_2 / \Delta q_1)_{\max} \leq 0.6$; 3级: $(\Delta q_2 / \Delta q_1)_{\max} \leq 0.915$ 。
- ③ 有效升起时间 Δt

非终端飞行阶段	终端飞行阶段
1级: $9/V_0 \leq \Delta t \leq 500/V_0$	$9/V_0 \leq \Delta t \leq 200/V_0$
2级: $3.2/V_0 \leq \Delta t \leq 1600/V_0$	$3.2/V_0 \leq \Delta t \leq 645/V_0$

式中: V_0 为真空速(m/s)。

④ 杆力梯度 F_{ez}/n_z 与俯仰加速度对杆力的频率响应的最大幅值比 $|\theta/F_{ez}|_{\max}$ 的乘积稳态机动飞行时, 应不大于:

1 级: $3.6 \text{ rad/s}^2/g$; 2, 3 级: $10 \text{ rad/s}^2/g$ 。

该准则实际上限制了飞机俯仰角速率对指令的响应特性, 因此不必识别系统的等效系统参数, 故可用于常规飞机, 亦可用于高增益飞机, 但该方法不能用于俯仰姿态指令系统。由于该准则仅是时域测试, 故可直接用于高阶响应和非线性响应, 阶跃输入信号幅值大小亦可任意给定。

(5) C^* 响应准则

C^* 准则是一种时域评价方法。飞机低速飞行时, 法向过载变化较小, 俯仰角运动变化很大, 飞行员主要感兴趣的是俯仰角速率响应, 并按俯仰角速率操纵; 高速飞行时, 法向过载变化较大, 飞行员对法向过载响应最关注, 并按过载进行操纵。实际上飞行员感受的是俯仰速率与过载的混合响应, 并依此评价飞机的飞行品质。这种混合响应参数定义为 C^* , 并由下式规定:

$$C^* = n_z + \frac{V_{co}}{g} q \quad (3-16)$$

式中: V_{co} 为交叉速度, 一般推荐值为 $120 \sim 132 \text{ m/s}$, 常用值为 122 m/s 。此时飞行员对 q 及 n_z 的变化, 注意力相同。如果飞行员的位置不在飞机质心, 那么他还会感受角加速度所形成的过载。所以, 完整的 C^* 表达式为

$$C^* = n_z + \frac{V_{co}}{g} q + l \dot{q}/g \quad (3-17)$$

式中: l 为飞行员位置到质心的距离。

依据大量的地面试验及变稳飞机的试飞, 确定 C^* 值的包线范围, 如图 3-16 所示。该包线全面反映了飞机的短周期特性, 并在某种程度上考虑了高阶系统及非线性影响。要求 C^* 响应处于该范围之内。

当输入为 $1g$ 时, 其包线的边界可用下式描述:

$$\text{上边界: } \frac{15.8965(s+0.9022)}{(s+2.6342)(s+5.439)}$$

$$\text{下边界: } \frac{17.2109}{(s+1.5942)(s+12.088)}$$

当输入为 $2g$ 时, 上边界可用下式描述:

$$\text{上边界: } \frac{7.4435(s+1.5262)}{(s+2.11 \pm j2.5852)}$$

下边界: 与前述相同。

C^* 准则的主要缺点是: 其评价结果与飞行员的评价之间缺乏好的相关性, 并且没有对扰动的影响及飞行员的诱发振荡做全面考虑。所以, 从 20 世纪 70 年代中期以来, C^* 准则的使用减少了, 但常常还作为一些辅助性准则被使用。

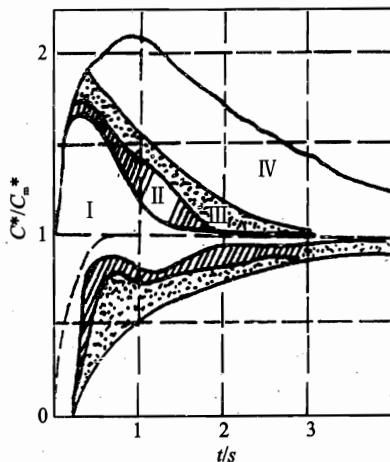


图 3-16 C^* 响应准则

(6) 法向过载时间响应准则

在评定纵向短周期运动时,还可依据阶跃杆输入时法向过载响应曲线来评价飞行品质。法向过载的阶跃响应曲线如图 3-17 所示。

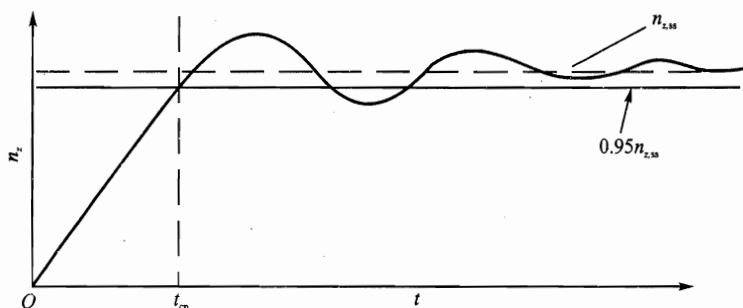


图 3-17 法向过载阶跃响应

准则的具体要求是:

- 当 $V_{\text{表}}(\text{表速}) \geq 1.5V_{\text{表机动}}$ 时,达到过载值为 $0.95n_{z,ss}$ 的上升时间(t_{cp})不应超过:
1 级:1.5 s;2 级:2 s;3 级:2.5 s。
- 当 $V_{\text{表机动}} \leq V_{\text{表}} < 1.5V_{\text{表机动}}$ 时,达到 $0.95n_{z,ss}$ 的时间应满足:
1 级: <2.0 s;2 级: <2.5 s;3 级: <3.0 s。
- 当 $V_{\text{表}} \geq 1.5V_{\text{表机动}}$ 时,过载的超调 $(n_{z,max} - n_{z,ss})/n_{z,ss}$ 不应超过:
1 级:10%;2 级:20%;3 级:30%。
- 过载响应衰减到 $\pm 5\%n_{z,ss}$ 的振荡次数不应多于 3 次。

规则中的 $V_{\text{表机动}}$ 为机动飞行中的最小表速。

(7) 时域-频域响应准则

时域-频域响应准则是由英国人吉布松(J. C. Gibson)为优化飞机电传系统纵向控制律设计而提出的。普遍认为,任何飞行都是以一种开环预知的形式进行的,飞行员可采用断续的类似阶跃的输入,大致准确地产生要求的飞机响应。如果存在连续干扰,妨碍飞机保持已经建立的稳定飞行轨迹,则需要一些闭环跟踪。闭环操纵性能依赖于频域响应特性,而成功的开环操纵则要求时域响应特性处于可接受的范围内。

当纵向输入为一定宽度的阶跃函数时,飞机的响应如图 3-18 所示。通常,输入信号取消后,飞机的俯仰响应将稳定于某个稳态值 θ_{ss} ,但姿态响应的一个重要特性是它们有“回落”或“超调”。如果姿态停止增长并向以前的值返回一些,则称为“回落”;如果继续向上再增加一些,则称为“超调”或“负回落”。飞机俯仰响应中的俯仰角(θ)和飞机航迹角(γ)的关系如图 3-19 所示。

时域响应特性中,除 t_g 和 t_d 为高阶系统参数外,其余特性与低阶构型中的 ω_{sp} , ζ_{sp} 及 T_{θ_2} 有关。依据试飞的实验数据及经验,针对飞机纵向短周期运动及各种机动,可得如下明确而有益的结论:

- 在飞行航迹控制和跟踪时,不应有负的姿态“回落”;否则将会导致迟缓和不可预测的响应,有时会伴随产生严重的人-机耦合振荡。

- 姿态“回落”值(DB/q) (见图 3-19) 为 $0 \sim 0.25$ s 时, 对精确跟踪任务是有利的, 飞行员的评价是“机头跟随驾驶杆”。

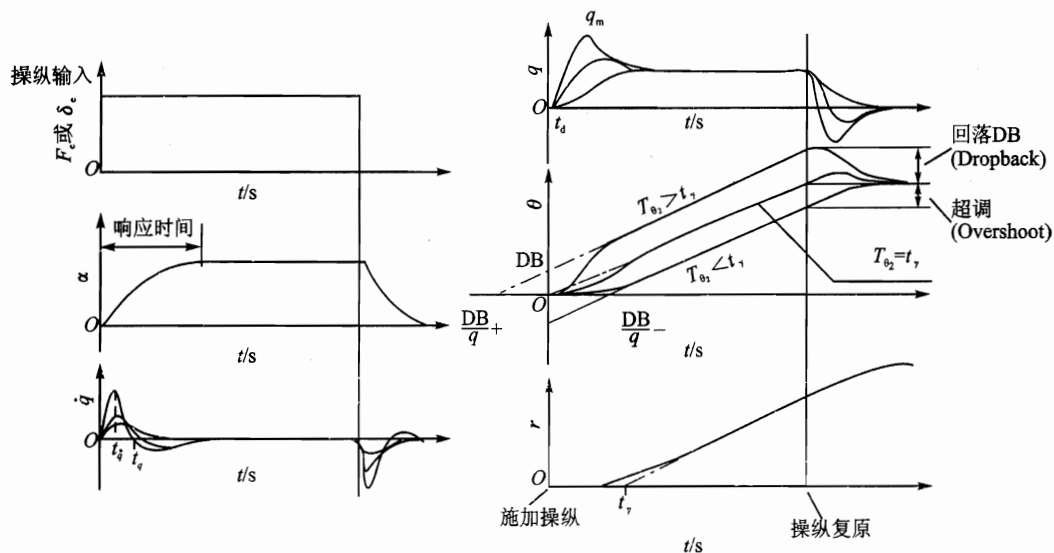


图 3-18 俯仰短周期时间响应

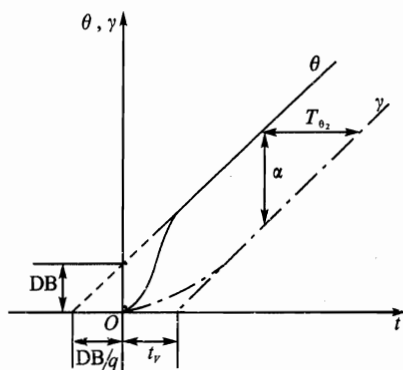
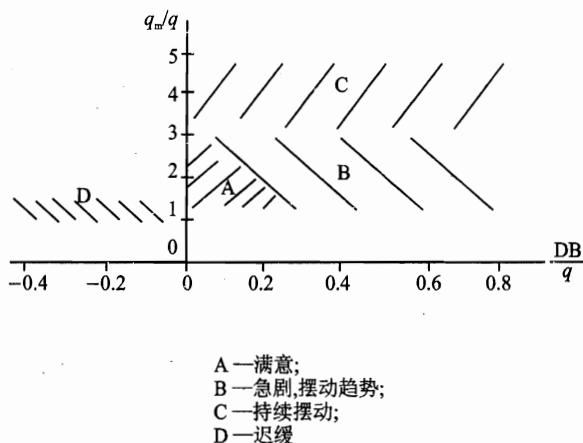


图 3-19 时域响应关系

- 在跟踪任务中, 增大姿态“回落”值 (具有较大的俯仰速率超调) 将会引起突变的响应和机动摆动, 从“轻微趋势”发展到“持续振荡”, 有时这种振荡也被称为人-机耦合振荡。
- 在所试验范围内, 如果姿态“回落”不是负值, 则其对非针对目标的粗暴机动、进场着陆或空中加油任务的影响都很小。
- 对非针对目标的机动, CAP 值达到 3.6 也是满意的; 但对着陆进场, CAP 值高于 2; 对精确跟踪, CAP 值高于 1; 对任何任务, CAP 值若低于 0.38, 都是不满意的。
- 俯仰速率超调量 (q_m/q) 确定了回落特性, 其值超过 3, 将导致不可接受的相当于 0.25 s 的回落, 这种趋势如图 3-20 所示。
- 较小的飞行航迹的时间延迟值对空中加油控制是有利的, 但对急剧机动并不是很有利的, 而且也不能据此保证可预测的机动特性。

图 3-20 精确跟踪时的 q_m/q

- 如果法向加速度超调不发生在低频段,并且不超出等效的 ω_{sp} 及 ζ_{sp} 要求的边界,那么就不会产生不可预测的运动。

上述结论给出了一些设计准则或趋向性的指导,并在控制律研究中得到了很好的应用。尽管没有建立 1,2,3 等级限制准则,但所得结论可作为评定飞行品质的参照指导。总之,姿态回落应该是正值或 0,俯仰速率有些超调对好的操纵品质来说总是必要的。如果这种超调不是太大,对飞行员将不会产生太大的影响。

3. 俯仰轴其他飞行品质要求

在现行的军标中,还提出了许多对飞机俯仰操纵力、操纵位移梯度以及操纵力变化的线性范围要求。还特别提出了对飞行员诱发振荡 PIO(Pilot-Induced Oscillations)的要求。PIO 是指,当飞行员致力于操纵飞机时,有时会出现持续或不可控的飞机响应振荡。产生 PIO 的原因很复杂,可能的原因之一是系统中元件的饱和以及过大的传输延迟。此外,军标中对飞机俯仰操纵感觉亦提出了相应的要求,要求在飞行员操纵输入的整个频带内,操纵位移不应超前于操纵力,纵向操纵应能实现各种任务飞行等。

3.5.4 对飞机法向飞行轨迹轴的要求

通常,法向加速度是通过俯仰操纵控制的。除了与俯仰轴有关的一些要求(如短周期俯仰响应、PIO 等)外,军标还提出了一些其他要求。

1. 俯仰轨迹对姿态改变的响应

目前的军标中,提出了飞行轨迹对俯仰姿态改变的响应单独的评价准则。对常规飞机和短距起降飞机提出不同的要求准则是必要的。因为后者俯仰姿态的改变对其轨迹的控制仅起辅助作用或仅用于控制速度。这些评价准则主要是:当飞行员操纵输入时,飞行轨迹响应与俯仰姿态的关系应考虑如下 3 个方面的要求,但由于目前缺少数据支持,每一项的定量要求还缺少数据:

- 姿态改变时,飞行轨迹短周期响应应具有的特性;
- 如果控制飞行轨迹的主要方法不是姿态的变化,那么飞行轨迹对姿态变化的响应要求

可降级到什么程度;

- 在所有情况下,要求飞机俯仰姿态的响应均应超前于飞行轨迹角,并且其变化的幅值均应大于等于飞行轨迹角。

2. 对姿态变化的稳态飞行轨迹响应

常规飞机的飞行轨迹(法向加速度)的调节是通过俯仰姿态的控制实现的。该项要求就是要保证长周期的飞行轨迹对俯仰姿态的响应,其对飞行员是可接受的,即飞行轨迹应是稳定的。飞机纵向飞行轨迹稳定性定义为,在油门设置保持不变时,通过俯仰角的控制,飞行轨迹角随空速的变化是稳定的,即 $d\gamma/dV$ 应为负值。在进场着陆飞行阶段,飞行轨迹角相对真空速的曲线,在 $V_{0,\min}$ 处的局部斜率应为负值或小于下述正值:

1级: $0.0324^\circ/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$; 2级: $0.081^\circ/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$; 3级: $0.140^\circ/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$ 。

推力状态应是以 $V_{0,\min}$ 作正常进场下滑轨迹时所要求的状态。此外,还要求飞行轨迹角对空速曲线在 $(V_{0,\min} - 9.26)/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$ 处的斜率比 $V_{0,\min}$ 处的斜率在正值方向上应不大于 $0.0269^\circ/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$,如图 3-21 所示。

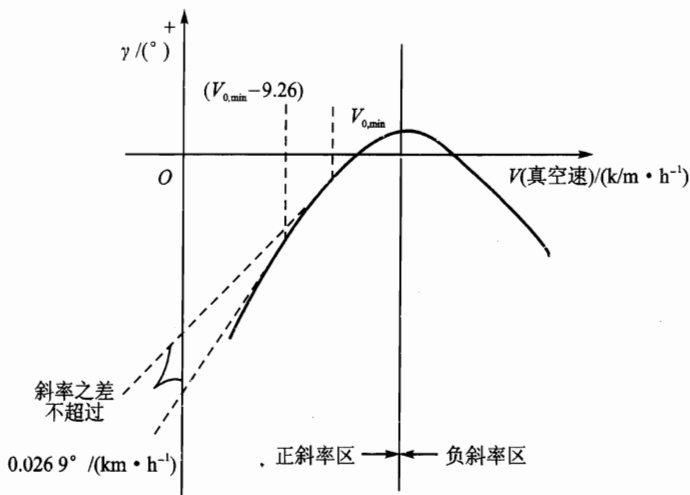


图 3-21 飞行轨迹稳定性

由飞机的气动力及发动机特性所决定,很多飞机在其最小速度 $V_{0,\min}$ 附近有可能出现飞行轨迹角对真空速的正斜率区。当飞机处于正斜率区时,如果飞行员希望增加轨迹角,使下滑轨迹平滑些,则需要稍微向前推杆。这与通常的操纵相反,对飞机下滑速度及轨迹控制不利。

3.5.5 纵向速度轴的飞行品质要求

对常规飞机来说,飞机的空速与俯仰姿态的关系是空速跟踪姿态的变化,即不管是长周期还是短周期,空速应随俯仰姿态的增加而减小。

此外,当飞机在配平状态受到扰动时,在座舱操纵固持或松浮情况下,对于 1 级和 2 级飞行品质,飞机空速不应有非周期的发散趋势;对于 3 级飞行品质,空速发散的倍幅时间不应短于 6 s。

提出这些要求的目的是,保证在飞行员操纵或不注意的操纵期间内,飞机的姿态和空速不

存在非周期的发散。

3.5.6 滚转轴的飞行品质评价准则

对滚转轴飞行品质的要求是多方面的。其中滚转操纵时的滚转响应特性是最重要的动态要求。它由下述几种指标反映。

1. 滚转模态时间常数 T_R

滚转模态时间常数 T_R 描述了飞机滚转阻尼特性。飞行员的评分是滚转阻尼的函数。建议的 T_R 的最大值如表 3-3 所列。

表 3-3 滚转时间常数 T_R 的最大值

飞行阶段	飞机类型	1 级	2 级	3 级
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	
B	II-A	1.4	3.0	10
C	I, II-C, IV	1.0	1.4	10
	II-L, III	1.4	3.0	

对高增稳飞机, T_R 由低阶等效系统计算求得:

$$\frac{\phi(s)}{F_a(s)} = \frac{K_\phi s(\zeta_\phi, \omega_\phi)}{(1/T_s)(1/T_R)(\zeta_d, \omega_d)} e^{-\tau_{\phi\phi}s} \quad (3-18)$$

或

$$\frac{\beta(s)}{F_r(s)} = \frac{(A_3 s^3 + A_2 s^2 + A_1 s + A_0)}{(1/T_s)(1/T_R)(\zeta_d, \omega_d)} e^{-\tau_{\phi\phi}s} \quad (3-19)$$

一系列飞行试验结果表明, T_R 值不能过小。试飞数据都支持 T_R 大于 0.33, 即 $1/T_R \leq 3$ 。如果 $1/T_R > 3$, 则飞行员的评分表现出一致的下降趋势。此时飞行员的意见集中反映了飞机具有过分的侧向突变性和滚转棘齿现象。此时表现在小输入时, 灵敏度过高; 大输入时, 滚转速率不足。棘齿现象的响应特性如图 3-22 所示。其特征是, 在 $\omega = (12 \sim 18) \text{ rad/s}$ 范围内出现了极限环振荡。

产生这种现象的主要原因是: 在这些高频区内有过高的控制增益(杆灵敏度过高); 在人-机闭环系统中, 飞行员的响应存在一定的延滞; 在 T_R 太小时, 侧向加速度响应可能是不稳定的。

2. 螺旋模态的稳定性

螺旋模态是一种在滚转扰动时飞机产生的缓慢的滚转及航向响应。这种响应, 在滚转角受到大的扰动后, 将会呈现发散的趋势。一般来说, 在飞行员全神贯注操纵时, 这种不稳定并不是问题; 但是, 如果螺旋发散过快, 是会令人讨厌和危险的。为此, 对这种螺旋不稳定的发散速度必须加以限制。建议, 飞机受到不大于 20° 的倾斜角扰动后, 倾斜角发散的倍幅时间值应大于表 3-4 所列数值。

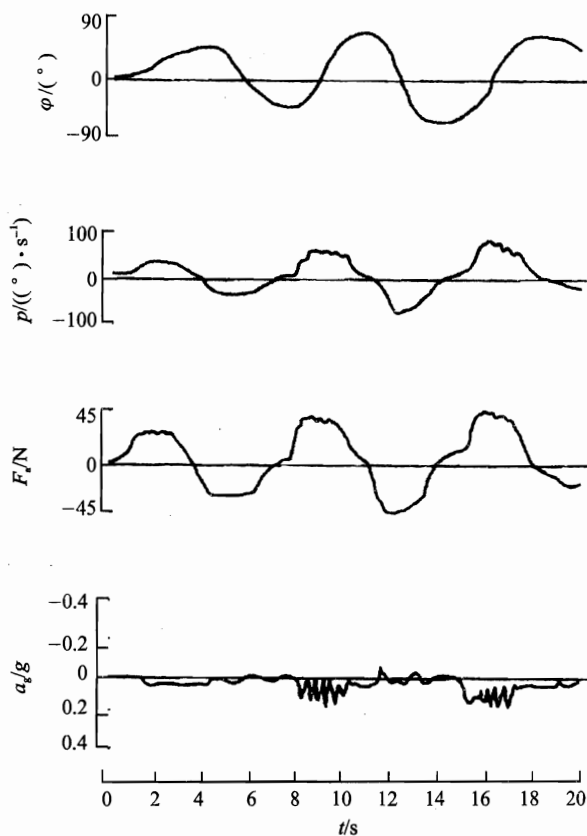


图 3-22 滚转棘齿现象

表 3-4 最短螺旋稳定性倍幅时间要求

飞行阶段	1 级	2 级	3 级
A, C	≥ 12	≥ 8	≥ 4
B	≥ 20	≥ 8	≥ 4

通常,螺旋模态时间常数 T_s 可从式(3-18)和式(3-19)中求得。

3. 滚转-螺旋耦合振荡

滚转-螺旋耦合振荡将会引起不良的倾斜角控制以及机动时过分的侧向稳定性。主要的问题是,在转弯飞行时降低了滚转控制的有效性,并需要较大的稳态操纵力。为了防止这种情况发生,必须限制滚转与螺旋模态的耦合程度。军标中规定具有下述特性时,这种耦合振荡是允许的。

- 对 A 种飞行阶段,不应出现这种耦合振荡;
- 对 B, C 种飞行阶段,要求 1 级: $\zeta_{RS} \cdot \omega_{RS} > 0.5 \text{ rad/s}$; 2 级: $\zeta_{RS} \cdot \omega_{RS} > 0.3 \text{ rad/s}$; 3 级: $\zeta_{RS} \cdot \omega_{RS} > 0.15 \text{ rad/s}$ (ζ_{RS} 和 ω_{RS} 分别为振荡的阻尼比及自然频率)。在 C 种飞行阶段,若要快速转弯机动,则要求飞机不应呈现这种耦合振荡。

是否存在这种耦合振荡,可从全面横侧向传递函数直接判断。如果传递函数分母中 2 个

实根合成为一对复根,则表明存在这种耦合振荡。

4. 滚转轴的其他要求

除上述特性要求外,军标中还对其他滚转轴特性提出了相应要求。如滚转角时延要求、滚转速率振荡要求及滚转轴 PIO 要求等。此外也提出了对滚转轴的操纵力、操纵感觉及操纵效率的要求等。对滚转角的时延要求与对俯仰轴的要求相同。

3.5.7 航向轴飞行品质评价准则

航向轴的飞行品质要求,主要由下述几种指标反映。

1. 侧向动态响应

飞机对航向输入所产生的航向与滚转振荡响应特性,主要以荷兰滚模态的阻尼比 ζ_d 、自然频率 ω_d 以及 $(\zeta_d \cdot \omega_d)$ 的乘积来表征,并应满足表 3-5 所列要求。表 3-5 中所列要求,在座舱操纵固持或松浮的配平状态下以及稳态机动或任何幅值机动时,均应满足。如果振荡的振幅是非线性的,则上述要求对每个振荡周期均应满足。

表 3-5 建议的最小荷兰滚频率及阻尼

等 级	飞行阶段	类 型	最小 ζ_d^*	最小 $(\zeta_d \cdot \omega_d)/s^{-1}$	最小 ω_d/s^{-1}
1	A(CD,GA,RR,TF,RC,FF,AS)	I, II III, IV	0.4	0.4	1.0
	A	I, IV	0.19	0.35	1.0
		II, III	0.19	0.35	0.4
	B	全 部	0.08	0.15	0.4
	C	I, II-C IV	0.08	0.15	1.0
		II-L, III	0.08	0.10	0.4
2	全 部	全 部	0.02	0.05	0.4
3	全 部	全 部	0	—	0.4

当 $\omega_d^2 |\phi/\beta|_d$ 大于 $20(\text{rad/s})^2$ 时,表中最小 $(\zeta_d \cdot \omega_d)$ 应按下式分别增加 $\Delta \zeta_d \cdot \omega_d (|\phi/\beta|_d \text{ 是荷兰滚模态时,滚转角和侧滑角包线的幅值比})$ 。

1 级: $\Delta \zeta_d \cdot \omega_d = 0.014(\omega_d^2 |\phi/\beta|_d - 20)$;

2 级: $\Delta \zeta_d \cdot \omega_d = 0.009(\omega_d^2 |\phi/\beta|_d - 20)$;

3 级: $\Delta \zeta_d \cdot \omega_d = 0.005(\omega_d^2 |\phi/\beta|_d - 20)$ 。

在规范中,对荷兰滚特性的要求是依 ζ_d 、 ω_d 及 $(\zeta_d \cdot \omega_d)$ 的最小值给定的。当 $|\phi/\beta|_d$ 较大时, $(\zeta_d \cdot \omega_d)$ 是 $|\phi/\beta|_d$ 的函数。大量数据表明,当 ω_d 较小时,将出现最小可接受的 ζ_d ,也就是 ζ_d 与 ω_d 并不是独立的。为了反映这种现象,规范中对总阻尼 $(\zeta_d \cdot \omega_d)$ 的最小值也做了规定。

规范中对时间延迟 τ_{ϕ} 没有提出要求。它的大小并不像俯仰和滚转控制时那么严重地影响飞行品质,因为飞行员通常不用航向控制来完成侧滑角的精确跟踪任务。

* 主导的阻尼比要求产生较大的 ζ_d 值,对 III 类飞机,最大阻尼比是 0.7。——编者注

实际的荷兰滚自然频率 ω_d 及阻尼比 ζ_d 可依等效系统方法求取。多数飞机可采用下述飞机的侧滑角传递函数:

$$\beta/F_r = K_\beta e^{-\tau_\beta s} / (s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2) \quad (3-20)$$

上述传递函数是比较复杂的 4 阶传递函数的简化。当 $|\phi/\beta|_d$ 比较大时, 荷兰滚响应的大部分表现在滚转轴上。为了与飞行员的感觉相一致, 应同时对侧滑角及滚转角进行匹配。

$$\phi/F_a = A_\phi(\zeta_\phi, \omega_\phi) e^{-\tau_\phi s} / (1/T_s)(1/T_R)(\zeta_d, \omega_d)$$

$$\beta/F_a = (A_3 s^3 + A_2 s^2 + A_1 s + A_0) / (1/T_s)(1/T_R)(\zeta_d, \omega_d)$$

式中: F_a 为横向杆力(杆位移亦可)。

2. 航向轴的其他飞行品质要求

与滚转轴类似, 规范中还包含了其他一些有关 PIO 和操纵力等方面的要求。同时还规定了航向轴对滚转操纵的响应要求, 以及在侧风中航向的操纵要求等。

3.6 飞行品质评价中的几个问题

飞行品质评价准则依赖于大量地基或空中模拟及试飞数据, 并且随着航空技术的进步也在不断地完善和发展。就目前来说, 仍有一些问题需要进一步深入地研究。

3.6.1 系统时间延迟的影响

1. 时间延迟

对飞行员来说, 时间延迟是飞行员杆力输入到飞机开始响应之间的停滞时间。系统经一段停滞时间后, 复现输入信号的形状。这段停滞时间被定义为体现传输延迟的时间滞后。时间延迟是由许多原因造成的。现代飞行控制系统大部分时间延迟是由于其复杂性导致了大量动态环节的串联, 从而使飞机对飞行员的初始响应引进了一种可觉察到的时间滞后。对于现代数字式飞控系统, 控制律的数字实现也是产生时间延迟的重要原因。当采样速率较低时, 数字实现所引入的延迟将占很大比率。飞控系统中舵回路的动态以及舵机的速率限幅也是引入时延的重要原因。F/A-18A 的初期控制律的延迟时间不满足军标要求, 通过对控制律结构的修改, 减少了计算延迟, 特别是将较低的 50 Hz 的采样速率提高到 80 Hz 后, 使总的时间延迟满足了 1 级飞行品质的要求。其中由于采样频率的提高, 就将原系统数字实现所引入的 41 ms 的时间延迟减到了 20 ms。

通常有两种方法可实现时间延迟的测量: 一种方法是用等效系统方法测试“等效时间延迟”; 另一种方法是用时域方法测量“有效延迟时间”, 如图 3-23 所示。由于测试方法不同, 所得结果并不一定完全相同。

2. 时间延迟和飞行品质评价

具有小的时延是好的飞行品质的关键。对于高增益的操纵任务(如空中加油、瞄准及精确着陆等), 稍大的时延将会引起飞行员的不良反应, 甚至危及任务的完成。图 3-24 是 F/A-18A 不同版本控制律时延与飞行员空-空跟踪任务中对飞行品质的评分。从中可见, 时延大小与评分等级是一致的。实际上, 系统其他动态特性的改变都不会使评分有这样一致性的改变。所以, 为了保证飞控系统具有良好的飞行品质, 必须对时间延迟的大小加以限制。现在军用规

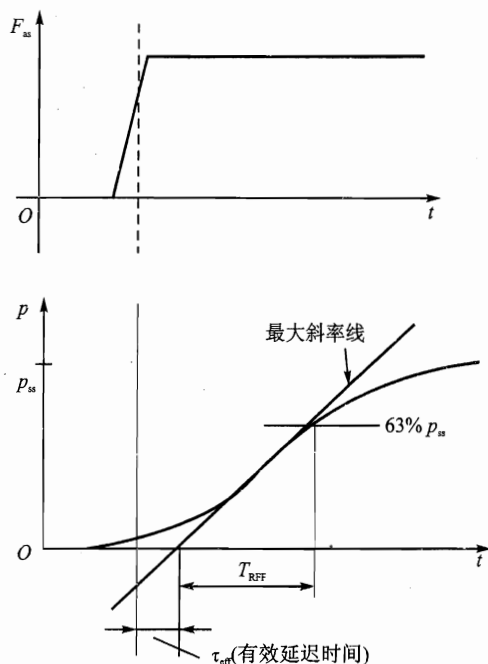


图 3-23 有效时间延迟测试

范中给出了时间延迟的限制,要求对飞行员做出的阶跃操纵力输入,飞机的响应不应超过下列时间延迟:1级:0.1 s;2级:0.2 s;3级:0.25 s。并说明上述要求也适用于等效系统拟合中的等效时间延迟,同时,这些要求适用于所有飞机和飞行任务阶段。

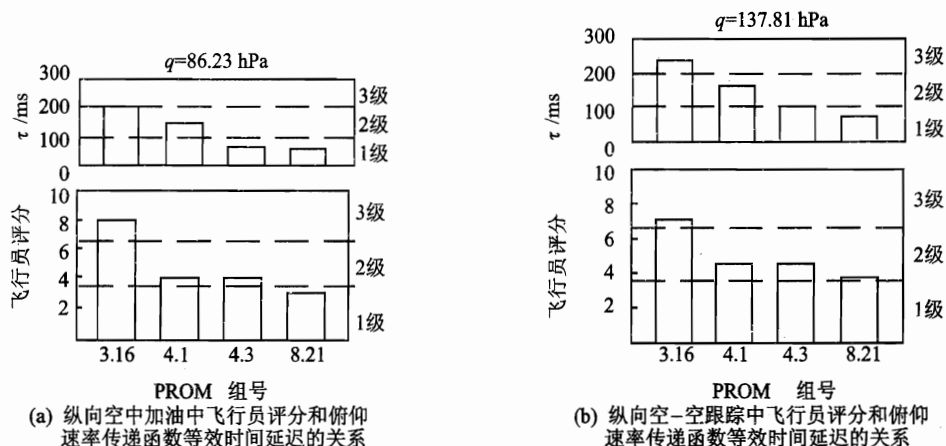


图 3-24 F/A-18A 的时间延迟评分

3. 时间延迟评价中的问题

实际应用中经常发生这类问题,即依规范所得的飞行品质等级与飞行员的评定结果不一致。有些飞机具有 0.2 s 的时间延迟,但评定结果仍为 1 级飞行品质。产生这种现象的原因是,现行的规范标准在规定时间延迟要求时,没有详细考虑如下影响时间延迟的因素。

- 试验验证表明,允许时间延迟的大小是与其后续环节的动态响应特点直接相关的。例如

图 3-25 所示, 2 个响应都有 200 ms 的时延, 但飞行员对其评分就不同。飞行员对 q_2 响应会比 q_1 更满意。其原因是 q_1 曲线在时间延迟之后伴随一个陡峭、快速的响应, 这将使飞行员产生猛烈和颠簸的感觉; 而 q_2 的响应则很容易被接受, 甚至会把时延的影响完全掩盖。所以, 时间延迟对飞行员行为的影响受其后续响应的灵敏度大小的影响。

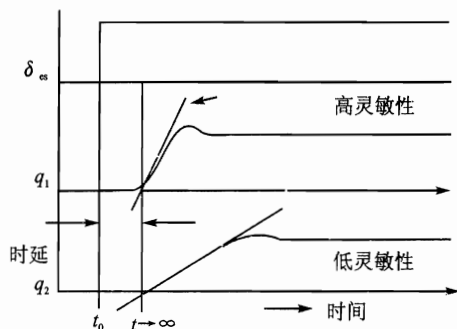


图 3-25 时延与后续动态环节的关系

- 另一个需要考虑的因素是人感系统。规范中规定时延是以杆力输入为基准的。如果使用杆位移作指令, 则需要把人感系统的延迟包括在总延迟中。但由于杆位移是一种特殊的环节, 简单地将其串入总延迟中, 结果将与飞行员的感受不同, 故会给飞行品质评价带来一定问题。X-29 飞机及 F/A-18A 飞机试验都表明了这一点。
- 总延迟时间各分量分布的不同也影响飞行品质的评价。试飞结果表明, 如果时间延迟主要集中在人感系统, 则大的总延迟时间可被飞行员满意地接受; 相反, 如果大部分延迟时间集中于由人感系统的下游环节产生, 则飞行品质等级将要降级。
- 若测试时包括人感系统, 且飞行员评定所得的等级与 8785C 规范中时间延迟标准的对应关系不好, 假如此时总的延迟时间是相对杆位移测试的, 那么, 去掉人感系统后, 由产生的时间延迟就可得到与规范中的标准有很好对应关系的结果。
- 研究表明, 不同类型的飞机对时间延迟的要求是不同的。例如, 对大型飞机, 时间延迟的要求显然不能与机动灵活的小型战斗机相同。此外, 对于同一架飞机, 不同飞行任务阶段对时间延迟的要求也是有差别的。例如, 一架有明显时间延迟的飞机, 在进场阶段可能是满意的, 但在接近落地时, 由于要求的任务控制精度的增加, 飞行员的评分可能变坏。

时间延迟对飞行员评分的影响非常复杂, 其受很多因素影响和制约; 同时, 它又是对现代飞机飞行品质评价的一个十分重要的因素。所以, 有关这方面的研究工作仍在继续, 并期望获得一些满意的结果。

3.6.2 人感系统动力学对飞行品质的影响

电传飞行控制系统要求使用人工感力系统, 人感系统必须与飞控系统相匹配, 才能保证获得满意的飞行品质。

1. 人感系统

现今具有电传操纵系统的飞机, 电传系统将气动舵面与驾驶杆进行了分离, 使飞行员无法感受操纵力的大小, 故也无法掌握正确的用杆量。为此, 必须用“人感系统”来提供必要的“人工感觉”, 模拟飞行员操纵力与操纵面位置之间的动态反馈关系。实际上, 在电传系统中, 人感

系统就是把飞行员的作用力转变为控制系统输入的动态环节。

电信号人感系统如图 3-26 所示。

它的具体功能是：

- 为飞行员提供杆力及杆位移感觉；
- 当杆力为 0 时，驾驶杆能自动返回中立位置；
- 作机动飞行时，提供与飞行状态相匹配的杆力或杆位移梯度特性；
- 提供合适的启动力、必要的非灵敏区和迟滞特性。

从图 3-26 可知，人感系统是一个动态环节，通常可将其看作是有一定阻尼比与自然频率的 2 阶环节。

如果人感系统是位置指令输出，则它的动态特性与控制系统其他动态元件是串联的，如图 3-27(a) 所示。此时，飞行员对飞机动力特性的感觉在很大程度上受人感系统动态特性的影响。如果系统是力输出，则人感系统动态特性与控制系统其他动态元件的关系如图 3-27(b) 所示。由于它不是串联的，而是并联的，其动态特性并不像前者那么重要；它在人-机闭合回路中的作用也不像通常环节那样；它与飞行员、飞机及其环境之间有着复杂的相互作用，如图 3-28 所示。尽管它不在前馈通道中，但其对飞行品质的影响也是相当明显的。

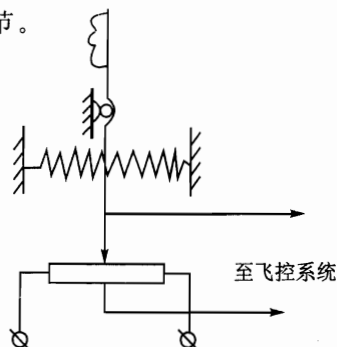
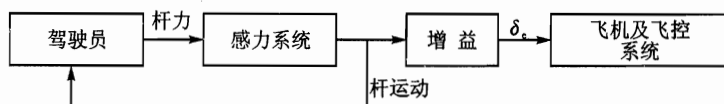
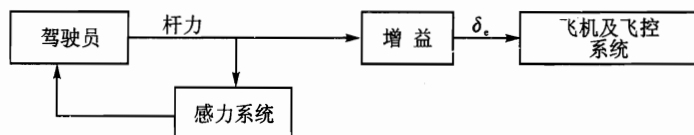


图 3-26 人感系统



(a) 位置指令输出的人感系统



(b) 力输出的人感系统

图 3-27 人感系统的连接

人感系统的阻尼比与自然频率对人-机闭合回路性能的影响也很大。经验表明，当自然频率低于 10 rad/s 时，可能使回路性能大为降低。对中央杆系统，通常应使其自然频率达到 20 rad/s。过分降低阻尼比，也会使闭环性能变坏。

2. 感力系统对飞行品质的影响

关于感力系统对飞行品质的影响有以下两种观点。

一种观点是常见的观点，即把感力系统看成是飞控系统中另一个滤波器，其明显影响延迟时间后的初始响应形状。图 3-29 是两种感力系统阶跃滚转速度及加速度响应曲线。其中快感力系统 C 具有急剧变化的初始加速度，飞行员评分等级为 PR=7，并有 PIO 趋势；慢感力系统 D 的响应加速度峰值较小，初始加速度变化率亦较小，在两个系统总的时间延迟相同的条件下，飞行员的评分为 PR=4。这表明由于感力系统的平滑作用，增加了对时间延迟的允许容限。

另一种观点是将感力系统看成是一种独特的环节。从前述的图 3-27 和图 3-28 中可见，飞行员可直接感受和处理该环节的输入力及输出位移，形成飞行员模型中的重要反馈通

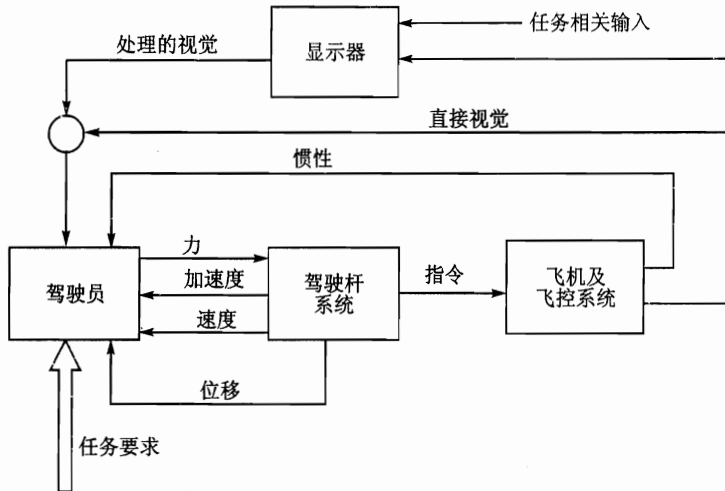


图 3-28 人感系统的相互作用

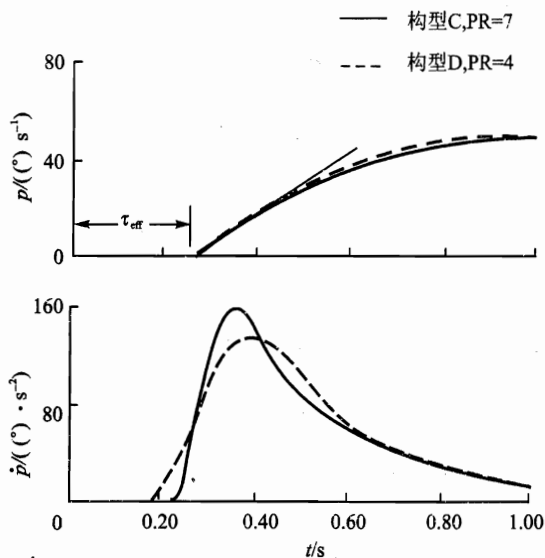


图 3-29 两种感力系统的滚转响应曲线

路。飞行员亦可给感力系统直接施加补偿,用以改变感力系统的动态特性。因此,不能将其看成是控制系统中通常的环节,而是一个飞行员可以改变其特性的独特的动态环节。从图 3-27(a)中可见,若感力系统是位移输出,则其直接串入了前向通道。尽管它是低频带系统,但当飞行员闭合内部反馈回路时,其补偿作用仍可将其极点移到高频处,从而减少了感力系统所引入的等效时间延迟量。

从上述分析可知,人感系统确是一种特殊的环节。它对飞行品质的影响,不能简单地用常规环节的作用来分析。多数人认为,感力系统的时延,大部分可由飞行员进行补偿而消除;也可能是感力系统的滤波平滑作用,增加了时间延迟的容限。

复习思考题

- 3-1 何谓飞机的飞行品质？飞行控制系统研究人员研究飞行品质的目的是什么？
- 3-2 纵向及横侧向飞行品质主要考虑哪些问题？
- 3-3 飞行员对于飞机飞行品质的主观评价尺寸(C-H尺寸)是如何表述和使用的？
- 3-4 何谓等效系统？为什么要采用等效系统？频域等效系统是如何求取的,使用时应注意什么问题？
- 3-5 在美国军用标准(STD-1797)中,对飞机纵向短周期模态采用哪两种方法进行评价？
- 3-6 对飞机纵向短周期模态飞行品质进行评价,还有哪些方法？如何使用这些方法？
- 3-7 何谓飞机飞行轨迹稳定性？为什么要对它提出要求？
- 3-8 在美国军用标准(STD-1797)中,对飞机的滚转轴及航向轴的动态响应主要提出了哪些要求？
- 3-9 你认为系统中的时间延迟主要是由哪些因素引起的？在飞行品质评价中,对时间延迟进行评估时应注意哪些问题？
- 3-10 你认为人感系统对飞机飞行品质的影响应如何分析。
- 3-11 某战斗机电传操纵系统的等效系统传递函数为

$$\frac{q}{F_e} = \frac{0.5(s+0.69)}{s^2 + 4.9s + 16.8} e^{-0.075s}$$

若已知为A种飞行阶段, $V=450$ m/s,试求阻尼比、延迟时间及CAP值。

参考文献

- 1 胡兆丰主编. 人机系统和飞行品质. 北京:北京航空航天大学出版社,1994
- 2 Handling Qualities of Unstable Highly Augmented Aircraft. AGARD-AR-279
- 3 Hodgkinson John. Aircraft Handling Qualities. Blackwell Science ltd, 1999
- 4 Mark B. Tischler Advances in Aircraft Flight Control. Taylor & Francis, 1996
- 5 Roger H, Hoh David G, Mitchell, et al. Proposed Mil_Standard and Handbook—Flying Qualities of Air Vehicles. AFWAL-TR-82-3081
- 6 MIL-F-8785C 有人驾驶飞机的飞行品质
- 7 高金源,李陆豫,冯亚昌. 飞机飞行品质. 北京:国防工业出版社,2003

第4章

飞机电传操纵系统

4.1 概 述

自从 20 世纪初第一架重于空气的飞行器诞生以来,人类就是通过操纵位于飞机不同部位上的气动操纵面,改变作用于飞机上的气动力及力矩,实现了不同的飞行任务。根据操纵信号的来源,飞机上的操纵舵面运动的系统可分为人工飞行操纵系统及自动飞行控制系统。前者的操纵信号是由飞行员发出的,后者的操纵信号是由系统自动产生的。人工飞行操纵系统又分为主操纵系统及辅助操纵系统。对飞行品质产生重大影响的是飞机俯仰、滚转和偏航的操纵,这 3 个舵面的操纵系统被称为主操纵系统;其他如襟翼和减速板等操纵系统被称为辅助操纵系统。本章仅讨论与主操纵系统相关的问题。

近 100 年以来,飞机主操纵系统的发展大致经历了如下几个阶段。

- 自飞机诞生以后的前 30 多年中,飞机的主操纵系统是简单的机械操纵系统:由钢索的软式操纵发展为拉杆的硬式操纵,驾驶杆及脚蹬的运动经过钢索或拉杆的传递,直接拖动舵面运动,如图 4-1(a)所示。飞行员在操纵过程中,必须克服舵面上所承受的气动力,但只要对传动的摩擦、间隙和传动系统的弹性变形加以限制,就可获得满意的性能。
- 随着飞机尺寸、重量及飞行速度的不断提高,由于舵面的铰链力矩的增大,飞行员已难以直接通过钢索或拉杆去拉动舵面。20 世纪 40 年代末出现了液压助力器,将其安装在操纵系统中(如图 4-1(b)所示),作为一种辅助装置来增大施加在操纵舵面上的作用力,以发挥飞机的全部机动能力。这即为助力操纵系统。在这种系统中,飞行员仍能通过拉杆或钢索感受到舵面上所受到的气动力,并依据这种感觉来操纵飞机。
- 当超声速飞机出现后,其飞行时飞机的焦点急剧后移,纵向静稳定力矩剧增,此时需要相当大的操纵力矩才能满足飞机的机动性要求。此外,由于尾翼上出现了超声速区,升降舵操纵效能大为降低,因此,不得不采用全动平尾进行操纵。全动平尾的铰链力矩很大,并且数值的变化范围较宽,非线性特性影响严重,飞行员无法直接承受舵面上的铰链力矩并依据它来操纵飞机,因此出现了全助力操纵系统,如图 4-1(c)所示。在这种系统中,断掉了舵面与驾驶杆的直接联系,飞行员的操纵指令将直接控制助力器上的分油活门,从而通过助力器改变舵面的偏转,并承受舵面的铰链力矩。此时,驾驶杆上所承受的杆力仅用于克服传动机构中的摩擦力,与飞行状态无关;飞行员亦无法从杆力的大小来感觉飞机飞行状态的变化,这不符合飞行操纵要求。为使飞行员获得必要的操纵感觉,感受到适当的杆力和杆位移,在系统中须加入人感装置。

是由弹簧、缓冲器以及配重等构成的系统,用来提供驾驶杆上所受的人工感力。这种人工感力虽然在移动操纵面时不需要,但在操纵飞机时,给飞行员提供适当的操纵品质,还是必要的。驾驶杆的操纵特性(如杆力梯度和杆位移梯度)要求随飞行状态变化,可利用特定的力臂调节器等来解决。例如,美国的 F-86, F-104, B-727 以及原苏联的米格 19, 都采用了这种全助力操纵系统。

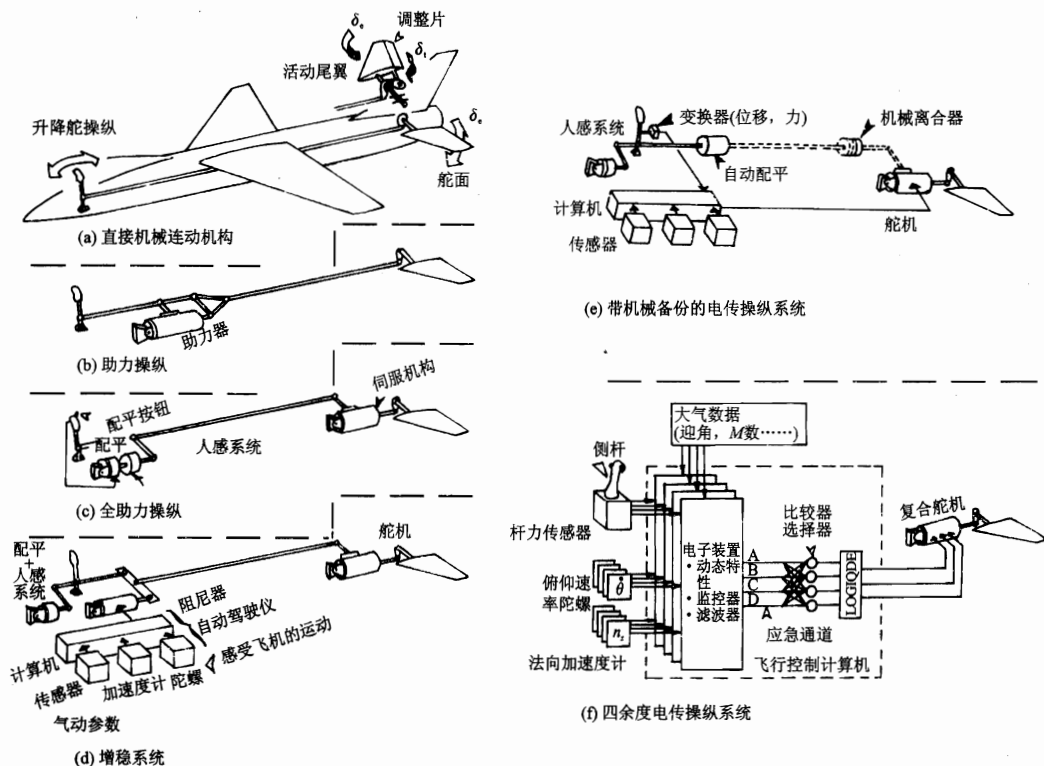


图 4-1 飞机主操纵系统的发展

- 从 20 世纪 50 年代中期以来,随着飞机向高空、高速方向发展,飞行包线不断扩大,飞机的气动外形很难既满足低空、低速的要求,又满足高空、高速的要求,常常会出现高空、高速飞行时,飞机的静稳定增加,而阻尼不足;在低速飞行时稳定性不够的现象。通常,单纯依靠改变人工操纵系统和飞机的气动外形,难以满足操纵品质的要求。为了提高飞机的稳定性和改善飞机的阻尼特性,第一次将人工操纵系统与自动控制结合起来,将增稳系统引入到人工操纵系统中,形成了具有增稳功能的全助力操纵系统,如图 4-1(d)所示。在这种系统中,利用角速率陀螺或加速度计测量飞机的特性变化,形成人工阻尼和增稳信号,通过串联或并联舵机操纵舵面,使飞机在高空或高速条件下仍具有满意的操纵品质。从飞行员操纵角度来看,增稳系统是飞机的组成部分,飞行员操纵的犹如一架具有优良品质的“等效飞机”。在这种系统中,增稳系统和驾驶杆是互相独立的,增稳系统并不影响飞行员的操纵。由于舵面既受驾驶杆的机械传动指令控制,又受增稳系统产生的指令控制,为了操纵安全起见,增稳系统对舵面的操纵权限受到限制,一般仅为舵面全权限的 3%~6%。
- 增稳系统在增大飞机的阻尼和改善稳定性的同时,在一定程度上降低了飞机的操纵反

应灵敏性,从而使飞机的操纵性变坏。为了克服这个缺点,在增稳系统的基础上,进一步发展成为控制增稳系统。其与增稳系统的主要区别在于:在控制增稳系统中,还将飞行员操纵驾驶杆的指令信号变换为电信号,并经过一定处理后引入到增稳系统中,作为增稳系统的指令输入信号,控制舵机的运动。通过合理的设计,将可获得满意的操纵性和机动性,较好地解决了稳定性与操纵性之间的矛盾。控制增稳系统的典型结构如图 4-1(e)所示。由于飞行员可通过该系统直接控制舵面,因此,控制增稳的权限可以增大到全权限的 30% 以上。

- 传统的机械操纵系统以及增稳或控制增稳系统都存在一系列缺点:重量重、占据空间大及存在非线性(摩擦、间隙)和弹性变形,为保证飞机有合适操纵性的机构相当复杂。20 世纪 70 年代初,成功地研制和开发了“电传操纵 FBW(Fly-By-Wire)系统”,较好地克服了机械操纵系统所存在的一系列缺点。所谓电传操纵系统,就是将控制增稳系统中的机械操纵部分完全取消,飞行员的操纵指令完全通过电信号,利用控制增稳系统实现对飞机的操纵。电传操纵系统的结构图如图 4-1(f)所示。从图中可见,电传操纵系统就是一个全时、全权限的“电信号系统+控制增稳”的飞行操纵系统。采用电传操纵系统,除了可以克服前述机械操纵系统所存在的一系列缺点外,其真正目的是为实现其他的一些控制功能奠定了基础,并为解决现代高性能飞机操纵系统中许多问题提供了有效方法。

电传操纵系统在 20 世纪 50 年代末就已经出现。第一架采用电传操纵系统的作战飞机是 F-111。这种飞机于 1964 年开始飞行,当时采用了三余度带机械备份的模式式系统。之后在其他型号的飞机上也进行了电传操纵系统的验证,并且开始采用数字式系统。但最初电传操纵系统的共同特点是,为了安全可靠,都带有机电备份系统,以提供非相似的余度。60 年代中期集成电路的出现,对航空技术发展产生了巨大影响,为制造小型、可靠的余度电传操纵系统提供了物质条件。在 1972 年美国空军发起的轻型战斗机验证计划的竞标中,第一架采用无机电备份的电传操纵系统的飞机 YF-16 被美国空军选为新的轻型战斗机,从此开始了无任何机械备份的电传操纵系统的发展。为了强调无机电备份电传操纵系统的巨大潜力,有时还将其称为全电传 FFBW(Full Fly-By-Wire)操纵系统。

由于电传操纵系统与机械操纵系统相比具有许多无可比拟的优点,并且随着科学技术的发展,电传操纵系统所急待解决的某些问题,已逐步得到了解决,所以从 20 世纪 80 年代以来,电传操纵系统获得了极大的发展,许多新研制的军用及民用飞机均采用了电传操纵系统。

由于电传操纵系统极易受电磁干扰及雷电冲击的影响,在发展电传操纵系统的同时,又进一步开展了光传操纵 FBL(Fly-By-Light)系统的研究。光传操纵系统即为采用光纤传输信号的系统。

4.2 电传操纵系统发展的关键技术

现代飞机的电传操纵系统,一方面必须要能可靠地实现原机械操纵系统对飞机不同操纵面的操纵;另一方面,更为重要的是,电传操纵系统还应采用杆指令信号的前馈信号以及各种不同形式的反馈信号,使飞机具有不同的响应特性以及极其优秀的飞行品质。为了实现对飞机可靠的操纵和在整个飞行包线范围内具有所要求的响应特性和优秀的飞行品质,在研制和

开发电传操纵系统时,必须注意解决如下的一些关键技术。

4.2.1 系统的可靠性

尽管机械操纵系统有各种缺点,但它的一个最大优点是,有较高的安全可靠。安全可靠对有人驾驶飞机来说是至关重要的。只有当电传操纵系统的安全可靠性与机械操纵系统相当时,电传操纵系统才具有实用价值。

飞行操纵系统的可靠性通常用2个指标进行衡量:飞行安全性和完成任务可靠性。如以飞机操纵系统设计规范为依据(如 MIL - F - 9490D),由于飞行操纵系统故障所引起的飞机最大损失率 Q_c 为:

I, II, IV类飞机: 62.5×10^{-7} / 飞行小时;

III类飞机: 0.746×10^{-7} / 飞行小时。

类似,由于飞行操纵系统故障所引起的中断飞行任务的故障率 Q_M 应为:

I, II, IV类飞机: 0.625×10^{-3} / 飞行小时;

III类飞机: 0.15×10^{-3} / 飞行小时。

目前,世界各国对电传操纵系统安全性提出的指标一般是:军用飞机为 1.0×10^{-7} / 飞行小时;民用飞机为 $(1.0 \times 10^{-9} \sim 1.0 \times 10^{-10})$ / 飞行小时。对于这样高的安全性指标,要想依靠单套含电气、电子部件的控制系统来实现是不可能的。目前,单套电气控制系统的安全性仅能达到 $(1 \sim 2) \times 10^{-3}$ / 飞行小时,与机械操纵系统相比要差上上万倍。因此,提高电传操纵系统的可靠性,以达到或超过机械操纵系统的可靠性指标,是研制和开发电传操纵系统必须首先解决的关键问题。

提高组成电传操纵系统各部件的可靠性,是解决问题的一种方法,但这是有限的。目前,解决这个问题的最有效的方法是采用余度技术,即用多重可靠性较低的相同或相似的元部件组成可靠性较高的系统,一般称其为冗余系统。如何构成余度系统并使其达到所要求的可靠性指标以及使系统成本降低,这是采用余度技术需要深入研究的问题。应当指出,现今的电传操纵系统多数为数字式系统,因此,系统的可靠性除了硬件可靠性外,还存在软件可靠性问题。

4.2.2 系统飞行品质和控制律设计

如前所述,电传操纵系统必定要包括控制增稳功能,而控制增稳功能的设计必须要保证实现所要求的飞行品质。另外,前面已说明,采用电传操纵系统除了可消除机械操纵系统的一些缺点外,更重要的意义在于,通过全时、全权限的电传操纵,可实现机械操纵系统无法实现的飞机的机动飞行。电传操纵系统对整个飞行任务性能和飞行品质的影响主要取决于系统所实现的控制律。为了确定适当的控制模态和每种控制模态中所实现的控制律,设计人员必须把规定的任务要求变成有意义的飞行品质 and 控制系统要求。如第3章所述,由电传操纵的飞机,其飞行品质不是由原飞机的本体决定的,而是由电传操纵系统所采用的前馈和反馈以及补偿滤波器的特性决定的。电传操纵系统的重要优点之一就是,更容易对系统所采用的前馈、反馈及补偿滤波特性进行修改和调整,以满足宽范围的飞行任务和飞行品质的要求,即实现多任务、多模态的可调整的控制功能。因此,电传操纵系统的设计必须很好地解决如下2个问题:第1,如何根据飞行任务或飞行状态的要求,确定合适的飞行品质的要求以及相应的飞行品质评定方法;第2,必须正确地确定合理的电传操纵系统的前馈及反馈通道的结构和参数,以满

足给定的飞行品质要求。关于系统控制律设计问题,在本章 4.3~4.5 节中将作详细的讨论。

4.2.3 系统的故障检测与监控能力

从系统的维护、检查、验证和飞行安全等许多因素考虑,电传操纵系统中故障检测与监控能力是极其重要的。

感受系统的工作状况,从而检测并隔离故障的方法被称为监控或检测技术。实现这一功能的装置被称为监控器或检测器。一般来说,在飞行中实现这一功能,被称为飞行中监控;在地面上完成故障检测,被称为地面检测或地面机内检测 BIT(Built In Test)。

无论是地面机内检测技术,还是飞行中监控技术,最重要的技术指标是监控(或检测)覆盖率和误警系数。监控覆盖率定义为,故障事件发生时,故障被检测和隔离的概率。如果 α 表示漏检系数, X 表示覆盖率,则 $X=1-\alpha$ 。显然, α 是系统对故障鉴别能力的度量。若系统中发生的故障事件为 F ,故障后发出告警的事件为 A ,其逆事件(未告警事件)为 $\bar{A}$,则可知

$$\alpha = P(\bar{A}/F) = P(F\bar{A})/P(F)$$

式中: $P(\bar{A}/F)$ 为系统发生某故障的条件下,检测器没有给出相应告警的条件概率; $P(F\bar{A})$ 为系统发生某故障 F 且漏检同时发生的概率; $P(F)$ 为故障 F 发生的概率。

事实上,并不是所有的故障告警的信号都是真实的,有时检测器也会发出错误的警告。所谓误警系数,就是在给出告警信号事件 A 的条件下,系统中无故障的条件概率。若设 β 表示误警系数,则

$$\beta = P(\bar{F}/A) = P(\bar{F}A)/P(A)$$

式中: $P(\bar{F}/A)$ 表示系统未发生故障但发生告警的条件概率; $P(A)$ 表示监控器发生告警的概率; $P(\bar{F}A)$ 表示监控器发生告警、系统无故障事件同时发生的概率。可见,误警系数表示了误警次数与总的警告次数的百分比。

显然,上述 2 个参数对系统的可靠性有非常大的影响: α 影响系统的安全可靠性; β 则影响系统完成任务的可靠性。为了满足电传操纵系统的飞行安全和维护要求,对覆盖率的要求较高,通常要求能达到 95% 以上的故障检测和隔离的概率。有 2 种监控技术:比较监控与自检监控。比较监控就是要求有 2 个以上的相似通道,系统对相应的变量和状态进行比较,以达到对故障的检测。这种方法直观、简单,检测覆盖率高。自检测(自监控)则不需要以外部相似的数据作基准,而是在被检测、监控对象本身建立基准,完全依自身的手段检测和监控本身的故障。自监控(自检测)技术比较复杂,发展得还不成熟,监控覆盖率还较低,一般只能达到 90% 以下,还不能满足高标准要求,有些对象还难以实现自监控。

检测覆盖率和误警率与很多因素有关。覆盖率除与监控方法有关外,还与设置的检测点数、故障模式、检测器本身的可靠性及监控检测设置的故障门限值等因素有关。影响误警率的因素也很多,其中故障门限值的设置以及瞬态干扰是增大误警率的主要原因。另外,还必须看到,影响覆盖率与误警率的因素常常是相互矛盾的。例如,减小门限值容易引起误警,而提高门限值则又会降低监控覆盖率。

对于机械操纵系统,由于机械零部件的磨损和断裂等造成故障的隐患极为明显,外场维护人员发现并更换部件后,在相当长的一段时间内可以万无一失;但电气、电子设备的隐患往往看不见,摸不着,传统的电气、电子设备的故障是十分令人头痛的。因此,对以电气、电子部件构成的电传操纵系统,对故障的检测和监控能力就是一个十分重要的问题。

4.2.4 四防设计

四防即为防电源中断、防丢失液压源、防雷电和防电磁干扰。

对电传操纵系统来说,电源及液压源是其基本能源。为了保证电传操纵系统能正常工作,防止飞行控制系统中电源及液压源中断,是十分必要的。通常,为了防止飞行控制系统电源中断,电源系统也应采用余度配置,并且其余度必须与电传系统的余度一致。由于液压系统的可靠性较高,通常可采用2套液压源供油。

采用电传操纵系统的飞机,防雷电问题是一个十分关键的问题,因为雷电引起的峰值电流会在多重电的系统线路间产生很高的感应电压,其所带来的危害要比对机械操纵系统的危害严重得多。雷电是一种暴烈的自然现象,它对飞机的有害影响可分为直接与间接两种。

直接影响主要是涉及到物理破坏,如结构变形、损坏、金属材料熔化或非金属材料击穿以及电流直接进入电路。间接影响主要表现在飞机内部电路中感应的瞬变电压。这些电压是由于雷电电流流过飞机结构的有限电阻以及飞机内部导线的电磁耦合而引起的电阻性电压升高,其结果是在飞机导线和电路中引起瞬变电压和电流脉冲。

统计资料表明,不同类型的飞机受到的雷击损坏不同。某些飞机构型损坏较小,某些飞机构型则比较容易受到雷击。军用机与民用机的统计差别较大。美国空军在1965—1974年间的统计表明,每飞行 10^5 h(小时),发生5次雷击;而美国商用飞机的经验表明,每飞行 10^5 h(小时),大约发生33次雷击。虽然统计的数字差别较大,但就低的故事率而言,也应对防雷电问题给予充分关注。早期的飞机,由于其采用的复合材料和电子系统较少,且多采用电子管线路,所以引起雷电感应的瞬变冲击不很严重;然而,现代飞机中采用复合材料的比率越来越大。这些材料和金属材料相比,电磁屏蔽能力相当小,加之,现代飞机的电传操纵系统均采用新一代的大规模固体微型电路,其对感应电流效应的干扰更加敏感,造成的破坏也更为严重。敏感的电子飞行控制系统就可能遭受到雷电干扰所产生的更高感应电磁能量的影响,因此在研制电传操纵系统时,采取什么措施来减少和防止雷电干扰,就显得十分重要了。此外,对所研制的电传系统还必须在地面进行充分的雷电干扰的试验和测试,以检查电传系统的雷电防护功能。

防电磁和雷电干扰的另一种重要方法就是发展光纤电传系统。由于光纤是介质材料,不向外辐射能量,不存在金属导线所固有的地环流以及由此而产生的瞬时扰动;加之光纤系统的传输容量大,重量轻,可以隔离通道间的影响和防止核辐射电磁干扰,所以从20世纪70年代中期开始,美国空军就开始进行光传系统的实验,并首先在直升机上实现,然后逐步过渡到战斗机和其他飞机。

电传系统除了需要解决上述一些关键技术外,还需要解决传感器选择与配置以及作动器的应用等问题。

4.3 电传操纵系统控制律结构分析

4.3.1 电传操纵系统功能

任何电传操纵系统(或电子飞行控制系统)的目标就是,在整个飞行包线范围内为飞行员提供对飞机的安全、有效的控制,也就是提供好的飞行品质。电传操纵系统是在控制增稳系统

的基础上发展起来的,本质上,它是具有指令前馈和飞机状态反馈的闭环控制系统。该系统所能提供的飞行品质特性完全取决于该系统所采用的控制规律,也就是系统的结构形式。因此,深入分析和了解电传操纵系统控制规律的结构特点,是设计电传操纵系统的前提。分析和设计电传操纵系统控制律结构特性的基本出发点是对电传操纵系统所提出的具体功能需求。任何一个电传操纵系统,通常应能实现下述功能:

- 无论飞机本体是静稳定的,还是静不稳定的,电传操纵系统本身应是稳定的,并且还应具有必要的稳定裕度和稳定鲁棒性。按 MIL - F - 9490D 的军用规范要求,系统应具有大于 45° 的相稳定裕度和 ± 6 dB 的幅值稳定裕度。为了增强系统的稳定性,必须选择合适的反馈形式。特别应当保证,当电传系统发生故障而失效,从而依机械备份或直接电信号控制时,系统也应该是稳定的。
- 应保证飞机在执行不同飞行任务时,电传操纵系统对飞行员的指令输入有合理的响应形状。所谓系统对飞行员指令输入的响应形状,是指飞机的姿态角和轨迹角对飞行员指令输入的时域或频域响应的形状。飞行员在执行不同的飞行任务时,为了获得好的飞行品质,希望有不同的时域或频域的响应形状。非电传的常规飞机对杆输入的响应形状是由飞机本身的特性决定的,是固定不变的;但对电传操纵系统来说,飞机的响应形状完全是由前馈及反馈信号的形式决定的,因此,可通过选用不同的前馈及反馈信号,形成不同的响应形状,以使飞机在执行不同的飞行任务时,获得最佳的飞行品质。
- 电传操纵系统必须保证在整个飞行包线内,也就是飞机处于不同的飞行状态时,具有同样好的飞行品质。由于飞机本体在不同的飞行状态时特性有较大的变化,为了获得同样好的飞行品质,不仅系统控制律的参数应有所变化,就是控制律的结构,也应根据飞机特性在整个包线内的变化情况,在不同的飞行状态下选取合理的形式。
- 电传操纵系统应能提供对飞机某些变量极限值的防护功能,以保证飞行员可实现安全、无忧虑的操纵,例如,实现迎角、过载、最大速度、姿态角及最大偏转速度等变量的极限值限制。为了实现对某个变量极限值的限制,在构成控制律时,就应采用特殊的构型或加入特定的滤波器。
- 在电传操纵系统控制律结构设计时还应考虑到,系统应对大气扰动具有较好的抑制能力,对外力矩变化具有自动配平的能力,以及对飞机的结构振荡模态具有滤波的能力等。

从根本上说,电传操纵系统控制律的设计应保证飞机具有所要求的飞行品质,并采用与飞行任务相适应的多种飞行品质评价方法进行评价。

4.3.2 典型电传操纵系统控制律结构分析

电传操纵系统控制律的结构,由于飞机特性以及不同飞行阶段飞行任务的要求不同,其形式可能是不同的,但由于电传操纵系统的基本功能是相同的,因此在组成电传操纵系统的控制律时,均具有许多相同的特点。为了便于总结、分析电传操纵系统控制律的结构特征,首先介绍一个纵向及横侧向电传操纵系统的控制律。

1. 纵向电传操纵系统的控制律实例

文献[8]给出了一个经过试飞验证的纵向电传操纵系统控制律结构图,如图 4-2 所示。

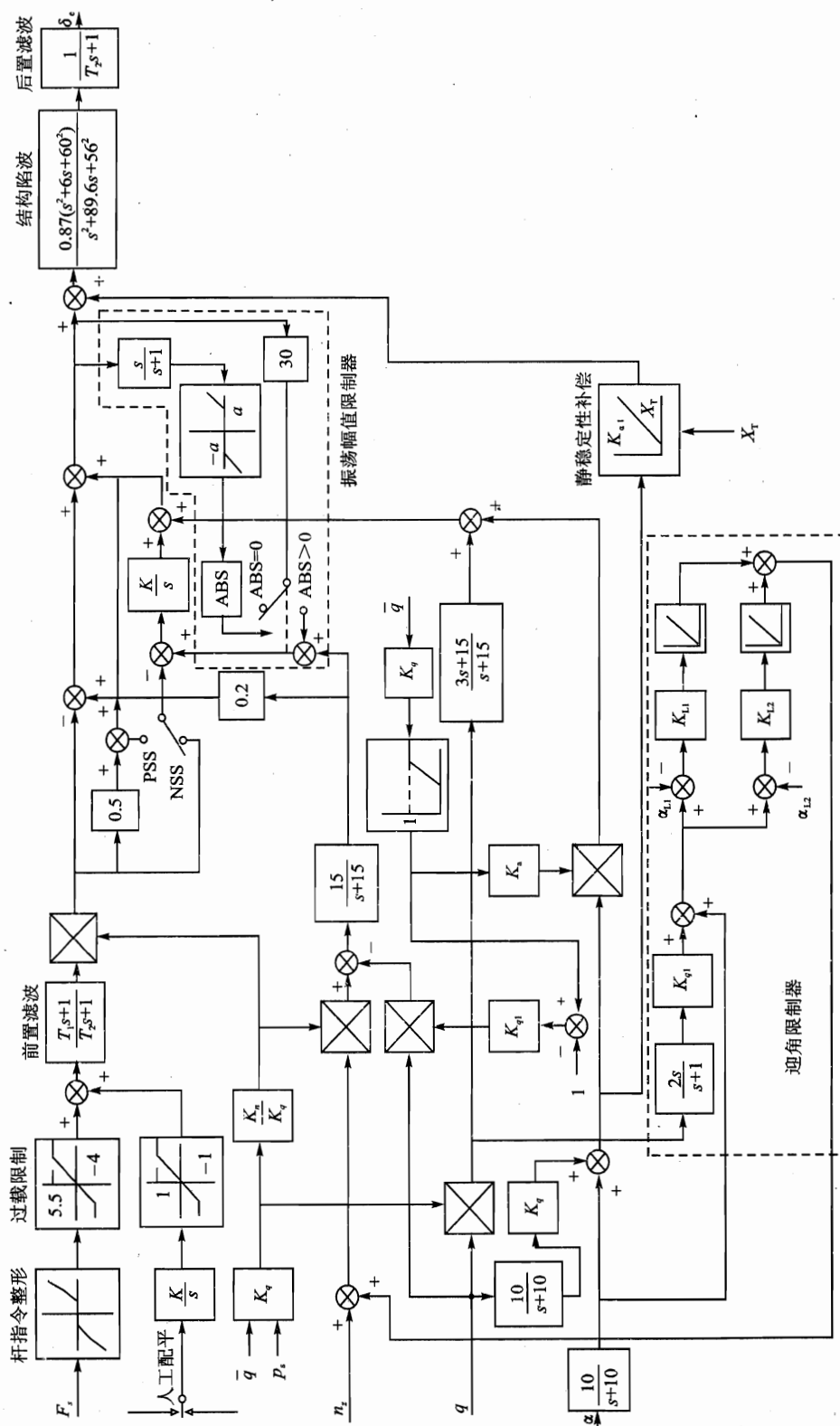


图 4-2 纵向电传系统控制律结构

从图中可见,该电传操纵系统控制律的输入为飞行员的杆指令信号、飞机的法向过载 n_z 、俯仰角速度 q 以及迎角 α 的反馈信号,通过计算产生升降舵机舵回路的指令信号。同时还输入动压及静压,用来对控制律必要的增益进行调参。整个控制律结构大致由下述几个功能模块组成。

(1) 俯仰指令模块

俯仰指令模块主要包括:

- 杆指令整形:应按规范中的有关要求,实现所要求的杆力梯度特性。
- 俯仰过载限制环节:由于该系统基本上是实现杆力对应稳态过载,所以为了限制高速飞行时的法向过载,通过引入杆力的饱和特性,达到限制法向过载的目的。由于飞机对正负过载要求不同,所以其正负极限值不同。
- 前置滤波器:实际上是一个迟后-超前的低通滤波器网络,又被称为飞行员指令模型(或指令成形前置滤波器)。其传递函数通常为 $(T_1 s + 1)/(T_2 s + 1)$,主要作用是滤除杆力的猛烈冲动和噪声,并且可使指令变得柔和平滑;另一方面该网络的超前作用又可补偿系统中后续环节(如舵机和助力器)中的相位迟后,改善系统的飞行品质。该网络的极点及零点的大小及其相互关系对电传系统的等效延迟时间影响极大,必须精心选择和设计。通常,极点 $1/T_2$ 多为 $-8 \sim -10$,而零点可取为 $1/T_1 = -15 \sim -20$ 。

在某些电传操纵系统中,为了防止低速飞行时急剧变化的俯仰指令引起舵机作动器速率饱和,常常将该滤波器设计成一种非线性限幅滤波器形式。图 4-3 为一种常见形式。图 4-3 中积分环节前的限幅器的限幅值,应根据系统中作动器最大速率加以设计,以保证杆指令的变化速率不会引起作动器速率饱和。依据所要求的迟后-超前关系,可适当分配俯仰指令信号的直接馈送比例。

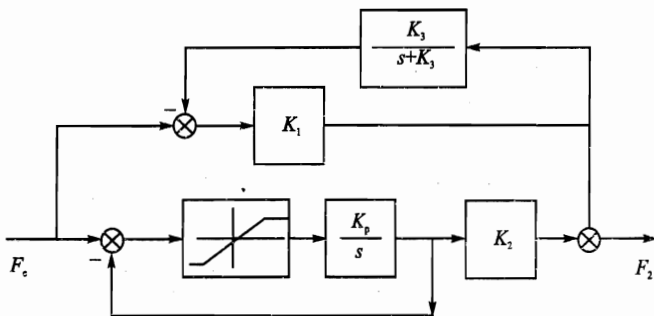


图 4-3 非线性限幅滤波器

(2) 机动指令反馈模块

机动指令反馈是指稳态时对特定的俯仰杆指令飞机机动参数的设置。它可能对应俯仰速率、法向加速率、迎角或三者的任意组合,应依飞行阶段、飞机的构型、空速或飞机的实际机动要求确定。从该系统结构图中可知,高速飞行阶段采用过载反馈,因为高速飞行时,过载对飞行员的操纵是重要的;低速飞行时(动压 $\bar{q} < 11.77 \text{ kPa}$),过载效应是不重要的,所以此时的控制规律采用法向过载和俯仰速率的组合形式。

控制规律的变化,可通过系统中对 q 、 n_z 及 α 增益调参的方法实现。该系统上述调节规律的变化就是依动压 $\bar{q}$,利用图中调参规律 K_q 实现的。当动压大到一定数值时,增益为 0,从而使俯仰角速度信号不能与过载信号综合,进而不能直接与杆力相比较。当动压 $\bar{q}$ 小到一定数

值时, q 信号将以一定的比例与法向过载信号组合, 并与杆力相对应。

在该模块中, 通常还包括一些必要的反馈信号通道、校正网络以及可调参的增益。它们的选取和设计应保证系统的动态稳定性和具有好的飞行品质。

(3) 增稳控制模块

电传操纵系统的重要功能就是可增强飞机的稳定性。如果飞机本身是静不稳定的, 通过电传操纵系统控制律设计, 则可实现稳定性的补偿。增强飞机稳定性较好的方案是采用迎角 α 及俯仰角速度 q 的组合反馈。从图 4-2 中可见, 本系统采用的就是这种方案(关于该方案的进一步说明见 4.3.4 小节)。

(4) 迎角限制模块

为了实现飞行员对飞机的无忧虑操纵, 电传系统应设法对飞机的某些重要变量的边界值加以限制。通常应对法向过载和迎角的边界值加以限制。由于该系统杆力在高速飞行时对应稳态过载, 所以, 如前所述, 过载限制是通过在杆力指令模块中引入限幅环节实现的。尽管法

向过载与迎角有一定的关系: $n_z = \frac{V}{g} Z_a \cdot \alpha$, 但只实现过载限制还不能保证实现对迎角的限制。

从该式可见, 当飞行速度 V 较大时, 若实现了对 n_z 的极值限制, 则迎角 α 不会超过最大值; 但是在飞行速度较低, 迎角 α 超过了最大值时, 过载 n_z 并不会达到最大值。因此, 仅限制过载, 还无法实现对迎角的限制。关于迎角的限制方案, 将在第 5 章中作详细讨论。

(5) 前向通道模块

系统中前向通道模块主要实现如下功能:

① 中性速度稳定性功能

在前向通道中串联有积分环节, 便可获得中性速度稳定特性, 如图 4-2 所示。在高速度工作模态的机动飞行中, 前向积分器把杆指令与法向过载的稳态误差保持为零; 在低速度工作模态的机动飞行中, 积分器使任何非指令的俯仰速率和法向过载自动减小到零。当杆指令为零时, 前向积分器使飞机处于平飞状态。当飞机改变飞行速度或高度时, 杆力(杆位移)始终在零位附近, 积分器起自动配平作用, 保持飞机平直飞行。由于在正向通道中含有积分器, 使杆力与升降舵面偏转角无比例关系, 从而使飞机的稳态迎角或过载与杆力无比例关系。这种特性通常被称为中性速度稳定性 NSS(Neutral Speed Stability)。从图 4-2 中可见, 若开关接在 NSS, 则系统正向通道中含有积分环节, 故可实现中性速度稳定性。

从飞行力学中可知, 对于速度稳定的飞机来说, 在平直飞行或等过载飞行时, 杆力与飞行速度 V 的变化曲线如图 4-4 所示。图中曲线的斜率 $\tan \alpha|_{V_{mp}} = dF_c/dV = F_c^V$ 为杆力梯度。对于速度稳定的飞机, 若

$F_c^V > 0$, 即增加速度需向前推杆, 则为正速度稳定性 PSS(Positive Speed Stability);

$F_c^V < 0$, 即增加速度需向后拉杆, 则为负速度稳定性, 即速度不稳定;

$F_c^V = 0$, 即速度变化与杆力无关, 则为中性速度稳定性, 因此, 杆力与舵面亦无一一对应关系。

通常, 飞行员主要是靠感觉杆力变化来判断速度 V (或状态)的变化, 并且习惯于正速度稳定

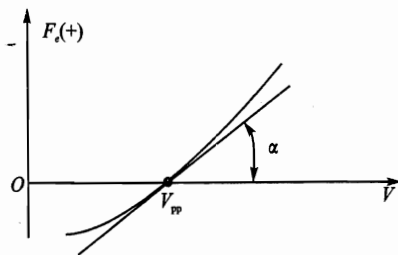


图 4-4 杆力与飞行速度 V 的关系曲线

性。这对飞行员来说是一个很重要的气动反馈。这种状态使飞行员若想保持一个给定过载飞行,则必须总是用力拉杆,而不能松杆。此时欲想卸去杆力,几乎是不可能的,也就是说,人工配平是很困难的。此外,若飞机受到纵向不平衡力矩扰动,或飞行速度发生了变化,则飞行员也必须动杆进行配平。为了减轻飞行员的负担,希望系统具有中性速度稳定性。此时,系统本身具有补偿随飞行速度变化带来的飞机升降舵配平变化的能力,即飞机具有对飞行速度扰动不敏感的特性和自动配平的能力。

在正向通道中引入积分器,由于积分器的特性,使电传操纵的飞机具有了这种中性速度稳定的特性。事实上并没有改变飞机本身的速度稳定性,只是将飞行员的配平功能由电传操纵系统完成了。

但是在起飞、着陆等端点飞行阶段,飞行员须借用杆力(杆位移)来均匀地调节迎角的大小,此时若再采用这种中性速度稳定性方案就很危险,必须取消自动配平,而采用正向速度稳定性。因此,电传系统应在端点飞行时,将系统转为 PSS 状态,即将系统正向通道中的积分器取消,如图 4-2 所示。

② 结构模态的滤波功能

在电传操纵系统控制律设计时,视飞机为刚体;但由于现代飞机采用细长机身和相对厚度较小的机翼,飞机的刚度有所下降。飞机在空中飞行时,除了刚体运动外,还包括有机体的结构弹性模态。通常弹性模态的振动频率较高,阻尼较小,并且振型多达 6 阶以上。飞机的这种结构模态运动很容易被飞机的角速率陀螺等传感器所感受,并将这种振型引入电传系统,干扰电传系统工作。严重时,由于系统的高增益以及结构模态信号的过大相位迟后,会使闭环系统发生耦合发散振荡,导致飞机损坏。尽管合适的角速率陀螺等传感器的安装位置可减小结构模态的干扰,但实际上理想位置很难找到。因此,目前比较流行的方法是,在系统正向通道或反馈通道中加入机体的结构模态滤波器。

结构模态滤波器的频率特性通常是一种陷波特性和。它对弹性模态频率的输入信号有较强的抑制功能,而对其他频带的输入信号影响极微。通常,该滤波器传递函数的分子和分母均为 2 阶复数零极点,形成一对复数偶极子。该滤波器的陷波频率应根据给定的飞机低阶结构模态频率确定。本系统的结构陷波器的传递函数为 $G(s) = 0.87(s^2 + 6s + 60^2)/(s^2 + 89.6s + 56^2)$,其频率特性如图 4-5 所示。

从图 4-5 中可见,该滤波器对频率为 $\omega = 60 \text{ s}^{-1}$ ($f = 9.6 \text{ Hz}$) 的弹性模态有较大的衰减,即阻塞该频率信号通过。由于其频率特性的形状呈凹陷形,故称其为陷波器。

将结构陷波器置于电传系统正向通道的后端,可集中对不同传感器引入的结构模态频率进行滤除;但它也对杆力信号进行滤波,引起系统操纵的延迟。因此,在有些电传系统中,将结构陷波器置于不同反馈信号的通道里,但这将增加控制律的结构复杂性。

(6) 升降舵机指令生成模块

升降舵机指令生成模块通常应给出输入到升降舵舵机回路的指令,包括:

- 舵机位置的最大、最小指令限幅;
- 舵机最大、最小的速率限幅;
- 为抑制舵机的抖动,设置后置平滑滤波器(它将降低系统的稳定性,并增加等效延迟时间)。

图 4-6 为输出指令的位置及速度限幅的一种可行方案。

综上所述,典型纵向电传操纵系统控制律的功能模块组成如图 4-7 所示。如果纵向系统

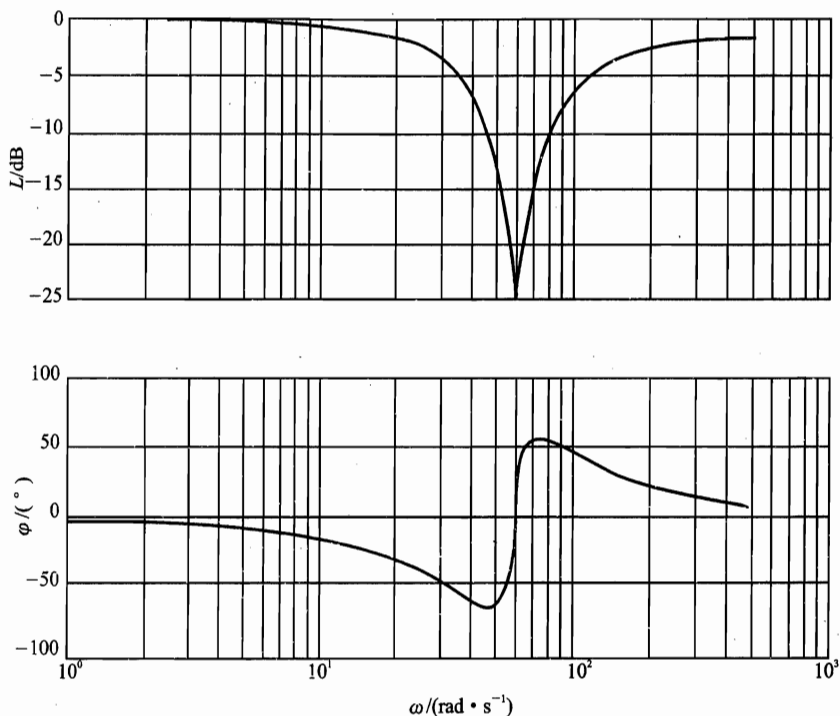


图 4-5 结构模态陷波器频率特性

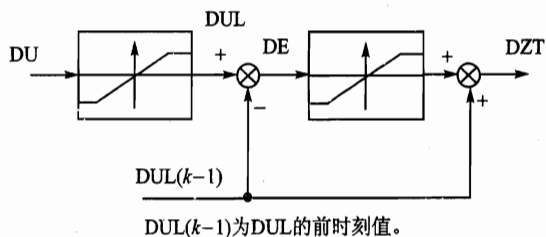


图 4-6 位置及速度限幅方案

还包括其他操纵面(如鸭翼等),则还应包括操纵面之间的交联模块。在实际系统中,为了实现控制律模态转换,可能还包含逻辑控制模块等。此外,还应包括与横航向的协调控制模块(如为了实现协调转弯,应根据滚转角提供相应的升降舵舵面的偏转)。

2. 横航向电传操纵系统控制律实例

图 4-8 是某一电传操纵系统横航向控制律结构图。从该结构图可见,该系统接收飞行员滚转和偏航指令,以及滚转角速率、偏航角速率和侧向加速度 a_y 反馈信号,最后通过控制律计算求得副翼及方向舵舵机的控制指令。

整个控制律由下述几个重要模块组成:

(1) 横滚指令通道

横滚指令通道主要包括:

① 滚转指令梯度函数

按有关要求形成飞行员指令梯度,通常应保证小杆量时低灵敏度,大杆量时高灵敏度。

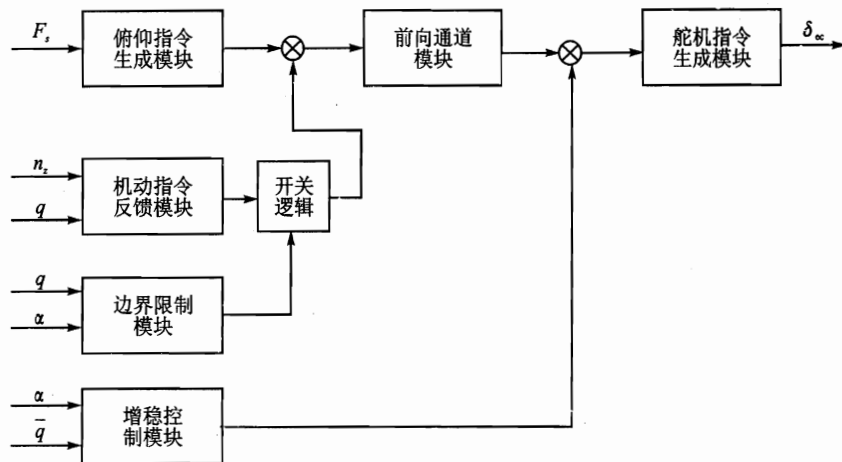


图 4-7 纵向电传系统控制律功能模块图

② 滚转指令限幅值

实现对飞机滚转角速率的最大值限幅。

③ 飞行员指令模型

与纵向通道中指令模型的作用相同,但具体参数应根据滚转通道特性选取。

(2) 横滚通道动态反馈模块

该系统仅引入滚转速度反馈信号与杆力信号进行综合,故稳态时,杆力对应滚转角速率。

该系统为了抑制飞机结构模态的影响,在滚转角速率回路中引入了结构陷波器。

(3) 滚转通道的前向模块

在该模块中,除了必要的可调增益外,还包括副翼位置及速率的限幅器。

(4) 偏航轴指令生成模块

在该模块中所包括的运算功能与滚转轴类似。

(5) 偏航轴动态反馈模块

在该模块中,采用了偏航角速率及侧向过载 n_y 反馈。由于偏航角速率信号通过了洗出网络,故稳态时,偏航指令将对应一定的侧向过载。

在该模块中,系统利用偏航角速率及侧向过载信号形成对偏航轴荷兰滚的阻尼和增稳。

为了抑制飞机结构模态的影响,在偏航角速率及侧向过载通道分别加入了结构陷波器。为了避免偏航角速率反馈对飞机稳态偏航速率的影响,在该通道中引入了洗出网络。

在模块中还包括必要的可调增益以及引入的超前-迟后校正网络,以保证获得所需的飞行品质。

(6) 偏航轴前向通道模块

在该模块中,主要包括了方向舵舵机的位置及速率限制环节。

(7) 交联模块

自然飞机的横航向运动耦合紧密,运动较复杂。当采用古典方法设计时,实际上是按轴分开设计的,没有考虑横航向运动之间的耦合影响。多数飞机在常规机动情况下,这种系统结构也是可行的;但是,当飞机以较大迎角快速滚转机动时,就必须考虑系统之间的耦合。因此,在横航向两轴及俯仰轴控制回路设计之后,必须考虑它们之间的耦合关系,设计相应的交联耦合环节,以保证电传操纵系统获得好的飞行品质和实现所要求的机动。

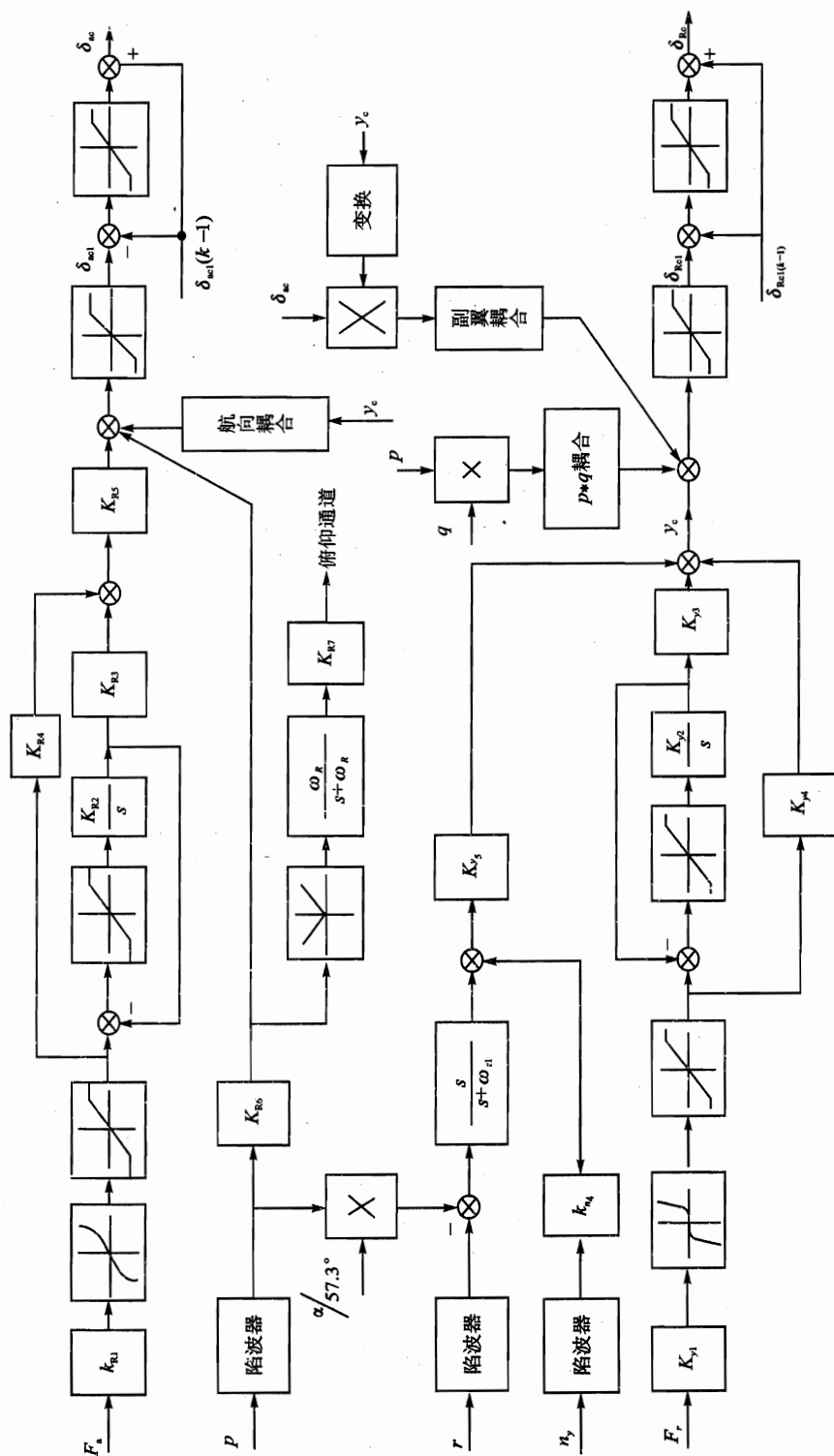


图 4-8 横侧向电传操纵系统控制律

通常,副翼(或差动平尾)的偏转使飞机产生围绕飞机纵轴的偏转,但是在迎角较大时,可能会产生某些不希望效应。现考虑飞机在大迎角绕机体轴快速滚转 90° ,此时迎角将变成侧滑角。这种现象被称为迎角与侧滑角的运动耦合。由于迎角迅速地消失,绕机体轴滚转的效应是相反的。原本滚转是用于转弯的,然后通过迎角产生升力,倾斜后产生向心力,进行转弯。由于上述运动耦合所产生的侧滑是一种有害的侧滑,将使飞机向相反方向滚转,并引起滚转振荡,因此战斗机都通过控制系统设计,使飞机绕速度轴滚转,从而保持初始迎角。

在滚转过程中所产生的另一个重要的效应是惯性交感。假定飞机已被设计为绕速度轴滚转,没有侧滑,此时要将刚体轴的角速度投影在速度轴上,且偏航角速度 r_s 为0,则可得如下2个方程:

$$p_s = p \cos \alpha + r \sin \alpha$$

$$r_s = 0 = -p \sin \alpha + r \cos \alpha, \text{ 或 } r = p \tan \alpha$$

若迎角为正,则 p 和 r 的符号相同;若迎角较大,则机体轴偏航角速率与机体轴的滚转角速率相当。因此,在快速大迎角滚转时,惯性交感所产生的陀螺效应将会产生机体俯仰力矩,使机头抬起。为了避免“俯仰分离”现象,俯仰系统必须偏转水平尾翼,以产生相反的俯仰力矩;但在大迎角时,很难获得所需的俯仰力矩,因为水平尾翼已经失速。因此,常规飞机在大迎角飞行时,滚转响应特性有很大的下降,为此,飞行控制系统必须限制滚转指令速率,以避免俯仰分离。

为了克服横侧向这种耦合现象所带来的不利影响,在电传系统设计时,应引入适当的交联耦合环节。图4-8所示系统中包含下述一些耦合环节。

① 滚转角速率 p 与迎角 α 的乘积($p \times \alpha / 57.3$)到偏航轴的交联反馈

采用这种反馈的主要目的是,形成近似的飞机绕速度轴的偏航角速率 $r_s = -p \times \alpha / 57.3 + r$ 反馈。通过系统保证 $r_s = 0$,从而使 $r = p \cdot \alpha / 57.3$,实现飞机绕速度轴的滚转,使飞机滚转机动时减少或消除侧滑。

② 副翼偏转信号到方向舵的交联

该交联的主要目的是,在指令副翼偏转进行转弯时,同时偏转方向舵,产生偏舵力矩,使机体轴随速度向量偏转,从而减少侧滑,协助实现飞机绕速度轴滚转。

③ p, q 之积的耦合反馈

在大的组合驾驶指令时,由于耦合效应,会发生大的侧滑。 $p \times q$ 反馈的目的就是增加偏航速率,以减少侧滑。同时这种反馈也是减少惯性交感的一种措施。

通过上述分析可见,电传操纵系统横侧向控制律的一般结构是由图4-9所示的模块构成的。

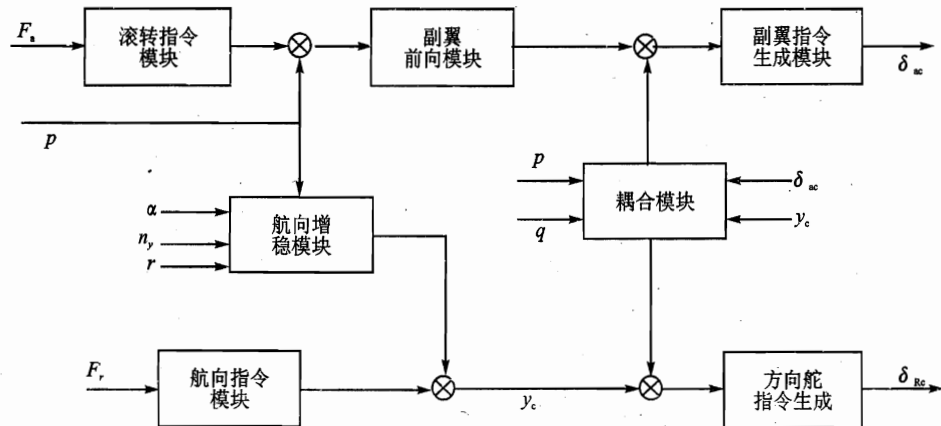


图 4-9 横侧向电传系统控制律模块结构图

4.3.3 电传操纵系统的多模态控制

现代飞机,无论是军用飞机,还是民用飞机,通过在电传操纵系统中加入适当的前馈和反馈网络,完全可以改变飞机本身的输入、输出特性,使其具有不同的飞行品质,以适应在不同飞行阶段完成不同飞行任务的需要,从而形成了现代飞行控制中的多重任务的多模态控制技术。

多模态控制通常是指,为满足飞机适应不同飞行任务的需要和减轻飞行员的工作负担,飞行控制系统所采用的可选择的控制方式及相应的控制系统结构。在不同飞行阶段和执行不同飞行任务时,通过自动或人工方式选择和实现相应的控制方式和控制律结构,从而获得所需要的飞行品质。例如,美国在20世纪80年代初进行试飞验证的AFTI/F-16飞机,就采用了多任务可裁剪的多模态控制规律。为适应飞机起飞、巡航以及不同空战任务的需要,设计了正常模态(用于起飞、巡航及着陆的整个飞行包线,同时用于次要飞行任务)、空-空射击模态、空-地射击模态及空-地轰炸模态。与此同时,为了验证解耦控制技术,还相应设计了上述4种解耦控制模态。在设计具体模态的控制规律时,根据每种模态对飞行品质的要求,确定了飞机的不同响应类型,如俯仰常规控制模态实现过载指令控制,而空-空和空-地射击模态实现俯仰角速度指令控制。

在多模态飞行控制系统设计时,核心问题是如何划分和定义系统的模态。划分系统模态可依据不同的原则,其中依据飞行任务所要求的响应类型来划分系统的控制模态,是一种重要方法。

如前所述,飞机的响应形状是指飞机对驾驶员的指令输入所产生的时域或频域的响应特性。过去多年的研究表明,飞机对指令的响应形状应与所要求的飞行任务相匹配。最好的响应形状是由飞行任务决定的(如空中加油和进场着陆等均属于不同的飞行任务)。在电传操纵系统控制律设计之前,必须对飞行任务进行恰当的定义,把计划执行的使命细分为操纵品质的任务。现代高增稳飞机的响应特性形状是由飞行控制系统的前馈信号与反馈信号的特性决定的。为了获得优良的飞行品质,在飞行控制系统设计时,必须正确选择和设计飞机的响应类型,并与所对应的飞行任务相适应。在电传操纵系统问世之前,飞机的响应特性不可能按飞行任务进行裁剪。在一些飞行任务中,飞行员只能用并非最佳的飞行品质来飞行,所得的飞行品质虽然可接受,但并不理想。在电传操纵情况下,通过控制系统设计,可按飞行任务来裁剪飞行控制规律,从而可保证在不同的飞行阶段执行不同的飞行任务时,获得最佳的飞行品质。正确地选择飞机的响应类型,对获得好的飞行品质是极为重要的。

划分响应类型的另一个重要作用是,某些响应类型有一些特殊要求。飞行控制系统的设计人员必须清楚地了解这一点,并设法满足这些要求。划分响应类型还有一个作用是,便于飞行品质测试和评价时,确定和选用合适的方法。如第3章所述,一种飞行品质评价方法,常常只适用于对一种或几种响应类型的飞行品质进行评价。所以,在系统设计时,必须根据不同的响应类型选取合适的评价方法。

常用的纵向响应类型有:常规飞机响应、速率指令/姿态保持响应 RCAH(Rate Command Attitude Hold)及姿态指令/姿态保持响应 ACAH(Attituded Command Attitude Hold)。上述3种响应类型的姿态阶跃响应曲线以及姿态、航迹的频率响应特性如图4-10所示。从图中的特性曲线可以看到不同响应类型的特点。

在控制系统中采用迎角(或过载)反馈或与俯仰角速率组合反馈时,通常将导致的系统响

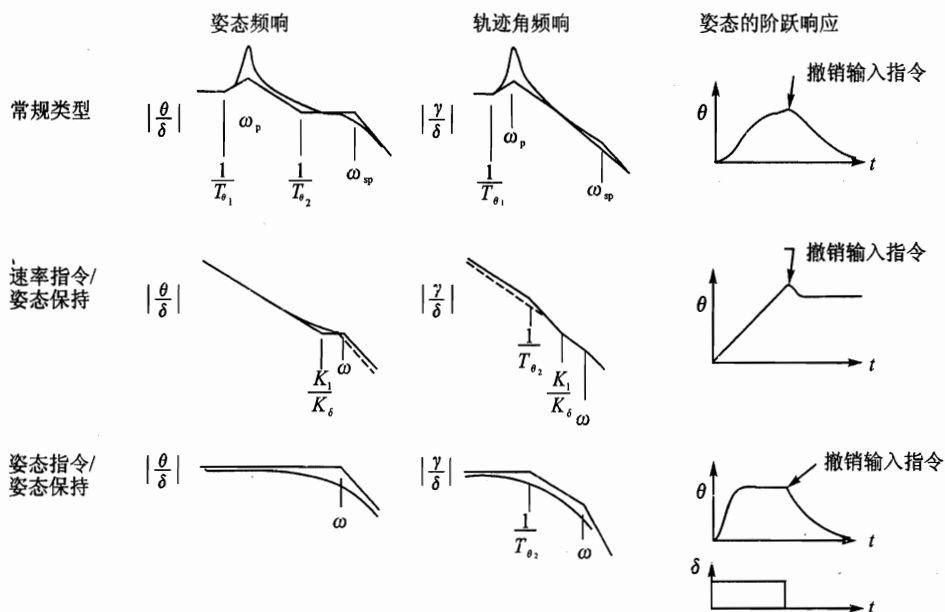


图 4-10 3 种响应类型的时域及频域特性

应类型是常规飞机的响应类型。利用俯仰角速率信号反馈且与指令信号综合,其差值用来产生舵面指令信号;或采用俯仰角速率信号的比例加积分信号,即可形成速率指令/姿态保持响应类型;采用俯仰速率反馈和姿态反馈将会产生姿态指令/姿态保持响应类型。

了解和掌握每种响应类型的优点和不足以及可应用的场合,是成功设计飞行控制系统的关键。目前在这方面还缺乏深入的研究(对直升机的研究已较深入)。

除了上述 3 种纵向响应类型外,在实际应用中还有其他响应类型,如航迹指令/航迹保持响应类型和垂直速率指令/高度保持指令类型等。横航向也有相应的一些响应类型。

定义飞机的响应类型,只是将系统的输入和输出特性进行分类,并不是要规定飞行控制系统的结构。采用不同的前馈及反馈形式,可能实现相同的响应类型;但不同的响应类型是为了适应不同飞行任务的需要而确定的,并且有相应的控制系统的结构形式,因而可作为多模态控制系统划分控制模态的一种原则。

除了依据系统响应类型来划分系统的控制模态外,还有其他一些划分控制模态的方法,如依据飞行阶段(起飞、着陆及巡航飞行阶段等)、飞行控制系统的功能(阵风载荷减缓、机动载荷控制、直接力控制等)及控制系统的工作方式(电传操纵方式和自动飞行控制方式等,后者还可细分为高度保持、垂直速度爬升及波束导引等)来划分;此外,还可依据系统可靠性的余度管理状态来划分,如正常工作模态、降级工作模态以及备份工作模态等。

飞行控制系统实现多模态控制需要解决许多问题。抑制模态转换时所产生的瞬态,是一个关键问题。多模态控制时,某时刻仅部分模态工作。当模态转换时,新模式投入运行时所产生的舵面指令通常不同于原模态所产生的舵面指令,从而使舵面指令发生阶跃性的突变,并引起飞机响应发生瞬态变化。过大的瞬态值不符合军标要求,为此应采取一定的措施对转换瞬态的幅值加以限制。

转换瞬态抑制的方案较多,图 4-11 是一种简单易行的方案。从图中可以看出,两种模态

的控制律同时运算执行。当模态转换时,原模态的输出是逐渐减弱的,而新模态的输入是逐步加强的,最后,总的输出被新模态输出所完全代替。这种淡入、淡出的过渡过程时间由图4-11中惯性环节的时间常数限定。

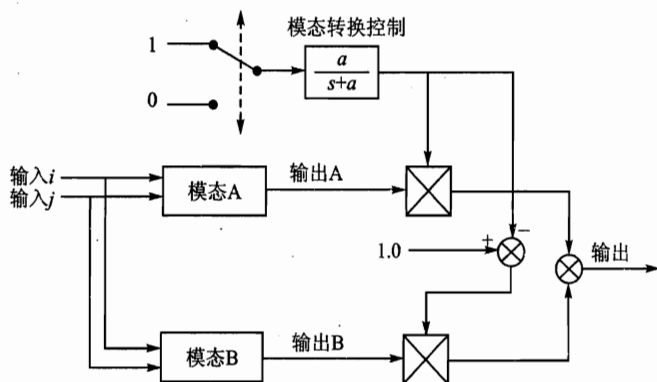


图4-11 淡入式的转换瞬态抑制方案

4.3.4 电传操纵系统增稳功能的实现

现代多数高性能的商用或军用飞机本身是静不稳定的,或静稳定性不够。如将在第5章所述,这样的飞机会获得很多的效益。此外,现代战斗机常常在大迎角下飞行,而飞行的纵向静稳定性导数 $C_{m\alpha}$ 将会随 α 角的增大而减小,甚至改变符号。当 $\alpha > \alpha_m$ 时, $C_{m\alpha}$ 将由 $C_{m\alpha} < 0$ 变成 $C_{m\alpha} > 0$, 飞机变成纵向静不稳定。为此,现代电传操纵系统必须提供一种增稳的控制功能,通过引入适当的反馈信号来保证系统是稳定的。由于电传操纵系统设计时,通常是按纵向及横侧向分开进行的,所以,下面分别按纵向及横侧向讨论增稳功能的实现方法。

1. 纵向增稳方案

纵向增稳的目的是,为飞机的短周期模态提供满意的自然频率和阻尼比。由于该模态主要是由飞机的迎角及俯仰速率构成的,因此,反馈这些变量,控制飞机的升降舵,即可修正短周期模态的自然频率和阻尼化。长周期模态将不受该反馈信号的影响。

(1) 引入迎角 α 反馈的增稳方案

在这种增稳方案中,升降舵的调节规律为

$$\delta_e = L_\alpha \alpha \quad (4-1)$$

式中: L_α 为比例调节规律的增益。飞机短周期迎角 α 的运动方程为

$$(s^2 + c_1 s + c_2) \alpha = -M_\alpha \delta_e \quad (4-2)$$

式中:

$$c_1 = 2\zeta_d \omega_d = Z_\alpha + M_\alpha + M_q$$

$$c_2 = Z_\alpha M_q + M_\alpha$$

$$M_\alpha = -\frac{q s c_A C_{m\alpha}}{I_y} \quad (4-3)$$

众所周知,飞机的静稳定性取决于 $C_{m\alpha}$ 的符号。若 $C_{m\alpha} < 0$, 则飞机是静稳定的; 否则是静不稳定的。由式(4-3)可知, $M_\alpha < 0$ 。若 $|M_\alpha| > Z_\alpha M_q$, 则 c_2 变为负值, 该特征方程是不稳定的, 特征方程的2个根将会变成一个小正根和一个绝对值较大的负实根。若采用式(4-1)的控制规

律,则可得闭环系统的运动方程:

$$[s^2 + c_1 s + (c_2 + M_{\delta_e} L_\alpha)]\alpha = 0 \quad (4-4)$$

只要适当选取 L_α ,并使 $(c_2 + M_{\delta_e} L_\alpha) > 0$,则系统就是稳定的。当忽略了升降舵偏转所产生的升力时,进一步从飞机的俯仰力矩的表达式中可以看到,式(4-1)的控制律实际上是等效地改变了飞机的静稳定导数 $C_{m\alpha}$ 。飞机的俯仰力矩可用系数形式表示为

$$C_m = C_{m\alpha=0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e + [\text{动导数各项}] \quad (4-5)$$

由于式(4-1)控制律, $\delta_e = L_\alpha \alpha$,所以

$$\begin{aligned} C_m &= C_{m\alpha=0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}L_\alpha\alpha + [\text{动导数各项}] = \\ &= C_{m\alpha=0} + (C_{m\alpha} + C_{m\delta_e}L_\alpha)\alpha + [\text{动导数各项}] = \\ &= C'_{m\alpha=0} + C'_{m\alpha}\alpha + [\text{动导数各项}] \end{aligned} \quad (4-6)$$

式(4-6)中: $C'_{m\alpha}$ 为等效的静稳定导数。由于 $C_{m\delta_e} < 0$,所以,引入式(4-1)控制律,相当于增大了飞机等效静稳定导数。

采用迎角反馈改善飞机稳定性的主要缺点是,将会使系统的阻尼比降低。从式(4-4)中可见,由 $\delta_e = L_\alpha \alpha$ 仅改变了 c_2 ,使 c_2 增大了,即系统的自然频率 $\omega_d = \sqrt{c_2}$ 增大了,但方程式中的 c_1 未变,故系统的阻尼比 $\zeta_d = c_1/2\omega_d$ 将有所降低。

采用迎角反馈的另一个问题是,精确、无噪声干扰地测量迎角较为困难。为此,在系统中常常须采用迎角的滤波器。由于大气紊流所引入的噪声频率较低,通常采用时间常数为 0.1 s 的 1 阶非周期环节的低通滤波器进行滤波。应看到,由迎角传感器所引入的噪声将使系统较难达到精确的指向(瞄准)。所以,如若可能,应尽量避免使用迎角反馈,或者限制迎角信号反馈量的大小。

(2) 引入俯仰角速率反馈的增稳方案

采用俯仰角速率反馈时,控制规律为:

$$\delta_e = L_q q \quad (4-7)$$

式中: L_q 为比例调节规律的增益。飞机角速率 q 的短周期方程为

$$(s^2 + c_1 s + c_2)q = -M_{\delta_e}(s + Z_\alpha)\delta_e \quad (4-8)$$

如将式(4-7)代入式(4-8),则得

$$[s^2 + (c_1 + M_{\delta_e} L_q)s + (c_2 + M_{\delta_e} Z_\alpha L_q)]q = 0 \quad (4-9)$$

从式(4-9)可见,只要适当选取 L_q ,就可保证闭环系统是稳定的。如果原飞机的稳定性差,或是静不稳定的,为了使系统稳定,则必定要选取较大的增益 L_q ;但过大的 L_q 将使上述特征方程中的第 2 项系数过大,从而使系统阻尼比增大,形成过阻尼现象。

为了解决这个问题,在实际应用中,还可采取俯仰角速率的延迟反馈,即

$$\delta_e = \frac{L_q}{s + Z_\alpha} q \quad (4-10)$$

若将式(4-10)代入式(4-8),则

$$(s^2 + c_1 s + c_2)q = -M_{\delta_e} L_q q$$

可以看到,此时反馈信号仅影响特征方程的第 3 项,其效果与迎角反馈控制律是类似的。

(3) 引入迎角和俯仰角速率组合反馈方案

这种增稳方案是现代飞机电传系统常用的一种方案,F-16 飞机纵向电传系统就采用了这种增稳方案。此时系统的控制律为

$$\delta_e = L_\alpha \alpha + L_q q \quad (4-11)$$

如果不考虑舵回路的动态特性以及迎角滤波器,电传系统中的增稳模块的结构图如图4-12所示。由于有2个可选参数 L_q 及 L_α ,因此,可通过适当选取 L_q 和 L_α ,保证系统既有一定的自然频率,又有合适的阻尼比。

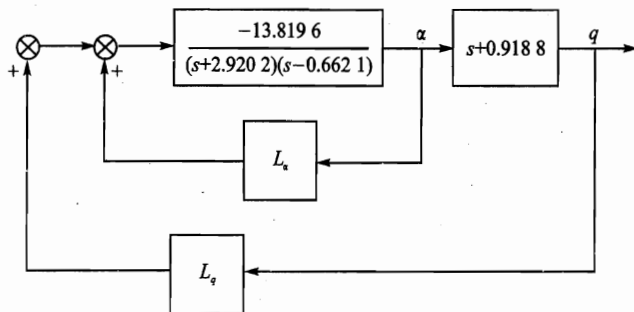


图4-12 俯仰增稳系统结构图

例如,飞机纵向短周期传递函数分别为:

$$G_\alpha(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-13.8196}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$

$$G_q(s) = \frac{q(s)}{\delta_e(s)} = -\frac{13.8196(s+0.9188)}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$

从中可见,该飞机短周期是不稳定的。如采用式(4-11)控制规律,可得下述闭环系统特征方程:

$$\Delta(s) = s^2 + (2.258 + 13.8196L_q)s + (13.8196L_\alpha + 12.697L_q - 1.9335) = 0$$

若仅采用迎角反馈,即令 $L_q=0$,为保证系统稳定且有一定的自然频率,则可确定所需要的增益 L_α 。若令 $\omega_d=3$ rad/s,可求得 $L_\alpha=0.79$,但此时系统的阻尼比 $\zeta_d=0.376$,其值偏小。

若仅采用俯仰角速率 q 反馈,即令 $L_\alpha=0$,同样保证系统稳定,且 $\omega_d=3$ rad/s,则可求得 $L_q=0.86$,但此时系统的阻尼比 $\zeta_d=2.357$,产生了过阻尼现象。

若采用迎角及俯仰角速率 q 组合反馈,由于有2个参数 L_α 和 L_q 可供选用,故可任意按要求配置系统的自然频率 ω_d 及阻尼比 ζ_d 。若期望 $\omega_d=3$ rad/s, $\zeta_d=0.7$,则可求得 L_α 和 L_q 分别为:

$$L_q = 0.1405 \quad L_\alpha = 0.662$$

(4) 关于法向过载 n_z 反馈

当只靠迎角增量 $\Delta\alpha$ 来产生飞机升力增量 ΔL 时,可近似得到下述关系:

$$\Delta n_z = \frac{V}{g} Z_\alpha \Delta\alpha$$

因此,若引入法向过载的增量反馈进行增稳,则其效果与引入迎角反馈是类似的;但由于法向过载 n_z 传感器同时会感受到飞机的其他振动频率信号,故在使用时还应经过低通滤波器,这样就降低了它的补偿效果。此外,如果考虑到飞机除了迎角外,还有其他的操纵面可产生升力增量,则法向过载应采用下述准确的表达式:

$$\Delta n_z = \frac{V}{g} (q - \dot{\alpha}) \quad (4-12)$$

此时,法向过载 Δn_z 与升降舵 δ_e 之间的传递函数常为一非最小相位系统,即分子上将包含一

个很大的正零点。因此,即使不使用低频滤波器,这种法向过载反馈也不易取得较好的补偿效果。

例如,上例中的飞机,如果考虑到升降舵(可动平尾)的升力系数,则飞机纵向短周期传递函数为

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = -\frac{0.174(s+80.3624)}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = -\frac{13.75(s+0.1588)}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$

如将上述传递函数代入式(4-12),则可得

$$\frac{\Delta n_z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{V}{g} \frac{0.174(s^2 + 1.08s - 75.76)}{\Delta(s)} = \frac{V}{g} \frac{0.174(s+9.26)(s-8.18)}{\Delta(s)}$$

可见, Δn_z 传递函数是一个非最小相位系统。若采用该信号进行稳定性补偿,则难以取得好效果,故应用得较少。

此外还应注意,采用过载反馈可能会影响长周期模态的稳定性,使长周期的自然频率降低。

2. 横侧向增稳方案

横侧向增稳的基本结构如图 4-13 所示。机体滚转速率反馈驱动副翼来修正飞机的滚转模态,偏航角速率反馈驱动方向舵来修正飞机的荷兰滚模态。一般来说,飞机的滚转运动、航向及侧滑运动并不实现解耦,所以系统将是 2 个输入的多变量系统。

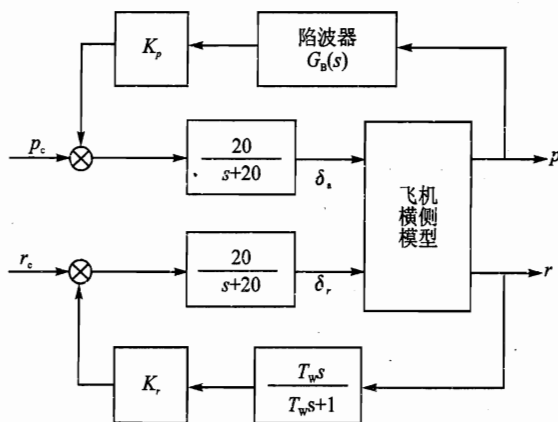


图 4-13 横侧向增稳结构图

偏航角速率反馈增稳的目的是,用方向舵产生偏航力矩来抵消由荷兰滚所建立的偏航速率。但是现代高性能飞机在通过滚转进行稳态协调转弯时,必然要产生所需要的偏航角速率。采用偏航角速率反馈,将妨碍所需要的偏航角速率的建立。为了解决这个问题,通常在偏航角速率反馈通道中加入洗出网络 $G_w(s)$ 。由于该网络是一高通滤波器,故在稳态转弯时,其输出为 0,相当于将偏航角速率反馈断开,因此,将不会影响所需的稳态偏航角速率的建立。洗出网络的时间常数 T_w 对荷兰滚阻尼影响较大,通常取 $T_w=1$ s。

滚转角速率反馈的主要目的是,减少飞机滚转性能随飞行条件的变化。实际上,飞机的滚转时间常数随飞行条件有很大的变化,而副翼的效率系数随飞机的迎角也有很大的变化。这些变化都会使飞机的滚转性能发生很大的改变,并使飞行员难以精确地对飞机进行操纵。若滚转速率反馈能随迎角而改变,那么闭环系统特性的变化将会达到更小。图4-14表示了F-16飞机滚转时间常数随迎角变化的曲线(该曲线取自F-16飞机海平面水平直线飞行,正常质心时)。从中可见,迎角较大时,滚转模态的极点将变得很小。当迎角大于 20° 时,滚转模态的极点将与螺旋模态的极点耦合,形成一对复数极点。

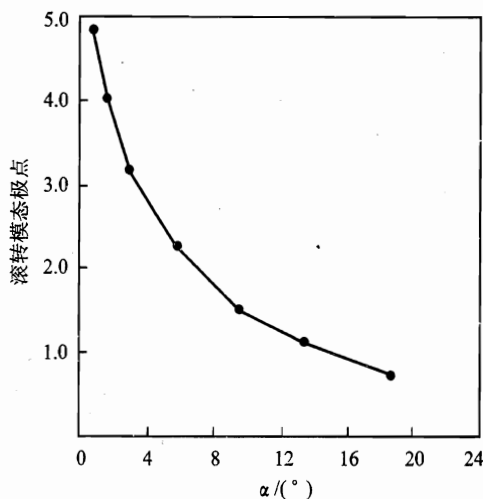


图4-14 F-16飞机滚转时间常数随迎角的变化

飞机在进场着陆阶段,也常常会发生以相对较大的迎角飞行的状态,故此时也需要有滚转角速率反馈,以保证具有好的滚转响应特性。在进场着陆阶段,在侧风存在的条件下,满意的荷兰滚阻尼是特别重要的。

图4-13结构图中,在滚转速率的反馈通道中引入了飞机结构模态滤波器 $G_B(s)$ 。飞机副翼偏转产生的力矩可能通过机翼的弹性梁式结构传播,并被位于机身处的角速率陀螺敏感。由于机翼的弹性模态的谐振频率较低,所以,这种影响将产生一种低通滤波的效应,并在滚转角速率回路的频带内产生重要的相位滞后和增益的改变,因此,该结构模态滤波器应设计用来补偿这种相移和增益的变化。

4.4 电传操纵系统控制律的设计

4.4.1 概述

从4.3节现代高性能飞机电传操纵系统的结构分析中可见,电传操纵系统是一个复杂的多回路的自动控制系统。若想使其具有所要求的飞行品质,除应根据飞机所执行的飞行任务选择合适的控制律结构外,还必须利用一定的控制系统设计方法,为控制律选取合适的参数,并选取合适的飞行品质评价方法,以验证系统是否获得了优良的飞行品质。由于现代飞机电子飞行控制系统的复杂性,控制律设计不可能一次完成,而需要多次反复迭代,并通过试飞进

行最后调整。经验表明,初步控制律的设计过程大致如图 4-15 所示。

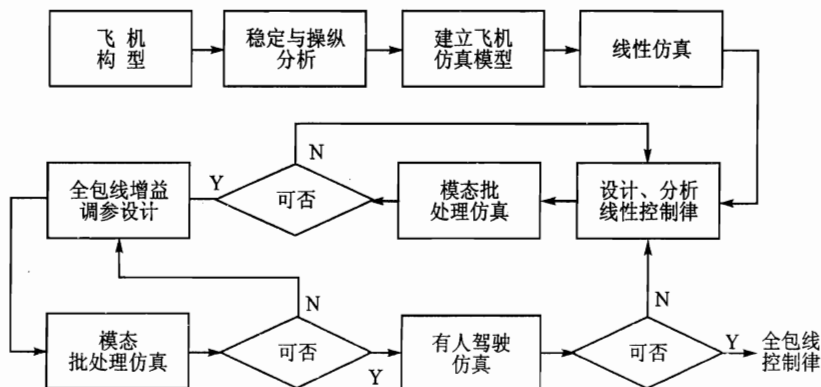


图 4-15 初步控制律的设计过程

从上述设计过程中可以看到,在控制律设计过程中如下几点是非常重要的。

1. 建立飞机准确的数学模型

准确的被控对象数学模型是控制律设计的基础。一般来说,飞机准确的数学模型是复杂的变系数非线性六自由度微分方程。目前,直接采用这种复杂的数学模型进行初步设计是不现实的。通常的方法是,利用小扰动线性化方法,将其线性化,并将时变参数问题利用系数冻结法变成常系数的运动方程。通常,初步控制律就是基于给定飞行状态(给定的高度及空速状态)条件下的纵向及横侧向线性微分方程进行设计的,从而得到仅适于这种飞行状态的控制律结构及参数。通过逐次对整个飞行包线内不同飞行状态下的控制律设计,可得到适于不同飞行状态的控制律结构和参数,并利用不同的方法进行控制律参数及结构的调参规律设计,最后得到一个适合于整个包线的完整的飞行控制律。

鉴于上述控制规律是利用线性模型设计的,因此,还必须确认该控制律是否适用于飞机真实的非线性模型。目前,这种确认的基本方法是采用非线性仿真,通过非线性仿真检验和修改线性设计时所得的控制规律。

无论是线性还是非线性的飞机模型,在开始控制律设计时,其具体气动参数只能是分析预测和风洞的试验结果,一般来说准确性不高。因此,在飞机研制的后续过程中,还必须依据不同阶段获得的飞机模型参数对控制律进行适当的修正。

2. 设计统一的多模态控制律

如 4.3 节所述,现代电传操纵系统是一种任务可裁剪的多模态控制系统,因此,必须根据不同飞行任务要求对控制律进行单独设计。在各种模态控制律设计完成后,还必须对多模态控制律进行综合,得到统一的多模态控制律,并应设计合理的控制律转换逻辑。

3. 依据飞行任务设计控制律

对不同飞行任务的控制系统进行控制律设计时,必须依据相应的飞行任务选取相应的系统响应类型,并决定选用的飞行品质评价准则。同时还应看到,为了满足所选用的飞行品质评价准则,设计不单纯是系统动态响应的设计,还必须按飞行品质准则要求实现相关技术指标的设计,如杆力梯度设计和转换瞬态设计等。

4. 控制律设计验证

必须看到,现代飞机电传系统控制律设计是一个多次反复修正的过程。所有设计的控制规律必须通过人在回路的地面仿真验证及试飞验证,并应根据试验结果进行修正。

5. 系统控制律计算机辅助设计

由于高性能飞机的电传系统控制律的复杂性,无论是采用古典方法设计,还是采用现代控制理论方法设计,都必须充分利用计算机辅助设计手段。因此,发展人一机友好的适于飞行控制系统设计的计算机软件,是完成高质量控制律设计的关键。

鉴于电传系统控制律设计的复杂性,本节不能全面讨论控制律设计的各个过程,只能主要讨论基于飞机线性模型的初步控制律的某些设计方法的应用。

4.4.2 电传系统控制律设计方法综述

众所周知,在控制系统的设计方面,存在两种主要的设计方法:经典方法(以频域方法和根轨迹方法为代表)和现代控制理论方法。尽管现代飞机电传系统多数采用多回路耦合的控制规律,利用飞机及不同子系统状态反馈,形成对不同控制面的控制指令,造成了不同控制回路之间严重的相互影响和耦合,但过去及现今,多数飞控系统控制律设计主要还是采用经典的单回路方法进行设计的。这种方法对单回路及多回路控制问题已获得成功的应用,并且也为工业界所接受。在过去30多年中,多变量控制律的综合与分析技术已获得极大发展。多变量控制理论的优势就在于,处理多变量、多回路问题时,可采用系统综合方法完成。尽管已有一些好的计算算法和软件,但工业界实际的控制系统设计人员也只是勉强地接受和应用这种新技术,人们主要还是依赖于每次一个回路分别利用经典的频域或根轨迹方法进行设计。造成这种状况的主要原因可能有如下几点:

- 经典的方法本质上是凭借对控制系统大量的直觉和经验而进行的,广大的工程设计人员对这种方法不仅熟悉,而且有丰富的经验;
- 经典的设计方法可使设计者清楚地看到系统的动态和性能是如何被修正的;
- 现行的飞行品质和性能评价准则,基本上还是依据经典理论及概念提出的。

此外,针对飞机本身的特性,采用线化处理以及调参处理等方法,也能较好地解决飞机本身的非线性和参数变化等问题。在初步设计后,采用广泛地基和空中的模拟实验调整,最终仍能得到性能完善的飞行控制系统。

近年来YF-22飞机及JAS-39飞机试飞故障的经验也表明,这种设计方法并不总是成功的,并且对于新飞机的高性能要求,仍采用经典方法设计,也是困难的。这主要表现为:

- 对于飞控系统的多输入、多输出,经典方法难以处理,难以协调;
- 对于现代飞机所要求的大机动性、敏捷性及飞机的非线性,难以按常规方法进行线化处理;
- 飞行控制系统变得越来越复杂,使设计变得复杂、困难,进度缓慢。

鉴于上述原因,利用现代控制理论方法设计飞行控制系统的试验与验证,也在坚持不懈地进行,并取得了一定的成功经验。

现代控制理论方法设计有2个核心特征:

- 设计基于系统的状态变量模型,状态变量模型比传递函数描述包括更多的系统信息,从而容易得到完善的控制性能;

- 设计时常常采用一个数学上准确的性能准则来描述系统的性能规范要求,从这个准则出发,便可求得系统的控制规律。这相当于同时闭合了多个控制回路,并使各回路的性能自动地协调。

但不幸的是,目前的一些现代控制设计方法却难以适应飞机控制系统的设计,主要的原因是:

- 被控对象——飞机难以得到准确的状态变量模型,特别是它的非线性特性以及未建模的动态特性;
- 目前的性能指标形式很难适应现代飞控系统设计用的品质规范要求,即很难把飞控系统设计用的规范要求转换为设计用的性能指标;
- 状态反馈难以实现,并非所有的状态都可测,都可用于反馈控制,虽可引入观测器获得不可测状态,但同时引入了高阶动态反馈,将与原设计的系统特性有差别;
- 传统的现代设计方法也仍然要取决于大量设计参数的试凑选择,这些参数的任意性及难以选取,也使这些方法难以应用。

经验表明,在应用现代控制理论方法进行飞控系统设计时,应注意解决下述问题:

- 如何使系统模型降阶或简化,即如何用简化模型进行设计或使用较少的测量信息实现控制;
- 如何将飞控系统设计规范转化为设计方法所需的指标,或者如何使用非标准的性能指标进行设计;
- 如何提高控制系统对模型不确定性的鲁棒性。

尽管这些问题很早就已被意识到了,但解决起来却很困难。经过多年的实践,上述问题已有不同程度的解决,并积累了一些实际经验。美国波音公司在应用现代多变量最优控制技术设计飞控系统方面起步较早,在总结经验时提到:

- 应把现代多变量技术与经典技术及灵敏度分析技术结合起来;
- 应建立和确定可将实际设计要求转换为求解的数学表达式的实际指导规则;
- 应对工程技术人员进行现代多变量技术应用的有效训练;
- 应开发和发展人-机界面非常友好的设计软件。

目前,分析和设计验证表明,适于飞机飞行控制系统的现代设计方法,主要有以下几种:

1. 最优二次型设计方法

最优二次型设计包括输出反馈的最优二次型、显模型跟踪及隐模型跟踪等。最优二次型设计方法是用于飞行控制系统设计较早、较多和较成熟的一种方法。在 20 世纪 70 年代,美国波音公司就将这种方法用于控制增稳以及阵风减缓系统的设计。这种方法在民用飞机上的一次成功应用是波音公司对 B767 飞机侧向自动驾驶仪的重设计。利用最优二次型方法对 B767 飞机侧向自动驾驶仪的重设计,很好地解决了巡航飞行偏航阻尼器与侧向自动驾驶仪同时工作时所产生的小幅值不衰减航向振荡。图 4-16 给出了试飞测试结果。70 年代,美国在 F-8C 主动控制验证机上,用显模型跟踪最优二次型法设计了电传操纵系统控制律,获得了成功;80 年代,在先进技术验证机 X-29 上,采用隐模型跟踪最优二次型与经典法相结合,成功地设计了多模态电传系统控制律,试飞证明这种方法是可行的;80 年代末期,大迎角超机动验证机 X-31 飞控系统控制律设计的基本方法也是最优二次型方法;此外,原西德的 F104G CCV 验证机和日本的 T-2CCV 验证机也都采用最优二次型的设计方法。这些例子说明了最

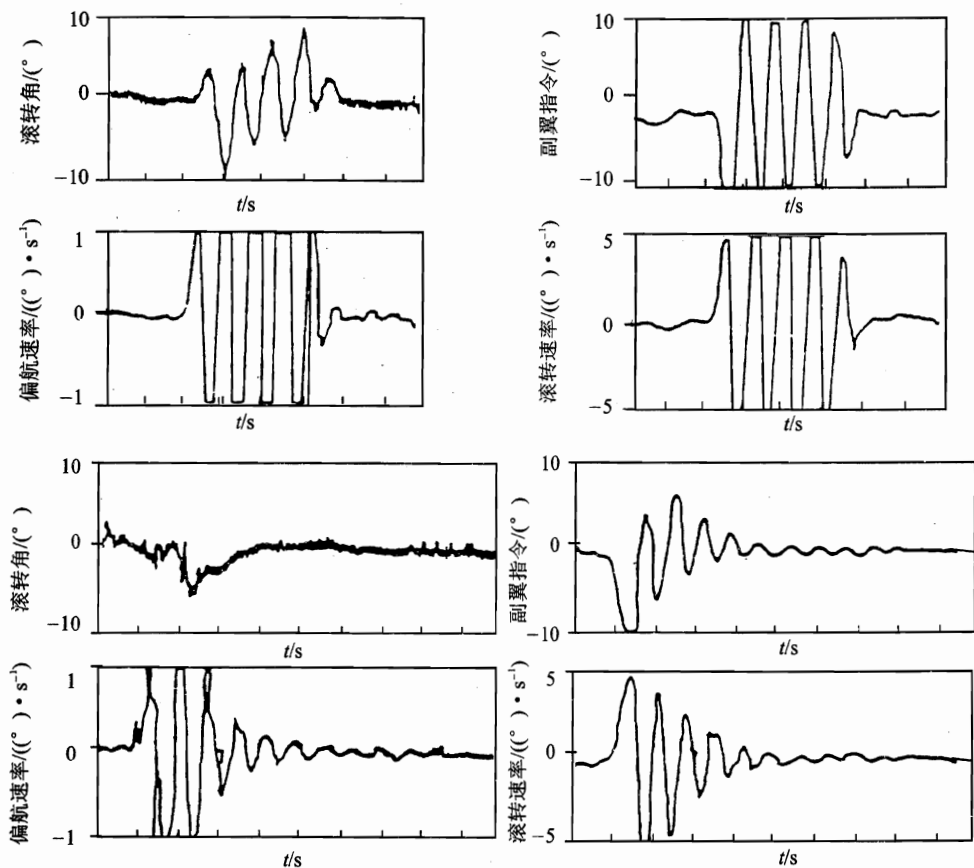


图 4-16 B767 飞机重设计前后的航向振荡

优二次型方法在用于飞行控制系统设计方面是较为成功和成熟的。

关于最优二次型的设计方法及其在飞控系统中的应用,其详细内容可参阅有关资料。

2. LQG/LTR 方法

LQG/LTR(最优二次型高斯/回路传递函数恢复)方法近几年在学术界及工业界均很流行。采用前述 LQR 方法设计的全状态反馈控制律,在增益及相稳定裕度上具有“确保的鲁棒性”;但在工程上一般不可能采用全状态反馈,而状态反馈可作为采用卡尔曼滤波器提供状态估计的设计基础,使调节器能恢复全状态反馈时所具有的鲁棒特性。采用这种设计方法避免了全状态反馈,可采用输出反馈,同时改进了简单采用估计器的缺陷,保证了系统的鲁棒特性,故获得了广泛的重视。美国在实现短距起降及机动技术验证机的综合飞行/推进控制系统时,采用经典方法设计了横侧向电传操纵系统,而对纵向的某些模态控制律的设计采用了 LQG/LTR 方法。

3. 特征结构配置方法

在经典设计方法中,对单输入、单输出系统,可选择单个增益来配置闭环极点的位置,以保证期望的时间响应和鲁棒性;对多输入、多输出系统,不仅可配置极点,还可利用来自多输入的额外自由度配置闭环系统特征向量(包括零点和极点)。从飞机飞行控制系统工程设计

出发,对系统的极点和零点的位置都有要求,才能保证飞机的飞行品质要求。另外,由于特征向量分解方法提供了模态分解手段,所以,在解耦控制中非常有用。

为了实现特征向量配置,比较有实际意义的方法是,采用输出反馈以及有约束的输出反馈方法;另外,具有动态补偿器的输出反馈方法亦有应用。

早在 1983 年,美国就曾用常增益的输出反馈特征向量配置法设计了 L-1011 飞机的增稳系统,接着于 1987 年用动态补偿器特征向量配置法设计了 L-1011 飞机侧向控制系统。最为重要的是,美国新的隐身轰炸机 B-2 采用特征结构配置法设计了横侧向控制律,并获得了好评。

4. 定量反馈理论方法

定量反馈理论方法 QFT(Quantitative Feedback Theory)是 20 世纪 80 年代中期兴起的频域设计技术、计算机辅助设计手段及工程设计经验三结合的一种鲁棒设计方法。这种方法可考虑被控对象的参数定量不确定性范围,也可考虑性能要求的定量范围,利用频域的奈奎斯特图实现所期望的鲁棒设计。QFT 方法可通过设计一个补偿器和一个前馈滤波器,达到所要求的鲁棒性。它适用于非线性、时变及多变量系统的设计,是一种和工程应用距离较近的理论 and 设计方法。自从 1984 年开始,美国空军技术学院的专家们就采用这种方法分析了具有严重不确定性的 X-29 飞机的多输入、多输出飞控系统;接着有人用该方法对 YF-16CCV 飞机进行了重构控制律设计及 AFTI/F-16 的多变量控制律设计;最重要的结果是,该方法被用于设计无人机飞控系统,并于 1992 年完成了试飞。纵观这种方法的提出和其众多的应用论文,几乎都是将该方法用于飞机飞行控制系统的设计。因此,这是一种非常有前途的飞行控制系统设计方法。

5. 非线性系统动态逆设计方法

如前所述,目前飞行控制系统设计多数是采用线化和系数冻结模型进行的。采用这些设计方法并不能保证总是成功的;况且,现今高性能战斗机要实现大迎角超机动飞行,飞机必须采用非线性模型方能进行控制律的有效设计。在众多非线性模型设计方法中,利用动态逆实现反馈线性化,是一种正在兴起的新方法。目前,多数研究过失速和大迎角超机动飞行的飞控系统设计人员都采用了这种方法。F-18 高迎角研究机采用这种方法进行了飞控系统控制律设计,并于 1994 年在地基飞行模拟器上进行了评价,表明这种方法是可行的。

6. 现代鲁棒设计方法

目前,在飞控系统设计中,多数采用的是飞机的刚体运动方程,而忽略了飞机高频弹性模态。实际上,飞机这些高频未建模的模态,可能会使适宜于刚体飞机的飞控系统变成不稳定;此外,现代飞控系统是按定点飞行状态方法设计的,但当飞行状态改变时,飞机模型的参数是变化的,且其变化是低频的,这也可能使闭环系统失去稳定。因此,要求所设计的飞控系统必须具有鲁棒稳定性。飞行控制系统在实际工作时,存在各种干扰和噪声(如大气紊流、突风及传感器噪声等),如果设计时没有考虑它们的影响,则系统工作时,这些因素将会使系统性能变坏。所以,设计控制器时,保证系统具有性能鲁棒性,也是极为重要的。

对单输入、单输出系统,鲁棒性设计是通过提供足够的增益和相位裕度来实现的;但对多变量或多回路系统而言,单个的增益及相位裕度与全局鲁棒性之间没有简单的关系。现代控制理论方法中,使用奇异值的分析思想,可将经典频率鲁棒性度量方法扩展到多输入、多输出、

系统,即采用传递函数阵的奇异值频率特性图,可将许多经典控制中的丰富经验用于多输入系统。

现在,这种鲁棒性分析方法被广泛用于多变量飞控系统分析中。在工程设计中,常规飞机的横侧向控制律设计,其稳定性度量和评估,严格说,已不能沿用单输入、单输出系统方法进行逐个回路测量,而应采用奇异性方法进行评价。当然,这种方法也已被证明具有一定的保守性,但仍不失为一种从理论到工程都较为适宜的方法,并且成为现代多变量频域法设计的基础(如 LQG/LTR, H_∞ 等)。

除上述概要介绍的这些方法外,还有许多新的控制理论方法,如 H_∞ 、 μ 分析、人工智能及神经网络等方法也正在被研究和试用,但这些方法要真正成为有价值的工程应用方法,还有许多工作要做。

4.4.3 电传操纵系统控制律设计

如前所述,控制律可采用经典控制理论与现代控制理论两种方法进行设计。由于经典控制理论设计方法主要是应用频域或根轨迹方法进行设计的,其设计过程是大家熟悉的,限于篇幅,本书将不予讨论。本书将以最优二次型及特征结构配置两种方法为例,重点说明现代控制理论方法的应用。

1. 纵向电传操纵系统控制律的最优显模型跟踪设计

(1) 概述

考虑到工程实现的要求,以及 X-29, X-31 和 F-8C 等飞行控制系统的设计经验,在具体应用最优二次型方法设计时,通常可按下述步骤进行。

- ① 简化系统模型,形成最优二次型设计的开环构型。飞机本身是由一个复杂的非线性运动方程描述的,设计时,均采用纵向和横侧向分开的简化线性模型。由于常规最优二次型方法是全状态反馈的控制律,如果被控对象的阶次取得过高,则所得全状态反馈也难以实现。所选低阶模型应能反映系统不变部分(主要由飞机、作动器以及系统中重要滤波器等组成)的主要动态特性,而将其高阶模态特性截断。
- ② 依据简化模型进行最优控制律设计。由于设计模型已简化,所得全状态反馈的数量减少,便于工程具体实现。
- ③ 由于实际的被控对象是高阶的,而最优设计时采用的是简化模型,所以,在实现控制规律时,实际系统性能将会变坏,甚至可能是不稳定的。为此,在最优设计完成之后,应进一步检查。检查时,系统中应包括被忽略的一些高频动态环节及非线性特性,必要时则可进一步应用经典控制理论方法对系统进行适当的修正(包括引入必要的补偿网络)。
- ④ 在动态设计完成后,还应根据规范要求,进行系统的静态操纵特性设计,完成系统的综合。
- ⑤ 在采用全量非线性数学模型的基础上,对所设计的飞行控制系统进行数学或飞行品质模拟器的仿真试验,以检查纵向及横航向系统的耦合和大扰动时的特性,并设计和修正系统的某些参数。

(2) 纵向电传系统控制律的显模型跟踪最优二次型方法

电传飞行控制系统设计的基本问题是指令跟踪的控制问题,为此可采用模型跟踪最优

其中:

- 飞机纵向运动方程:取简化的纵向短周期2阶模型。考虑到该电传系统实现常规飞机响应,完成对飞机 C^* 响应的模型跟踪控制,故取飞机方程的状态为飞机的俯仰角速率 q 及法向过载 n_z ,并分别定义为状态向量 x_1 和 x_2 。由于法向过载传感器还易感受飞机上其他法向加速度的干扰信号,故需通过一个1阶低通滤波器,滤掉干扰。由于该滤波器频带较低(通常时间常数 $T=0.25$ s),所以最优设计时,须考虑该滤波器的动态特性。
- 升降舵舵机及助力器的动特性以传递函数 $20/(s+20)$ 近似等效(实际上相当于忽略了舵机的动态特性)。
- 为了实现 C^* 响应的显模型跟踪最优设计,在开环系统中须根据飞行品质要求设计一个理想模型。如第3章所述,理想 C^* 响应模型通常可用2阶环节表示:

$$G_m(s) = \frac{\omega_{nm}^2}{s^2 + 2\zeta_m \omega_{nm} s + \omega_{nm}^2}$$

式中: ζ_m 和 ω_{nm}^2 可依飞机纵向飞行品质要求确定。如取 $\zeta_m=0.9$, $\omega_{nm}=7.4$ rad/s,则通过检测知,系统的阻尼比 ζ 以及CAP值可处于MIL-F-8785C(或STD-1797)的1级飞行品质范围内。当然, C^* 响应模型参数亦可依飞行状态而改变。本设计对不同的飞行状态均取相同的 C^* 响应模型,由此可得:

$$G_m(s) = \frac{55}{s^2 + 13.5s + 55}$$

- 为了实现空中飞行时的中性速度稳定,在正向通道中须引入一个积分环节,其输入为理想模型响应与实际 C^* 响应之差。为形成实际 C^* 响应,根据 C^* 响应定义,可由经过滤波后的过载 n_z 及俯仰角速率形成,如图4-17所示。
- 考虑到该电传系统应对飞机飞行中所受大气扰动进行抑制,故在设计时,将飞机所受大气扰动数学模型包括在开环构型中。依据MIL-STD-1797规定,大气紊流沿 z 轴分量的速度频谱(德莱顿模型)为

$$\varphi(\Omega) = \sigma^2 L \frac{[1 + 3(L\Omega)^2]}{[1 + (L\Omega)^2]^2} \quad (4-19)$$

式中: $\Omega=2\pi/\lambda$,为空间频率(rad/m); L 为长度(m); λ 为波长(m); σ 为大气紊流均方根值。其中有关参数在规范中都有规定。上述空间频谱为有色噪声,利用成型滤波器方法,该有色噪声可由一个白色噪声通过下述成型滤波器来形成,其式为

$$G_w(s) = \sigma \frac{\sqrt{L}}{V} \frac{[1 + (\sqrt{3L}/V)s]}{[1 + (L/V)s]^2} \quad (4-20)$$

式中: V 为飞机的飞行速度。阵风状态可转换为迎角等飞行变量计入飞机方程中。图4-17中风模型是考虑风沿机身梯度的计算结果,参数计算可参考有关文献。

- 考虑到飞行员操纵指令的随机信号特性,其可用以白噪声为输入的1阶成型滤波器表示,因此在开环构型中还引入了飞行员指令模型 $1/(s+1)$ 。

依据图4-17的开环构型结构图,可得最优二次型设计用的状态方程 F , G_1 及 G_2 阵。

根据系统设计要求,选择下述变量为系统设计用响应变量。

r_1 :跟踪误差,即 $C_m^* - C^* = e$;

r_2 : 跟踪误差的积分, 即 $\int e dt$;

r_3 : 全动平尾的变化率 $\dot{\delta}_e(t)$;

r_4 : 控制量 $u(t)$ (为保证问题有解, 在响应向量中必须包含控制量 $u(t)$);

r_5 : 迎角 $\alpha(t)$;

r_6 : 飞机的 C^* 响应;

r_7 : 法向过载 n_z 。

依据上述定义的响应向量, 可以求得 H 及 D 阵。

(4) 最优控制律的计算

依据上述开环构型求得的 F, G_1, G_2, H 和 D 阵, 利用已推得的最优控制增益公式, 由计算机程序很容易求得增益矩阵 K 。为求得能满足 1 级飞行品质要求的增益阵 K , 应恰当地选取代价函数中的加权阵 Q 。众所周知, 二次型加权阵的确定并没有系统的、有规则的方法, 特别是很难直接找到系统的飞行品质要求与 Q 阵的关系, 故最简单实用的方法仍是凭设计者的经验以及对 Q 阵各元素作用的理解, 进行分析、试凑来确定。通常, 将 Q 阵取为对角阵, 其中某个 Q_i 加大, 即增大对该响应分量的加权。这将会加快该响应分量的过程, 增大相应的反馈增益。由于采用试凑法确定 Q 阵的每个元素, 试凑的结果则须依据系统的最终品质是否满足要求来确定。对电传飞控系统而言, 在每次确定 Q 阵, 通过计算求得反馈增益 K 后, 均须依据选定的飞行品质评价方法, 对系统的品质进行一次评定, 以确定所选 Q 阵是否满意; 此外, 还应保证所选反馈不应过大, 应是物理可实现的。

针对所选飞行状态, 依据上述方法所求得系统反馈增益 K 阵如表 4-1 所列。

(5) 系统综合

根据所得的反馈增益, 可得全状态反馈系统结构图。从表 4-1 中所列增益可见, 由于有关大气扰动的 3 个状态难以测量, 无法实现状态反馈, 并且所求得的反馈增益相对较小, 故在工程实现时, 可将其略去。舵机状态反馈仅包围了舵机, 相当于改变了舵回路的特性, 故可以简化。状态反馈结构图如图 4-18(a) 所示。对该结构图进行等效变换, 可将其变换成典型的以传递函数表示的系统结构图, 如图 4-18(b) 所示。

图 4-18 中相应的时间常数与增益 K_i 的关系如下:

$$\tau_1 = K_1/K_7 V_{\infty}; \tau = \tau_2 = 0.33; \tau_4 = 0.25; \tau_6 = K_{10}/K_7;$$

$$\tau_7 = K_3/K_8; \tau_8 = K_2/K_7; K_C^* = \tau K_7。$$

根据结构图中不同参数随飞行状态变化的情况, 还应进一步设计系统有关参数随某个飞行状态参数(如动压和高度)变化的规律(通常被称为调参规律), 以保证在整个飞行包线内, 飞行品质均满足要求。目前调参规律有如下两种表示方式。

一种方式是将某个参数(如增益)表示成飞行状态参数的某种合适的函数。例如, 本系统中 K_9/K_{10} 可表示成下述函数:

$$K_9/K_{10} = \begin{cases} (0.94 - 7/60\,000 q) & q \leq 6\,000 \\ 0.24 & q > 6\,000 \end{cases}$$

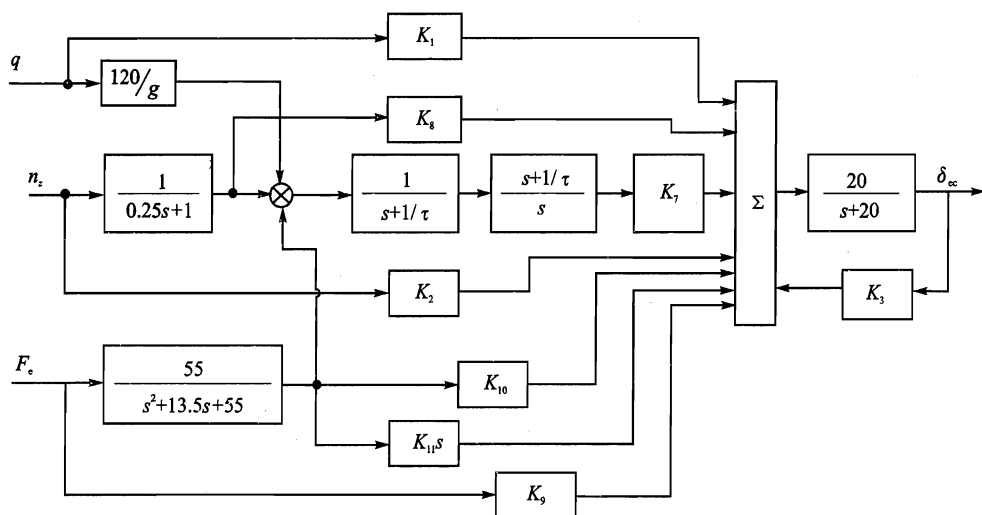
其曲线如图 4-19 所示。从图 4-19 中可见, 上述函数是在不同飞行状态下计算所得增益 K_9/K_{10} 的一种近似。

另一种方式是将调参规律以表格形式表示, 通过查表找到该参数在某种状态下的具体数值。

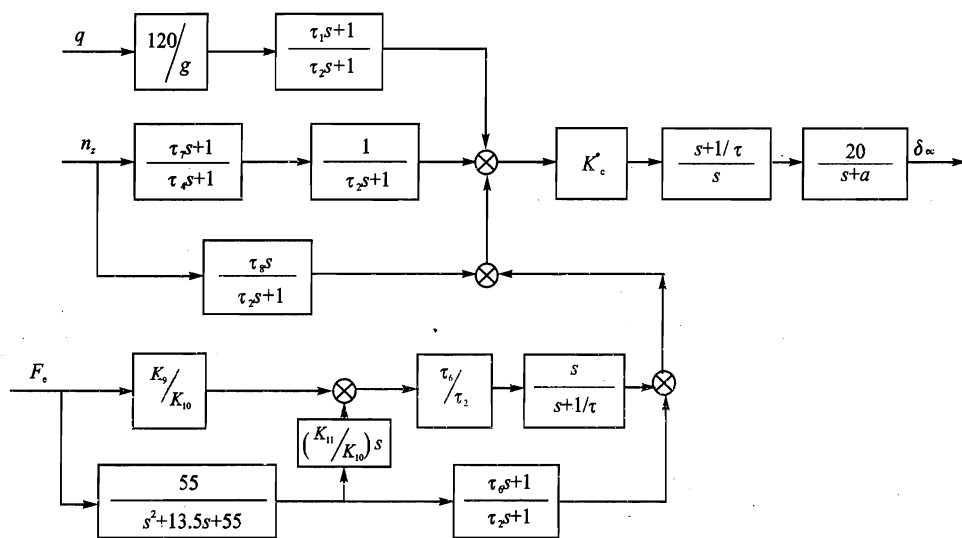
表 4-1 增稳规律设计结果

状态 参数	N0003M	N0008M	N0010M	N0508M	N1007M	N1009M	N1015M	N1515M	N1522M	N 2018M
K_1	0.353 66E+00	0.268 43E+00	0.230 07E+00	0.302 09E+00	0.362 12E+00	0.321 66E+00	0.262 26E+00	0.299 63E+00	0.293 55E+00	0.337 49E+00
K_2	0.189 24E-02	0.852 70E-03	0.321 66E-03	0.101 49E-02	0.161 61E-02	0.829 16E-03	-0.808 10E-03	-0.167 15E-02	-0.121 87E-02	-0.274 42E-02
K_3	0.634 87E+00	0.147 74E+00	0.365 57E-01	0.310 08E+00	0.525 81E+00	0.389 660E+00	0.414 39E+00	0.548 61E+00	0.473 01E+00	0.635 03E+00
K_4	-0.108 58E+00	-0.294 77E+00	-0.269 69E+00	-0.202 47E-01	-0.148 32E-01	-0.149 14E-01	-0.319 00E-02	0.793 14E-02	0.771 12E-02	0.176 33E-01
K_5	-0.126 07E-01	-0.938 99E-02	-0.995 17E-02	-0.646 87E-02	-0.446 84E-02	-0.394 33E-02	-0.539 51E-02	-0.289 80E-02	-0.263 26E-02	-0.149 46E-02
K_6	-0.192 44E-01	-0.187 64E-01	-0.134 56E-01	-0.412 28E-01	-0.366 90E-01	-0.286 65E-01	-0.276 69E-02	0.101 56E-01	0.741 56E-02	0.186 02E-01
K_7	0.387 30E-02	0.387 29E-02	0.387 30E-02	0.387 29E-02	0.387 30E-02	0.387 30E-02	0.387 30E-02	0.387 30E-02	0.387 30E-02	0.387 30E-02
K_8	0.135 16E-02	0.172 55E-02	0.181 63E-02	0.162 98E-02	0.144 78E-02	0.157 97E-02	0.166 63E-02	0.154 69E-02	0.160 79E-02	0.144 33E-02
K_9	0.174 87E-02	0.678 44E-03	0.469 04E-03	0.924 02E-03	0.144 78E-02	0.106 14E-02	0.820 75E-03	0.115 04E-03	0.977 61E-03	0.145 79E-02
K_{10}	0.145 97E-02	0.203 76E-02	0.214 84E-02	0.190 24E-02	0.161 42E-02	0.182 58E-02	0.196 19E-02	0.177 65E-02	0.187 40E-02	0.160 69E-02
K_{11}	0.190 38E-03	0.121 95E-03	0.115 03E-03	0.124 37E-03	0.117 24E0-03	0.123 90E-03	0.125 60E-03	0.123 96E-03	0.125 82E-03	0.117 79E-03

增益
K 阵



(a) 状态反馈结构图



(b) 系统结构图

图 4-18 状态反馈变换后闭环结构图

按飞行品质规范要求,电传操纵系统还必须满足杆力梯度的要求。一般来说,在小机动和大机动飞行时应有不同的杆力梯度。所谓杆力梯度,是指稳态时单位过载所需的杆力(F_e/n_z)。根据系统结构图可知,稳态时下述关系:

$$F_e \cdot K_F + q \cdot 120/g + n_z = 0$$

成立。由于稳态 q 值为 $q_s = n_z g/V$, 所以

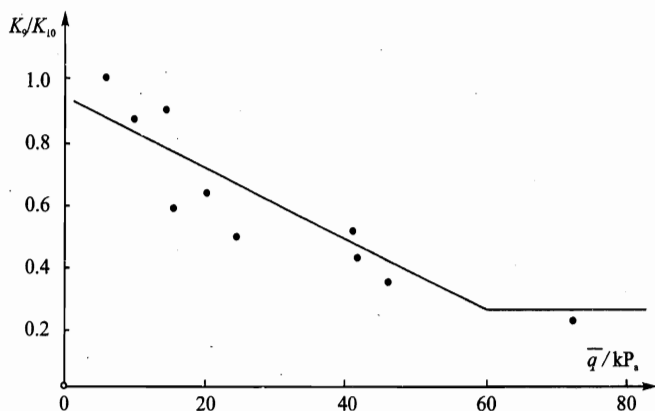


图 4-19 调参曲线

$$F_c/n_z = -(1 + 120/V)K_F$$

根据 MIL - F - 8785C 中给出的俯仰机动杆力梯度限制, 可选择 K_F 值。若选择 $K_F = 2$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot (\text{b})$), 依上述关系式, 及 $n_z/\alpha = VZ_a/g$, 便可求得不同飞行状态下的杆力梯度曲线。对不同飞行状态下计算的结果示于图 4-20, 表明杆力梯度均满足 1 级飞行品质要求。

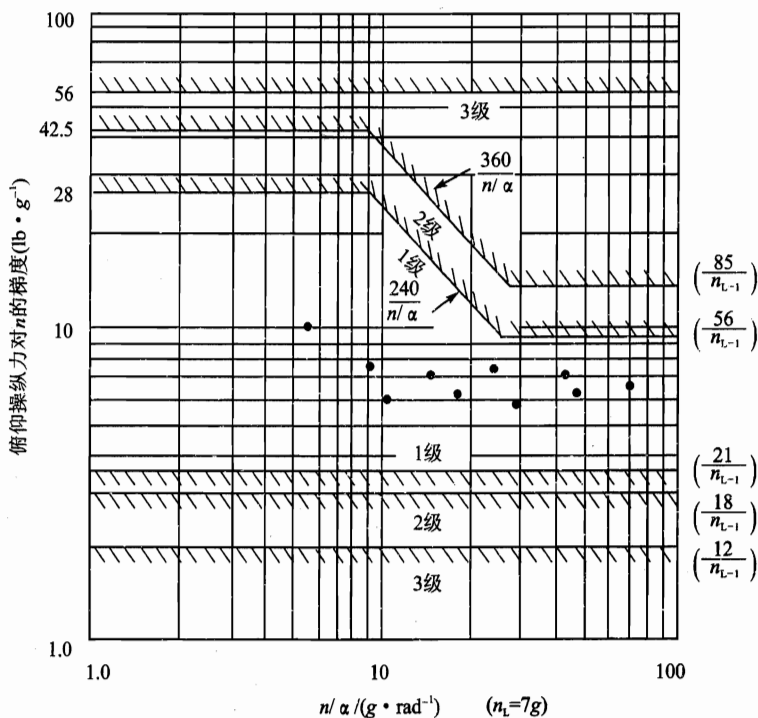


图 4-20 俯仰机动杆力梯度

(6) 进行飞行品质评价

根据系统初步综合的结果, 在系统中加入某些被忽略的高频环节动态特性以及系统固有的非线性特性, 通过仿真和计算, 对系统进行飞行品质评价。通常, 对系统评价时应加入:

- 各种传感器的高频动态特性;
- 舵回路中的高频动态特性以及非线性特性(如死区、滞环及饱和等);
- 在系统中的一定位置加入结构陷波器的动态特性;
- 在现代数字式电传系统中,常在采样开关之前加入前置滤波器,在计算机输出端加入后置滤波器,为了检验它们的动态特性对飞行品质的影响,在仿真和计算时,也应将这些环节包括在内;
- 为了仿真数字式电传操纵系统输入、输出之间的计算延迟,在仿真和计算时,也应考虑将这种时延特性包括在系统中。

一般来说,如果考虑到上述一些高频环节,则整个系统将是一个高达几十阶的复杂系统。尽管这些高频环节的频带已远远超出了飞行员感兴趣的频率范围,但它们在飞行员感兴趣的频带内所引入的相位迟后的总和,可能会给飞行品质,特别是等效延迟时间带来不利的影响。

本系统在考虑了一些高频环节及舵回路的非线性特性后,仿真结果如图 4-21 所示。按等效系统方法,采用固定零点的形式

$$q(s)/F_e(s) = \frac{K_q(s+z_a)}{s^2 + 2\zeta_d\omega_d s + \omega_d^2} e^{-\tau_g s}$$

进行拟配,拟配结果如表 4-2 所列,CAP 值如图 4-22 所示。结果表明,飞行品质均满足 1 级飞行品质要求。

表 4-2 等效系统拟配结果

状 态	ζ_d	ω_d	τ_g	K_q	z_a	n/α	M	CAP
N0008M	0.668 848	5.167 37	0.057 891	0.031 327	2.186 0	60.663	14.633 2	0.44
N0008R	0.558 141	6.896 48	0.060 466 5	0.032 166	3.798 4	105.409	19.529 4	0.45
N1009R	0.774 455	2.890 5	0.085 550	0.031 747	0.711 83	19.556 6	1.242 22	0.42
N0010R	0.706 390	7.412 65	0.072 936	0.028 118	4.189 76	145.336	10.544 4	0.38
N0010M	0.717 800	5.101 56	0.066 214 7	0.024 156	2.329 83	80.818 3	6.428 96	0.32

上述所得控制律仅为初步设计结果,还应通过地基,包括人在回路内的飞行品质模拟器对其进行验证以及最后试飞验证。整个控制律设计将是一个复杂的反复迭代的修正过程。

2. 输出反馈特征向量配置法的应用^[7]

飞机的动态响应与系统的特征值密切相关,而特征向量又与系统的特征值密切相关。尽管对应于一个特征值,特征向量并非惟一,但只要特征向量之中的一个元素固定后,对应这一特征值的特征向量便惟一。因此,设计者可根据飞行品质的要求提出应设置的特征值;然后根据特征值以及所希望保证的几个主要模态,来确定某些特征向量。应当指出,根据状态方程控制矩阵 B 秩的大小不同,反馈的结构不同,能自由选择的特征向量也不同。设计时,希望系统尽可能结构简单,因而希望采用输出反馈,但由于输出反馈中包含的状态较少,特征向量自由选择的余地也将减小。在这种条件下,要想使实际的特征向量与期望的特征向量完全吻合是不可能的,只能采取某些方法使特征向量尽可能接近期望值。本节将依据文献[7],介绍一种

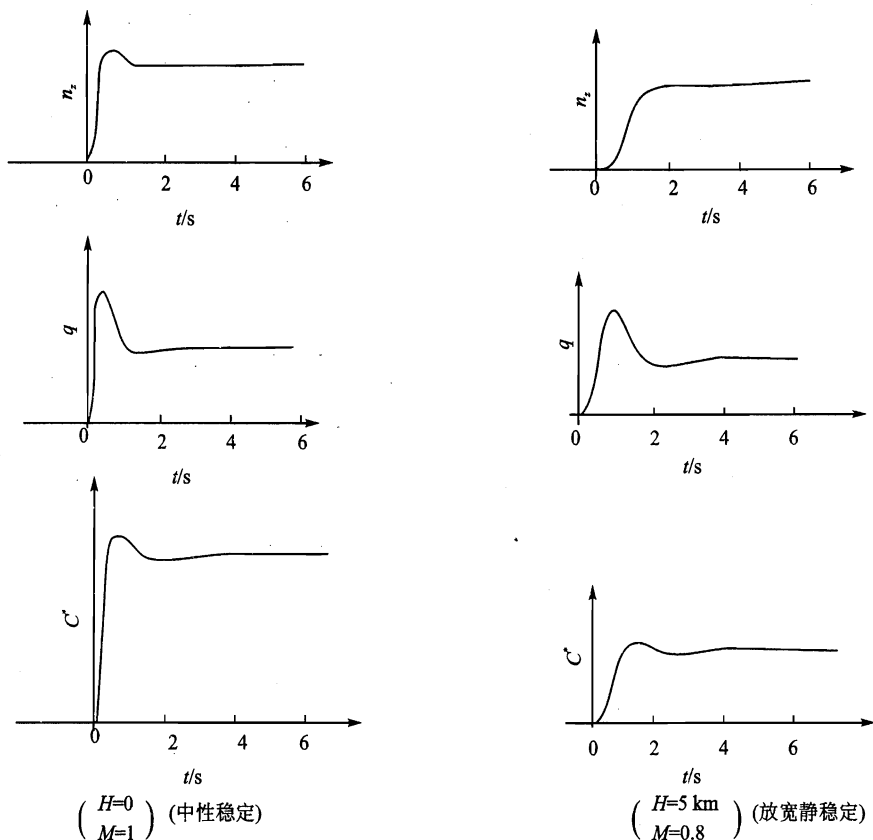


图 4-21 时域仿真结果

输出反馈特征结构配置法及其应用。

设飞机模型由下述线性时不变微分方程描述,即

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) \quad (4-21)$$

$$y(t) = C x(t) \quad (4-22)$$

式中: $x(t)$ 是 n 维向量; $u(t)$ 是 m 维控制向量; $y(t)$ 是 r 维输出向量, 且假定 m 维输入、 r 维输出是不相关的, $m < r < n$; 反馈控制向量 $u(t)$ 为输出向量 $y(t)$ 的线性组合:

$$u(t) = -K y(t) \quad (4-23)$$

现在, 反馈控制问题可表述为: 若给定一组期望的特征值 $(\lambda_i^d) (i=1, 2, \dots, r)$ 和相应的一组期望的特征向量 $(V_i^d) (i=1, 2, \dots, r)$, 要求找到一组反馈增益 $K (m \times r \text{ 维})$ 矩阵, 以使闭环系统 $(A - BKC)$ 的特征值以 (λ_i^d) 作为其子集, 而闭环系统 $(A - BKC)$ 的相应特征向量的各项分别趋近 (V_i^d) 的对应各项。

业已证明, 若系统是可控的, 那么反馈矩阵 K 完全可以精确配置 r 个特征值; 如果选取的 (V_i^d) 处于由 $(\lambda_i I - A)^{-1} B (i=1, 2, \dots, r)$ 列所张成的子空间, 则也能配置相应的特征向量。上述子空间维数是独立控制变量个数 m 维的。一般来说, 所期望的特征向量 (V_i^d) 将不一定属于上述规定的子空间, 因此, 也是不可达的。解决问题的方法是, 找到一个可达特征向量的可能最好选择。业已证明, 这个可能的最好特征向量是期望特征向量 (V_i^d) 在上述由 $(\lambda_i I -$

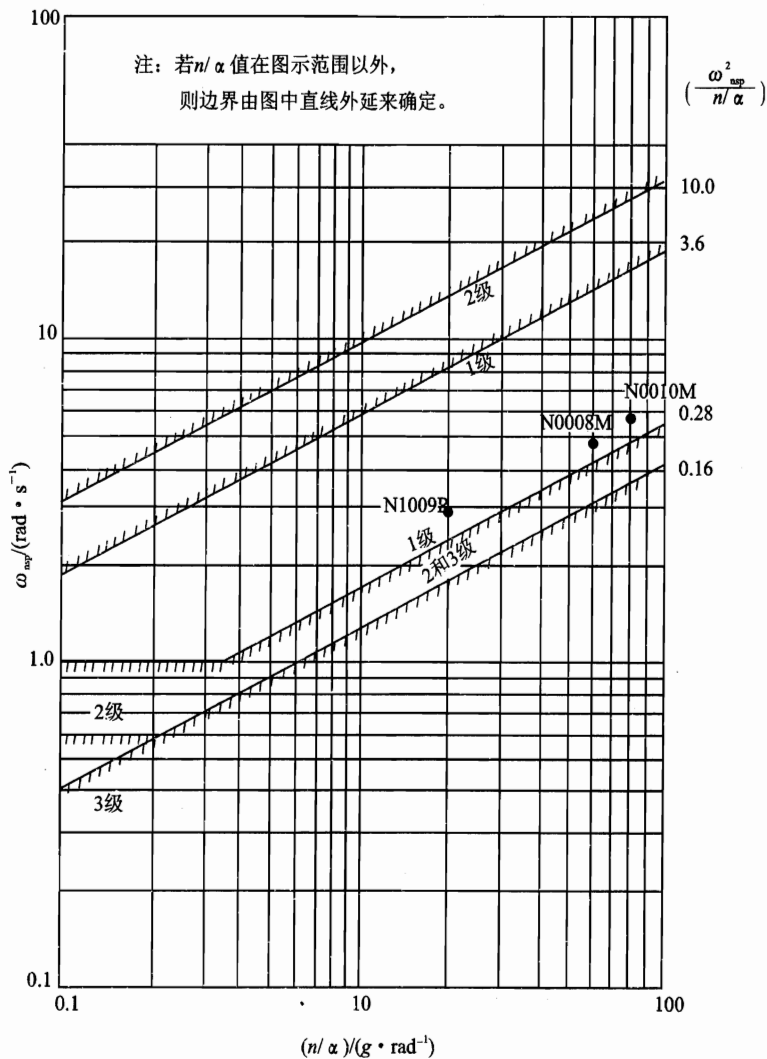


图 4-22 飞行品质 CAP 曲线

$A)^{-1}B$ 列所张成的子空间上的映射。另一种方法是, 特征向量(V_i^d)所属的子空间是由 $U_1^T(\lambda_i I - A)$ 的零空间决定的。式中矩阵 U_1 可由矩阵 B 的奇异值分解求得, 即

$$B = [U_0 \ U_1] \begin{bmatrix} \sum V^T \\ 0 \end{bmatrix}$$

在很多实际情况下, 完全给定(V_i^d)是不必要的, 设计者感兴趣的仅是特征向量中的某些项, 故可假定(V_i^d)的结构是如下形式:

$$V = (V_i^d) = [V_{i1} \times \times \times V_{ij} \times \times V_{in}]^T \quad (4-24)$$

式中: V_{ij} 是设计者指定的分量, 而 $\times$ 是未规定的分量。将特征向量重排, 并以 $\{\}^{R_i}$ 表示这种重排运算, 则

$$\{V_i^d\}^{R_i} = \begin{bmatrix} l_i \\ d_i \end{bmatrix} \quad (4-25)$$

式中: l_i 是 (V_i^d) 中给定分量的向量; d_i 是未规定分量的向量。为此, 矩阵 $(\lambda_i I - A)^{-1} B$ 的行亦应重排, 以便与 (V_i^d) 的重排分量相一致。故

$$\{(\lambda_i I - A)^{-1} B\}^{R_i} = \begin{bmatrix} \tilde{L}_i \\ D_i \end{bmatrix} \quad (4-26)$$

此时可证明, 可达特征向量 (V_i^a) 可表示为

$$V = (V_i^a) = (\lambda_i I - A)^{-1} B \tilde{L}_i^+ l_i \quad (4-27)$$

式中: 符号“+”表示矩阵的适当的伪逆。特征结构配置所需的反馈增益矩阵 K 可表示为

$$K = -(Z - A_1 V)(C V)^{-1} \quad (4-28)$$

式中: A_1 是矩阵 A 的分块, $A_1 = [A_{11} \ A_{12}]$; V 是由可达特征向量构成的列矩阵; Z 矩阵的列与 r 个可达特征值及特征向量相关; C 是系统输出矩阵。应该说明, 上述结果是假定该系统状态方程已经进行了相似变换, 使控制矩阵前 m 项为单位阵形式:

$$B = \begin{bmatrix} I_m \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}$$

反馈增益矩阵的另一种表示是

$$K = -V_b \sum_b^{-1} U_{b_0}^T (V A - A V) V_r \sum_r^{-1} U_{r_0}^T \quad (4-29)$$

式中: 矩阵 B 及 $C V$ 的奇异性分解为:

$$B = [U_{b_0} \ U_{b_1}] \begin{bmatrix} \sum_b V_b^T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4-30)$$

$$C V = [U_{r_0} \ U_{r_1}] \begin{bmatrix} \sum_r V_r^T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4-31)$$

式中: A 是各元素为 $\lambda_i (i=1, 2, \dots, r)$ 的对角阵。该式在数值计算方面更优越。

关于上述特征结构配置法的结论和公式的推导可参阅文献[7]。

现以 F-18 大迎角研究机线化模型的侧向控制为例, 说明输出反馈特征结构配置法的应用。

(1) 被控对象的开环构型

设计所用的开环构型如图 4-23 所示。

图 4-23 中除了飞机本身的 4 阶线化模型外, 拟采用 3 个气动操纵面进行协调控制: 副翼偏角 δ_a 、方向舵偏角 δ_r 及水平安定面(全动平尾)偏角 δ_s 。此外, 还引入了偏航角速率的洗出网络, 确定有 4 个输出变量: 偏航角速率的洗出网络输出 r_w 、滚转角速率 p 、侧滑角 β 以及滚转角 ϕ 。由此构成的开环构型的状态空间模型为

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t)$$

$$Y(t) = C x(t)$$

式中:

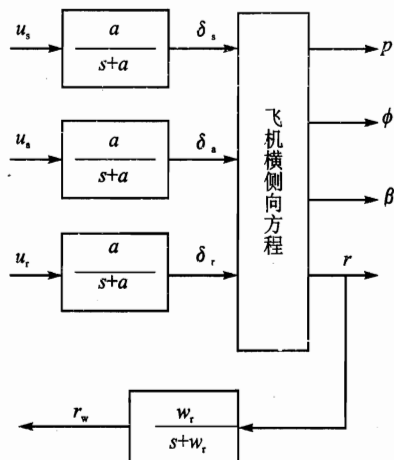


图 4-23 侧向控制的开环构型

$$A = \begin{bmatrix} -30 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -30 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -30 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.007\ 0 & -0.014 & 0.041\ 2 & -0.172\ 7 & 0.087\ 3 & -0.994\ 6 & 0.076 & 0 \\ 15.322\ 5 & 12.060\ 7 & 2.202\ 2 & -11.072\ 3 & -2.191\ 2 & 0.709\ 6 & 0 & 0 \\ -0.326\ 4 & 0.204 & -1.352\ 4 & 2.113\ 7 & -0.008\ 6 & -0.139\ 9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0.087\ 5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & -0.5 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 30 & 0 & 0 \\ 0 & 30 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \\ [0]_{5 \times 3} \end{bmatrix}; \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$x(t) = [\delta_a \ \delta_s \ \delta_r \ \beta \ p \ r \ \phi \ r_w]^T$$

$$y(t) = [r_w \ p \ \beta \ \phi]^T$$

(2) 期望特征值及特征向量设计

设计要求是,将荷兰滚模态的特征值配置为

$$\lambda_{dr}^d = -2 \pm j2 \quad (\zeta_{dr} = 0.707; \omega_{dr} = 3 \text{ s}^{-1})$$

滚转模态与螺旋模态形成一对复根:

$$\lambda_{roll}^d = -3 \pm j2$$

选取特征向量,以使 $|\phi/\beta|$ 最小,因此期望的荷兰滚特征向量 V_{dr}^d 在对应倾斜角及滚转速率行上的元素应为0。期望滚转模态特征向量 V_{roll}^d 在对应的偏航速率、侧滑角以及偏航速率输出网络输出行上有0元素,为此可设计得到下述期望的特征向量:

$$V_{dr}^d = \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ 1 \\ 0 \\ \times \\ 0 \\ \times \end{bmatrix} \pm j \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ \times \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ \times \end{bmatrix}; \quad V_{roll}^d = \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ \times \\ 0 \end{bmatrix} \pm j \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ 0 \\ \times \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \delta_a \\ \delta_s \\ \delta_r \\ \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ r_w \end{matrix}$$

(3) 可达特征向量的计算

利用将期望特征向量正交映射到 $U_1^T(\lambda_i I - A)$ 的零空间内的方法,可计算求得可达特征向量。具体计算可利用 MATLAB 软件中的相关函数(PINV),按公式(4-27)来完成。所求得的可达特征向量如表4-3所列。从表4-3中下边划有横线的各元素可见, p 和 ϕ 与荷兰滚模态之间以及滚转模态与 β, r, r_w 之间的耦合是很弱的,因此可期望 $|\phi/\beta|$ 之值是小的。

表 4-3 可达特征向量

荷兰滚模态		滚转模态	
$\begin{bmatrix} 1.178\ 1 \\ -2.786\ 0 \\ 10.140\ 6 \\ -0.055\ 9 \\ 5.706\ 1 \\ -0.091\ 5 \\ -0.525\ 8 \end{bmatrix} \pm j$	$\begin{bmatrix} 0.292\ 0 \\ 1.903\ 9 \\ -4.158\ 0 \\ 1.327\ 0 \\ -0.009\ 4 \\ 0.993\ 2 \\ -0.130\ 2 \\ -1.032\ 2 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.321\ 2 \\ 0.325\ 9 \\ -0.161\ 7 \\ -0.055\ 8 \\ 0.998\ 3 \\ -0.001\ 6 \\ -0.993\ 8 \\ 0.002\ 2 \end{bmatrix} \pm j$	$\begin{bmatrix} 0.278\ 5 \\ 0.205\ 8 \\ 0.069\ 3 \\ -0.079\ 1 \\ -4.960\ 3 \\ -0.024\ 6 \\ 0.991\ 6 \\ 0.003\ 2 \end{bmatrix} \begin{matrix} \delta_a \\ \delta_s \\ \delta_r \\ \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ r_w \end{matrix}$

利用式(4-29)可计算求得反馈增益矩阵 K :

$$K = \begin{bmatrix} -0.170\ 4 & 0.138\ 0 & 0.027\ 7 & 0.409\ 2 \\ 0.716\ 4 & 0.107\ 5 & -1.725\ 2 & 0.486\ 7 \\ -2.274\ 1 & 0.017\ 3 & 4.496\ 1 & -0.387\ 7 \end{bmatrix}$$

$r_w \quad p \quad \beta \quad \phi$

当初始侧滑角 $\beta=1^\circ$ 时,其开环响应如图 4-24 所示。从中可见,飞机的阻尼很差且在荷兰滚与滚转模态之间存在严重耦合。闭环控制系统的状态响应如图 4-25 所示。从中可见,最大滚转角为 $0.053\ 2^\circ$,最大滚转速率为 $0.281\ 9^\circ/\text{s}$,表明荷兰滚与滚转模态之间的耦合是很弱的。

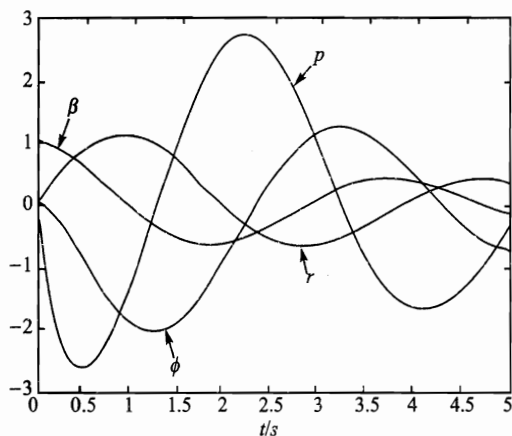


图 4-24 开环响应曲线

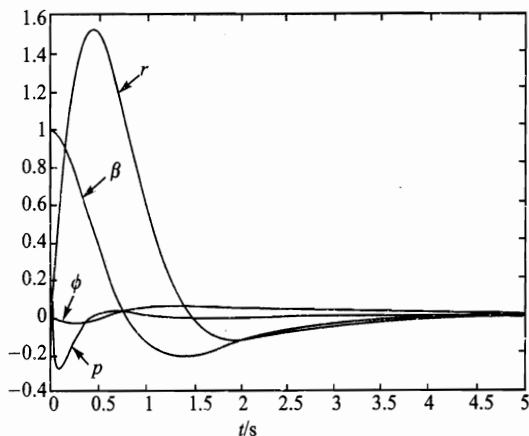


图 4-25 闭环响应曲线

4.5 大迎角机动飞行控制系统控制律

4.5.1 概述

现代战斗机(主要是第3代和第4代战斗机)的一个重要特征是,具有高的机动性和敏捷

性。要求转弯半径小、转弯时间短及减速范围宽,以保证在进行近距空战和截击高空高速目标时,能有效地进入有利攻击位置。为了提高飞机的敏捷性和机动性,为飞行员快速调转机头,提高对目标的击毁概率创造条件,必须扩大使用迎角。F-16 飞机的使用迎角限制在 25° ; 而 F-22 飞机则已扩大到 60° , 且可在此迎角下,使飞机在 1 s 内绕速率向量滚动 30° , 这几乎使机头的指向改变了 90° 。美国“2020 年战斗机”的设想,要求飞机可使用特大迎角飞行和超声速巡航,通过飞行控制系统和推进系统的作用可望最终达到对迎角无限制的飞行。

现代空战要求实现超视距作战,在超视距作战失败后,要迅速转为视距内作战。这种转换是瞬间完成的,所以提高生存能力的惟一出路是获得更早的开火机会。飞行员必须使飞机的机头迅速指向目标,使导弹截获目标先敌开火。为达此目的,通常飞行员应作半径较小的转弯飞行。转弯半径受转弯速率的限制,而转弯速率的大小与飞机飞行速率的大小成比例。为了使飞机转弯半径更小,就必须减小飞机的速率;为了在瞬间使飞机减速,以完成武器系统的转弯瞄准,惟一的办法是突破失速限制,使飞机能在大迎角下可控地飞行。研究表明,当飞机在同一高度和 M 数下进入机动时,其迎角越大,转弯半径越小。图 4-26 表明了在同一高度和 M 数下进入机动时,不同迎角下的转弯半径对比。图 4-27 表示了大迎角机动时,飞机以较小半径转弯所带来的空战优势。

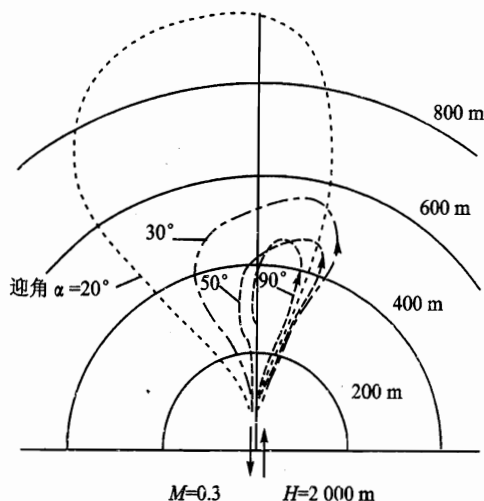


图 4-26 飞机不同迎角下的转弯半径

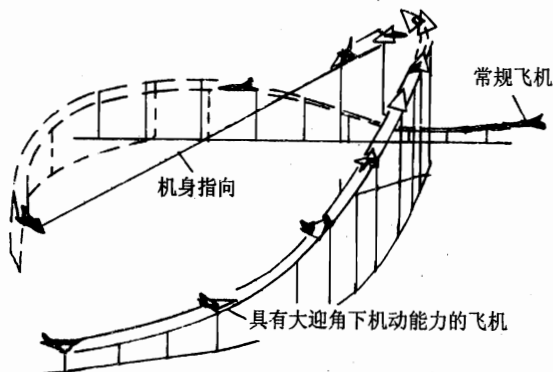


图 4-27 大迎角下的空战优势

另一种能带来快速机身指向的机动方法是 Cobra 机动(眼镜蛇机动),如图4-28所示。这种机动实现了飞机迅速绕其 y 轴转动并超过飞机的失速迎角,完成纵向平面内的快速机身指向。

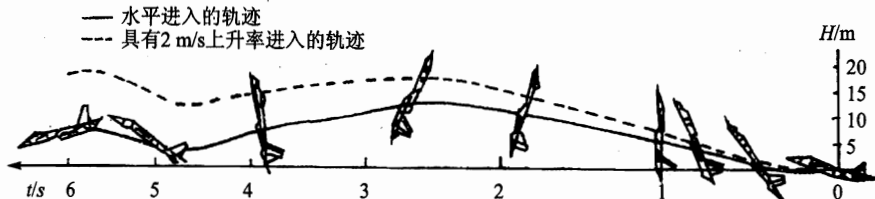


图4-28 SU-27 的眼镜蛇机动

当飞机迎角增大时,飞机的气动力将发生很大的变化。图4-29表示了飞机升力系数与迎角的关系。从中可见,当飞机的迎角持续增大到最大线性升力系数迎角时,由于机翼上出现气流分离和旋涡,其升力将出现非线性特征。这表明尽管此时气动操纵面仍可对飞机进行有效控制,但飞机的升力与迎角之间呈现非线性关系。当迎角超过最大升力系数迎角后,其升力将具有更为复杂的非线性特性,并且由于气动力的迅速减小,气动操纵面效率也急剧下降,所以必须采用其他方式来控制飞机的姿态,如推力向量控制等。此时,称飞机飞行是一种过失速机动。

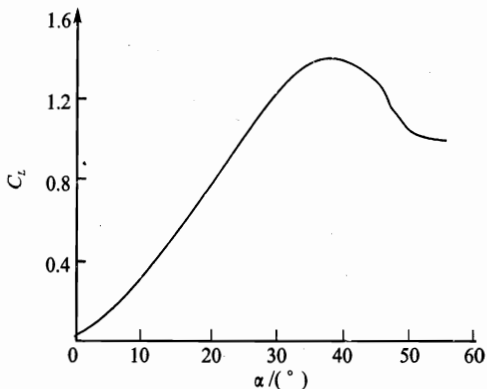


图4-29 升力系数与迎角的关系

无论是哪种飞行,当迎角超过最大线性升力点之后,飞机的升力与迎角的关系已是严重的非线性函数。因此,描述飞机运动的方程很难再继续采用线性近似的方法进行处理,而应采用非线性描述。

为此,对实现大迎角机动的飞行控制系统设计时,飞机方程应采用非线性六自由度方程。这给飞行控制系统设计带来了一定的困难。

此外从上述讨论中看到,由于要实现大迎角飞行,飞机各舵面的效率将迅速下降,甚至可能丧失作用而无法控制飞机的运动。解决这个问题的一种办法就是使推力向量化,使推力直接参与对飞机运动的控制,以此来降低机动性对机翼的要求。在实现推力向量化过程中,一种方式是部分向量化,此时,飞机的机动能力和操作能力在一定程度上仍由常规的方向舵、副翼、升降舵及襟翼提供。此时推力向量可用于增强飞机的机动能力,特别是在大迎角下的俯仰和滚转响应特性。例如,美国的 YF-22 飞机以及美国和德国合作的 X-31 试验机均采用了二维向量喷管,实现了绕俯仰和偏航轴的推力向量控制。推力向量的进一步发展,将实现完全向量化。完全向量化飞机的飞行控制力完全不像一般飞机——由空气动力作用于外部控制面产生,而全部是具有更大效力的内部喷气发动机的推力。此推力可在各方向(偏航、俯仰、滚转及反推)同时或分别产生所需的控制力和力矩。由于发动机产生的推力不依赖外部大气流场,因此,飞机在过失速范围内是完全可以被控制的。这种飞机不需要各种舵面,甚至垂直安定面也是多余的,但它需要飞行/推进系统一体化的控制系统。

无论部分向量化还是完全向量化,向量化飞机均有许多优点:对空气动力操纵面的依赖性减小;在不损失操纵和机敏能力的情况下,减少对飞行剖面的失速限制;飞机可在指向某个方向发射武器的同时,向另一方向运动,以此提高生存率;由于取消了气动操纵面,降低了雷达探测信号的散射面积,因而提高了隐身能力;加强了飞机短距离起降的能力等。

由于飞机采用了推力向量,使飞行控制系统的可用操纵机构增加了,但由于增加了推力向量驱动机构,使系统变得复杂了。至于推力向量与其他气动操纵面在飞行控制中的关系,不同的飞行控制系统其设计可能是不同的。

4.5.2 X-31A 试验机飞行控制规律简介

X-31A 是美国和德国联合研制的增强战斗机机动能力验证机。该验证机将先进的推力向量技术与大迎角能力相结合,实现了下述能力的验证:过失速机动能力、增强机敏性、滚转与机身指向的耦合能力、急速下降能力及增强减速和负过载的能力。为了实现过失速机动,该机要求实现低速飞行时迎角应大于 70° 。

该机是纵向静不稳定的(倍幅时间短于 0.2 s)带有鸭翼结构的三角翼飞机。主要气动操纵面是:纵轴控制是利用对称后缘襟翼和鸭翼;横航向控制是差动后缘襟翼和方向舵。在发动机排气尾喷管处安装有 3 个叶片构成的推力向量系统。3 个叶片围绕尾喷管轴彼此间隔 120° 安装,每个叶片可以向喷气流方向最大偏转 35° ,从而可导致俯仰及航向推力偏移 10° 。该推力向量系统在低速及过失速飞行时,用于增强气动控制能力。

X-31A 飞行控制系统是全权限数字电传系统,其硬件具体结构如图 4-30 所示。其中飞行控制计算机由 3 个完全相同的双 CPU 的计算机组成,但受到所谓 TB(Tie-Breaker)计算机的支持。TB 计算机与其他 3 个计算机相同,但仅有一个 CPU。在第 2 个飞控计算机出现故障后,系统选用这个完好的计算机通道工作,从而保证系统有 4 余度的可靠性。

X-31A 的飞行控制系统控制律的基本结构如图 4-31 所示。基本的控制要求是,在过失速飞行范围内,飞行员指令相应于速度轴的滚转指令、迎角指令和侧滑指令。在大动压的飞行条件下,用过载指令代替迎角指令。从图 4-31 中可见,控制律是由 3 个基本单元组成的:反馈增益阵 K 、非线性前馈 f_u 和 f_y 。其中 f_u 计算必要的稳态指令向量 u_c 。它依据飞行员的指令,根据实际的飞行条件及飞机的结构数据,计算必要的配平舵面的偏转。 f_y 计算相应的稳态指令向量 y_c 。加入到作动器的控制向量为:

$$u = u_c + K \times (y - y_c)$$

1. 反馈通道设计

反馈通道的反馈增益是采用线性纵向/横航向模型分别设计的。将系统其他动态环节全部略去,分别采用了各为 4 阶的线性模型,并通过 Z 变换将其离散化成离散模型,用离散线性最优二次型方法进行设计。

纵向系统所选状态为: $X^T = [V \ \alpha \ q \ \theta]$; $u^T = [\delta_c \ \delta_{sf} \ \delta_{pr}]$; 加权阵均为对角阵 $Q = \text{diag}[0 \ q_a \ q_q \ 0]$ $R = [1]$ 。

长周期模态不受这些反馈控制,短周期模态由 q_a, q_q 的选择确定。

横航向系统所选状态为: $X^T = [\beta \ p_w \ r_w \ \phi]$, $u^T = [\delta_{df} \ \delta_r \ \delta_{yt}]$ 。

式中: p_w, r_w 为对速度向量的滚转速率和偏航速率。加权阵 Q 和 R 选为

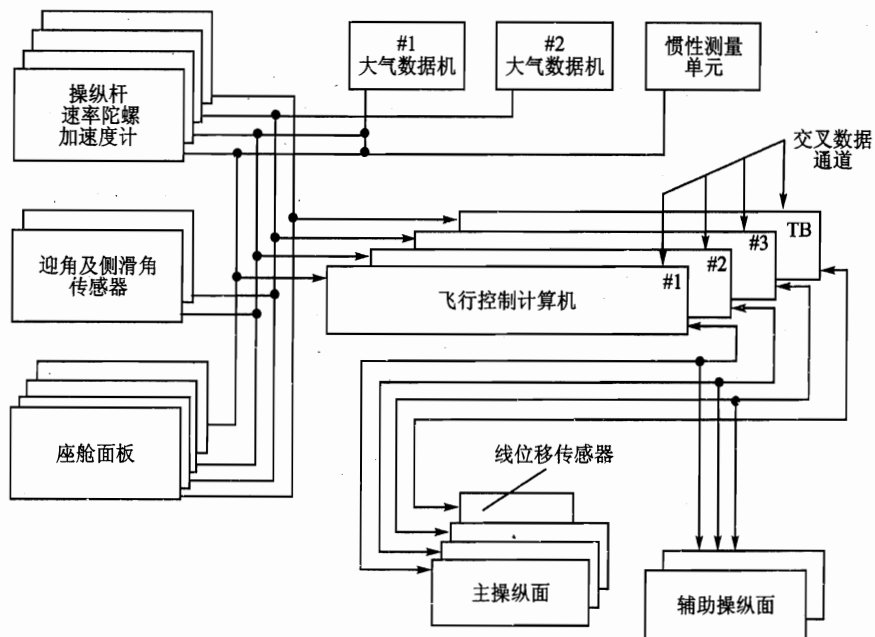


图 4-30 X-31A 飞行控制系统组成框图

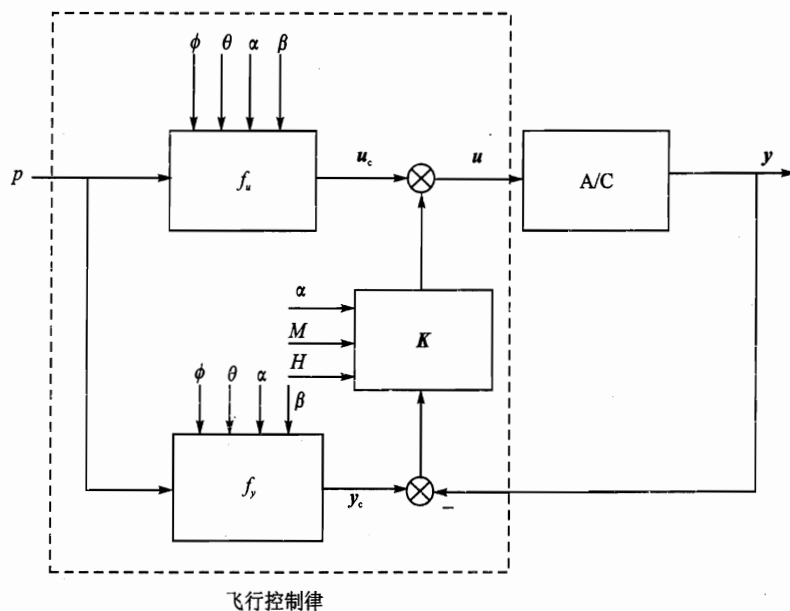


图 4-31 X-31A 飞控系统控制律基本结构图

$$Q = \begin{bmatrix} q_\beta & \times & \times & 0 \\ \times & q_p & \times & 0 \\ \times & \times & q_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad R = \begin{bmatrix} R_{\delta_{df}} & & 0 \\ & R_{\delta_r} & \\ 0 & & R_{\delta_{yt}} \end{bmatrix}$$

这种选取保证了对滚转角 ϕ 模态没有影响。对角线各元素的选取决定了特征值,而其余非对角线各元素的选取用来实现偏航和滚转的解耦。

2. 前馈通道的计算

前馈通道是独立于反馈通道用飞行的稳态方程进行计算的,即在飞行员常值输入时所产生的稳态飞行条件的飞机运动(稳态速度轴滚转)方程进行计算。在稳态向量 y_c 及 u_c 的计算时,如考虑所有的影响,则函数 f_y 和 f_u 实际上就是飞机稳态模型的倒数。这将包括全部的直接控制链和全部的补偿(重力影响补偿、惯性和陀螺力矩耦合补偿及速度制动力矩补偿等),同时还要依赖于飞机的构型及飞行状态的变化。由于其复杂性、模型的准确性及计算能力的限制,不允许所有的补偿都能实现,因此某些补偿必须简化或完全略去。

在考虑了惯性、陀螺耦合及重力效应的补偿以及配平用的直接链控制后,纵向及横航向的简化控制律结构图如图 4-32 和图 4-33 所示。

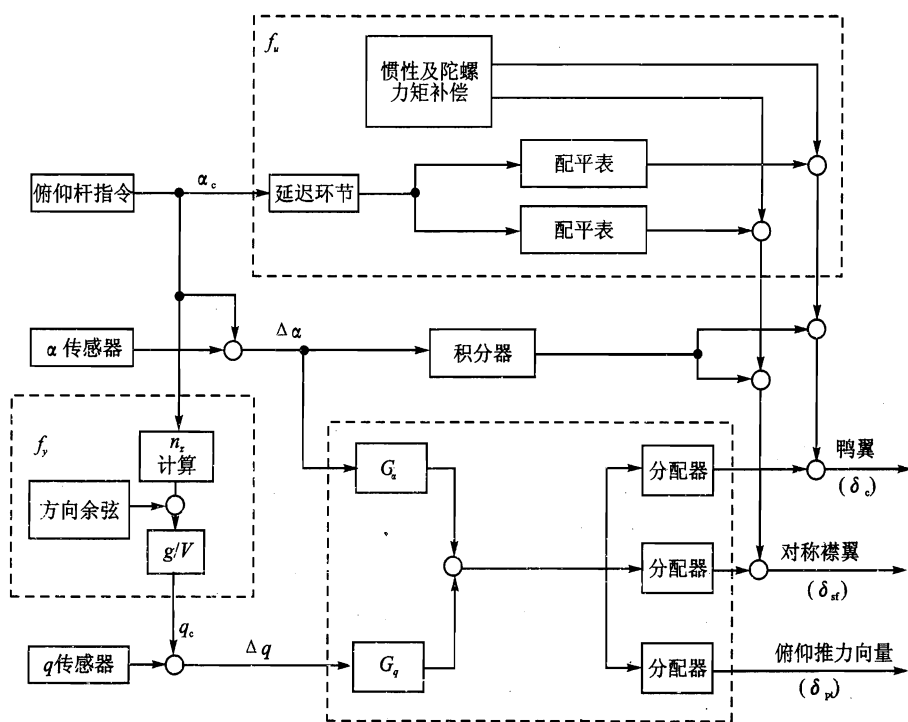


图 4-32 X-31 A 纵向简化控制律

还应说明一点,在计算反馈矩阵 K 时,采用的是简化的模型。这可能导致在真实系统中,由于被忽略的动态环节的影响,使真实的高阶系统的稳定性及飞行品质降低。为了改善这种情况,在反馈及前馈通道中,还加入了一些滤波器,所缺少的反馈信号还采用了估计器信号来代替。这些滤波器在上述框图中均未反映。

从图 4-32 和 4-33 中均可看到有控制指令分配方块。其作用就是将计算所得的俯仰控制或横航向的指令分配给各轴的有效操纵面。在二次型最优设计时,考虑了所有的操纵面及推力向量,因此,相应操纵机构的分配是确定的。这些分配因子是飞行条件及发动机状态的函数,并存储在控制律中。由于该试验机控制系统可接入推力向量,亦可不接入推力向量(这可

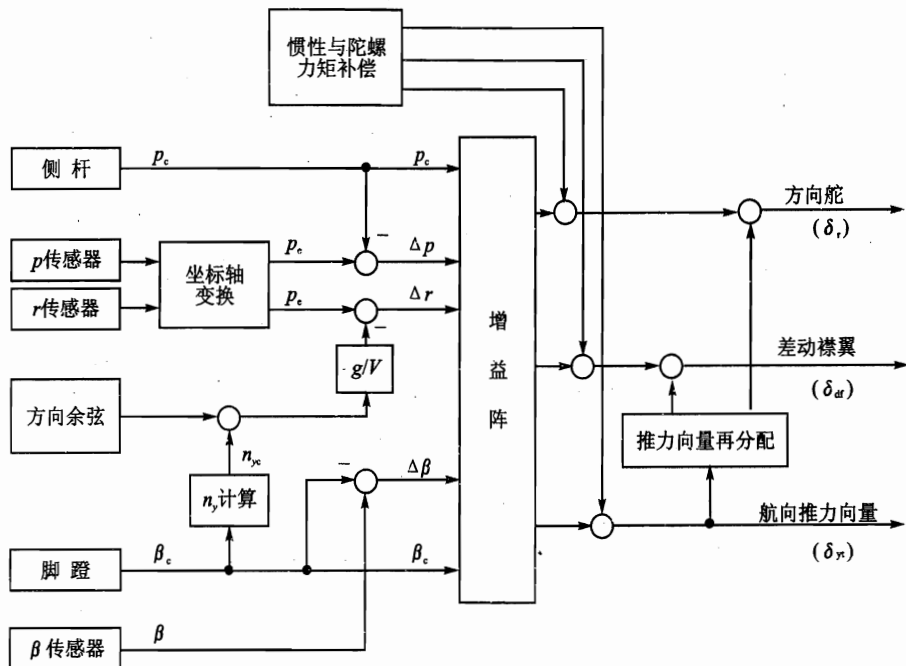


图 4-33 X-31A 横航向简化控制律

由飞行员选择), 因此, 在实际系统中, 控制指令的分配有两种不同的方案: 具有推力向量控制的方案 and 没有推力向量控制的方案。在后一种方案中, 应将推力向量的系数设置为 0, 并将其他 2 个控制机构的指令增大。由于航向推力产生纯偏航力矩, 所以, 将它的控制权限分配给方向舵及差动后缘襟翼时, 也应保证这种状态。

前一种分配方案的涵义是, 推力向量控制指令是按俯仰轴及偏航轴计算求得的, 但实际的推力向量是 3 个偏转叶片按相隔 120° 的极坐标分布的, 所以还必须把俯仰及偏航推力向量通过极坐标变换成 3 个偏转叶片实际的偏转角度。

X-31A 试验机通过试飞验证, 上述控制律较好地实现了所要求的机动性能。图 4-34 表示了该试验机所实现的几种里程碑式机动。

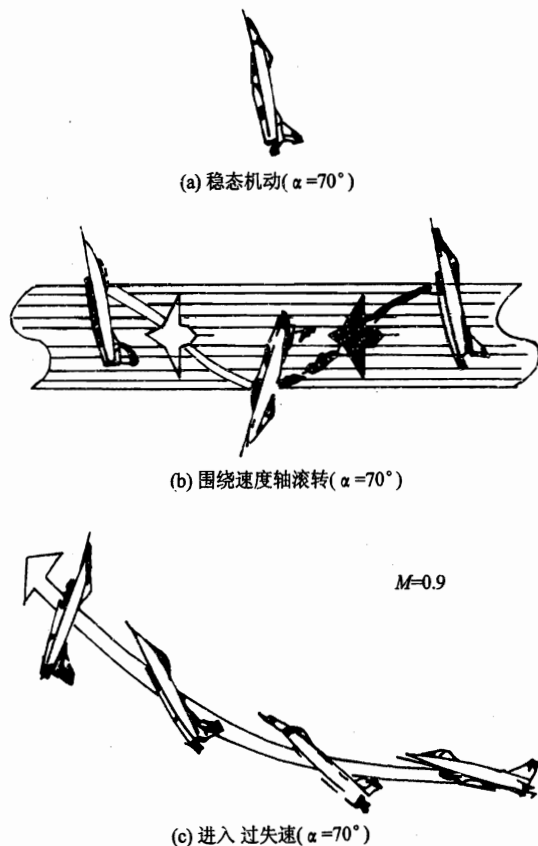


图 4-34 X-31A 所实现的“里程碑式机动”

4.6 电传操纵系统的余度技术

4.6.1 概 述

如前所述,电传操纵系统是完全依据电信号控制的闭环控制系统。为了使该系统能满足有关飞行品质和安全可靠性等方面的要求,在工程实现时,必须从系统结构的组成、配置以及保证系统安全可靠性等方面进行认真、细致、合理的设计。另外,由于现代计算机技术的发展,几乎所有的电传操纵系统都采用计算机进行控制,因此,在电传操纵系统工程实现时,如何实现计算机的硬件与软件配置,也是一个最为重要的问题。电传操纵系统是飞机综合航空电子系统或整个机载设备中的一部分,不仅功能方面与其他机载设备密切相关,更重要的是,输入、输出信息与其他机载设备有密切的耦合关系。工程实现如何合理地实现信息的耦合交换,是电传操纵系统设计时应注意解决的另一个重要的问题。

本节将重点概述电传系统的余度技术、系统的硬件配置及计算机的软件和硬件的组成,并就目前受到国内外专家广泛重视的飞控系统的自修复技术作简要介绍。

4.6.2 余度技术

应用余度技术是提高系统任务可靠性、安全可靠性和容错能力的有效手段。对可靠性要求高的系统,仅采用提高组成系统元部件可靠性的办法,对提高系统的可靠性,效果并不显著,而付出的代价却很大。采用余度技术,可采用可靠性相对较低的元部件组成高可靠性或超高可靠性的系统,即用付出超常规资源代价的方法,获得系统的高可靠性。电传系统均采用余度技术,从而使电传操纵系统可以达到很高的可靠度,达到并超过机械操纵系统的可靠性;但也应看到,采用余度技术是有代价的。余度套数增加,会使系统的复杂性、重量、空间、费用和研制时间增加;而复杂性增加,将使非计划维修任务加重,增加了维护任务,降低了系统的基本可靠性 MTBF(Mean Time Between Failures)。所以,在进行余度系统设计时,应从可靠性、重量、空间、费用、维护性及研制周期等方面全面考虑。在满足要求的条件下,系统的余度结构应尽量简单。

1. 余度管理技术

依据美国军用标准 MIL - F - 9490D 的定义,余度(redundancy)即为“需要出现 2 个或 2 个以上的独立故障,而不是一个单独故障,才能引起既定的不希望工作状态的一种设计方法”。

余度可采用的方式是:

- 采用 2 个或 2 个以上的部件,分系统或通道,每个部件都能执行给定的功能;
- 采用监控装置,能检测故障,完成指示、自动切除或自动转换;
- 采用上述 2 种方式的组合。

由此定义可知,余度系统采用多套相同的分系统来实现同一功能,因此,当一些通道或分系统出现故障时,仍能工作。那么,多个通道怎样参与工作?它们之间如何协调?如何对运行中的部件进行故障监控?出了故障怎样隔离?余下完好通道怎样重新组织运行等,这些都是余度管理所应解决的问题。总的来说,余度管理主要完成的工作是信号选择(表决)、故障监控与隔离。

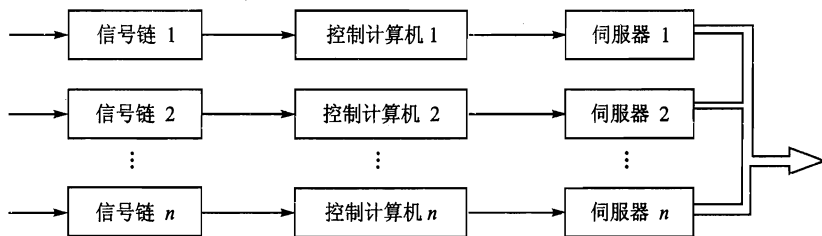
(1) 余度技术的形式与分类

从余度结构划分,有下列3种形式。

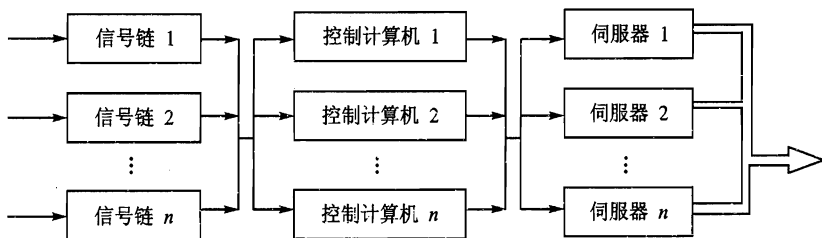
- 无表决、无转换的余度结构:这种系统,当结构中任一部件出现故障时,不需要外部部件实现故障的检测、判断和转换功能,如并联开系统;
- 有表决、无转换的余度结构:这种系统需要一个外部元件检测和作出判断(表决),但无需实现转换功能,如多数表决逻辑系统;
- 有表决、有转换的余度结构:这种系统需要一个外部元件检测和判断故障,并转换到另一个通道或系统,以代替故障通道或系统,如备份式余度等。

从余度系统运行方式划分,有下列2种形式。

- 主动并列运行:这种系统有多重系统同时并列工作,由表决器(信号选择器)输出经过选择的正确信号。表决器具有信号选择功能,如取中值、均值、次大及次小等,可用软件实现。这种系统又被称为表决系统。该系统又分为整机余度与分机余度两种,如图4-35所示。



(a) 系统并列结构



(b) 部件并列结构

图 4-35 主动并列运行余度形式

- 备用转换运行:这种系统中一个或部分分系统工作,其余分系统处于备用状态。当工作的分系统出现故障时,通过监控装置检测出故障并转换至备用的完好分系统,使系统继续正常工作。这种系统又分为热储备系统与冷储备系统两种。前一种系统与作系统处于同步随动状态,但输出不起作用;后一种系统处于中立位置,仅在转换时才启动工作。

从上述分类中可见,设计余度系统时,主要应解决余度数和表决/监控面的设置及运行方式。

(2) 余度系统的等级、配置及余度管理

余度等级(又称容错能力),按美国军用标准 MIL-F-9490D 的规定,电传飞行控制系统的最低余度等级如表4-4所列。

表 4-4 电传飞行控制的最低余度等级

飞行控制系统重要性	最低余度等级
重要的	故障—工作
飞行阶段重要的	故障—消极保护
不重要的	故障—安全

余度配置主要应解决如下 3 个问题。

① 余度通道数

目前多数采用双余度、3 余度及 4 余度。余度数的多少主要从可靠性、重量、体积、费用及余度管理水平等方面权衡考虑。余度系统中各级部件的余度数并不一定相同。并不是余度数越多,可靠性就越高。分析表明,余度数超过一定数量时,可靠性提高的速度大为减慢;此外,相同的余度数,采用不同的管理方式,亦可获得大不相同的可靠性。先进的余度管理技术,可使达到同样的可靠性指标及余度等级所需的余度数减少。

② 表决/监控面的设置

余度系统往往是采用多级、多重余度部件组成的。应在系统不同的部件上对信号进行监控选择,及时检测出部件级故障,故应在系统不同位置设置表决监控面。余度配置任务之一就是确定在哪一级采用表决/监控面。设置表决/监控面的原则是:

- 满足可靠性指标要求。一般分级余度的可靠性高于整机余度。表决/监控面的设置正是将余度系统分为若干级,使生存通道增多,可靠性提高;但分级过多,系统将变得过于复杂,反而不利。
- 满足部件级(可更换故障单元级)故障—工作容错能力的要求。在有些余度系统中,往往要求部件也具有双故障—工作的容错能力,并需要进行信号选择和故障监控。

图 4-36 为 AFTI/F-16 飞机设置的表决/监控面示意图。

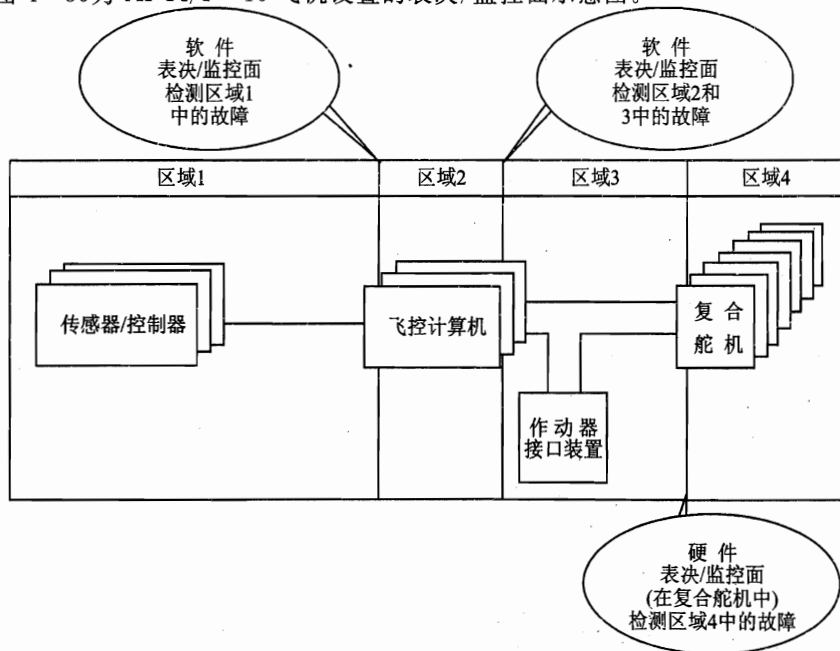


图 4-36 AFTI/F-16 飞机的表决/监控面配置

- 满足信号一致性要求。例如输入到力综合式余度舵机的信号,如果差别太大,将会造成舵机的力纷争,因此,需要在部件中设置表决面,进行信号选择。
- 降低系统部件故障效应及故障瞬态的影响。

③ 信号传递方式

余度配置中,信号传递是靠部件间及通道间的信息交换与传输来完成的,这与表决面的设置密切相关。一般信号传递有以下2种方式。

- 直接传递方式:即余度系统中每条通道的信号源组成单独通道进行单独处理,任一信号源出现故障,该通道即宣告故障。
- 交叉传递方式:各信号源数据交叉传输至每条通道中的下一部件,这样,不会因一个信号源的故障而损失整个通道。图4-37是交叉增强传输的一种示意图。交叉增强是提高系统可靠性的有力手段。

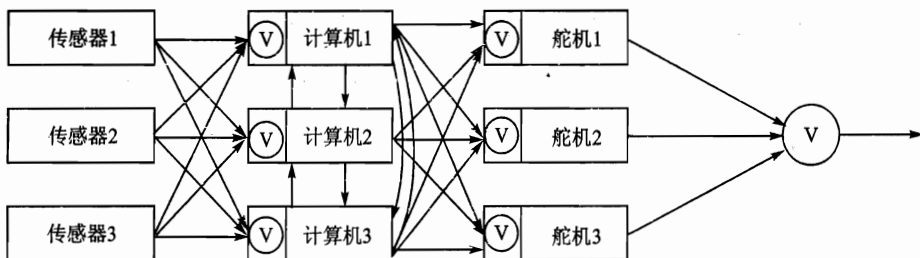


图 4-37 交叉增强传输

④ 余度管理

余度管理的目的是最大限度地提高系统的可靠性,使系统在正常工作时高效率地运行;产生故障后,系统性能降低最小,并对故障瞬态提供保护。余度管理方式的优劣对余度系统的可靠性、质量、体积、复杂性和费用起决定性的作用,是余度系统的核心。余度管理主要是信号选择(表决)和故障监控与隔离。

信号选择就是从各余度通道的信号中选择一个信号,作为工作信号。信号选择是由信号选择器(表决器)执行的,在数字系统中,通常由软件实现。信号选择有两种类型:中值选择与平均值选择。目前数字飞控系统常采用这两种类型的组合,即输入为4信号时,取次大值和次小值的平均值为输出;输入为3信号时,取中值信号为输出;输入为2信号时,选择2信号的平均值为输出。在余度系统中,通过信号选择可提高系统的可靠性,并提高了各通道信号之间的一致性。

如前所述,故障监控和隔离就是感受各通道的工作状况,从而检测并隔离故障。实现这种功能的装置即为监控器 BIT(Built-In-Test——机内自检测装置)。它可用硬件或软件实现。余度系统中,必须包括故障监控与隔离装置。监控主要分为两种:比较监控和自监控。

比较监控有跨通道的比较监控(输入与输入比较)、跨表决器的比较监控(输入与输出比较)以及模型比较监控(构造一个简单的相似数字或电子模型与真实物件的输出进行比较)。

自监控就是不需要以外部相似数据作基准,而是在被监控对象本身建立基准,完全依靠自身的基准而监控自身故障。具体的自监控(自检测和在线监控)方法,应依对象的特性进行专门设计。目前,自监控技术还没有完全发展成熟,监控覆盖率还难以满足高标准要求。

2. 非相似余度技术的发展

在采用多通道方法构成余度系统时,如果各通道均采用相同的硬件和软件,则容易发生共点故障。非相似余度技术就是采用完全不同的硬件和软件来组成余度通道,产生和监控飞行控制信号,从而可以避免多通道余度系统的共点故障,达到高的可靠性。例如现代先进民用飞机,要求其电传操纵系统的失效故障概率达到 10^{-9} /飞行小时,故均采用非相似余度技术。

B777 飞机的主飞行控制计算机是 3 余度的,是由 3 个完全相同的数字主飞行操纵计算机构成的。每个主飞行操纵计算机从 3 余度的 ARINC629 总线上接收信息,并完成控制律及余度管理的计算,但每条通道计算机的计算指令仅送给 3 条总线不同的一条总线上,以防止共点故障。此外,每套主飞行操纵计算机通道又包含 3 个数字计算处理器。这些处理器硬、软件均采用了非相似余度技术。3 个处理器的硬件分别采用 AMD 29050, MOTOROLA 68040 及 INTEL 80486。飞行控制软件是用 Ada 高级语言编写的,但是由不同的编译系统按非相似余度原则来编码的。B777 主飞行计算机的余度结构如图 4-38 所示。

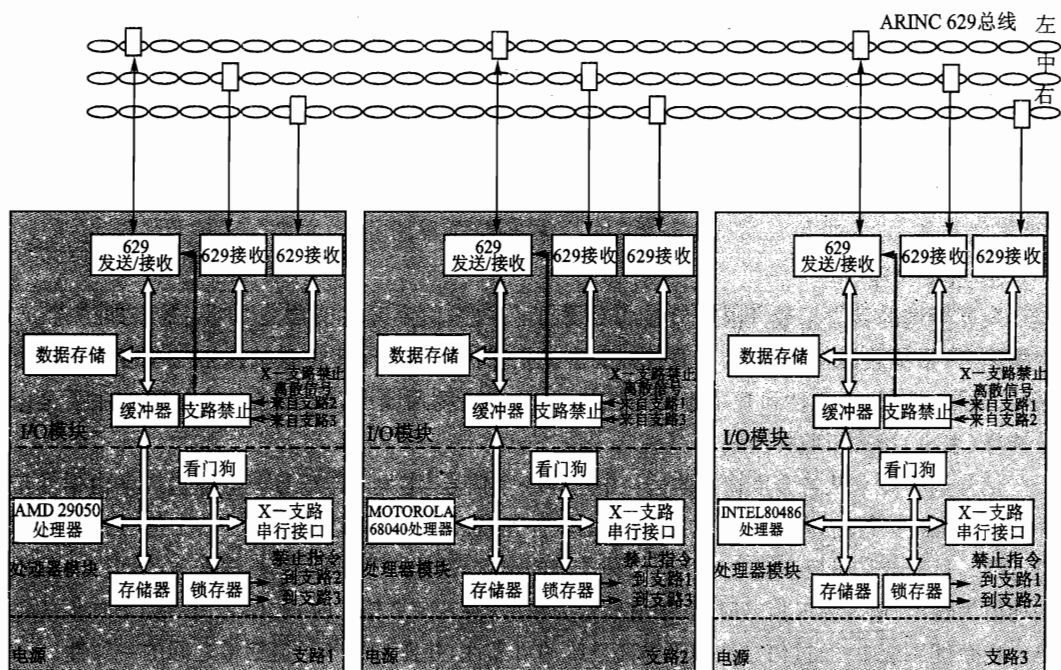


图 4-38 B777 主飞行计算机结构示意图

A320 飞机的电子飞行控制系统也是非相似余度结构。该系统的计算机由 2 个独立系统组成: 2 台副翼/升降舵计算机和 3 台扰流片/升降舵计算机。5 台计算机中的任 1 台均可控制飞机安全飞行。这 2 个计算机系统的硬件是不同的。前者是 MOTOROLA 公司的 68000 微机, 后者是 INTEL 公司的 80000 微机, 这 2 个系统相互独立, 相互间不传输信号。每台计算机又分为 2 条通道, 1 条通道产生控制指令并传送给舵机, 而另 1 条通道监控其结果。当 2 个计算结果不一致时, 该台计算机被切除。每条通道采用不同的软件结构, 控制指令用 Pascal 高级语言编程, 监控通道则用汇编语言编程, 并且每条通道均由不同人员独立开发。

3. 解析余度

与硬件余度相对照,解析余度不是通过“相似”硬件的多重设计,而是用数字(软件)方法来构成余度的。它通常采用与测量变量有关的物理过程的解析模型来形成余度。现阶段采用的多套硬件余度有一个本质的弱点——其基本可靠性平均无故障间隔时间(MTBF)会成倍下降,给地面维护工作增加了负担。解析余度技术可实现在提高系统安全可靠性的同时,保证系统的MTBF不降低。例如,美国F-8C数字电传计划曾进行了解析余度研究。在该项研究中,角速率陀螺的信号 p, q, r 曾依据下述物理关系,利用姿态陀螺或惯性测量部件的输出求得:

$$p = \dot{\phi} + \dot{\psi} \sin \theta$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi + \dot{\theta} \sin \phi$$

$$q = \dot{\theta} \cos \phi - \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi$$

由于采用解析余度,在角速率陀螺的余度配置设计时,只设置硬件2余度,再增加一个解析余度,即可实现速率陀螺的故障检测和定位。类似,对飞机的其他变量亦可采用不同的物理关系,由其他可测的变量求得。进一步发展,飞控系统中所需的很多变量,不用硬件余度配置,而是利用少量可测输出,依据控制理论中的状态观测器方法完全由计算机计算求得。但也必须看到,解析余度在计算机实现时,理论及技术方面还有大量问题需要解决。由于计算量很大,现阶段的飞控计算机还难以胜任。

4. 数字飞控系统的软件可靠性

数字飞行控制系统是在计算机支持下工作的,因此,它的可靠性还取决于计算机软件的可靠性。为了了解软件可靠性的概念,应该首先对如下的术语有所了解。

- 软件故障:若实际的软件行为违背了它的需求规则,则称发生了一个软件故障。软件故障是由软件错误造成的一种外部表现。
- 软件错误:若软件运行时,到达了一个不正确的内部状态,则称发生了一个软件错误。软件错误是由软件缺陷造成的。
- 软件缺陷:一段程序,若用它来进行某些数据处理,就产生软件错误,则称该段程序存在缺陷。软件缺陷是一种静止现象,只在一定的输入条件下才会发生软件错误。
- 软件可靠性:软件在规定的时期内无故障运行的概率。

软件失效现象具有随机性质。因此,应采用概率的观点来研究软件可靠性,但它与硬件的可靠性问题不同,所以研究方法亦不一样。软件可靠性问题出现较晚,还是一个比较年轻的研究领域。软件可靠性技术,大致包括如下两个方向:

- 软件可靠性的改进技术,包括软件避错技术、软件容错技术及软件测试(除错)技术;
- 软件可靠性预测技术。

由于软件可靠性技术研究工作起步较晚,目前所讨论的一些提高可靠性的措施和容错设计方法尚没有在飞控系统设计中得到充分运用,但应了解,严格按“软件工程”方法进行软件开发,是保证得到可靠性较高软件的根本方法。

5. 备份系统

为使电传操纵系统有极高的安全可靠性,除主余度通道外,还设有备份系统(或通道),以保证主余度通道万一失效,飞机能安全返航和着陆。

现代飞机的电传操纵系统多数都设置有备份系统,主要目的是:当电传操纵系统由于系统主要余度部件(如重要的传感器和计算机处理器等)完全失效时,或电传系统受到环境因素(如雷电或电磁等)干扰以及软件因共点故障的影响完全失效时,可保证飞机有所要求的生存能力。由于电传操纵系统某些部件的完全失效(如迎角传感器和某轴的角速率陀螺等)而引起的电传操纵系统故障并不一定要进入备份系统,此时,可设置电传操纵系统的控制律重构的降级模态。在降级模态,控制律依据完好的系统部件特性进行设计,使飞机仍具有一定的控制功能,但由于系统组成部件的缺欠(如缺少某些传感器信号)而不能保证系统具有优良的飞行品质。另外,电传操纵系统重要部件的余度等级一般较高,产生完全失效的可能性很低。因此,电传操纵系统设置备份系统的主要原因是,当由于环境因素和系统软件未知因素,特别是通用软件设计误差而引起整个电传系统功能失效时,系统不致于失去控制功能。经验表明,在电传操纵系统设计时,若能充分考虑到对环境因素影响的抑制,并对软件进行认真的测试与验证,或采取必要的提高软件可靠性的措施,将会降低对备份系统的需求程度。

为了达到设置备份通道的目的,通常要求备份通道的功能及结构简单、可靠性高。在保证整个飞行包线内具有至少3级飞行品质和着陆阶段具有2级飞行品质的前提下,力求使系统简单、可靠;同时,它应与主余度通道是非相似的,尽量采用不同的信号传递介质。目前多数采用下述几种类型的备份系统。

① 多余度的模拟式备份系统

由于模拟式系统的抗电磁干扰能力强于数字式系统,并且没有软件故障问题,因此是一种较好的数字式系统备份系统。如AFTI/F-16即采用3余度模拟式备份系统,又如X-29飞机3轴电传系统以及F/A-18的滚转轴和偏航轴也是模拟式备份系统。

② 多余度的数字式备份系统

尽管备份系统仍然是数字式的,但它与主余度系统是非相似的。如F-16C/D飞机主余度系统是4余度数字系统,而备份系统是一个软件不相同的4余度的数字系统。

③ 机械备份系统

采用机械备份系统时,无法实现飞机的控制增稳。因此,这种飞机本身必须是静稳定的,且在无增稳及控制增稳的条件下,飞机具有可接受的飞行品质。例如F/A-18的纵轴备份系统就是机械式的,该飞机本身是静稳定的,在机械操纵系统控制下,也具有可接受的飞行品质。

为了增强飞机飞行控制系统的可靠性和飞机的安全性,在现代采用电传系统的先进民用飞机上,往往还采用双重备份系统。如B777的主飞行操纵系统中,除具有模拟式备份系统外,还采用机械式的配平操纵系统作为主飞行操纵系统的应急备份系统。

如前所述,采用独立备份系统具有很多优点,特别是可使飞行员和用户在使用一种新的数字式飞行控制系统方面增强信心,使系统防失控的可靠性增加,保证飞机在某些危险故障时安全飞行。但采用备份系统也存在某些缺点:使系统的复杂性增加,提高了成本;将可能成为飞控系统额外的故障源,当数字主系统没有问题时,独立备份系统可能形成问题,如意外的自动接通或飞行员有意或无意接通;独立备份系统还要求进行额外的飞行试验,要求飞行员进行额外的训练去掌握这种操纵状态;在电传操纵系统设计时,还必须进行精心设计,以保证两种系统可实现良好的转换。所以,当可保证主余度系统能实现对外界环境干扰的抑制以及不会产

生通用软件的设计错误时,不设置备份系统也是一种可选择的方案。实际上,某些研究型甚至生产型飞机的电传操纵系统中就不采用备份系统,如F-16A/B(模拟式)、“美洲虎”(数字式)以及“幻影”2000(模拟、数字式)等飞机就没有采用备份系统。

4.6.3 电传操纵系统余度系统实例

图4-39是美国F-16A模拟式电传操纵系统纵向通道余度配置的原理结构图。F-16A电传系统是无备份的模拟式4余度配置,具有双故障—工作的余度等级,故障概率(安全可靠性能指标)为 10^{-7} /飞行小时,基本可靠性指标(MTBF)的目标值为216 h(小时)。

该系统电子通道包括惯性传感器(角速率陀螺和法向加速度计等)、杆力传感器及计算机等,采用4余度、双故障—工作的余度方案。由图4-39可见,4余度传感器提供4组电信号,按直接传递方式分别传送至相应的4套分离的电子通道。计算机对信号进行处理后,输出信号按交叉传输方式送至信号选择器。信号表决后,输出一个正确信号至伺服放大器。伺服作动器采用双—3余度舵机,每条电子通道有2个输出,每4个输出作为一组,分别送到2套伺服作动器的伺服阀,作为驱动左右2个平尾复合舵机的信号。

作动器系统是一种复合舵机,即指令伺服阀与功率作动筒组合在一个装置中。该作动系统有3个伺服阀(2个工作,1个监控)与双腔2活塞串接的作动筒,具有故障—工作的容错能力。复合舵机内部具有完善的自监控器,在电子故障情况下,可做到2次故障—工作;在作动器故障时,1次故障—工作,2次故障—安全。为了检测作动器工作是否正常,应用了一个电子模型与其对比,在第2次故障下,可使舵机回中,以保证故障—安全。

为了保证电传操纵系统工作时不断电,F-16飞机电源系统采用了与电子通道相同的余度数,即采用4套彼此独立的电源。

液压系统有2套独立的液压源提供液压。此外,应急动力系统可用其液压泵为主系统加压,在失去一套液压系统后,仍能保持2级飞行品质。

大气数据传感器提供全压和静压两种信息。第3个全压和静压源是由侧面的大气数据传感器提供的。连续失掉2个大气数据源后,电传操纵系统回到备用的固定增益,飞机可有3级飞行品质。

迎角数据源是3余度的:2个来自飞机两侧的单圆锥形气流探测器型的迎角传感器,1个来自侧面的大气数据传感器的差动气压信号。

由图4-39可见,该系统的电子装置共有4套,每套有2个输出,每4个输出作为一组。每个选择器都接收来自4个电子支路的输出,并按中值表决器原理选择中值信号。把各电子支路的输出与这个中值信号进行比较,当差值超过允许门限时,便判其为故障通道,并立即将该通道断开。在无任何故障时,每个选择器只用前3条通道的输出选择中间值,并以这个中间值作为驱动复合舵机的指令,同时用中间值来判断系统有无故障。正常时,4通道的输出信号是极为近似的,其允许差值由设计者根据实际情况确定。此时,第4条通道的输出为备份。一旦前3条通道检测出1条故障通道后,该通道被切断,由备用通道替代。之后,中值表决器可继续依这3条通道进行表决。若再出现一次故障,同样可以将故障通道检测出,并进行隔离。此时,只剩下2条通道,系统将自动改为从余下的2条通道中取最小值输出,保证第2次故障后的正常工作。

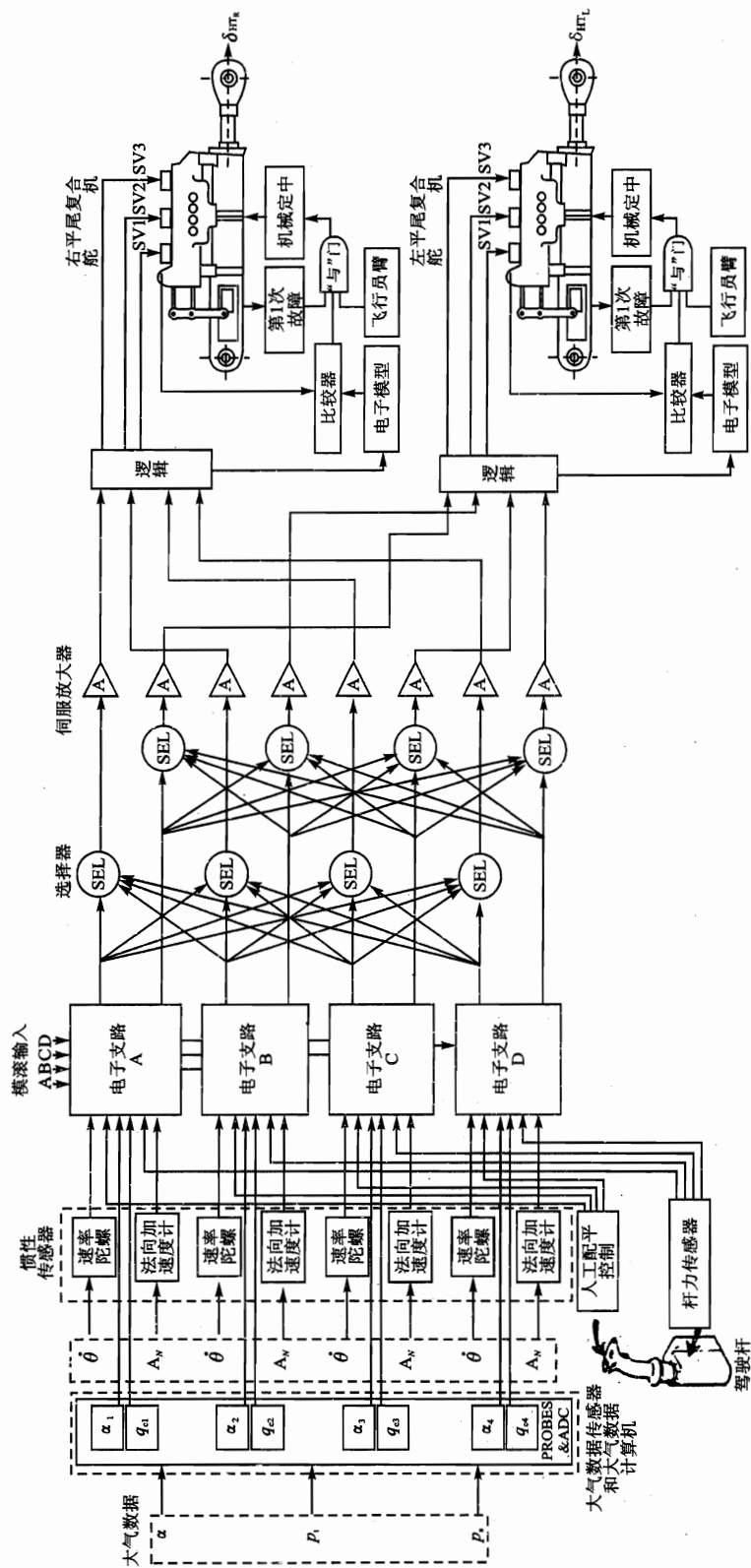


图 4-39 F-16A 电传操纵系统纵向通道冗余配置原理图

4.6.4 自修复飞行控制系统

1. 概述

目前,常规飞机的操纵能力完全是依靠飞机相应轴上的关键操纵面实现的。不管飞行控制系统如何可靠,一旦某个操纵面发生故障,飞机便失去了相应的操纵能力。这种故障可能是由战斗损伤引起的,也可能是由某种机械故障造成的。但事实上,飞机的很多操纵面是互为余度的。升降舵差动偏转可以适当操纵飞机的横侧向运动,副翼的对称偏转也可以控制飞机的纵向运动。此外,飞机上的某些辅助操纵面(如扰流片、襟翼或鸭翼)的适当偏转,也可实现对某些轴的操纵。因此,在某些操纵面发生故障后,应当重新分配控制指令,通过其他操纵面实现对飞机的操纵,以补偿失去的控制面的控制能力。如果飞机的飞行控制系统具有这种功能,则称其为自修复飞行控制系统。为了实现这种自修复飞行控制的功能,必须解决如下几个问题:

- 飞机操纵面(或伺服作动器)故障的诊断和隔离,以及战斗损伤的估计;
- 飞行控制规律的重构,或重新设计,或控制指令的重新分配;
- 故障及自修复告警系统的设计与实现。

自修复飞行控制系统就是利用飞机控制面中的固有余度,提高飞机关键飞行系统的容错能力,因此,可获得如下效益:

- 通过利用新的气动余度水平降低硬件余度等级的方法,减少系统的硬件,从而可以改善系统可靠性,并可减轻重量,降低成本;
- 在操纵面故障损失的条件下,可提供原系统相同的故障容错等级,从而可以满足任务和安全要求;
- 通过重构控制律补偿损伤操纵面的控制能力,从而抑制损伤所引起的瞬变,保持飞机适当的飞行品质,提高了飞机的生存能力;
- 通过增大故障隔离覆盖范围,可改善飞机的可维护性。

总之,采用自修复飞行控制系统,可提高飞机的生存能力,增强和改进飞机的作战效益。

典型的自修复飞行控制系统的组成如图4-40所示。

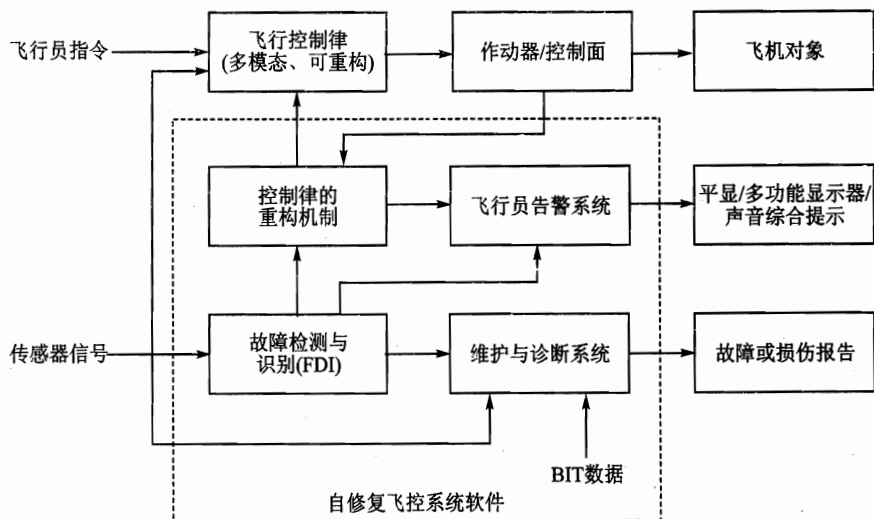


图4-40 自修复飞行控制系统组成

自修复飞行控制系统于 20 世纪 80 年代首先在美国开始进行研究,并在 F-15B 及其他飞机上进行了试飞验证,取得了有益的经验,并拟在下一代战斗机上应用这种技术。我国从 90 年代也开始了这种技术的研究。

2. 自修复飞行控制系统的关键技术

(1) 系统故障检测隔离和故障分类

该系统应利用飞机传感器数据、舵机指令以及舵机传感器信息去检测和定位被损伤的舵面或有故障的舵机,并且还应估计部分失效舵面的剩余控制能力。目前实现这种方法主要有两类:基于系统动态模型的方法和基于知识的方法。前者主要是基于系统的动态模型,利用观测器或滤波器对控制系统的状态或参数进行估计,构成残差序列,通过对残差序列的统计分析,检测故障的发生并进行故障诊断;后者主要是使用系统的定性模型,充分利用系统可获得的各种信息,采用人工智能方法进行故障检测与识别。故障检测与识别技术,是实现自修复飞行控制的基础,要求能及时、可靠地发现并定位故障,既不产生漏报,亦不应产生误报,同时还不应有过大的时间延迟。但是,目前这些问题并没有得到圆满解决。

(2) 控制律的重构技术

在自修复飞行控制系统中,控制律重构分系统负责重新构造控制律,以适应不同故障状态飞机飞行品质的要求。控制律重构可以分成两大类:被动式重构和主动式重构。被动式重构不依靠故障检测和识别,而是依赖于飞行控制系统原有控制律的强鲁棒性,即原飞行控制律不仅可以保证在没有发生故障时的飞行品质要求,而且还可以保证在发生不同故障时,飞机不仅能安全和可靠地飞行,且具有一定的飞行品质。从安全飞行角度来说,飞行品质与正常飞行相比,可以有所降级,但应保证能安全返航。目前可采用许多控制方法进行这种系统的设计,如定量反馈法、自适应控制法、微分对策法及 H_∞ 控制理论等。通常又把这种系统称为可靠飞行控制系统。

主动式重构技术是在飞机故障检测和诊断的基础上,在对当前故障准确了解的情况下,重新设计或修改控制规律,以保证在当前故障条件下,飞机具有所要求的飞行品质。主动式控制律重构亦可分成两种:重新布局与重新设计。重新布局设计方法的基本出发点是,将原控制律所计算求得的控制指令在其余完好操纵面之间进行重新分配。通常把这种重新分配算法称为控制混合器。控制混合器的具体算法,须根据不同的舵面故障状况事先离线设计好,并装入实时计算机。由于它是控制指令的分配器,故应置于各个舵机执行机构之前。这种方案是较为流行的方法。目前,控制混合器多采用“伪逆”(广义逆)方法进行设计。此外,还有其他一些指令分配算法,如在有约束条件下的最优分配等方法。采用指令分配法进行飞控系统自修复,实现起来最简单,只要在原有控制律的基础上,在控制律输出端加上控制混合器,根据故障检测得到的具体故障信息,计算“伪逆”阵,即可得到重新分配的各个舵面的指令输出,从而保证故障后飞机的响应与故障前飞机的响应近似相等。

重新设计法是根据故障信息对原有控制律进行修正设计。重新设计包括静态配平调整以及动态性能设计两个方面。重新设计可以在线设计,也可以离线设计。离线设计时,需要将设计结果存入飞控计算机中(可看作是按故障进行调参)。在线设计时,须根据故障状态,利用已存入的数学模型,采用设定的设计方法,进行实时计算,因此,对计算机的实时性要求较高。

无论采用哪种设计方法,控制律重构的基本条件是,在某种故障条件下,飞机具有余度操纵面和有效的控制力和控制力矩,即此时飞机仍是可以控制的。

(3) 实时飞行员告警技术

实时告警系统负责在故障情况下,向飞行员提供及时、准确的信息,帮助飞行员以最合理的方式操纵故障后的飞机。

(4) 自主式维护诊断技术

该诊断系统的目的是,提高飞机和飞控系统的可维护性,从而提高飞机的维护效率,减轻维护人员的工作负担和降低飞机的全寿命费用,提高飞机的出勤率。

尽管自修复飞行控制系统已在有些验证机上进行了成功的试飞验证,获得了有益的经验,但仍然有许多问题需要继续解决,特别是如何在实际飞行条件下及时、准确地进行故障检测和定位,仍然是一个很关键的尚未得到完全解决的问题。



复习思考题

- 4-1 何谓电传操纵系统？电传操纵系统的主要功能如何？发展电传操纵系统主要应解决哪些关键技术问题？
- 4-2 典型纵向和横侧向电传操纵系统主要由哪些功能模块组成，每个模块的主要作用是什么？
- 4-3 何谓中性速度稳定性？在纵向电传操纵系统中实现中性速度稳定性有何作用？如何实现？
- 4-4 在横侧向电传操纵系统设计时，应注意解决哪些交联关系？为什么？应如何解决？
- 4-5 现代飞机的飞行控制系统为什么要采用多模态控制？在构成多模态控制系统时应注意解决哪些问题？
- 4-6 何谓系统的响应类型？为什么要划分系统响应类型？
- 4-7 已知某战斗飞机纵向短周期气动参数如下所示，试设计增稳控制系统，使其具有 1 级飞行品质，并按 STD-1797 标准，求出其飞行品质指标（假定空速 $V=300\text{ m/s}$ ）。

$$d\alpha/dt = -1.056\alpha + 0.905q$$

$$dq/dt = 0.8255\alpha - 1.077q - 0.1775\delta_e$$

- 4-8 歼击机纵向电传系统控制律设计
设计要求：

- ① 计算飞机纵向运动状态方程的特征值并评价飞机的飞行品质。
- ② 采用显模型跟踪最优二次型方法进行最优设计。最优二次型指标为

$$J = \int_0^\infty (r' Q r) dt$$

式中 r 为系统响应： $r=HX+DU$

- 设计满足 2 阶 C^* 指标 1 级品质要求的最优跟踪模型；
- 选择最优设计时所用的开环构型（要求具有中性速度稳定）；
- 设计全状态反馈控制律 $U=KX$ 。
- ③ 进行系统综合（适当简化反馈增益）。
- ④ 系统仿真验证，应适当考虑系统中被忽略的高频环节的影响。
- ⑤ 飞行品质验证（进行 q/δ_e 等效系统拟配），并求取 CAP 参数。

已知纵向短周期方程气动参数如下所示（飞机仅用平尾控制，不考虑飞机所受阵风干扰）：

- 飞机参数 $H=5\ 000\text{ m}$, $M=0.8$, $V=256\text{ m/s}$

$$d\alpha/dt = -0.918\alpha + q - 0.174\delta_e$$

$$dq/dt = 2.77\alpha - 0.4276\alpha/dt - 0.9126q - 13.82\delta_e;$$

- 舵机传递函数为 $[8\ 000/(s^2+40s+8\ 000)]$ ；
- 结构陷波器传递函数为 $(s^2+5.6s+3\ 130)/(s^2+52s+2\ 700)$ ；
- 过载滤波器传递函数为 $5/(s+5)$ ；
- 角速率陀螺传递函数为 $40\ 000/(s^2+184s+40\ 000)$ ；
- 助力器传递函数为 $[20/(s+20)]$ ；

- 杆力传感器传递函数为 $1\,600/(s^2 + 56s + 1\,600)$ 。

- 4-9 已知某战斗飞机纵向短周期气动参数如下所示,试设计纵向增稳控制系统,使系统的阻尼比 $\zeta=0.7$, $CAP=0.8$,并分析俯仰速率及迎角反馈的效应。

飞机参数 $H = 10\,000\text{ m}$, $M = 1.5$, $V = 449\text{ m/s}$

$$d\alpha/dt = -0.84\alpha + q - 0.094\delta_e$$

$$dq/dt = 12.44\alpha - 0.216\,dq/dt - 0.948q - 15.078\delta_e$$

- 4-10 已知战斗机横侧向运动方程如下所示,试设计荷兰滚阻尼系统,使其满足 A 种飞行阶段的 1 级飞行品质。分析洗出网络参数对飞行品质的影响。若将航向速率陀螺斜置 α_R 角,即航向速率陀螺的输出为

$$V_R = K_R[r\cos(\alpha_0 + \alpha_R) + p\sin(\alpha_0 + \alpha_R)] \quad (\alpha_0 \text{——平飞时迎角})$$

试分析此时系统的响应。

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-0.442}{(s^2 + 0.19s + 1.04)}$$

$$\frac{p(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.1(s - 2.83)}{(s^2 + 0.19s + 1.04)}$$

$$\frac{\delta_r(s)}{u(s)} = \frac{4}{(s + 4)}$$

- 4-11 某飞机的横侧向系统的开环构型如下所示。试用 LQR 方法设计最优增稳系统,并满足 1 级飞行品质要求。飞机参数如下:

$$d\beta/dt = -0.322\beta + 0.064\phi + 0.036\,4p - 0.991\,7r$$

$$d\phi/dt = p$$

$$dp/dt = -30.649\beta - 3.678p + 0.664\,6r - 0.733\,3\delta_a + 0.131\,5\delta_r$$

$$dr/dt = 8.539\,6\beta - 0.025\,4p - 0.476\,4\,r - 0.031\,9\delta_a - 0.062\,0\delta_r$$

$$d\delta_a/dt = -20\delta_a + 20u_a$$

$$d\delta_r/dt = -20\delta_r + 20u_r$$

$$dr_w/dt = -r_w + dr/dt$$

- 4-12 已知某飞机的横侧向运动方程如题 4-11 所示,试用特征结构配置方法设计满足 1 级飞行品质的电传操纵系统。
- 4-13 为提高飞机电传系统的可靠性,在系统设计中通常都采用了哪些措施?在现代飞机的电传系统中,还常采用备份系统,你对备份系统有何看法?
- 4-14 据你的认识,若将现代控制理论方法能更有效地用于飞行控制系统工程设计,应注意解决哪些重要问题?
- 4-15 下一代战斗机为实现大迎角机动飞行,其电传飞行控制系统应具有什么特点,设计时应重点解决哪些问题?
- 4-16 何谓自修复飞行控制系统?在研制自修复飞行控制系统时,应主要解决哪些问题?
- 4-17 试说明应如何将最佳显模型跟踪二次型方法用于侧向控制增稳系统,详细论证模型的选择、系统的开环构型以及系统最终的框图。



参考文献

- 1 文传源主编. 现代飞行控制系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1992
- 2 张明廉主编. 飞行控制系统. 北京:航空工业出版社,1994
- 3 鲁道夫·布罗克豪斯著. 飞行控制. 金长江译. 北京:国防工业出版社,1999
- 4 徐鑫福,冯亚昌主编. 飞机飞行操纵系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1989
- 5 李学国. 主动控制技术在飞机设计中的应用. 北京:航空工业出版社,1985
- 6 Donald Mclean. Automatic Flight Control System. Prentice Hall, 1990
- 7 Sobd K M. Eigenstructure Assignment. International Journal of Control,1994,No. 1
- 8 李志信. 某 ACT 验证机纵向 DFBW 控制律设计. 航空学报,1993,No. 4
- 9 李益瑞. 电传飞控系统的功能与关键问题和发展. 飞行力学,1997,No. 3
- 10 姚一平,李沛琼. 可靠性及余度技术. 北京:航空工业出版社,1991
- 11 Stevens Brian L. Aircraft Control and Simulation. JOHN WILEY & SONS. INC,1992
- 12 陈宗基. 控制理论在飞行控制系统中的应用与 CAD 技术(内部). 北京:北京航空航天大学,1993

第5章

主动控制技术

5.1 主动控制技术概念

传统飞机设计过程如图 5-1 所示。在总体布局设计时,主要考虑气动力、结构以及发动机 3 大因素,并在它们之间进行折衷,以满足飞机的战术技术或任务要求。按这种方法设计飞机,为获得某一方面的性能优势,常常必须在其他方面做出让步和牺牲。一般来说,这种飞机本身必须是稳定可飞的。在常规方法设计的飞机上所加入的飞行控制系统,充其量只能用飞机所具有的操纵面提供必要的控制,仅对飞行员的操纵或飞机的性能提供部分的改善,而无根本性的提高。用这种方法设计的飞机,飞行控制系统只处于被动地位,其基本功能是辅助飞行员对飞机进行姿态和航迹控制,对飞机的构型设计无直接影响。按传统方法设计飞机,常常会在飞机上述 3 大要素的设计中产生矛盾且难以克服,从而限制了飞机性能的提高。例如,为了提供足够的升力以提高飞机的机动性,要求采用较大面积的机翼和平尾,结果便使飞机的重量和阻力增加;为此又要求采用更大推重比的发动机,以增加推力,发动机的重量必然增加;这样飞机重量又进一步增加,反过来又会影响飞机的升限和机动性,限制了飞机性能的进一步提高。

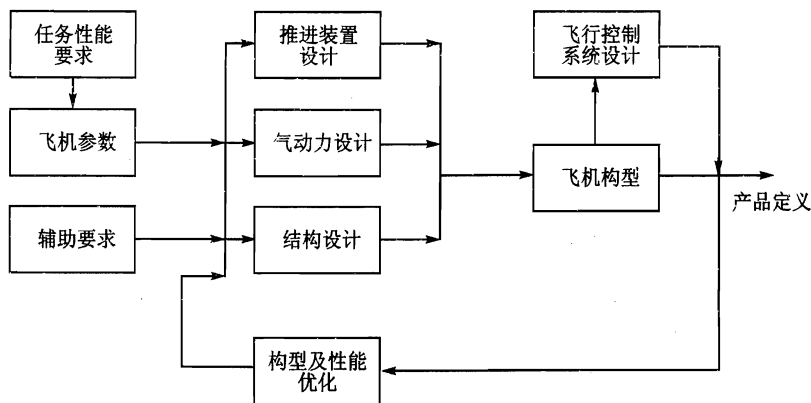


图 5-1 常规飞机设计过程

为了解决飞机设计中所遇到的上述问题,从 20 世纪 70 年代开始,在飞机设计中采用了一种新的技术——主动控制技术 ACT(Active Control Technology)。按这种思想设计飞机的过

程如图 5-2 所示。也就是在飞机设计的初始阶段,就根据对飞机的性能要求,综合考虑飞行控制、气动力、结构和发动机的设计和构型,并通过充分发挥飞行控制的主动性和潜力,进而协调和解决所产生的矛盾,使飞机具有希望的最佳性能。于是飞行控制在飞机的总体设计中由原来的被动作用转变为主动作用,因而被人们称为主动控制技术。

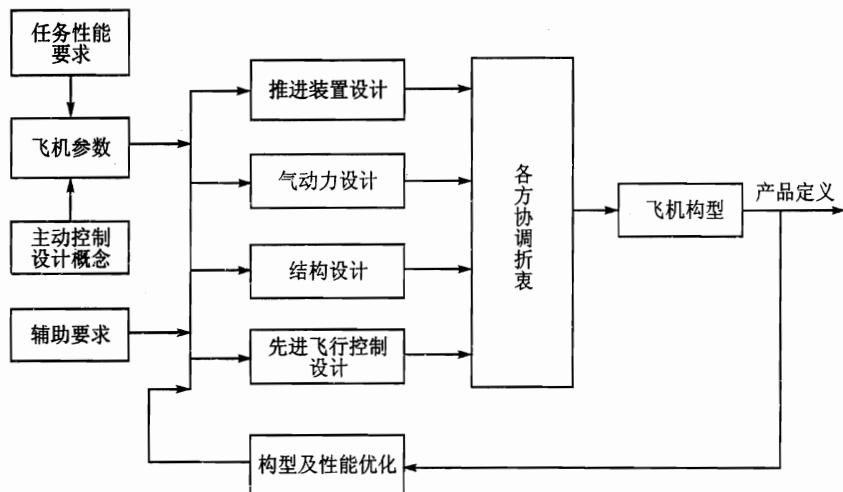


图 5-2 主动控制飞机设计过程

从飞机设计角度来说,主动控制技术就是在飞机设计的初始阶段,考虑飞行控制系统对飞机总体设计的影响,充分发挥飞行控制潜力的一种飞机设计技术。

从飞行控制角度来说,主动控制技术就是在各种飞行状态下,通过飞行控制系统,使作用在飞机上的气动力按照需要变化,从而使飞行性能达到最佳,并使成本和使用费用降低的一种控制技术。

主动控制技术是 20 世纪 60 年代中期首先在美国发展起来的一种飞机设计技术。60 年代中期,美国空军的战略思想发生了重大变化,从原来的要导弹不要飞机,变为要发展机动性好的“空中优势”战斗机,并且认为要使战斗机的机动性有更大的改善,当前最有希望的突破口就是主动控制技术。此外,从 50 年代后期开始,现代自动控制理论和计算机技术的迅速发展,也为主动控制技术发展奠定了基础。在过去那些年代,空气动力学发展也很快,出现了许多新的飞机气动力布局方案。经过试验,对这些新布局的飞机特性也有了深入的了解。这些都为主动控制技术在飞机设计中的应用创造了条件。

在上述这种需求和技术基础的条件下,从 70 年代开始,世界上航空工业发达国家都相继开展了主动控制技术的验证工作。美国在发展主动控制技术方面一直处于领先地位,相继利用 B-52, C-5A, F-4, F-8C, YF-16 及 A-7 等飞机作为电传操纵和主动控制技术的试验机。1978—1987 年,更进一步开展了“先进战斗机技术”综合验证机 AFTI/F-16 计划;与此同时,还开展了“X-29 前掠翼验证机计划”,研究主动控制技术在将来先进战斗机上的综合应用前景。此外,英国用“美洲虎”、前联邦德国用 F-104G 也进行了 ACT 技术验证。英国、前联邦德国和意大利 3 国还联合开展了“试验机计划 EAP”飞机的 ACT 技术验证。日本在 80 年代初也利用 T-2 先进教练机开展了主动控制技术试飞验证。法国在“幻影”2000 及 4000 战斗机上也采用电传操纵系统试验主动控制功能。

在广泛试验验证的基础上,从70年代末开始,主动控制技术已开始广泛用于生产型飞机。美国在F-16A/B,F-16C/D以及F-18等飞机上应用了主动控制技术,瑞典研究的JAS-39飞机也直接实现了某些主动控制功能。总之,从20世纪80年代之后研制的军用飞机,几乎都实现了不同程度的主动控制功能。不仅如此,从1986年A320客机投入运营开始,民用客机也开始采用电传操纵系统和主动控制技术。1995年开始投入航线运营的B777飞机,也是采用电传操纵和主动控制的最先进的民用客机。

我国自1978年秋开始成立主动控制规划组以来,在有关研究所、工厂和学校的合作下,不仅对ACT技术进行了理论和方法方面的研究,而且也完成了验证机的试飞验证,取得了可喜的成果。

目前,在飞机上可实现的主动控制功能主要包括如下各项:

- 放宽静稳定性 RSS(Relaxed Static Stability);
- 边界控制 BC(Boundary Control);
- 直接力控制 DFC(Direct Force Control);
- 阵风载荷减缓 GLA(Gust Load Alleviation);
- 乘坐品质控制 RQC 或 RC(Ride Quality Control);
- 机动载荷控制 MLC(Maneuvering Load Control);
- 颤振模态控制 FMC(Flutter Mode Control)。

按主动控制技术要求设计的飞机,通常都具有下述特点:

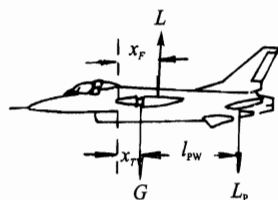
- 是放宽静稳定的或本身就是静不稳定的,需要通过控制增稳实现人工稳定和保证飞机具有期望的飞行品质;
- 为实现上述各种机动,都要采用电传操纵系统,电传操纵系统是实现各种主动控制功能的物质基础;
- 从气动布局来讲,主动控制飞机均采用多个操纵面,除3个常规的主操纵面外,还常常使用一些辅助操纵面,如鸭翼、襟翼、扰流片以及推力向量,并且任何一个操纵面都不是单独使用的,而是组合应用,这种工作方式使飞行控制律更为复杂;
- 主动控制飞机的驾驶舱布局和仪表显示也和普通飞机不同。为便于飞行员实现非常规机动,常为飞行员提供新型座舱控制器,例如侧杆控制器。由于飞机可实现姿态解耦及力和力矩的控制能力,飞行员难以通过对外部的简单观察来判断航迹,因此,需要采用新型综合仪表显示。为达到3轴高过载能力,要求座舱应是抗高过载座舱等。

5.2 放宽静稳定

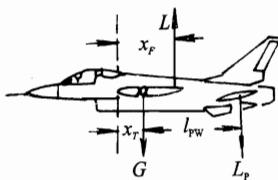
放宽静稳定性是主动控制技术中的最重要的功能。现代主要的军用或民用飞机几乎都具有这种功能。传统飞机设计时,都要求将飞机设计成是静稳定的,即质心应位于焦点之前,并应保持一定的距离,即要求有一定的静稳定裕度。所谓放宽静稳定性设计,就是在飞机设计时,将飞机本身的静稳定性要求放宽,使静稳定裕度小于常规数值,也可以设计为中性稳定,甚至是静不稳定的,即可以将质心移至靠近焦点,甚至与焦点重合或位于焦点之后。将飞机的静稳定性放宽,对提高飞机的性能极为有利。飞机的静稳定性可分为纵向静稳定性与横侧向静稳定性两种。由于纵向放宽静稳定性应用较多,故本书将主要讨论纵向放宽静稳定性的应用。

5.2.1 放宽静稳定性的效益

如前所述,传统飞机设计时,从飞行员操纵角度出发,均将飞机设计成是静稳定的,即要求质心位于焦点之前的一定距离,质心的后限应在焦点之前某一最小距离处,如图 5-3 所示。



(a) 亚声速



(b) 超声速

图 5-3 常规飞机的质心与焦点关系

在水平直线飞行时,为使飞机配平,要求可动平尾前缘向下,产生负升力 L_p ,并使

$$\left. \begin{aligned} L(x_F - x_T) + L_p \cdot l_{pw} &= 0 \\ L &= G + L_p \end{aligned} \right\} \quad (5-1)$$

这种配平的结果是:

- 由于升力 L 要增加 L_p , 配平需较大的迎角, 从而增大了配平阻力, 使巡航时对发动机的消耗增大。
- 飞机设计时, 通常保证在亚声速飞行时应有一定的静稳定度, 一般取 $C_{m\alpha} = -(3\% \sim 5\%) c_A$ 。在超声速飞行时, 焦点大幅度后移, 即 x_F 迅速增大, 如图 5-4 所示。此时为了配平, 平尾须产生较大的负升力。显然, 在这种情况下配平时, 机翼须产生较大的升力, 致使需要较大的配平迎角, 从而导致升致阻力急剧增加。
- 在平尾偏度有限的条件下, 由于配平需要平尾前缘向下偏转一定角度, 从而减少了用于爬升机动时可用的平尾偏度, 使飞机机动能力变坏。特别是, 平尾配平偏度随高度增加而增加, 在升限时, 平尾配平偏度几乎达到极限位置。如希望保持平尾的可用偏度, 则要求平尾面积增加, 从而使飞机重量增大。
- 由于配平时升力须克服平尾的负升力, 使有用升力降低, 从而使机动能力变坏。如要保证一定的机动能力, 则要求机翼产生更大升力, 故须增大迎角和机翼面积, 这将导致飞机阻力增大, 升阻比显著降低。这种现象对小展弦比、高性能飞机更为突出。

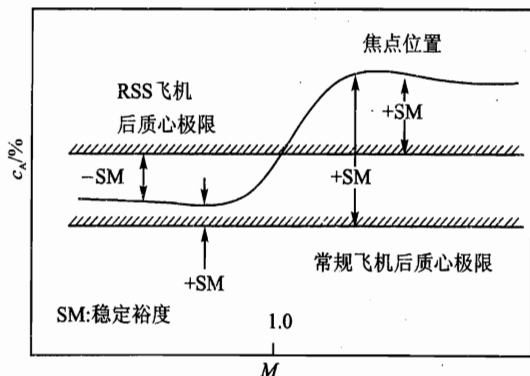


图 5-4 焦点随 M 数的变化

由于常规飞机对静稳定性的苛刻要求,使飞机的性能难以提高。如果将飞机按放宽静稳

定设计,则上述问题就可得到较好的解决。若将飞机设计成静不稳定的,即 $c_{ma} > 0$ (如图 5-5 所示),则水平直线飞行配平须要平尾前缘向上偏移,平衡时须满足下述方程:

$$\left. \begin{aligned} L + L_p &= G \\ (x_T - x_F)L + l_{pw} \cdot L_p &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (5-2)$$

这种配平的结果是:

(1) 阻力减小

由于配平时所需升力减小,故迎角减小导致阻力减小。特别是三角翼飞机,迎角减小可使升致阻力明显减小。阻力减小,将使飞机性能得到如下改善:

- 飞机加速度增加 在发动机推力一定时,可提高平飞加速能力。平飞时,飞机的加速度决定于剩余推力 $\Delta p = p - D$, 因为阻力 D 减小,所以剩余推力 Δp 增大,加速度增大。
- 飞机爬升率增大 飞机爬升率 $dH/dt = V\Delta p/G$, 由于剩余推力 Δp 增大,故 dH/dt 增大。
- 飞机的容许升限增大 飞机的升限是指发动机推力等于阻力时所能达到的最大高度,即 $\Delta p = D$ 时的高度。在相同发动机条件下,高度增加,推力逐渐减小。由于阻力减小,故使推力等于阻力时的高度提高了,即升限提高了。
- 增大了有效航程 由于阻力减小,燃料消耗量降低,所以有效航程即可增大。

(2) 减轻飞机的重量

由图 5-5 可见,放宽静稳定性飞机配平时,平尾只须提供较小的正升力和较小的低头力矩,故平尾的面积可减小,从而重量可减轻。此外,为实现质心后移,常常可减少前机身的长度,降低飞机的总重量。由于配平时所需升力的降低,机翼面积可减小,从而使飞机总重量进一步降低。总之,放宽静稳定性(RSS)飞机与传统飞机比较,由于平尾、机翼及机身面积的减小,使飞机重量降低,如图 5-6(a)所示。图 5-6(b)还给出了飞机主要部件的重量随放宽静稳定度增加而降低的情况。

(3) 有用升力增加

由于 RSS 飞机配平时平尾升力为正升力,故增加了全机升力,从而可得到下述两点好处:

- 总升力系数的最大值增加了,升力线斜率亦增加了;
- 在同一总升力系数下,静不稳定对所需迎角减小,升致阻力减小,如图 5-7 所示。

对于 RSS 飞机,由于配平时平尾前缘向上,故可用的转动角度增大,由此可控制飞机产生较大的迎角和升力。由于有用升力的增加,使飞机的机动能力提高。这主要表现为如下两个方面:

- 增大飞机的过载能力 因为飞机法向过载 $n_z = L/G$, 由于 L 增大, G 降低,故 n_z 增大。 n_z 的大小直接与飞机爬升、下降及俯仰拉起的快慢有关。研究表明, RSS 飞机在飞行性能上得到的突出好处是,使最大稳态机动过载提高了 30%。从目前技术发展来看,采用其他技术,这样大幅度提高机动性,还是困难的。
- 提高飞机的转弯角速度,降低飞机的转弯半径 飞机转弯角速度 $\dot{\psi} = g/V\sqrt{n_z^2 - 1}$, 与

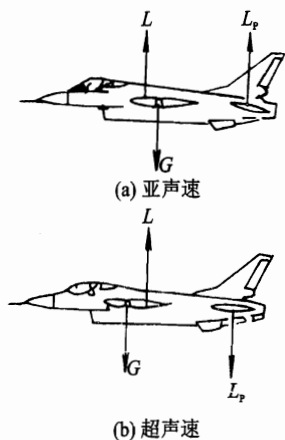


图 5-5 放宽静稳定性飞机的焦点和质心

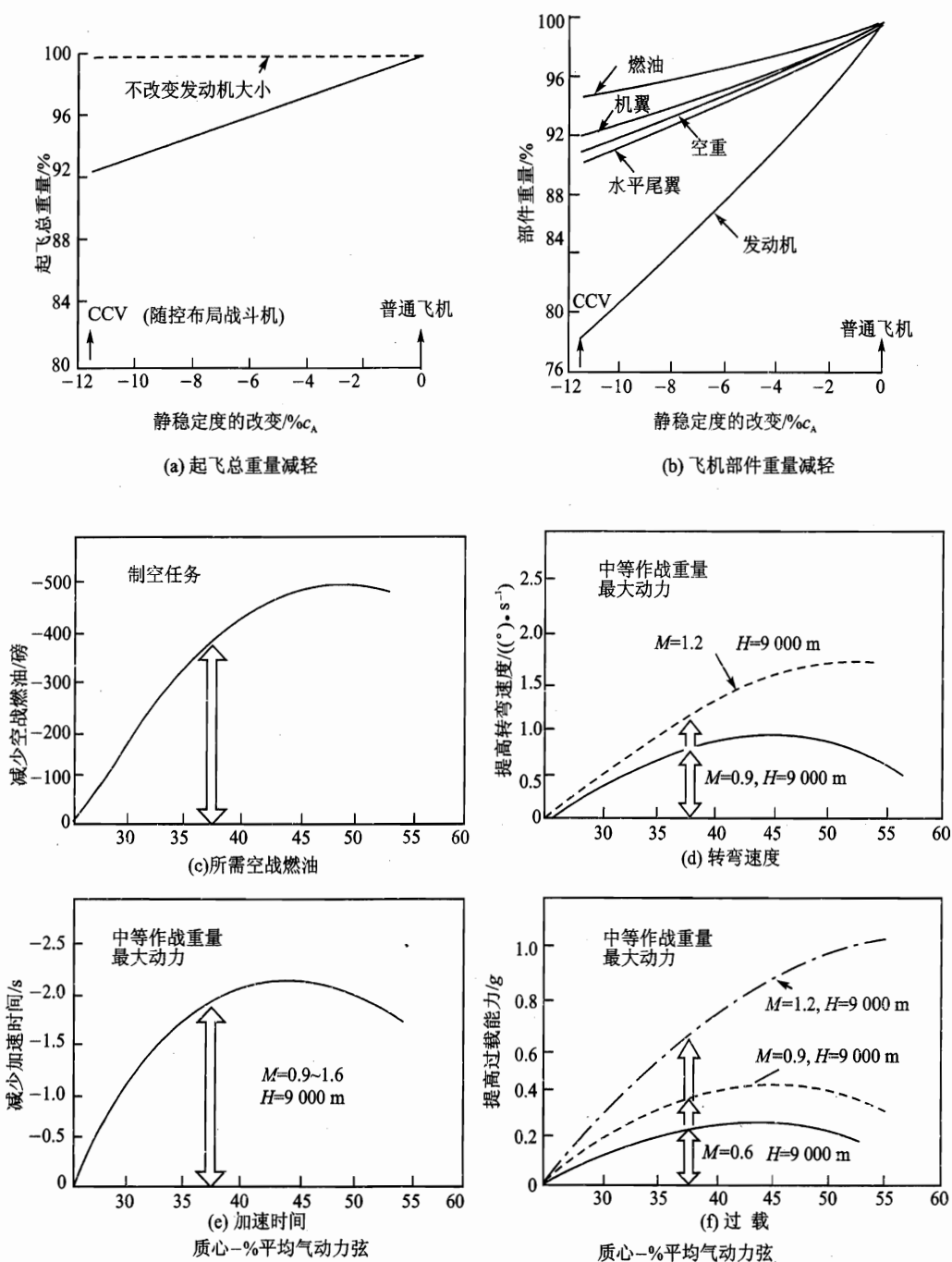


图 5-6 传统飞机与 RSS 飞机的比较

法向过载 n_z 成正比，而转弯半径 $R = V^2 / (g\sqrt{n_z^2 - 1})$ 与 n_z 成反比，所以增大过载 n_z ，对飞机的迅速机动转弯有利。

多年来，经过不同型号飞机的验证，表明放宽静稳定性是一种提高飞机性能的极为有利的设计方法。验证表明，一架轻型战斗机采用 RSS，当质心位于 $38\%c_A$ 时，和普通质心位

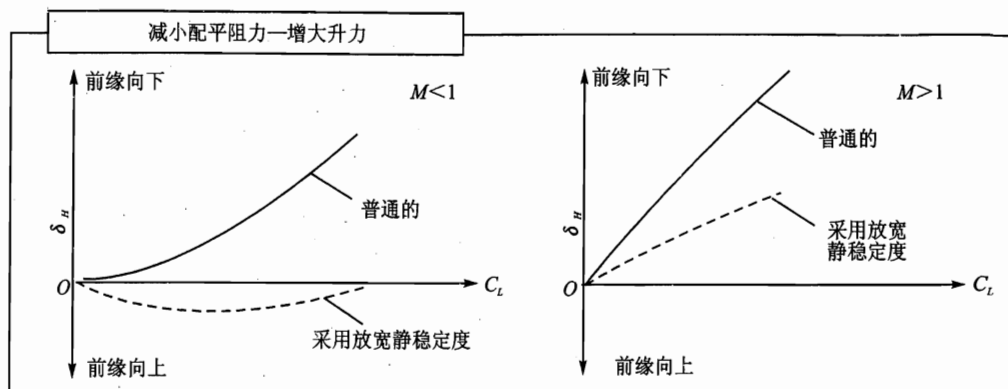


图 5-7 升力系数比较

置在 $25\%c_A$ 的飞机比较,在 9 km 高度、最大推力条件下,转弯速度增加了 $0.75^\circ/\text{s}$ ($M=0.9$) $\sim 1.1^\circ/\text{s}$ ($M=1.2$); M 数从 0.9 增加到 1.6 的加速时间减少了 31.8 s; M 数为 0.8, 0.9 和 1.2 时,法向过载 n_z 分别提高 $0.2g$, $0.4g$ 和 $0.6g$ 。从图 5-8 可见,由于放宽静稳定度减小了配平阻力,提高了升力,结果使升阻比在亚声速时提高了 $4\% \sim 8\%$,超声速时提高了 $8\% \sim 15\%$ 。

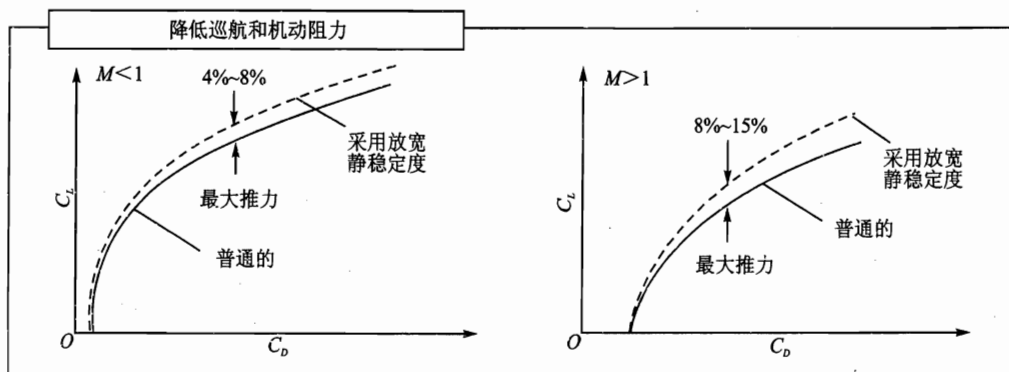


图 5-8 升阻比的比较

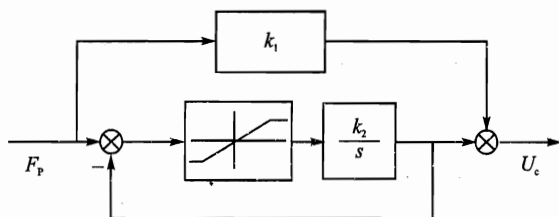
验证表明,放宽静稳定性对提高大型运输机或轰炸机的飞行性能也是一种极为有利的方法。如 CCV-B52 试验机在放宽静稳定性后,平尾面积从 84 m^2 降低到 46 m^2 ,在原发动机和起飞总重量不变的情况下,结构重量减少了 4.6% ,航程增大了 4.3% 。波音公司超声速运输机采用 RSS 设计后,使质心后移 $5\%c_A$,结果使配平所需的 3.8 m 的前机身取消了,重量减轻了 2.7 t ,有效载荷增加近 30% ,巡航阻力减小了 2.5% ,综合效果是使飞机航程增加了 417 km 。

一项研究表明,对一架战斗机,如按放宽静稳定性设计,在相同的性能要求及飞行力学限制下,与常规飞机相比,其战斗重量(包括机内燃料)可减少 18% ,推力可减少 16% ,机翼面积可减小 18% 。

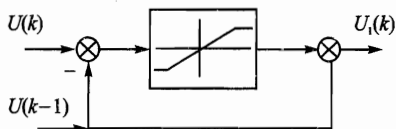
5.2.2 放宽静稳定性飞机飞控系统设计要求

一架静稳定性不够或静不稳定的飞机,飞行员是难以操纵的,必须通过增稳或控制增稳系统进行控制,以保证飞机在整个飞行包线内是稳定的。关于增稳控制系统控制律的设计,在第4章已有论述。此外,在增稳或控制增稳系统设计时,下述几个方面也是极为重要的。

- 为使飞机在整个飞行包线内是稳定的,飞控系统应是十分可靠的。要求系统具有高的余度等级,至少达到现规范中对可靠性提出的要求。在各种控制系统故障下,飞机的增稳程度和飞行品质应保持不变,同时应保证在系统发生故障后,转入备份模态时,增稳系统的功能在任何时候都不能丧失,保证飞机生存。为此,备份模态的设计,首要考虑的是保证系统稳定;其次,才是飞机的飞行品质。在难以兼顾时,允许飞机具有2级或3级飞行品质。此外,由于飞机是静不稳定的,在备份模态时,不能采用简单直接链操纵和机械备份操纵系统。
- 在飞控系统中,总存在舵机的位置、速度和加速度的限制等非线性情况。如果在不稳定机体的响应过程中舵机达到了极限饱和状态,则会丧失控制系统的增稳作用,使飞机失去控制。为此,在系统设计时,必须对控制系统每个部分的速率限制进行充分的地面模拟评定(如快速、大幅值的粗猛控制),并采用不同的速率限制措施。通常,除了在系统的指令输出端对指令的变化速率加以限制外,常常还需在控制律的“上游”施加限制,以保证在不同的飞行状态下,满杆输入时也不会发生操纵面速率饱和。图5-9是实用的杆力输入及指令输出速率限制方案。



(a) 杆力输出速率限制



(b) 控制律指令输出速率限制

图 5-9 速率限制的方案

- 静不稳定的飞机对控制系统设计提出的另一个重要要求就是,舵面必须具有与静不稳定度相适应的偏转角度及偏转速率,以保证能控制飞机姿态发散的速度。特别是对那些极端不稳定的飞机,该要求是非常重要的。例如,X-29 飞机的静不稳定度达到 $35\%c_A$,俯仰发散的倍幅时间达到 0.15 s (是有人驾驶飞机从未有过的不稳定水平),为此要求俯仰舵面的偏转速率不能小于 $100^\circ/\text{s}$ 。在确定所需的速率时,还必须考虑较

链力矩和其他载荷的限制。除要求舵机有一定的偏转速率外,还要求舵机有较宽的频带,即它的时间常数要足够小。此外,还要求舵机传递回路具有较小的非灵敏区和滞环等非线性情况。

- 对静不稳定的飞机来说,它的飞行品质及稳定性是完全由飞行控制系统保证的。对于高度静不稳定的飞机来说,控制系统必须有足够的超前补偿量和较小的操纵时间延迟。同时,考虑到在存在气动不确定性的情况下,系统应有足够的稳定裕度,并保证在飞行控制的确认和验证过程中,随时进行监测和充分的试验,以便发现可能存在的故障和控制系统设计的漏洞。

5.3 边界控制系统

5.3.1 概述

边界控制系统(包线限制系统)是指对飞机的一些重要状态变量的边界值(包线)实现限制的飞行控制系统。其目的是减轻飞行员的工作负担,实现“无忧虑”操纵,保证飞机安全和实现飞机的作战性能。通常应考虑的限制可分为如下几种:

- 与失去控制相对应的限制 主要为飞机的迎角、侧滑角和空速的限制。迎角超过最大升力迎角,将会引起飞机失速和尾旋。迎角过大还将引起横侧向不稳定。对静不稳定飞机,当最大平尾偏度引起的低头力矩不足以抵消大迎角带来的上仰力矩时,电传操纵系统便失去了静稳定的补偿作用。侧滑角也应限制在允许的范围之内,否则也会造成过大的侧向过载。对于飞机,空速既不能过高,也不能过低。飞机速度不断提高,会引起飞机机翼的弹性振荡模态阻尼降低,从而引起飞机伺服弹性颤振,为此应将飞机的飞行速度限制在临界颤振速度之内;而飞行速度过小,将有可能造成失速。
- 与飞机结构应力过大相对应的限制 主要为过载和滚转速率等参数的限制。过载过大,将会造成飞机部件的应力疲劳,甚至损伤、破坏。与此类似,滚转速率过高,将使机翼承受较大的载荷。
- 与飞行员耐力相关的限制 如在定常条件下,过载的大小的限制以及在瞬变条件下,过载变化率的限制。

此外,可能还有其他参数的限制,如与发动机正常工作相关的参数以及与武器投放相关参数的限制等。

在设计边界(包线)限制系统时,应区分下述两种包线的差别:

- 限制包线 允许飞行员在应急情况下,超过该包线边界(例如,为避免摔机),其后果可能发生某些永久性的结构变形。
- 极限包线 超过该包线边界将会引起飞机损失。

在边界控制系统设计时,应遵循下述准则:就所有的驾驶指令而言,可达到的包线必须尽可能宽,而又不超过限制包线;而就某个特定和有意义的驾驶指令而言,可达到的包线能够扩大,因此它将尽可能宽而又不超过“极限”包线。

目前,对“包线”限制,还是不限制,是一个复杂的仍在争论的问题。现今看来,“无忧

虑”操纵功能给战斗机提供了被视为飞行员绝对需要的机会,在紧张的战斗中,可使飞行员从保证飞机安全的操纵活动中解脱出来,并可在不要求额外技巧的情况下,充分利用飞机的性能。几种现役飞机,如 F/A-18 和 F-14 没有迎角限制器。这表明,不可少的“无忧无虑”操纵所需的气动设计,现在是可以实现的,而数字电传系统的发展为设计很具体的、随多个参数变化的边界参数限制器不仅提供了可能性,而且十分方便。这些情况表明,限制器即使被需要,也不一定要绝对横跨整个包线。受到绝对限制器的制约,飞行员的意见也会越来越大。

理想的情况是,根据应急(如撞地)或战斗的需要,可以跨过许多飞行包线的边界,而且至少应保证飞机特性的降低是柔和、平缓的。著名的俄罗斯 SU-27 和 MIG-29 飞机就是典型的例子。这两种飞机都有迎角限制器,在正常情况下,它们起作用,限制迎角不超过给定值;在特殊情况下,可以超过限制器,实现“眼镜蛇”机动。这种机动正是这种飞机优良的大迎角气动力的证明。

在飞机许多参数的边界限制中,过载及迎角限制最为重要。本书将重点讨论这两种参数的边界限制方案。

5.3.2 边界限制方案分析

早期的电传操纵系统对参数边界的限制采用一种告警方案,即当某个参数超过设定的边界值时,系统以声响或灯光方式提示给飞行员,由飞行员采取措施加以限制。现代电传系统均采用控制系统,实现对不同参数的边界限制。

利用控制系统实现边界限制的基本方案是,利用不同的手段控制飞机相应参数的时间响应历程,使其在给定的边界范围内。常用的技术有:使用飞行控制系统前馈和反馈;使用适当的非线性控制技术;使用模型跟踪技术等。考虑到飞机的边界限制是飞机飞行条件的函数,因此,边界限制系统的参数应随高度、空速及外部载荷而变化。

在常用的 g 指令响应型的电传系统中,对法向过载边界限制的基本方法是,在杆力输入的前馈通道中加入指令限幅器,如图 4-2 所示。从图中可见,稳态时,该系统的主反馈仅为过载变量 n_z 。因此,在综合点的输入信号代表指令的稳态过载,故在该信号之前所加入的限幅器即为过载限制器。其正负限幅值可依据所允许的正负许用过载加以确定。

依据 $n_z = \frac{V}{g} Z_\alpha \alpha$, 对过载 n_z 加以限制,似乎对迎角 α 也起到了限制作用,但事实并非如此。

因为高速时,由于 $\frac{V}{g} Z_\alpha$ 较大,当 n_z 被限制时,迎角 α 可能还较小,不会超过最大允许迎角;但在低速飞行时,由于 $\frac{V}{g} Z_\alpha$ 较小,当 n_z 被限制时,迎角 α 可能会超过最大迎角。过载限制不能代替迎角限制,所以在系统中常常还要增加迎角边界限制系统。

迎角边界限制系统有两种实现方法:采用专门的闭环控制系统对迎角进行限制和在通常的电传操纵系统中加入适当的迎角限制器。

5.3.3 迎角闭环边界限制系统

迎角闭环边界限制系统常用的调节规律为迎角误差的 PID 控制:

$$\delta_e = L_a \Delta \alpha + L_{ad} \int \Delta \alpha dt + L_{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} \quad (5-3)$$

$$\Delta \alpha = \alpha_L - \alpha$$

式(5-3)中: α_L 为迎角的限制值。由于对迎角信号难以进行直接微分,所以经常采用俯仰角速率 q 反馈来代替:

$$\delta_e = L_a \Delta \alpha + L_{ad} \int \Delta \alpha dt + L_q q$$

只要参数选择合理,该方案不仅可以保证稳态时 $\alpha_{\infty} = \alpha_L$, 同时在过渡过程中,迎角也不会达到失速迎角。控制律中相关的参数 L_a , L_{ad} 及 $L_{\dot{\alpha}}$, 可利用经典方法或极点配置方法,或最优控制方法加以选择。

由于迎角边界限制也需要利用共同的升降舵来实现,因此存在该系统如何与通常的控制增稳系统相兼容的问题。通常,飞行员进行小机动操纵时,是在一般控制增稳模式下工作。一旦飞行员希望进行大迎角机动,系统就自动切换到边界控制模式;反之,一旦希望退出大机动状态,系统应能自动切换到正常控制增稳模式。为实现这种转换,可采用在 F-8C 主动控制验证机上的信号选择器方案,如图 5-10 所示。

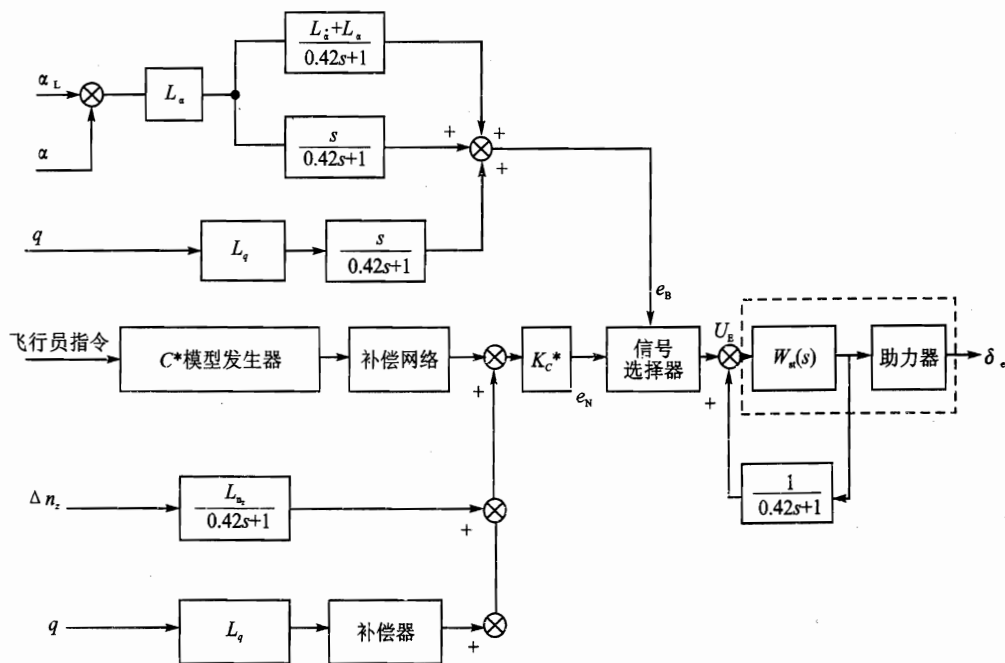


图 5-10 迎角边界限制与控制增稳系统

信号选择器的输出按下式计算:

$$U_E = e_B + K_B(e_N - e_B) = K_B e_N + e_B(1 - K_B) \quad (5-4)$$

式中: e_B 为边界控制器计算求得的控制指令; e_N 为控制增稳系统的控制指令; K_B 为逻辑控制参数。当 $K_B=1$ 时, $U_E=e_N$, 此时系统处于控制增稳模式; 当 $K_B=0$ 时, $U_E=e_B$, 系统处于边界迎角限制工作模式; 若 K_B 在 $(0,1)$ 之间取值, 则系统处于两种系统共同控制模式, 迎角在大操纵量下将会超过 α_L , 但增长速度放慢。后者被称为软限制, 前两种情况被称为硬限制。

F-8C系统采用硬限制方案。为了保证这两种模态的切换比较平滑,必须保证在切换瞬间,由 e_N 变为 e_B 时不发生信号跳变。F-8C系统所采用的处理方法是:在任何时刻都并行地计算 e_N 和 e_B ,在平尾偏角 δ_e 与 e_N 和 e_B 信号的符号一致的假定下,保证当 $e_N < e_B$ 时,设置 $K_B=0$,系统转换为边界限制工作模态;一旦出现 $e_N \geq e_B$,则设置 $K_B=1$,系统转换为控制增稳模态,如图5-11所示。从物理涵义上看,升降舵所取的指令信号永远为使机头向下的最大信号。实际应用时,这种转换过程可能含有一定延迟,在切换时,可能会有小的跳变,但由于后续的舵回路的平滑作用,平尾的跳变可以忽略。

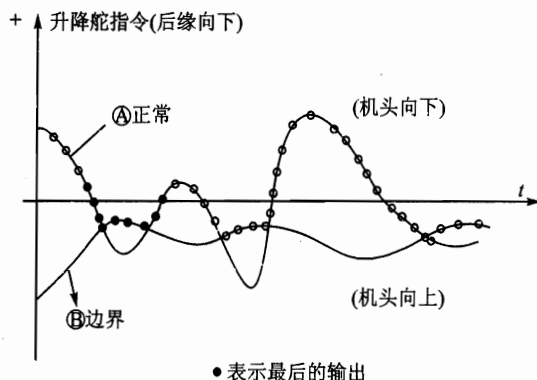


图 5-11 模态的切换曲线

5.3.4 采用非线性反馈的边界限制控制器

在现代飞机的电传系统中,迎角边界限制功能常常是采用一种迎角非线性反馈控制器来实现的。如图4-2所示系统中,在杆指令一定的条件下,迎角反馈通过一个非线性控制器,并与杆指令相综合。当迎角较小时,该控制器输出为0,迎角边界限制器不起作用;当迎角超过 α_{L1} 时,该控制器输出较小的反馈信号,从而减弱了杆力的输入信号;当迎角超过 α_{L2} 时,输出的反馈信号增大,从而进一步减小了杆力输入信号。杆力与迎角的关系如图5-12(a)所示。

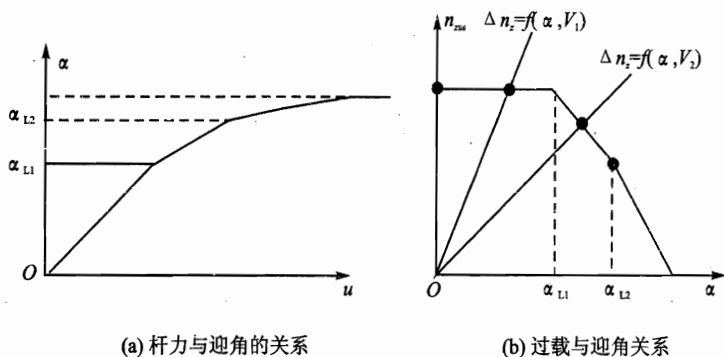


图 5-12 迎角边界限制曲线

从图4-2中可见:

当 $\alpha < \alpha_{L1}$ (如 $\alpha_{L1} = 15^\circ$)时,稳态过载 n_{zss} 为

$$\left. \begin{aligned}
 & n_{zss} = n_{zL} \text{ (过载限制器输出);} \\
 & \text{当 } \alpha_{L1} < \alpha < \alpha_{L2} \text{ (如 } \alpha_{L2} = 22.5^\circ \text{) 时,} \\
 & \quad n_{zss} = n_{zL} - K_{L1}(\alpha - \alpha_{L1}); \\
 & \text{当 } \alpha > \alpha_{L2} \text{ 时,} \\
 & \quad n_{zss} = n_{zL} - K_{L1}(\alpha - \alpha_{L1}) - K_{L2}(\alpha - \alpha_{L2})
 \end{aligned} \right\} \quad (5-5)$$

由式(5-5)可得图5-12(b)所示过载与迎角关系曲线。应该指出,上述 n_{zss} 随 α 角的变化情况并不代表实际过载随 α 角的变化情况。实际上,迎角与过载的关系是由飞机本身的特性决定的,近似地为 $n_z = \frac{V}{g} Z_a \alpha$ 。因此,在一定杆力信号下,实际可达到的过载与迎角关系是由图5-12(b)中斜线与折线的交点决定的。从图5-12(b)中可见,在飞行速度较高且 Z_a 较大时,由于 $n_z = f(\alpha, V)$ 直线斜率较大,法向过载 n_z 已达到最大值,但迎角仍然很小,既限制过载,亦可限制迎角;在速度较低且 Z_a 较小时,迎角不断增大,也达不到极限过载。如果此时,仅采用过载限制,则对应的迎角将早已超过允许的最大迎角。当飞机迎角超过限制值 α_{L1} 和 α_{L2} 时,该限制器使电传系统的开环增益增大,系统稳定性变差。在迎角限制器中引入俯仰速率反馈,可有效地提高大迎角飞行时的系统稳定性。

从图5-12曲线中可以看到,该限制器不仅限制了迎角,也限制了一定杆力所能达到的过载,即迎角超过一定数值后,同样的杆力所能达到的实际过载值也受到了限制。因此,这种限制器又被称为迎角/过载限制器。

5.4 直接力控制

5.4.1 概述

直接力控制是常规飞机控制的发展。它可直接产生不改变姿态而按期望改变航迹的气动力。对常规飞机来说,产生改变航迹的气动力是通过改变飞机的姿态引起迎角或侧滑角变化来实现的,而姿态的变化又是通过气动操纵面的偏转产生力矩而实现的,因此常将这种操纵称为“力矩操纵”或“间接升力操纵”。这种操纵是建立在力和力矩或航迹与姿态运动耦合的基础上的。

这种操纵方法有如下重要缺点:

- 升力或侧力的建立或航迹的改变比较缓慢,在控制与航迹变化之间不可避免地会产生时间滞后。随着飞机尺寸和惯性的增加,这种滞后更为严重。大飞机进场着陆时,这种滞后可达2~3 s。由于航迹变化的滞后,无法较好地补偿高频力的扰动(如阵风扰动)。图5-13表示了纵向拉杆时,飞机升力和高度的变化过程,从中可见轨迹滞后的过程。
- 由于常规操纵时,舵面偏转所产生的气动力与航迹运动所需气动力是相反的,因此在开始时,会产生一种相反的航迹变化,这也是很不利的。例如,飞机在进扬着陆时,在通过升降舵控制航迹上升时,就会首先产生一种下沉航迹,这对安全着陆是不利的。特别是当飞机受到顺风作用时,由于气流速度的减小,升力受到损失,导致下沉速度。

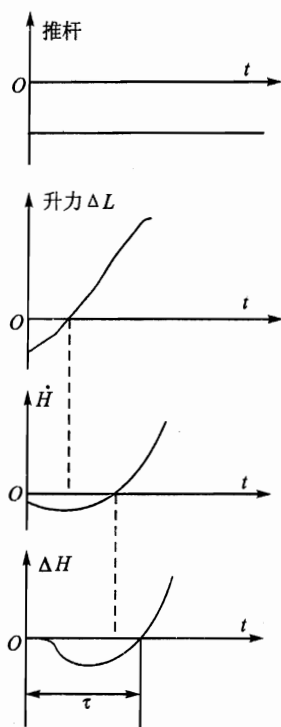


图 5-13 常规飞机操纵时高度变化的滞后过程

在这种情况下,升降舵拉升作用所产生的反向升力的不利影响,就更为明显,这将使下沉速度进一步增大。

- 当飞机需要进行较大机动时,例如加速俯仰姿态响应时,常常需要使升降舵有较大的偏转。此时力矩可以得到改善,但它对升力及航迹的改变却产生了坏的影响,上述时间延迟不仅不能缩短,甚至延长了。
- 这种操纵使飞机转动运动与平移运动强烈耦合,从而使飞机快速跟踪轨迹的能力降低了。

为了克服上述常规操纵的缺点,提出了直接力控制,也就是通过附加操纵面的控制,在不产生力矩的条件下,直接产生升力或侧力。直接力控制不仅可以克服上述缺点,而且还增加了改善飞行特性的可能性,即不仅可以实现力与力矩的解耦,而且也可用于改善飞机的时间响应特性。依据作用于飞机上力的划分,直接力控制可分为直接升力、直接侧力及直接阻力

或推力控制。为了产生直接力,光凭一个操纵面是无法实现的(除非这个操纵面所产生的空气动力正好作用于质心),因为此时除了产生升力或侧力外,还会同时产生力矩。

产生直接升力的控制面可有以下几种:

- 水平鸭翼的对称偏转与平尾的结合 十分明显,如果平尾与鸭翼同时后缘向下偏转,而且它们各自产生的纵向力矩互相抵消,则可产生单纯向上的升力,如图 5-14 所示。

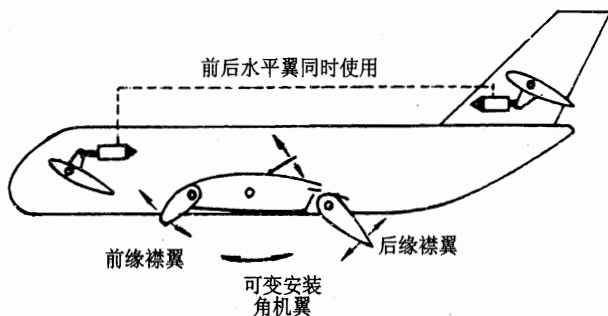


图 5-14 直接升力操纵面

- 对称襟翼与平尾结合 襟翼可以是机动前缘或后缘襟翼,这种方案将可能产生较大的升力。
- 水平鸭翼与机动襟翼相配合 显然可以产生更大的升力。

- 扰流片的偏转与水平鸭翼相配合等。

直接侧力通常要由垂直鸭翼和方向舵配合来实现。如果推力是可转动的,则也可通过推力向量来产生侧力。

无论哪种操纵面,在用于直接力控制时,均应满足如下要求:

- 操纵面的偏转必须是快速、连续可调的;
- 操纵面必须能够产生正的和负的力变化;
- 合成的直接力作用点应位于质心附近。

5.4.2 直接升力控制的非常规机动

利用直接升力控制,通常可构成下述3种非常规机动。

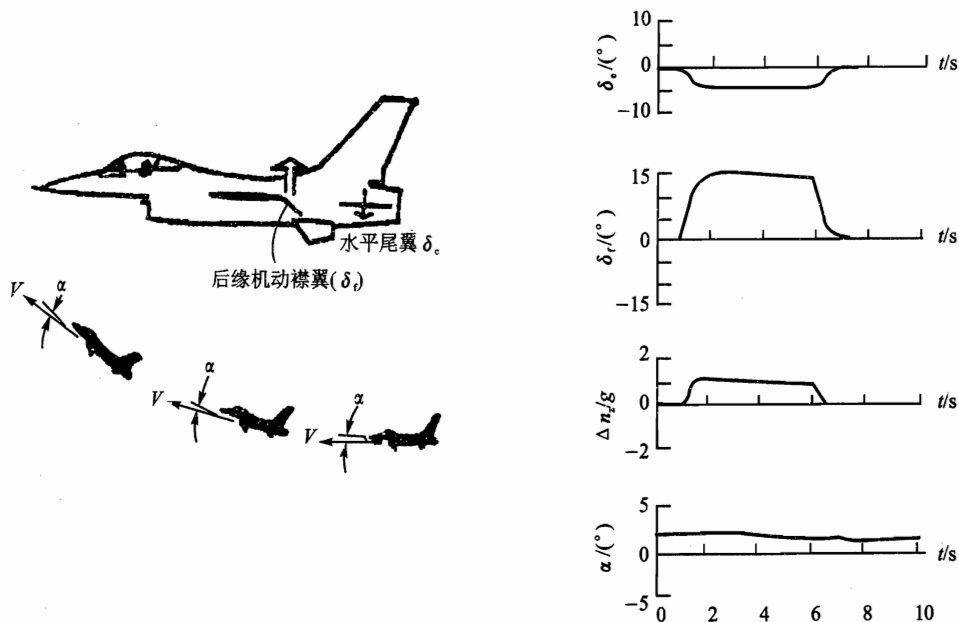
1. 单纯直接升力控制(直接爬升)

这种机动的特点是,飞机的迎角保持不变,即俯仰角速率 q 与航迹角变化速率 $\dot{\gamma}$ 近似相等,即 $\Delta\alpha=0, \Delta\gamma=\Delta\theta$,如图5-15(a)所示。此时,航迹变化所需升力由操纵面组合所产生的直接升力提供。依据第2章所述,此时要求直接升力作用点 δ 满足下式:

$$x_{\delta} - x_F = x_{c.g.} - x_M \quad (5-6)$$

式中: x_{δ} 为直接升力作用点; x_M 为机动点。此时,由直接升力产生所需的法向过载增量 Δn_z 。

这种非常规机动方式适合于飞机俯仰姿态的修正。由于此时俯仰拉起无需迎角 α 的改变,高度损失最小,故更适用于空一地攻击后的快速拉起;此外,还能改善飞机在爬升和下滑过程中航迹控制精度。



(a) 直接力控制操纵面

图5-15 3种非常规纵向机动

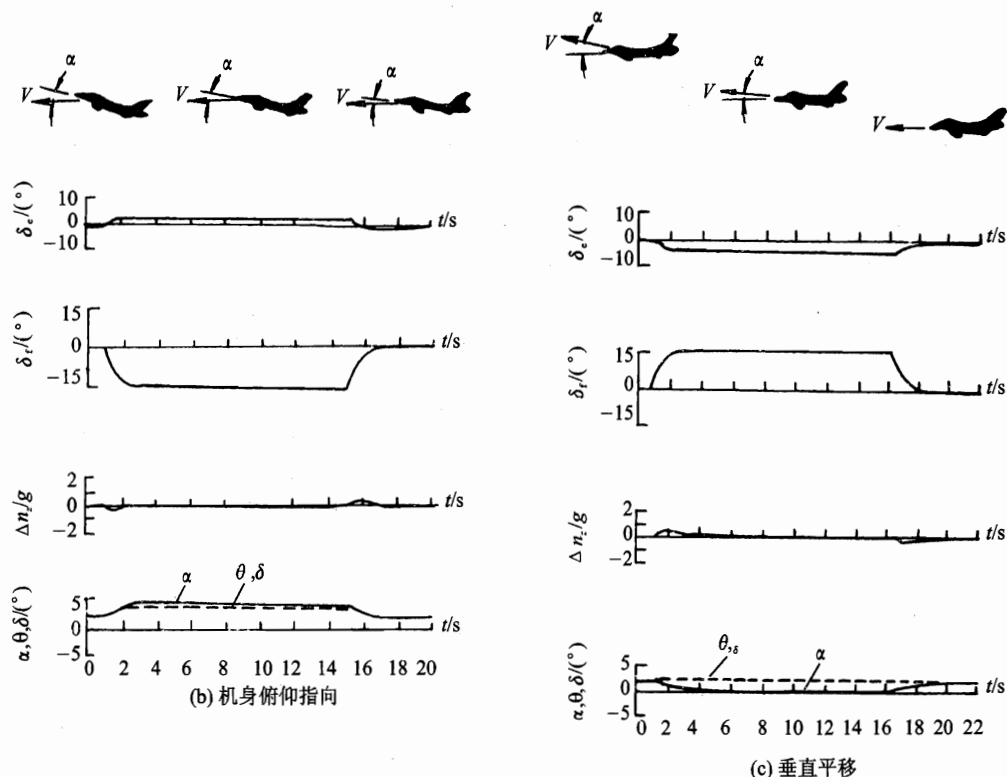


图 5-15 3 种非常规纵向机动(续)

2. 机身俯仰指向(保持航迹不变)

在该种非常规机动中,航迹倾角 γ 保持不变,即 $\Delta\gamma=0$,所以, $\Delta\alpha=\Delta\theta$,即仅改变迎角和俯仰角,如图 5-15(b)所示。为实现这种机动,要求直接升力作用点位于飞机的焦点上,如图 5-16所示。此时直接升力对质心产生负力矩,故产生负迎角及俯仰角,进而产生负升力增量,但该升力增量与直接升力相抵消,所以只产生迎角及俯仰角变化,而不产生质心的航迹运动。

这种机动方式,在机头下俯时,有利于对地面目标的连续攻击,如图 5-17 所示;而机头上仰,在空中是有价值的。由于机头可上仰 $3^\circ\sim 4^\circ$,扩大了对纵向目标的射击范围。

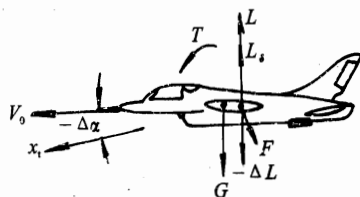


图 5-16 机身俯仰指向升力作用示意图

3. 垂直平移(俯仰角不变)

在该种机动中,飞机俯仰角保持不变,即 $\Delta\theta=0$,所以 $\Delta\alpha=-\Delta\gamma$,仅控制飞机的垂直速度,如图 5-15(c)所示。为实现这种机动,要求直接升力作用点位于焦点,并实现对俯仰角不变的控制($q=0$),如图 5-18 所示。此时,在直接升力控制下,直接升力引起垂直向上加速度,经过一定过渡过程后,直接升力引起向上垂直速度和负迎角增量,并产生负升力与正的直接升力相抵消。如在该过程中通过控制适当的操纵面(如平尾)产生抬头力矩,则可保持飞机俯仰角不变。

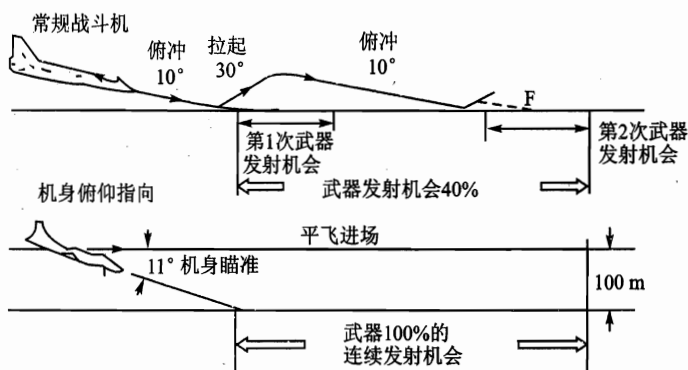


图 5-17 机身俯仰指向机动在对地攻击中的应用

这种机动方式适用于微小的垂直位移的修正,例如对空中编队飞行以及进场着陆过程中的下滑道捕获是很有用的,如图 5-19 所示。在没有垂直平移控制时,如飞机向上偏离了下滑轨迹,通过平尾控制飞机的姿态,修正偏差,极易产生过调,并使着陆点散布扩大。若采用垂直平移控制,则可平滑、快速地回到原来的航迹上。

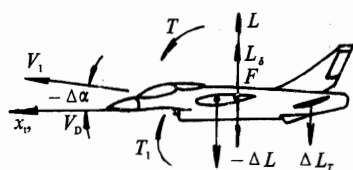


图 5-18 垂直平移机动中升力作用点

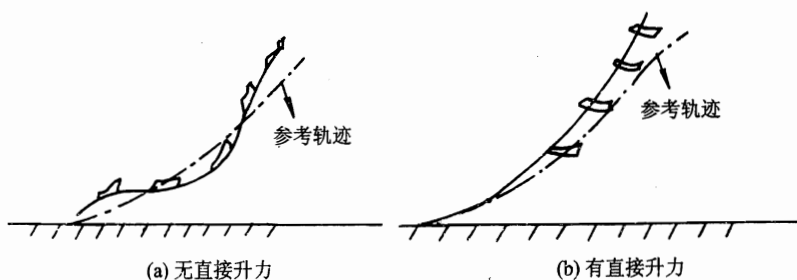


图 5-19 飞机下滑修正过程

5.4.3 侧向 3 种非常规机动模式

在侧向直接力作用下,亦可产生类似的 3 种非常规机动模式。在这 3 种机动中,均为不倾斜飞行,即 $\phi=0$ 。

1. 单纯直接侧力(机翼水平转弯)

此时保持 $\Delta\beta=0$, $\Delta\psi=\Delta\chi$, 或 $r=\dot{\chi}$, 如图 5-20(a) 所示。类似,这种机动要求直接侧力作用点位于质心之前一小段距离,且使 $x_{\delta 1}-x_{FB}=x_{c.g.}-x_{MP}$ 。其中 $x_{\delta 1}$ 为侧向直接力作用点; x_{FB} 为侧力增量作用点; x_{MP} 为侧向机动点。在水平转弯时,由于航向与滚转的耦合作用,为保持机翼水平,还应适当控制副翼。这种机动方式可以消除在跟踪地面目标过程中,为修正航向偏差和瞄准偏差而出现的横滚摇摆现象,对地投弹时能显著提高飞行员瞄准目标的能力。在攻击空中目标时,可提高飞机的反应速度和改善瞄准精度。

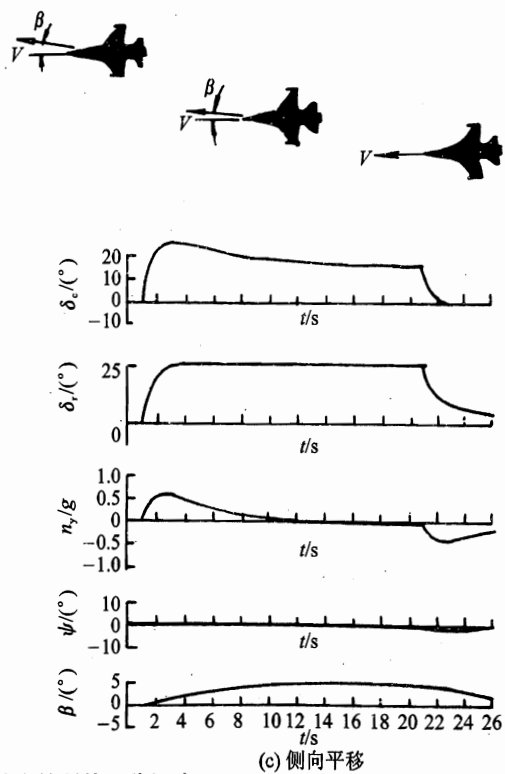
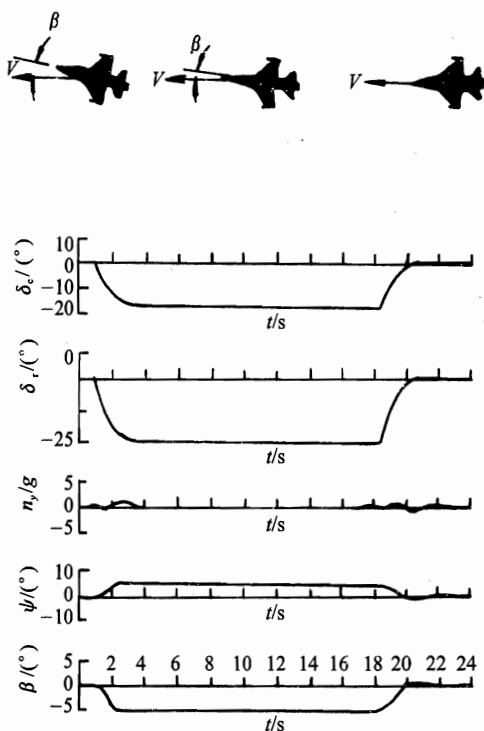
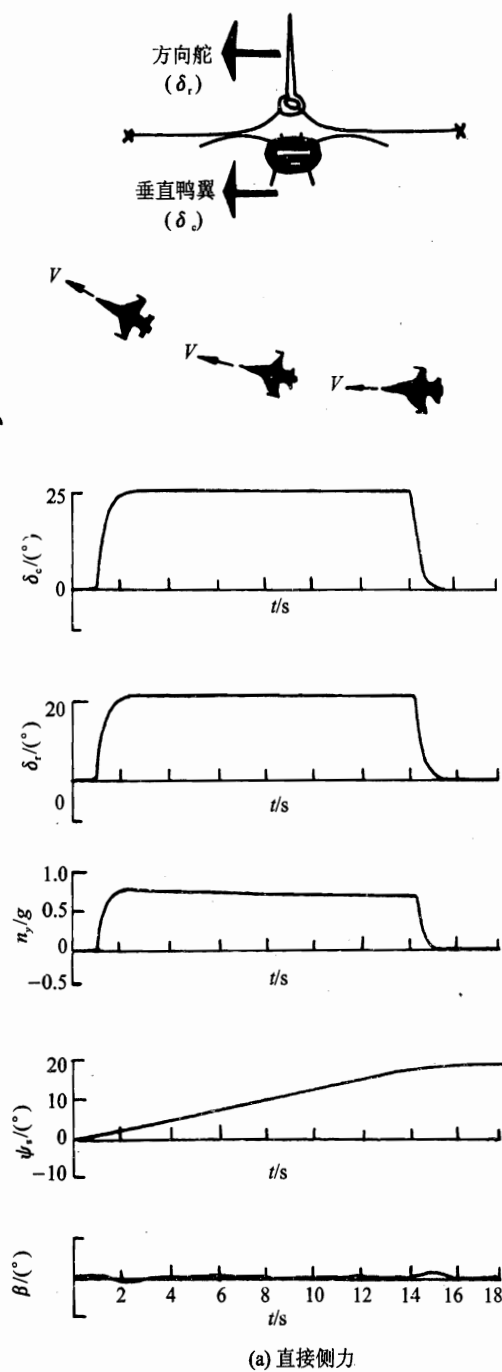


图 5-20 侧向直接力控制的 3 种机动

2. 机身偏航指向

此时,要求在不改变航迹角 χ 的情况下改变侧滑角,控制飞机的偏航姿态,即 $\Delta\chi=0, \Delta\beta=-\Delta\psi$,如图5-20(b)所示。此时要求直接侧力点作用于侧向焦点处,但由于飞机航向的随遇平衡特性,飞机不一定能保持给定的航线,航线还需导航系统加以修正。这种机动方式用于空-空攻击及空-地攻击中,可以扩大攻击范围。一般偏航指向可使机头左右侧滑 5° ,故只要目标处于航线左右 5° 以内,即可进行攻击。

3. 侧向平移

此时,在不改变飞机航向的条件下,控制飞机的侧向速度,即要求 $\Delta\psi=0, \Delta\chi=-\Delta\beta$,如图5-20(c)所示。此时要求直接侧力作用点位于侧向焦点处,并实现航向角不变的控制。这种机动适用于空中加油和编队飞行时航向的小位移修正。这种机动方式用于侧风着陆时,具有突出的优点。常规飞机侧风着陆时,可以采用两种方法:一种方法(如图5-21(b)所示)是飞机适当倾斜,产生适当侧力,抵消侧风的影响,从而保持飞机在跑道中心线上,当接近着陆点时,飞机改平;另一种方法(如图5-21(a)所示)是将机头偏向侧风方向,使合成速度对准跑道,在接地之前,将机头方向转向跑道中心。显然,这两种方式都有各自的缺点。

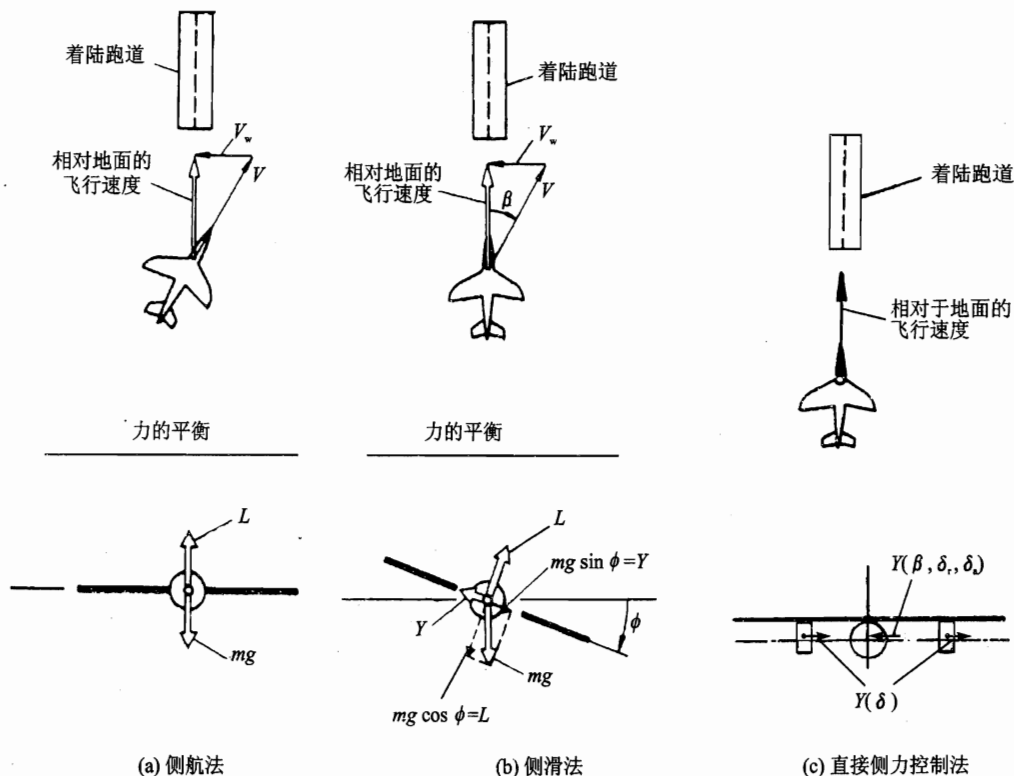


图 5-21 侧风进扬着陆的控制方式

若采用直接侧力控制,则可在保持飞机机头对准跑道且不倾斜的条件下,通过直接侧力来抵消侧风的影响,如图5-21(c)所示。这种着陆方式既安全,又方便。

通过操纵面的协调运动所产生的直接升力或侧力,可实现上述多种非常规机动,这对于军

用机或民用机实现航迹控制是非常有利的。但实验表明,由于附加气动面的限制,所产生的直接力是有限的,因此,直接力所能提供的机动也是有限的。通常所提供的附加过载也仅限于 $1g$ 左右,所提供的角速度也仅限于 $4^\circ \sim 5^\circ/\text{s}$,俯仰或偏航角度也仅限于 $4^\circ \sim 5^\circ$ 。美国 AFTI/F-16 飞机的自动攻击系统规划验证结果表明:在上述 6 种解耦运动中,水平转弯在减少武器跟踪误差方面是比较有效的,其他几种机动的效果并不明显。

5.4.4 纵向解耦控制律设计

1. 单纯直接升力模态

为实现这种控制,必须实现迎角与俯仰角速率之间的解耦。若令力矩操纵面偏角以 δ_M 表示,直接升力操纵面偏角以 δ_L 表示,则纵向短周期方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1 \\ M'_\alpha & M'_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_M & Z_L \\ M'_M & M'_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} \quad (5-7)$$

从式(5-7)可见,如果希望仅保持常值迎角运动,则要求式(5-7)的 $\dot{\alpha}, \dot{q}$ 方程与 q 无关。为此,可在第 1 个方程中引入控制 U_1 :

$$U_1 = Z_M \delta_M + Z_L \delta_L = -q \quad (5-8)$$

在第 2 个方程中引入 U_2 :

$$U_2 = M'_M \delta_M + M'_L \delta_L = -M'_q q \quad (5-9)$$

则方程(5-7)变为: $\dot{\alpha} = Z_\alpha \alpha; \dot{q} = M'_q \alpha$ 。这正是人们所期望的。由式(5-8)和(5-9)可得:

$$\begin{bmatrix} Z_M & Z_L \\ M'_M & M'_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 \\ -M'_q \end{bmatrix} q \quad (5-10)$$

所以

$$\begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_M & Z_L \\ M'_M & M'_L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -1 \\ -M'_q \end{bmatrix} q = \frac{1}{Z_M M'_L - Z_L M'_M} \begin{bmatrix} -M'_L + M'_q Z_L \\ -M'_q Z_M + M'_M \end{bmatrix} q \quad (5-11)$$

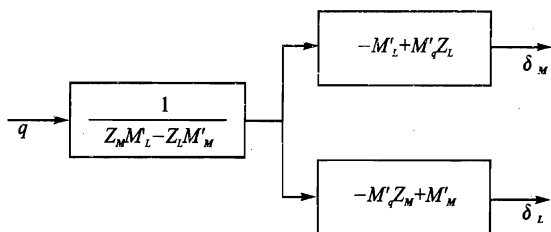


图 5-22 直接升力模态控制结构图

系统结构图如图 5-22 所示。若假定某飞机短周期方程中各项系数为 $Z_\alpha = -0.018, Z_L = -0.734, M'_\alpha = 0.007, M'_M = -0.18, M'_q = -0.45, M'_L = 0.2, Z_M = -0.52$, 当指令输入为 $1^\circ/\text{s}$ 的脉冲(0.25 s)时,仿真曲线如图 5-23 所示。从中可见,所实现的仅为静态解耦;在动态过程

中,迎角仍然存在一定的变化。

2. 机身俯仰指向

为实现这种机动,必须使飞机的俯仰姿态运动与升力的改变解耦,即俯仰速率与迎角解耦。为此,要求飞机的短周期方程为下述形式:

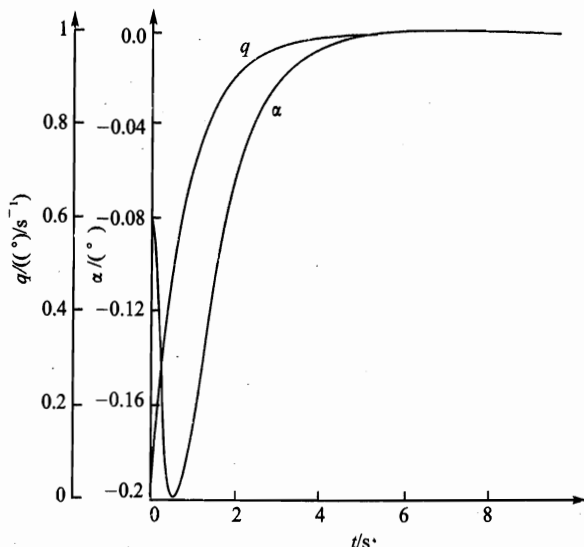


图 5-23 直接升力模态仿真结果

$$\left. \begin{aligned} \dot{\alpha} &= Z_a \alpha + Z_L \delta_{p_L} \\ \dot{q} &= M'_q q + M'_M \delta_{p_M} \end{aligned} \right\} \quad (5-12)$$

式中: δ_{p_L} 为直接升力舵面的指令; δ_{p_M} 为力矩舵面的指令。从飞机短周期方程可知, 为了实现这种解耦, δ_{p_L} 及 δ_{p_M} 必须满足

$$\left. \begin{aligned} q + Z_M \delta_M + Z_L \delta_L &= Z_L \delta_{p_L} \\ M'_a \alpha + M'_M \delta_M + M'_L \delta_L &= M'_M \delta_{p_M} \end{aligned} \right\} \quad (5-13)$$

所以

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{M'_M}{M'_a} & -\frac{M'_L}{M'_a} \\ -Z_M & -Z_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{M'_M}{M'_a} & 0 \\ 0 & Z_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{p_M} \\ \delta_{p_L} \end{bmatrix} \quad (5-14)$$

由此可求得舵面偏角的调节规律为

$$\begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{M'_M}{M'_a} & -\frac{M'_L}{M'_a} \\ -Z_M & -Z_L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\frac{M'_M}{M'_a} & -\frac{M'_L}{M'_a} \\ -Z_M & -Z_L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{M'_M}{M'_a} & 0 \\ 0 & Z_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{p_M} \\ \delta_{p_L} \end{bmatrix} \quad (5-15)$$

所以

$$\left. \begin{aligned} \delta_M &= -\frac{Z_L M'_a}{\Delta} \alpha + \frac{M'_L}{\Delta} q + \frac{Z_L M'_M}{\Delta} \delta_{p_M} - \frac{Z_L M'_L}{\Delta} \delta_{p_L} \\ \delta_L &= -\frac{Z_M M'_a}{\Delta} \alpha - \frac{M'_M}{\Delta} q + \frac{Z_M M'_M}{\Delta} \delta_{p_M} + \frac{M'_M Z_L}{\Delta} \delta_{p_L} \end{aligned} \right\} \quad (5-16)$$

式中: $\Delta = M'_M Z_L - Z_M M'_L$ 。系统的结构图如图 5-24 所示。当 δ_{p_M} 和 δ_{p_L} 均为单位阶跃输入时, 上述飞机的 α 和 q 响应如图 5-25 所示。

3. 垂直平移机动模态

为了实现这种机动, 必须使飞机的姿态运动与迎角无关; 或者说在常值姿态角时, 可以改变迎角及航迹倾角 γ , 故在飞机方程中, 不应包括迎角 α , 为此, 要求

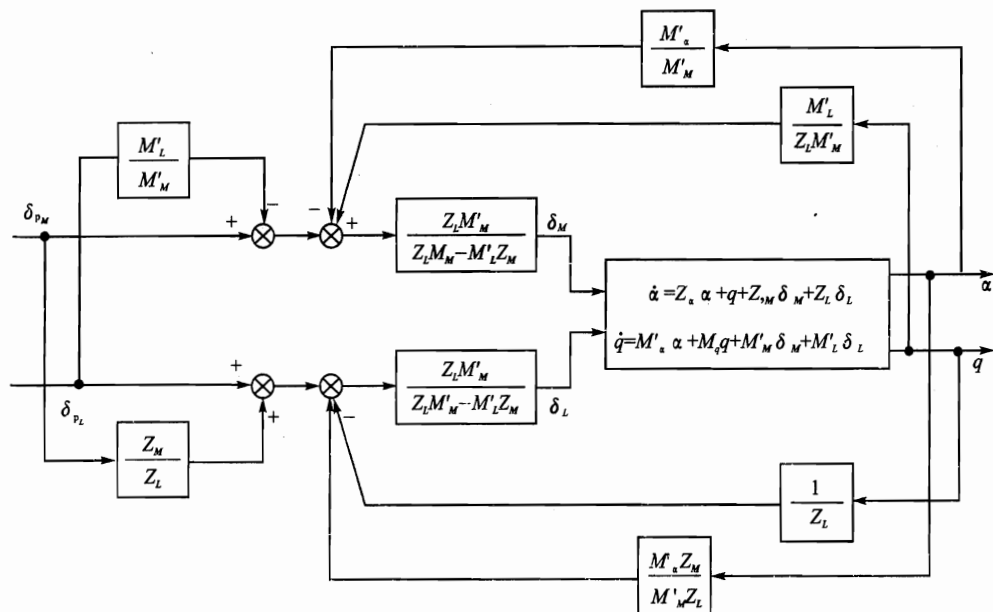


图 5-24 俯仰指向系统结构

$$\left. \begin{aligned} Z_M \delta_M + Z_L \delta_L &= -Z_s \alpha \\ M'_M \delta_M + M'_L \delta_L &= -M'_s \alpha \end{aligned} \right\} \quad (5-17)$$

即

$$\begin{bmatrix} \delta_M \\ \delta_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_M & Z_L \\ M'_M & M'_L \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -Z_s \\ -M'_s \end{bmatrix} \alpha \quad (5-18)$$

此时, $\dot{\alpha} = q, \dot{q} = M'_q q$ 。系统结构图如图 5-26 所示。

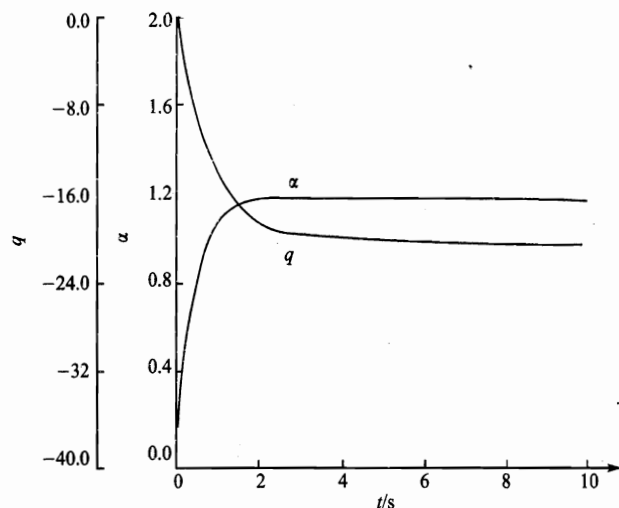


图 5-25 系统 \$\alpha\$ 和 \$q\$ 时间响应

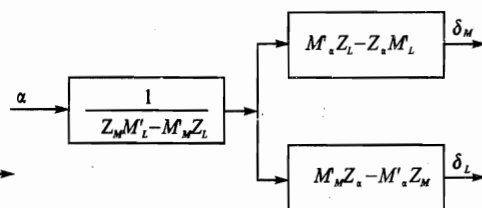


图 5-26 垂直平移模态结构图

5.4.5 非常规机动直接爬升模态的实现

美国 AFTI/F-16 飞机在数字式飞行控制律设计中曾实现了 6 种直接力静态解耦。在纵向通道,利用平尾以及后缘机动襟翼,实现了直接爬升、俯仰指向以及垂直平移 3 种机动。其中直接爬升模态的原理结构图如图 5-27 所示。在该模态中,要求迎角 α 保持不变, q 与 $\dot{\gamma}$ 相等。为实现这种要求,该系统的指令信号为过载增量 Δn_z , 反馈信号为法向过载 Δn_z , 并求取误差信号 $(K_f \Delta n_z - \Delta n_z)$ 。利用该误差信号直接控制机动襟翼,产生直接升力,进而实现与飞行员指令相对应的法向过载 Δn_z 。为了实现稳态迎角不变,该系统还引入了迎角及俯仰角速率反馈信号和比例加积分控制。从图 5-27 中可见,通过 Δn_z , 可计算求得瞬时航迹倾斜角速率信号 $\dot{\gamma}$, 并与俯仰角速率信号 q 综合构成了迎角变化率信号 $\dot{\alpha}$ 。该信号与迎角信号综合后,在积分器前形成了 $(K_4 \Delta \alpha + \dot{\alpha})$ 信号。稳态时, $\dot{\alpha}$ 趋于 0, 故积分器前的信号 $\Delta \alpha_{\infty}$ 亦趋于 0, 从而实现了稳态迎角不变的状态。当襟翼偏转产生直接升力时,必然产生不平衡的俯仰力矩。为实现力矩平衡,要求平尾产生相应的偏转,故系统结构图中,在襟翼与平尾之间还引入了交链增益 K_3 。

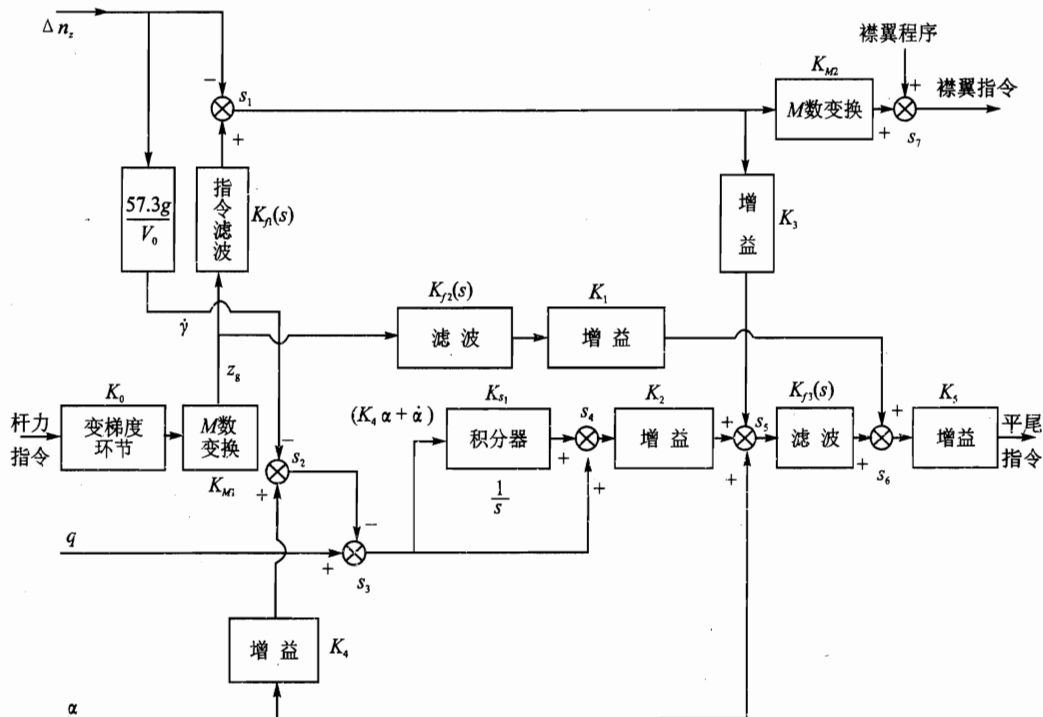


图 5-27 AFTI/F-16 直接爬升模态结构图

K_3 可以根据下述稳态平衡条件求得。

纵向飞机小扰动方程为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\alpha} &= -Z_{\alpha} \alpha + q - Z_{\delta_e} \delta_e - Z_{\delta_i} \delta_i \\ \dot{q} &= -M'_{\alpha} \alpha - M'_{\dot{q}} q - M'_{\delta_e} \delta_e - M'_{\delta_i} \delta_i \end{aligned} \right\} \quad (5-19)$$

式中: δ_e 为升降舵偏角, δ_i 为襟翼偏角。为了达到直接爬升模态静态解耦的要求, 应取:

$$\alpha_s = 0, q = \dot{\theta} = c, \ddot{\theta}_{(\infty)} = 0, \dot{\alpha}_s \neq 0$$

所以, 上述方程为

$$\left. \begin{aligned} c - Z_{\delta_e} \delta_e - Z_{\delta_i} \delta_i &= 0 \\ -M'_q q - M'_{\delta_e} \delta_e - M_{\delta_i} \delta_i &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (5-20)$$

从式(5-20)中可分别求得:

$$\left. \begin{aligned} \delta_e &= c(M'_q Z_{\delta_i} + M'_{\delta_i}) / (M'_{\delta_i} Z_{\delta_e} - M'_{\delta_e} Z_{\delta_i}) \\ \delta_i &= c(M'_q Z_{\delta_e} + M'_{\delta_e}) / (M'_{\delta_e} Z_{\delta_i} - M'_{\delta_i} Z_{\delta_e}) \end{aligned} \right\} \quad (5-21)$$

所以交链增益 K_3 为:

$$K_3 = \delta_e / \delta_i = -(M'_q Z_{\delta_i} + M'_{\delta_i}) / (M'_q Z_{\delta_e} + M'_{\delta_e}) \quad (5-22)$$

利用该控制系统结构, 可基本实现迎角与俯仰角及轨迹倾角之间的静态解耦。系统的仿真结果如图 5-28 所示。

从图 5-28 中可见, 该系统可实现迎角稳态不变, 法向过载 Δn_z 及 q 为常值的要求, 但在动态过程中, 迎角 α 有动态变化。

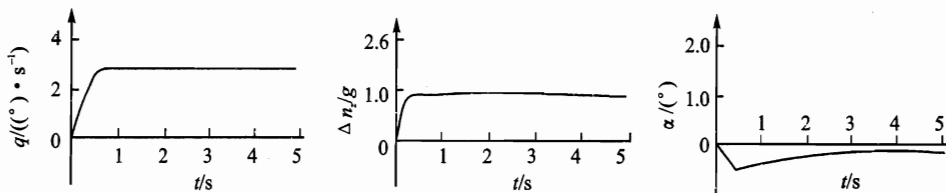


图 5-28 直接爬升模态的仿真曲线

在该系统中采用迎角变化率的估计值 $\dot{\alpha}$ 反馈, 可以改善系统的动态过程。研究表明, 如取消 $\dot{\alpha}$ 反馈, 则系统的调节时间将会加长, 超调量加大。

此外, 还应看到, 利用法向过载的误差信号直接控制襟翼偏转产生升力, 其控制效果与襟翼程序的正确设计关系极大, 因为襟翼偏转产生的升力与 M 数和迎角等关系密切, 为此, 必须根据飞机的气动参数进行精心设计。

5.4.6 直接升力控制的特征向量配置设计

直接力控制的实质是使飞机相关变量之间实现解耦, 因此, 现代控制理论中的特征值和特征向量配置方法便是一种有效的设计方法。

很多文献资料讨论了利用该方法进行直接力控制律的设计。文献[1]研究了用特征结构设计方法选择俯仰指向及垂直平移模态的参数。俯仰指向与垂直平移模态属于飞机俯仰角 θ 与航迹倾斜角 γ 互相解耦的控制过程。俯仰指向要求俯仰角受控, 而航迹倾斜角保持不变; 垂直平移则正好相反, 即要求航迹倾斜角受控, 俯仰角保持不变。依照这种解耦要求, 可以适当选择相应的特征向量。该文利用 AFTI/F-16 飞机的纵向数学模型为例进行了设计。

AFTI/F-16 飞机利用升降舵和机动襟翼两个舵面实现直接升力控制。 $M=0.6$, $H=912$ m 时的纵向短周期方程为:

$$\dot{x}(t) = Ax + Bu(t) \quad (5-23)$$

式中:

$$x = [\theta \ q \ \alpha \ \delta_e \ \delta_i]^T; u = [\delta_{\text{ec}} \ \delta_{\text{ic}}];$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.87 & 43.2 & -17.3 & -1.8 \\ 0 & 0.993 & -1.34 & -0.17 & -0.25 \\ 0 & 0 & 0 & -20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -20 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ 0 & 20 \end{bmatrix} \quad (5-24)$$

为了实现航迹倾斜角 γ 的解耦控制,将上述状态向量的俯仰角 θ 用 $(\gamma + \alpha)$ 代替,从而得到 γ 的方程。系统的输出变量选为

$$y = [q \ n_{\text{zp}} \ \gamma \ \delta_e \ \delta_i]^T \quad (5-25)$$

其中, n_{zp} 为飞行员处的法向过载,

$$n_{\text{zp}} = [0.268, 47.76, -4.56, 4.45] \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \delta_e \\ \delta_i \end{bmatrix} \quad (5-26)$$

飞机的航迹倾斜角 γ 可利用高度变化率 $\dot{H}$ 及真空速测量求得,即 $\gamma = \dot{H}/V$ 。

整个控制律设计分为反馈与前馈控制矩阵设计两步。在反馈控制矩阵设计时,首先根据常用规范(如 8785 C)选择期望特征值为

$$\lambda_{1,2}^d = -5.6 \pm j4.2; \lambda_3^d = -1.0; \lambda_4^d = -19; \lambda_5^d = -19.5$$

由于有 5 个测量输出,故上述 5 个特征值可任意配置。此外,由于有 2 个控制输入,所以,在每个特征向量中可任意配置 2 个元素。该文通过特征向量的选择来使短周期模态与航迹倾斜角之间实现解耦,从而防止了俯仰姿态指令引起航迹倾斜角 γ 的改变。当然,在选择特征向量时,还应考虑特征值对气动导数变化的灵敏度。业已证明,当闭环特征向量彼此正交时,闭环系统特征值对气动导数的灵敏度最小。依上述考虑,按相关算法,可得到下述特征向量配置(仅强调 γ 与 q 无关):

$$\begin{array}{c} \gamma \\ q \\ \alpha \\ \delta_e \\ \delta_i \end{array} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ \times \\ \times \\ \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \times \\ 1 \\ \times \\ \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \times \\ \times \\ \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ 1 \\ \times \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \times \\ \times \\ \times \\ \times \\ 1 \end{bmatrix}$$

其中: $\times$ 表示可任意配置的元素; 0 表示为实现相应变量解耦所应配置的数值。所求得特征向量具体结果如下:

$$\begin{array}{c} \gamma \\ q \\ \alpha \\ \delta_e \\ \delta_i \end{array} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ -0.929 \\ -5.13 \\ 8.36 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ -9.5 \\ 1 \\ 0.13 \\ -5.16 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ -1 \\ -2.8 \\ 3.23 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -0.0057 \\ 1.07 \\ -0.0508 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -0.0014 \\ 0.06 \\ 0.011 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5-27)$$

依据该文所得的反馈增益计算公式,可得下述反馈矩阵:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0.93 & 0.147 & 2.11 & 0.136 & -0.755 \\ -0.954 & -0.209 & -5.32 & -0.526 & 1.04 \end{bmatrix} \quad (5-28)$$

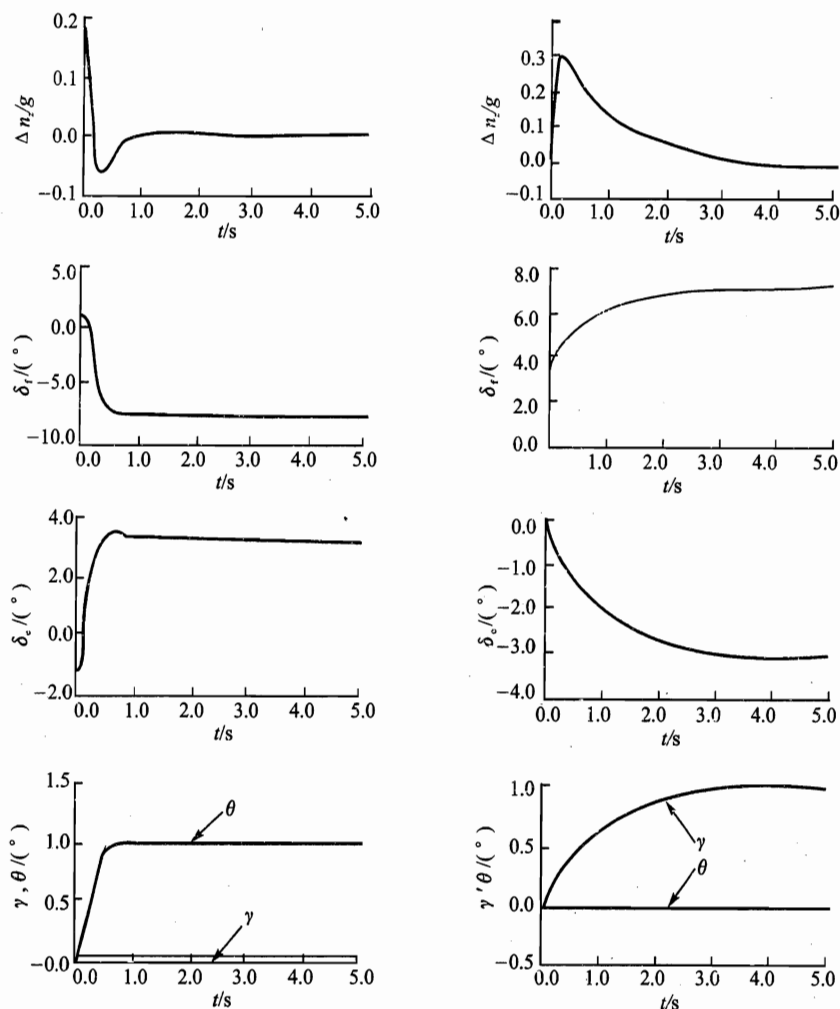
前馈增益是利用显模型跟踪方法确定的。该系统要求被控变量完全跟踪飞行员的指令。该指令分别为俯仰角指令 θ_c 以及航迹倾斜角指令 γ_c 。依据文中所提算法,可得前馈增益为

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -2.88 & -0.367 \\ 2.02 & 4.08 \end{bmatrix} \quad (5-29)$$

系统的控制律为

$$\mathbf{U} = \mathbf{G} \begin{bmatrix} \theta_c \\ \gamma_c \end{bmatrix} + \mathbf{F}\mathbf{y}(t) \quad (5-30)$$

在所得控制律作用下,系统的时间响应曲线如图 5-29 所示。从中可见,在舵面合理的偏转下,系统具有极其良好的响应;但由于该方案采用的全是比例控制,属于“0”型系统,对干扰较敏感。可以设想,如采用 θ 及 γ 角的积分控制,结合特征结构配置选择参数,可望得到更好的性能。



(a) 俯仰指向模式

(b) 垂直平移模式

图 5-29 俯仰指向与垂直平移时间响应

5.5 阵风减缓和乘坐品质控制

5.5.1 概述

阵风减缓是研究如何利用主动控制技术来减小阵风干扰下可能引起的过载,从而达到减小机翼弯曲力矩和减轻结构疲劳的目的。乘坐品质控制,有时也被称为乘坐平滑控制,其目的在于通过主动控制技术使机上的乘员在风干扰条件下也感到舒适。尽管这两种控制的目的和称呼不同,但都是根据风干扰条件下载荷减缓的程度来衡量其控制效果的。因此,可以认为这两种控制技术是从不同角度出发的具有相同功能的主动控制技术。

在大气中,经常有各个方向的气流,飞机在这种不平静空气中飞行时将产生过载。若飞机以速度 V_0 在平静大气中飞行,遇到恒值上升气流 w_0 扰动时,其大小和方向均会改变。由图 5-30 可见,此时合成速度 V 为:

$$V = V_0 / \cos \Delta\alpha$$

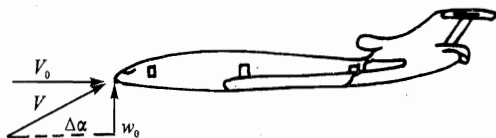


图 5-30 飞机平飞遇到常值上升气流

其中: $\Delta\alpha = w_0/V_0$ 为迎角改变量。此时,因为 $\Delta\alpha$ 较小,可以假定速度 V 不变,即 $V = V_0$,因此,升力主要因迎角增量而改变。若令 L_0 为平飞时的升力,则升力为:

$$L = L_0 + \Delta L, \Delta L = C_{L\alpha} q S \Delta\alpha$$

于是过载为

$$n_z = (L_0 \pm \Delta L)/G = 1 \pm (C_{L\alpha} q S \Delta\alpha)/G$$

若将 $\Delta\alpha$ 代入,则有:

$$n_z = 1 \pm C_{L\alpha} q S w_0 / V_0 G = 1 \pm C_{L\alpha} q w_0 / V_0 p = 1 \pm C_{L\alpha} V_0 \rho w_0 / 2p$$

式中: $p = G/S$ 为翼载。从该式可见,飞机在阵风中飞行时,过载增量与飞行速度 V_0 、翼载以及升力系数 $C_{L\alpha}$ 有关,同时也与垂直阵风速度 w_0 成正比。由此可见,由于大气扰动的影响,将使机翼上所承受的过载增加。在飞机结构强度设计时,必须考虑到飞机受到一定气流扰动时所产生的法向过载增量。为了减小大气扰动对飞机结构强度的影响,减轻飞机的重量,有必要采取措施减少大气扰动所引起的法向过载,从而达到减轻飞机结构重量的目的。

大气扰动对飞机运动的影响,除了上述把飞机作为刚体时所引起的法向过载增量外,由于飞机机体的弹性,还会引起飞机的结构弹性振动。由阵风激励引起的飞机结构模态振动,对机身细长而挠性较大的高速飞机更为严重。这不仅使乘员感到不舒服,甚至会影响飞行员完成任务的能力。这就是乘坐品质问题。经验表明,在垂直振动过载超过 $0.2g$ 时,仪表判读就很困难;超过 $0.5g$ 并持续几分钟后,飞行员由于担心飞机要出事故,因而会改变飞机的高度和速度。横向振动过载的允许值约为垂直过载的 $1/2$ 。

飞机在大气扰动中飞行时,由飞机刚性和弹性振动产生的法向过载比例,对不同飞机是不

同的。有些飞机,其弹性振动较小,如 B-52 飞机仅占 50%;但有些飞机所占的比例较大,如 B-1 轰炸机,几乎占 90% 以上。因此,对于不同飞机,应根据具体情况,选用适当的阵风减缓方案。现代飞机多数装有增稳控制系统。这些系统可以控制飞机的刚体运动,并且由于仔细选择了传感器安装位置,所以,它不会采集来自任何结构模态的信号,因此,它不会控制或有意地改变飞机的结构振动。但也应看到,这种增稳系统仅可以部分减少由大气扰动所引起的不希望的飞机运动。仿真及飞行记录表明,低频对称的结构模态是机身上不同部位处,例如座舱的法向加速度的主要激励者。例如,在 B52-E 飞机座舱处,60% 的法向加速度是前 3 个纵向弯曲模态引起的;余下的 40%,其中 3/4 是由刚体运动引起的,1/4 是由高频结构模态引起的。如果这种加速度不能被抑制,则将使乘员感到不舒服,甚至使飞行员无法驾驶飞机飞行。因此,必须利用乘坐品质控制系统来减小特定位置上的加速度。

阵风减缓系统有时又被称为载荷减缓(load alleviation)、模态抑制(mode suppression)以及疲劳减缓(fatigue reduction)系统,但它们的基本功能都是乘坐品质控制和减轻结构疲劳。

5.5.2 大气扰动的数学描述

大气扰动通常有 3 种形式:大气紊流、突风和风切变。现分别描述这 3 种大气扰动的数学模型。

1. 大气紊流的数学模型

大气紊流是指叠加在常值风(平均风)上的连续随机脉冲。通常认为紊流是一种平稳、均匀、各态经历及各向同性的随机过程。该过程的统计特性不随时间而变化。目前,大气紊流有两种数学模型:

(1) 德莱顿(Dryden)模型

根据大量的测量和统计数据,德莱顿提出了下述大气紊流的速度自功率谱函数。

$$\left. \begin{aligned} \text{水平前向风: } \Phi_{u_g}(\Omega) &= 2\sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi} \frac{1}{1 + (L_u\Omega)^2} \\ \text{侧向风: } \Phi_{v_g}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1 + 3(L_v\Omega)^2}{[1 + (L_v\Omega)^2]^2} \\ \text{垂直风: } \Phi_{w_g}(\Omega) &= \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1 + 3(L_w\Omega)^2}{[1 + (L_w\Omega)^2]^2} \end{aligned} \right\} \quad (5-31)$$

式中: Ω 为空间频率, L_u, L_w, L_v 为紊流尺度, $\sigma_v, \sigma_u, \sigma_w$ 为风速的均方值。军标中对有关参数均有规定,如 $L_u = L_v = L_w = 533.4 \text{ m}$; $\sigma_v = \sigma_w = \sigma_u$, 其具体数值由图形曲线给出。这种模型形式简单,是有理式,可以作因式分解,有利于紊流的数值仿真。这种模型比较适于刚性飞机,不适于柔性飞机的弹性模态分析。

(2) 冯·卡门(von Karman)模型

此时,大气紊流的速度功率谱模型为

$$\left. \begin{aligned} \text{水平前向风: } \Phi_{u_g}(\Omega) &= \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi} \frac{1}{[1 + (1.339L_u\Omega)^2]^{5/6}} \\ \text{侧向风: } \Phi_{v_g}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{\left[1 + \frac{8}{3}(1.339L_v\Omega)^2\right]}{[1 + (1.339L_v\Omega)^2]^{11/8}} \\ \text{垂直风: } \Phi_{w_g}(\Omega) &= \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{\left[1 + \frac{8}{3}(1.339L_w\Omega)^2\right]}{[1 + (1.339L_w\Omega)^2]^{11/8}} \end{aligned} \right\} \quad (5-32)$$

式(5-32)中: $L_u=L_v=L_w=762\text{ m}$ 。 $\sigma_u=\sigma_v=\sigma_w$ 的具体数值也由图形曲线给定。这种模型为高阶无理分式函数, 不便于加入线性方程中进行仿真。由于该模型频谱斜率较高, 所以更适于与飞机结构模态有关的飞行品质研究。

2. 离散突风

突风又称阵风, 表现为确定性的风速变化。它主要体现了水平及垂直风速急剧变化的梯度。如上升暖气流和下降冷气流边缘, 山脉、悬崖及温度变化地区和风暴边缘区, 都会出现风速的急剧变化。这种扰动常常不能用连续的高斯随机模型来描述。当这种气流变化梯度足够大时, 飞机处于强风力场作用下, 在飞机上引起瞬态载荷, 使飞机运动发生变化, 故设计飞控系统应当对此加以考虑。

在飞行品质评定和飞控系统设计时, 广泛使用的离散实风模型为 $(1-\cos)$ 型。20 世纪 80 年代之前, 多采用全波长模型; 80 年代后, 更倾向于使用半波长模型。全波长离散风模型为:

$$v_w = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ \frac{v_{wm}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m} \right) & 0 \leq x \leq 2d_m \\ 0 & x > 2d_m \end{cases} \quad (5-33)$$

其形状如图 5-31(a) 所示。

半波长离散风模型为

$$v_w = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ \frac{v_{wm}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m} \right) & 0 \leq x \leq d_m \\ v_{wm} & x > d_m \end{cases} \quad (5-34)$$

其形状如图 5-31(b) 所示。

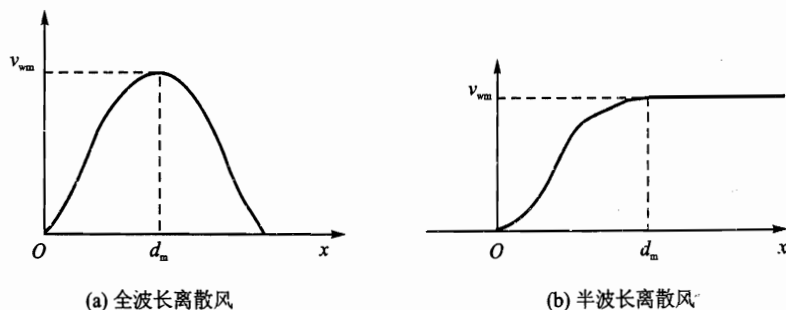


图 5-31 $(1-\cos)$ 型离散突风

除了 $(1-\cos)$ 型突风外, 也可采用斜坡型和阶跃型突风, 如图 5-32 所示。

离散突风主要由突风尺度 d_m 和强度 v_{wm} 确定。使用时为使突风影响与飞机和飞控系统各有关自振频率相协调, 应选用各种不同尺度 d_m 的突风进行分析。突风强度和尺度可与连续随机紊流模型中的强度和尺度一致。

3. 风切变

在近地面时, 由于空气黏性作用, 风速是不均匀的, 形成了随高度变化的风剖面。在不同高度上风速的大小及方向不同, 此即为风切变, 如图 5-33 所示。从图 5-33 中可见, 水平风

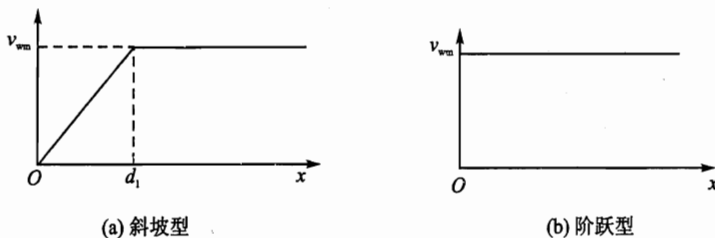


图 5-32 其他型离散突风

速 w 沿铅直方向有梯度变化。实践表明,风切变对飞机起飞和着陆阶段的飞行有重大影响。当迎头风速减小时,改变了空速,并减小了发动机推力,使飞机产生更大的下降速度,引起飞行轨迹的偏差,这在下滑阶段非常危险。此外,由于飞机着陆时接近其失速边界,空速降低是非常危险的。所以,在风切变出现时,必须迅速纠正和改出。

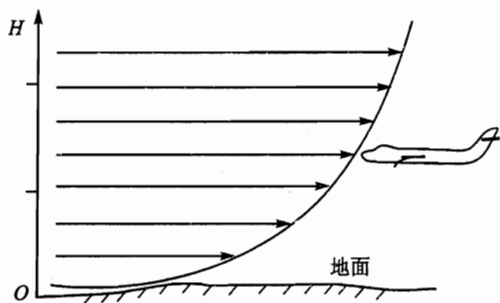


图 5-33 风切变

我国军用规范中规定的风切变模型是线性的:

$$w = w_0 + 0.133 H \quad (\text{m/s}) \quad (5-35)$$

式中: w_0 值随飞机类型和风向而不同。

美国 8785 C 军用规范中规定的风切变模型为对数型:

$$w(H) = w_{20} \frac{\ln(H/z_0)}{\ln(20/z_0)} \quad (5-36)$$

式中: $z_0 = 0.0612 \text{ m}$ (0.15 英尺, C 种飞行阶段) 或 $z_0 = 0.816 \text{ m}$ (2.0 英尺, 其他各种飞行阶段); H 为高度; w_{20} 是高度为 8.16 m (20 英尺) 处的风速。

5.5.3 大气扰动对飞机运动的影响

1. 紊流仿真用模型

现以大气扰动的紊流形式为例进行研究。如前所述,由于德莱顿模型为有理式,且适于刚体飞机,故以后均使用德莱顿模型。由于该模型是以空间变量 Ω 表示的,故需将其转换为时间变量。因为 $\omega = V_0 \Omega$ 。所以,式(5-31)又可表示为

$$\left. \begin{aligned} \Phi_u(\omega) &= \frac{2\sigma_u^2 L_u}{V_0 \pi} \frac{1}{[1 + (L_u/V_0)^2 \omega^2]} \\ \Phi_v(\omega) &= \frac{\sigma_v^2 L_v}{\pi V_0} \frac{[1 + 3(L_v/V_0)^2 \omega^2]}{[1 + (L_v/V_0)^2 \omega^2]^2} \\ \Phi_w(\omega) &= \frac{\sigma_w^2 L_w}{\pi V_0} \frac{[1 + 3(L_w/V_0)^2 \omega^2]}{[1 + (L_w/V_0)^2 \omega^2]^2} \end{aligned} \right\} \quad (5-37)$$

上述功率谱密度是一种有色噪声,使用不便。为了便于仿真,通常利用成型滤波器方法来产生相应的有色噪声功率谱密度。单位强度的白色噪声 $r(t)$ 通过一个传递函数为 $G(s)$ 的滤波器产生随机过程 $x(t)$, 则 $x(t)$ 的频谱密度函数为

$$\Phi_x(\omega) = G^*(j\omega)G(j\omega) = |G(j\omega)|^2 \quad (5-38)$$

因此,将紊流各频谱密度按式(5-38)进行分解,则可得到产生给定频谱密度函数的成型滤波器传递函数 $G(s)$:

$$\left. \begin{aligned} G_u(s) &= \sqrt{K_u}/(s + \lambda_u) \\ G_v(s) &= \sqrt{K_v}(s + \beta_v)/(s + \lambda_v)^2 \\ G_w(s) &= \sqrt{K_w}(s + \beta_w)/(s + \lambda_w)^2 \end{aligned} \right\} \quad (5-39)$$

式中: $K_u = 2V_0\sigma_u^2/L_u\pi$; $K_v = 3V_0\sigma_v^2/L_v\pi$; $K_w = 3V_0\sigma_w^2/L_w\pi$; $\beta_v = V_0/\sqrt{3}L_v$; $\beta_w = V_0/\sqrt{3}L_w$; $\lambda_i = V_0/L_i (i=u, v, w)$ 。为了简单起见,也可近似将 $G_v(s)$ 和 $G_w(s)$ 简化为一阶环节:

$$\left. \begin{aligned} G_v(s) &= \sqrt{K_v}/(s + \lambda_{v1}) \quad (\lambda_{v1} = V_0\sqrt{3}/L_v) \\ G_w(s) &= \sqrt{K_w}/(s + \lambda_{w1}) \quad (\lambda_{w1} = V_0\sqrt{3}/L_w) \end{aligned} \right\} \quad (5-40)$$

依据该传递函数,当输入为白色噪声时,其输出即为紊流的阵风。上述传递函数还可转换为状态空间模型。现以垂直阵风 $G_w(s)$ 为例,由式(5-39)可得

$$w_g(s) = \sqrt{K_w} \frac{(s + \beta_w)}{(s + \lambda_w)^2} \eta(s) \quad (5-41)$$

式中: $\eta(s)$ 为来自白色噪声源的信号,由此可得

$$\ddot{w}_g + 2\lambda_w \dot{w}_g + \lambda_w^2 w_g = \sqrt{K_w} \beta_w \eta + \sqrt{K_w} \dot{\eta} \quad (5-42)$$

设

$$\frac{w_g(s)}{\eta(s)} = \frac{x(s)}{\eta(s)} \cdot \frac{w_g(s)}{x(s)}$$

令

$$x(s)/\eta(s) = 1/(s^2 + 2\lambda_w s + \lambda_w^2)$$

所以

$$w_g(s)/x(s) = \sqrt{K_w}(s + \beta_w)$$

故

$$\ddot{x} + 2\lambda_w \dot{x} + \lambda_w^2 x = \eta \quad (5-43)$$

$$w_g = \sqrt{K_w} \dot{x} + \sqrt{K_w} \beta_w x \quad (5-44)$$

令

$$d_g \triangleq w_g, x_1 = x, x_2 = \dot{x}$$

所以

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = -2\lambda_w x_2 - \lambda_w^2 x_1 + \eta$$

$$d_g = w_g = \sqrt{K_w} x_2 + \sqrt{K_w} \beta_w x_1$$

故状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\lambda_w^2 & -2\lambda_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \eta \quad (5-45)$$

$$d_g = \sqrt{K_w} [\beta_w \quad 1] \mathbf{x}$$

2. 紊流对飞机运动影响的计算

在前述描述大气紊流时,是以地坐标系为基础的,并且认为其不随时间而变(冻结紊流场)。在分析大气紊流对飞机的作用时,在机体坐标系中,紊流既随坐标 x, y, z 而变,又随时间而变,即在某一瞬间,机翼和平尾所受的紊流速度不同,而且某一部件(如平尾)在不同时刻所受的紊流速度亦不同。这种随时间的变化是由于飞机向前运动的速度造成的,因此,在研究紊流的影响时,还必须考虑紊流在飞机 x, y, z 轴上的梯度分布。为了简单起见,通常可认为这种分布是线性的,即

$$\left. \begin{aligned} u_g(x) &= u_g(0) + \partial u_g / \partial x \big|_0^x \\ v_g(y) &= v_g(0) + \partial v_g / \partial y \big|_0^y \\ w_g(x, y) &= w_g(0) + \partial w_g / \partial x \big|_0^x + \partial w_g / \partial y \big|_0^y \end{aligned} \right\} \quad (5-46)$$

大气紊流对飞机运动的作用就是改变了飞机上的相对气流,从而改变了气动力。这种附加气动力的变化可通过飞机运动状态量的等价改变来表示。

x 方向的紊流速度 u_g 的作用相当于降低了前进速度,这个效果用 ΔV 表示:

$$\Delta V_g = -u_g$$

y 方向的紊流速度 v_g 的效果是引起侧滑角:

$$\Delta \beta_g = -v_g / V_0$$

式中: V_0 为未扰动的飞行速度。

z 方向的紊流速度 w_g 的效果是引起迎角:

$$\Delta \alpha_g = -w_g / V_0$$

紊流速度梯度 $\partial w_g / \partial x$, 在气动效果方面相当于俯仰角速度 q , 即

$$q_g = \partial w_g / \partial x$$

而 $\partial w_g / \partial y$ 相当于负的滚转角速度:

$$p_g = -\partial w_g / \partial y$$

而 $\partial v_g / \partial y$ 相当于偏航角速度:

$$r_y = \partial v_g / \partial y$$

若将飞机看成质点,则可以不计及上述梯度的影响。在以后分析中,为了简化,将不考虑梯度的影响。此时紊流的等效气动效果即为 ΔV_g , $\Delta \alpha_g$ 及 $\Delta \beta_g$ 。这相当于在飞机的运动方程中引入了 ΔV_g , $\Delta \alpha_g$ 及 $\Delta \beta_g$ 的干扰。它们对飞机运动的影响相当于对 V, α, β 的影响。考虑到这一点,飞机在受紊流作用时的运动方程为

纵向小扰动线性方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -X_v & -X_\alpha & 0 & -X_\theta \\ -Z_v & -Z_\alpha & 1 & 0 \\ -(M_v - M_\alpha Z_v) & -(M_\alpha - M_\alpha Z_\alpha) & -(M_q + M_\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{V} + \Delta V_g \\ \Delta \alpha + \Delta \alpha_g \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Z_{\delta_e} \\ -(M_{\delta_e} - M_\alpha z_{\delta_e}) \end{bmatrix} \Delta \delta_e = \mathbf{A}_L \begin{bmatrix} \Delta \bar{V} \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \mathbf{B}_L \Delta \delta_e + \begin{bmatrix} -X_v & -X_\alpha \\ -Z_v & -Z_\alpha \\ -(M_v - M_\alpha Z_v) & -(M_\alpha - M_\alpha Z_\alpha) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V_g \\ \Delta \alpha_g \end{bmatrix} \quad (5-47)$$

横侧向小扰动线性方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{LR} \begin{bmatrix} \beta + \beta_g \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \mathbf{B}_{LR} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{LR} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \mathbf{B}_{LR} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -Y_\beta \\ \frac{I_z N_\beta - L_\beta}{1 - Z_x I_z} \\ \frac{I_x L_\beta - N_\beta}{1 - Z_x I_z} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta \beta_g \quad (5-48)$$

式中

$$A_{LR} = \begin{bmatrix} -Y_\beta & 0 & -1 & -Y_\phi \\ \frac{I_x N_\beta - L_\beta}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x N_p - L_p}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x N_r - L_r}{1 - I_x I_z} & 0 \\ \frac{I_x L_\beta - N_\beta}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x L_p - N_p}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x L_r - N_r}{1 - I_x I_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5-49)$$

$$B_{LR} = \begin{bmatrix} 0 & -Y\delta_r \\ \frac{I_x N_{\delta a} - L_{\delta a}}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x N_{\delta r} - L_{\delta r}}{1 - I_x I_z} \\ \frac{I_x L_{\delta a} - N_{\delta a}}{1 - I_x I_z} & \frac{I_x L_{\delta r} - N_{\delta r}}{1 - I_x I_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5-50)$$

5.5.4 阵风减缓和乘坐品质控制系统

实际上,带有角速度反馈的阻尼系统以及电传操纵系统在一定程度上也可以降低阵风引起的过载增量;然而,对比分析表明,其作用显然不如利用直接力的效果好。一个理想的阵风减缓系统,必须设法消除阵风所引起的升力变化。为此,应偏转相应的操纵面,产生一个大小相等、方向相反的升力变化,来抵消阵风的影响。其实质是直接力控制在抑制阵风干扰中的应用。

为了实现这种控制,飞机上必须具有相应的操纵面。可作这种用途的操纵面有,机翼上的快速可调节的襟翼或副翼。这些操纵面必须有中立点,以便既能产生正的升力变化,也能产生负的升力变化。原则上,也可使用机翼上的扰流片,但它的缺点是,当它处于中立工作点(不产生升力变化的工作位置)时,增大了阻力,对巡航飞行不利。为了保持抑制阵风的效果,还要求上述这些操纵面有较好的动态响应特性。此外,为了减缓飞机上局部位置的阵风法向过载,还可以在指定的位置上安装特殊的操纵面。例如 NB-52CCV 试验机为了改善飞行员处的乘坐品质,在飞行员座舱附近安装了2片水平鸭翼。B-1 轰炸机是一种以低空入侵为主要进攻方式的变后掠翼飞机,其驾驶舱位于细长机身的前端。低空飞行时,由于大气扰动会引起机身结构的挠性振动,使乘员感觉不适,影响正常操纵,为此,B-1 飞机在驾驶舱下方机身两侧安装了一对 30°下反角的水平前翼,如图 5-34 所示。当其对称偏转时,可形成垂直控制力;差动偏转时,可形成水平控制力,从而可用来实现乘坐品质控制。

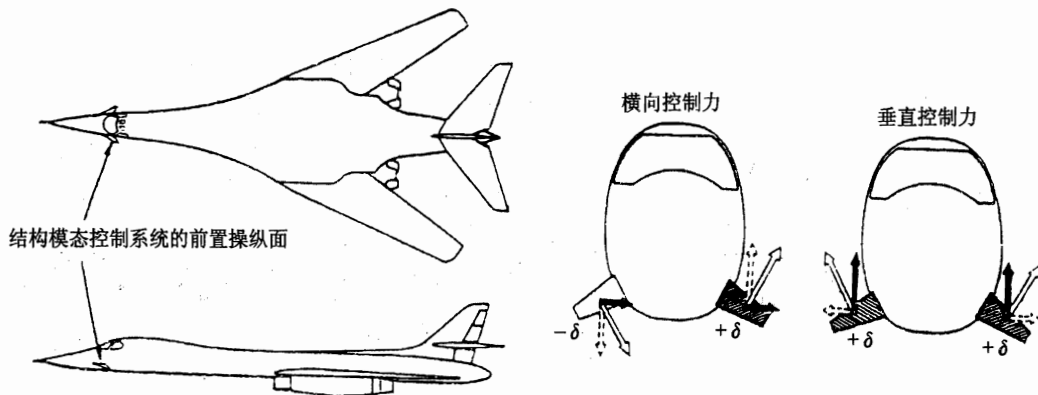


图 5-34 B-1 飞机水平前翼的安装

1. 乘坐品质的评价指标

飞机乘坐品质的评价指标——乘坐舒适指标,在美国 MIL-F-9490D 中有所规定。该指标定义为

$$J_{RD} = kC_{L\alpha}/(W/S) \quad (5-51)$$

式中: (W/S) 是机翼的翼载, $C_{L\alpha}$ 是机翼升力对迎角 α 的导数, k 为比例常数。飞机越大,该指标越小。通常,若该指标小于 0.1,则意味着乘坐是舒适的或乘务人员工作负担是轻的;若该指标大于 0.28,则飞行员为了减少大气扰动对飞机运动的影响,必须改变飞机的航迹、空速或高度。

纵向飞机短周期运动方程中的法向力可近似表示为(以垂直速度表示):

$$\dot{w} = Z_w w + V_0 q + \sum_{j=1}^m Z_{\delta_j} \delta_j \quad (5-52)$$

所以,质心处的法向加速度为

$$a_{x.g.} = \dot{w} - V_0 q = Z_w w + \sum_{j=1}^m Z_{\delta_j} \delta_j \quad (5-53)$$

法向力方程中的气动导数 Z_w 在 $C_D \ll C_{L\alpha}$ 的条件下,可近似表示为

$$Z_w = -\frac{\rho S V_0}{2m} C_{L\alpha} = -\frac{\rho V_0 g}{2k} J_{RD} \quad (5-54)$$

将该式代入式(5-53)中:

$$a_{x.g.} = -\frac{\rho V_0 g}{2k} J_{RD} w + \sum_{j=1}^m Z_{\delta_j} \delta_j \quad (5-55)$$

从式(5-55)可见,若使 J_{RD} 最小,则要求在飞机质心处的法向加速度为最小。

由于 $C_m/C_{L\alpha} = -x_{AC}/c_A$ (x_{AC} 为飞机焦点与质心之间的距离, c_A 为平均气动弦长),因此, J_{RD} 又可表示为

$$J_{RD} = -(S/W)c_A(C_m/x_{AC}) \quad (5-56)$$

可以证明 $C_m = 2I_{yy}M_w/\rho S V_0 c_A$, 式中 M_w 为垂直风引起的俯仰力矩方程中的系数,因此,

$$J_{RD} = (2I_{yy}/\rho V_0 W) M_w/x_{AC} \quad (5-57)$$

由式(5-57)及式(5-53)可见,若 J_{RD} (或 $a_{x.g.}$) 减小,就要减小 M_w 及 Z_w 。这表明乘坐品质系统(RCS)将影响飞机的短周期模态,因此,RCS 系统必须与飞机控制增稳系统共同使用,

RCS 系统的设计应与飞机的控制增稳系统同时进行,以便能同时满足 RCS 及飞机飞行品质的要求。

尽管人类对侧向加速度更为敏感,但目前尚没有侧向乘坐品质指标定义。若减小在给定位置的侧向加速度,则控制系统就必须使用垂直鸭翼等操纵面,使侧向加速度的均方值最小。倘若垂直与侧向运动同时受到扰动,则飞行员对加速度均方值的评价等级如图 5-35 所示。

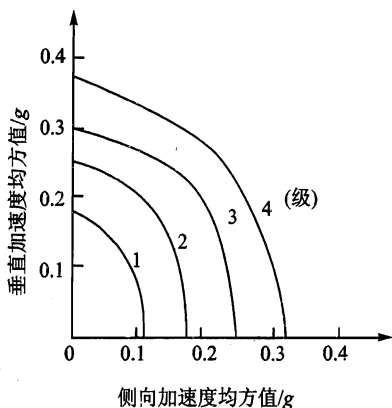


图 5-35 加速度评定等级

2. 阵风减缓或乘坐品质控制系统

阵风减缓或乘坐品质控制系统基本有两种控制方式:开环控制与闭环控制。设计时通常可以

仅考虑飞机的刚体加速度。若全面考虑阵风载荷减缓问题,则还应考虑飞机的弹性模态。

(1) 开环控制方案

图 5-36 所示系统为 NB-52CCV 所采用的开环补偿方案。该系统利用法向加速度计测量法向过载,并通过洗出网络与低通滤波器分别驱动左右水平鸭翼偏转,产生一定的直接升力,克服垂直阵风的影响。其中洗出网络的作用是消除定常的过载信号,从而保证不致于阻挠正常的机动。在参数选择时,应综合考虑各种风干扰条件;同时,对于大型飞机,还必须考虑弹性结构模态的影响。通过试飞验证,采用该系统后,在飞机通过大气扰动区时,法向过载的均方值减小了 34%,质心和尾部过载的增加值小于 5%。

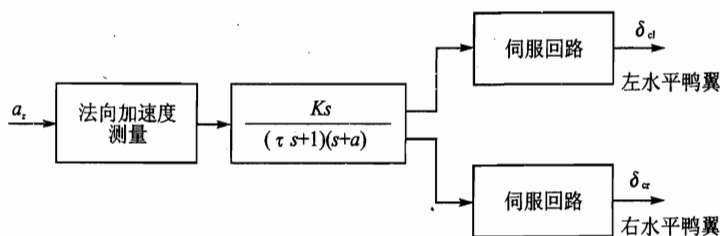


图 5-36 NB-52CCV 飞机的乘坐品质控制

图 5-37 是 NB-52CCV 侧向阵风减缓的控制方案,与前述垂直阵风减缓系统类似,但为了消除垂直鸭翼所引起的飞机绕纵轴的力矩,将同时控制左、右水平鸭翼的差动偏转。

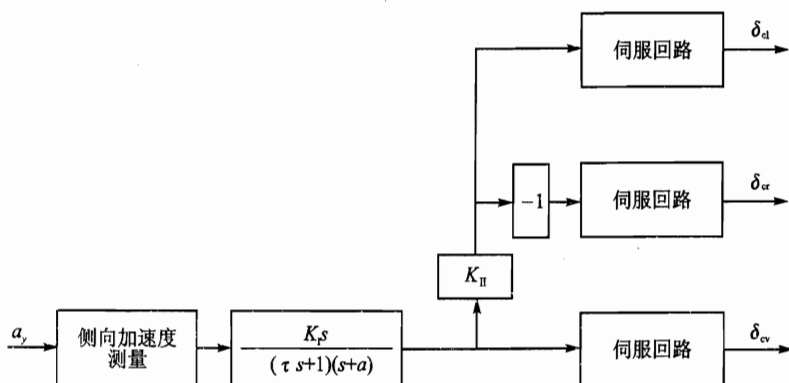


图 5-37 NB-52CCV 侧向阵风减缓控制方案

应当指出,上面所介绍的纵向及侧向阵风减缓方法,都只是考虑了垂直或侧向阵风对飞机纵向或侧向运动的影响,并没有考虑垂直阵风对侧向运动的交联影响。实际上,侧向运动方程中,有些导数或系数是飞机迎角的函数,从而垂直风会对飞机侧向运动的稳定性及飞行品质产生影响。

这种单纯利用水平鸭翼或垂直鸭翼产生直接力实现阵风减缓的方案,虽有参考意义,但难以实际应用,因为在产生直接力控制时,没有把飞机的操纵性与稳定性综合起来进行考虑。

(2) 闭环控制方案

美国波音公司曾在小型民用客机 DHC-6 上进行了乘坐品质控制系统的研究。该系统应用对称副翼偏转、升降舵及扰流片实现了垂直运动的阵风减缓控制。为了使乘坐品质控制系统与人工操纵兼容使用各操纵面,将该飞机的原有操纵面进行分割,提供部分但足够的权限

用于阵风减缓系统。其中副翼分割出 40% 的翼面用于阵风减缓控制,升降舵提供了 20% 的翼面。扰流片仅用于进场着陆,它从基本位置开始动作,以增强副翼产生直接升力,实现着陆过程中的乘坐品质控制。

垂直方向的乘坐品质控制系统结构如图 5-38 所示。质心处的法向加速度信号通过洗出网络馈送给副翼和扰流片,以改善飞机的乘坐品质。但分析表明,加速度反馈将减小飞机的短周期自然频率并增大阻尼,使飞机对飞行员输入的响应变得迟缓,为此,乘坐品质控制必须与飞机的增稳控制系统结合起来进行设计。在该系统中俯仰角速度信号通过低通滤波器和洗出网络对升降舵实现控制,以改善飞机的操纵品质。各反馈通道均采用了洗出网络,这样做是为了消除转弯时对稳态加速度和俯仰速率的影响。

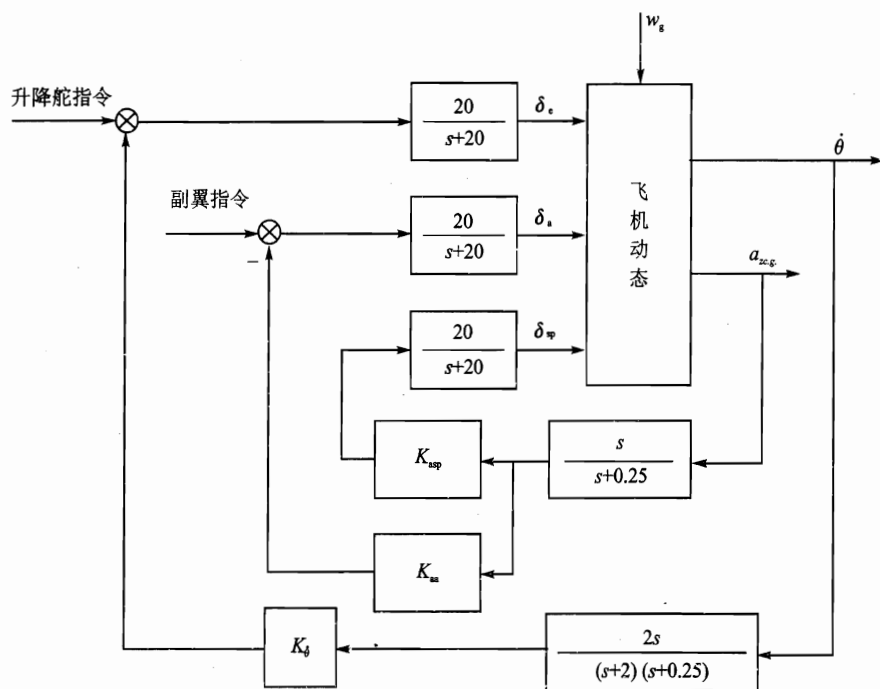


图 5-38 乘坐品质控制系统结构图

研究表明,对大约 2 m/s 风速的大气扰动,可以实现前座和中座的旅客仅产生 0.03 g 的乘坐品质的指标要求。对机身后座的旅客,上述指标未能实现;但和自由飞机相比,阵风所引起的法向过载在不同位置上分别减小了 64%, 44% 和 31%。

(3) 阵风减缓乘坐品质控制系统设计

如同其他飞行控制一样, GAL 或 RCS 系统可以采用任何经典和现代方法进行设计。如前所述, LQR 方法是一种较为理想的设计方法。作为例子,下面利用 LQR 方法进行系统的设计。

假定飞机纵向短周期方程为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -0.018\alpha + q - 0.528\delta_e - 0.734\delta_{as} \\ \dot{q} = 0.007\alpha - 0.45q - 0.18\delta_e + 0.2\delta_{as} \end{cases} \quad (5-58)$$

式中: δ_e 为升降舵偏转角, δ_{as} 为副翼对称偏转角。希望选择控制 δ_e 和 δ_{as} , 使前述乘坐品质指

标 J_{RD} 为最小, 即

$$a_{x.g.} = -\frac{\rho V_0}{2k} g J_{RD} \omega + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_{as}} \delta_{as} \quad (5-59)$$

为最小。从式(5-59)可见, 如果通过最优控制使 $a_{x.g.}$ 及 δ_e 和 δ_{as} 最小, 则 J_{RD} 亦为最小。所以, 在最优控制设计时, 可以取 $a_{x.g.}$ 为系统的输出, 即

$$y = Cx + Du$$

对所述飞机, C 和 D 分别为

$$C = [-4.644 \quad 0.0], D = [-0.528 \quad -0.734] \quad (5-60)$$

从方程(5-58)中可知,

$$A = \begin{bmatrix} -0.018 & 1.00 \\ 0.007 & -0.45 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} -0.528 & -0.734 \\ -0.18 & 0.2 \end{bmatrix} \quad (5-61)$$

所以, 最优控制问题是对方程

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (5-62)$$

求使代价函数

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (y^T Q y + u^T R u) dt$$

为最小的控制作用 $u = Kx$ 。若选用

$$Q = 100, R = \text{diag}[0.1 \quad 0.1]$$

则可得:

$$K = \begin{bmatrix} K_1 & K_3 \\ K_2 & K_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0308 & -0.0094 \\ 0.0462 & 0.0063 \end{bmatrix} \quad (5-63)$$

若系统加入单位阶跃输入, 则其阶跃响应如图 5-39 所示。对低高度的大气紊流响应如图 5-40 所示。

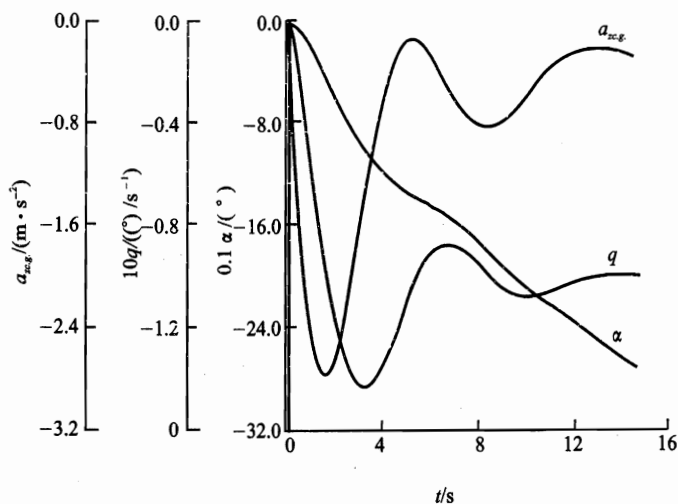


图 5-39 飞机对阶跃输入的响应

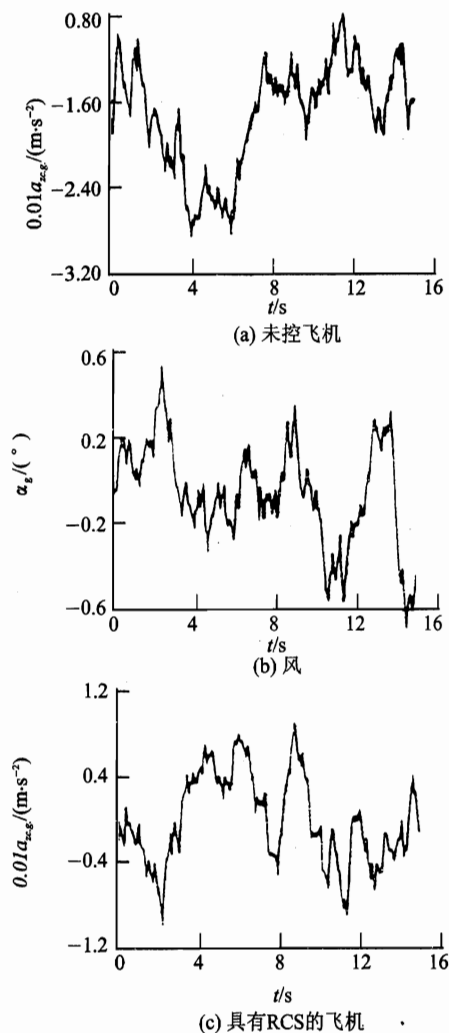


图 5-40 飞机对大气紊流的响应

(4) 阵风载荷减缓系统

对大型飞机,降低阵风作用下机翼上的载荷是非常有意义的。大型客机 A320,由于具有阵风载荷减缓系统,减少了在严重大气扰动下的机翼载荷近 15%,从而使飞机机翼的结构重量减轻了 180 kg,并提高了在恶劣气象条件下的乘坐品质。该飞机为了降低强紊流下的机翼上的载荷,利用副翼及外侧扰流片与载荷相关地对称偏转。该系统测量机身的法向过载,当机身的法向过载系数超过飞行员操纵给定的过载值 $0.3g$ 时,上述操纵面以很高的调节角速度 ($200^\circ/\text{s}$) 作卸载调节偏转。该偏转至少保持 0.5 s ,然后减速收回。操纵面偏转角度与法向过载成比例,副翼最大调节偏角为 10° ,扰流片的最大调节偏角为 25° 。副翼及扰流片偏转所造成的俯仰力矩由升降舵偏转来平衡。系统原理结构框图如图 5-41 所示。

L-1011-500 飞机上也成功地使用了阵风减缓和结构阻尼系统。该机在机翼外部设置了附加副翼,由翼尖处的加速度和质心处的加速度之差来驱动,以减缓阵风引起的气动载荷,同时控制升降舵来减少副翼偏转所引起的飞机角运动。

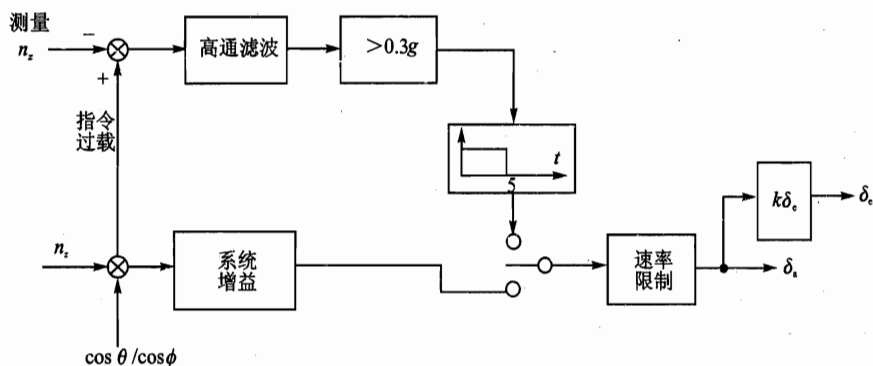


图 5-41 A320 飞机阵风载荷减缓系统框图

5.6 机动载荷控制

5.6.1 概述

主动控制中另一个重要的功能是机动载荷控制。机动载荷控制就是根据飞机的机动状态,主动调节飞机机翼上的载荷分布,从而达到所要求的性能,但大型飞机与小型飞机(主要是战斗机)对机动载荷控制的要求是不同的。大型飞机(如运输机、旅客机及轰炸机等)机翼面积大,机翼承受的载荷也大。若长期工作于巡航状态,则承受 $1g$ 的过载,机翼根部承受一定的弯矩。如果进行机动时机翼承受的载荷增大,则机翼根部的弯矩增大。为了减小机动时翼根弯矩的增大,实施机动载荷控制,其目的就是重新分布机翼的升力,使翼根的弯矩减小,从而可以减轻机翼的重量。

对于小型战斗机来说,机动时希望增大机翼的升阻比,以增强飞机的机动能力,提高飞机的作战效率。

5.6.2 大型飞机的机动载荷控制

1. 大型飞机机动载荷控制的要求

大型飞机长期工作于巡航状态,并承受 $1g$ 的过载。此时,机翼上的升力分布呈椭圆型。如果飞机进行机动,则机翼上的载荷分布将按比例增大,载荷分布不变,如图 5-42 所示。显见,在机动时,翼根弯曲力矩的增大与过载系数成比例。为了保证飞机进行允许最大机动时机翼的承载能力,必然要求机翼大梁断面有足够的面积,从而使机翼重量增加。

如果在机动飞行时能够将升力重新分布,在保持总升力不变的情况下,使机翼的升力向翼根处集中,则合成升力对翼根的力臂减小,使翼根处的弯曲力矩减小。这样,在相同的安全系数下,机翼的结构重量将会减轻,如图 5-46 所示。

所以,对大型飞机来讲,机动载荷控制的主要目的,就是通过控制机翼上的载荷分布来达到减小翼根处的弯曲力矩,从而减轻机翼结构重量和机动飞行时的疲劳载荷。

2. 升力重新分布的实现方法

实现机翼升力向翼根处靠近的方法(如图 5-43 所示)为:

- 对称向上偏转外侧副翼,使机翼外侧的升力减小,通常可使机翼结构重量减轻 8.2% (图 5-43(a));
- 后缘机翼向下偏转,使机翼内侧升力增加,通常可减轻机翼结构重量 4.4% (图 5-43(b));
- 外侧副翼与内侧后缘襟翼综合运动,即副翼对称向上偏转,襟翼同时向下偏转,此时机翼的结构重量可减轻 12.2% (图 5-43(c));
- 采用翼尖副翼对称向上偏转,此时效益更佳,可使机翼结构重量减轻 16.8% (图 5-43(d))。

如果机翼还有其他辅助操纵面,如扰流片和前缘机动襟翼,或整个机翼外段可偏转时,也可适当配合来实现机翼升力的重新分布。

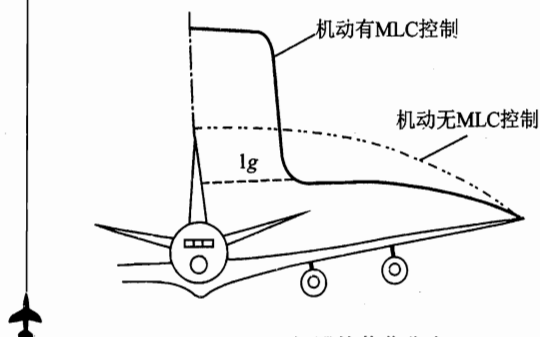


图 5-42 机翼的载荷分布

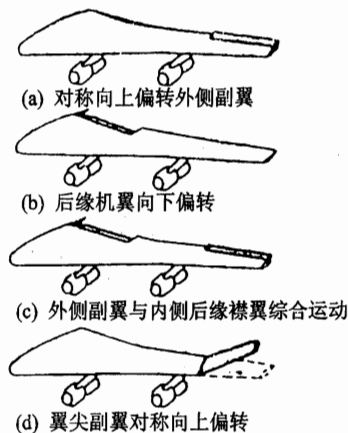


图 5-43 用于机动载荷控制的操纵面

3. 控制方案

(1) 开环控制方案

依据飞行员输入直接指令驱动所选定的操纵面,按规定的程序偏转,从而达到使机翼载荷重新分布的目的。这种系统无须测量元件,对阵风引起的载荷也不敏感。它的主要缺点是,确定何时进入机动的程序较为复杂,也就是难以区别水平直线飞行和机动飞行的输入信号。

(2) 闭环控制方案

直接测量法向过载增量或翼根弯矩的增量,作为反馈信号,形成闭环控制。这种控制方法的困难在于,难以区别法向过载或翼根弯矩的增量是由机动引起的,还是由阵风引起的;但是通过适当的设计,理论上仍可获得与开环控制类似的减小翼根弯矩的效益。通常,反馈信号选用法向加速度。由于翼根的弯矩还与机翼重量有关,所以,要求控制律应是非线性的。

4. B-52 CCV 验证机的机动载荷控制系统

20 世纪 70 年代初,波音公司实施了 B-52CCV 验证规划,其中机动载荷控制是验证中的一项主动控制功能。该系统利用机翼外侧副翼及内侧后缘襟翼,实现了机动时机翼载荷的重新分布。其中内侧副翼没有用于机动载荷控制。主要原因是,它位于机翼的压力中心附近,并不能提供多少降低翼根弯曲力矩的效益。系统的控制框图如图 5-44 所示。

从图 5-44 中可见,该系统采用法向加速度作为主反馈,并以正反馈形式送入系统,以驱动相应舵面,重新分布气动力。由于要求襟翼与副翼偏转方向相反,所以 2 个舵面作动器前的增益符号相反。系统的增益是这样的,在 $1g$ 的机动时,垂直加速度指令襟翼及副翼全偏转(20°),以保证稳态弯曲力矩降低值为最大。当然,一部分加速度信号亦加入到升降舵通道,以调整升降舵偏转来产生 $1g$ 的俯仰力矩。机动时,上述舵面的相应偏转将会增加阵风载荷。为了避免增加阵风的响应,系统中还引入了阵风响应的负反馈通道。该通道中包含传递函数为

$$3.5 s / (s + 5)(s^2 / 9 + s / 9 + 1)$$

的带通滤波器。由于该滤波器分子为纯微分,从而不会影响机动载荷控制系统所要求的稳态襟翼和副翼偏转,也就是既可以保证稳态翼根弯矩的减小,又可以减小阵风引起的过载,保证了机动载荷控制与阵风减缓的兼容性。

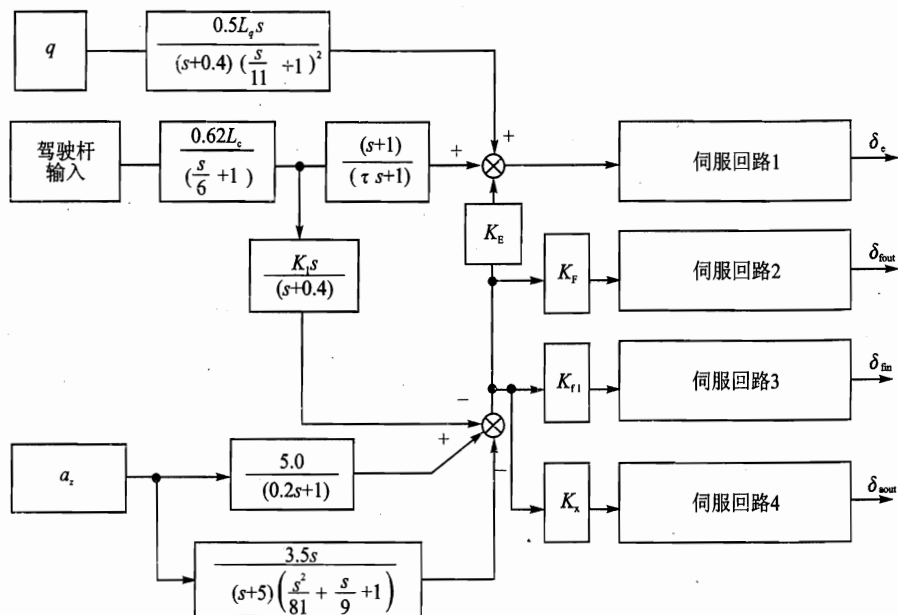


图 5-44 B-52CCV 机动载荷控制系统方框图

对闭环机动载荷控制系统,在指令舵面偏离和翼根弯曲力矩之间存在固有的延迟。所以,在仅有加速度反馈加到舵面时,在机动过载控制的瞬态过程中将会出现翼根弯曲力矩的超调。为了抑制这种超调,在系统中采用了驾驶杆指令的前馈通道。由于前馈通道中具有洗出网络,仅对暂态起作用,稳态时仍然采用法向加速度反馈进行控制。

该系统为了和控制增稳系统相兼容,利用升降舵,依据驾驶杆指令输入及俯仰角速度反馈实现控制增稳功能,并改善飞机的飞行品质。

通过试飞表明,B52-CCV 采用机动载荷控制系统后,可使机动时翼根的弯矩减小 40% 左右。如果与放宽静稳定性功能结合起来,可以减轻总重量 20%。机动时翼根弯矩的响应曲线如图 5-45 所示,升力分布、剪应力以及弯矩的变化情况如图 5-46 所示。试飞结果还表明,机动载荷控制对阵风响应并没有产生重大影响,大气扰动在乘员座位处所引起的加速度增量不大于 5%。同时,试飞还表明,机动载荷控制系统与该机上的其他主动控制功能,如增稳控制、乘坐品质控制、疲劳减缓和颤振模态抑制等也是兼容的。

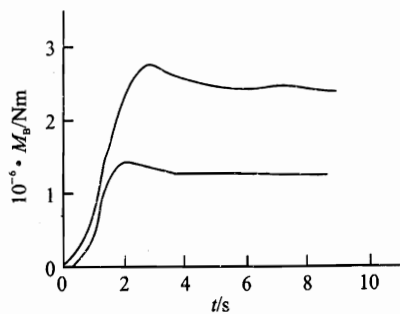


图 5-45 翼根弯矩的响应曲线

5. C-5A 运输机的主动升力分布控制系统

在 20 世纪 70 年代,美国洛克希德(Lockheed)公司开始了主动升力分布控制系统(简称 ALDCS)的研究计划。该计划的目的是,使飞机在紊流及法向机动过程中,机翼载荷减小,或者说,使机翼受力减缓。

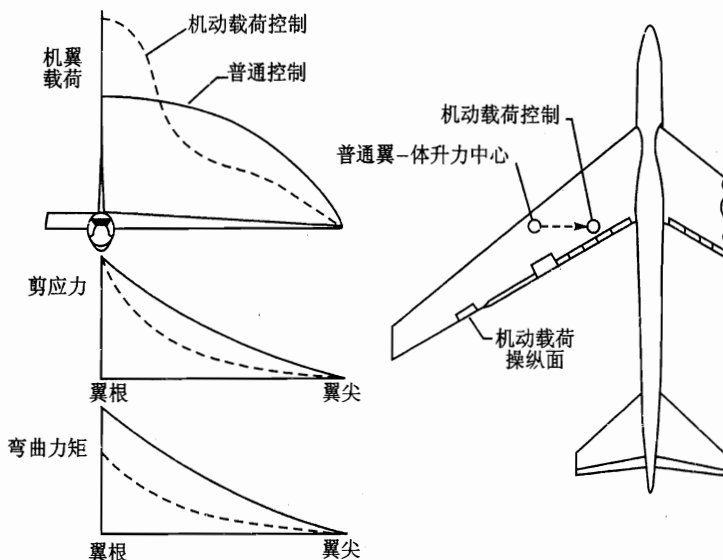


图 5-46 升力分布、剪应力及弯矩状态

ALDCS 系统利用副翼及内侧升降舵的对称偏转实现升力的主动分布。系统输入信号为驾驶杆的指令信号、垂直加速度信号、俯仰速率以及空速/马赫数信号。舵面的控制指令由专门的 ALDCS 计算机产生,并通过原有增稳系统计算机和主伺服作动系统作用于相应舵面。系统与现存舵面、作动器、修改的增稳系统及大气数据计算机的关系如图 5-47 所示。

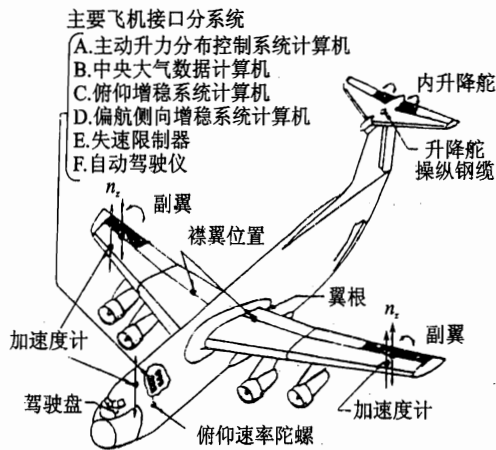


图 5-47 ALDCS 系统组成部件

ALDCS 控制系统简化方框图如图 5-48 所示。该系统为故障—安全式双通道系统,在一般的飞行速度和高度范围内全时间工作。

俯仰通道利用俯仰角速率陀螺信号提供俯仰阻尼,以减小在连续大气扰动中飞机的低频响应,并利用机身上的加速度信号来补偿副翼对称偏转时所产生的俯仰力矩。ALDCS 计算机利用新安装在机翼上的加速度计信号控制副翼对称偏转,抑制机翼的 1 阶弯曲振型,并使机翼气动力重新分布,以减小机动弯曲力矩。俯仰操纵杆信号同时输入到副翼通道,提供驾驶杆

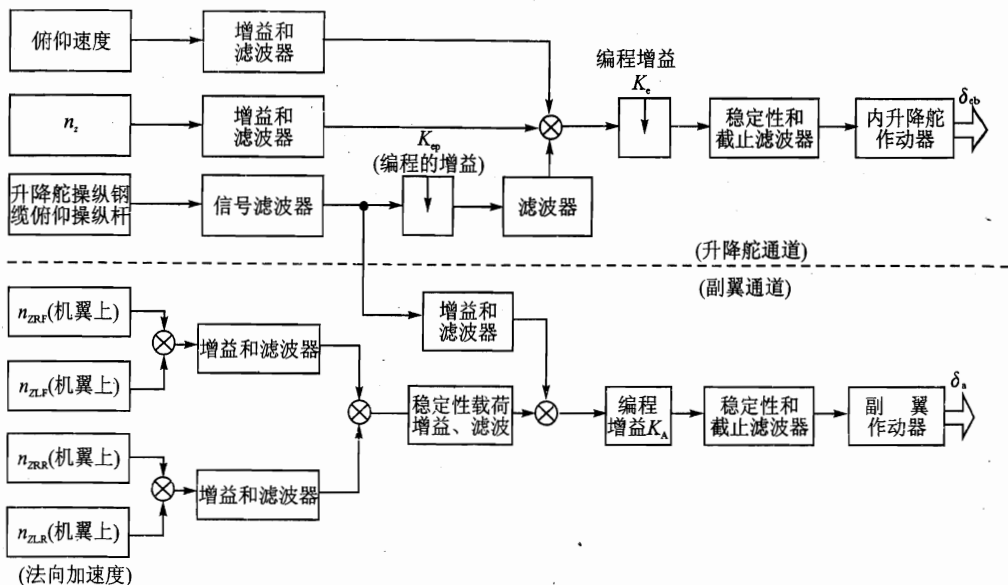


图 5-48 ALDCS 控制系统方框图

的超前输入,以减缓飞机突然机动时机翼上的气动载荷。

ALDCS 系统减轻结构载荷的效果已由飞行试验证实。ALDCS 接通时翼根弯矩减小了 30%~50%,而翼根的扭矩虽有增加,但增加量并不很大,比预料的要小。试飞也证实,阵风载荷减缓的目的也达到了,在翼根处的弯曲力矩(均方根值)减小了近 30%,而扭曲力矩增加不到 5%。阵风载荷减缓的效益既得益于副翼的响应,也得益于俯仰通道的俯仰阻尼的作用。

6. 机动载荷分布方案的缺点

上述机动载荷分布方案存在如下问题:

- 升力分布向中段集中,增加了机动飞行时的阻力。空气动力学研究表明,机翼展弦比不变时,升力椭圆形分布的诱导阻力最小;但目前,由于偏转操纵面使升力向中段集中,升力就远离了椭圆形分布,从而使诱导阻力增加。另外,由于偏转控制面使翼型发生了变化,并且控制面和固定翼之间(沿展向)产生非连续性变化而增大了型阻或零升阻力。
- 使机动飞行时最大可用升力降低。一般机翼在迎角增大时,每个局部翼段都按比例增大升力,并同时达到各自剖面的最大升力系数 $C_{L,max}$,此时总升力系数将达到可能的最大值;但机动载荷控制使升力向中段集中,中段已达到它的最大升力系数,外翼还远离它的最大升力系数,如再增加迎角,中段已失速,外翼虽未失速,但此时总升力已开始下降,故可供使用的总升力将会较小。
- 增加了对平尾下洗的影响。由于升力向中段集中,较强的机翼尾涡更接近平尾,从而使平尾下洗增加,降低了平尾的静稳定作用。

上述缺点表明,这种机动载荷分布方案不适于经常处于机动飞行状态的战斗机;但对于大型飞机,由于其机动时间较少,机动时对最大可用升力要求较低,采取这种措施对减轻结构重量,增加使用寿命都是有利的。所以,大型飞机采取这种方案是可行的,但对机动能力强的小型战斗机,不宜采用这种方案。

5.6.3 小型战斗机的机动载荷控制

对战斗机来讲,有些飞行任务和机动飞行需要有很高的升力系数,同时为了获得最佳飞行性能,还要求阻力保持最小。例如,高亚声速机动转弯时需要很高的升力系数,才可能迅速地改变航线,而为了获得尽可能好的爬升性能,则要求阻力小。总之,希望获得最大的升阻比 C_L/C_D 。所以,提高升阻比来改善和提高飞机的机动性,是小型战斗机机动载荷控制(MLC)的主要目的。

提高飞机升阻比可以采取不同的方法,如放宽静稳定等,但采用机翼变弯度控制是一种有效的方法。所谓机翼变弯度控制,就是利用前缘襟翼与后缘襟翼的偏转,改变机翼剖面的弯度,使其弯度随飞行速度(M 数)的改变而变化,以保证在该飞行状态下机动时,升力呈椭圆形分布,升力有所增加,如图 5-49 所示。此外,改变翼型厚度,或者在机身范围内装上可收放的大后掠附加机翼,也可用于变弯度控制。

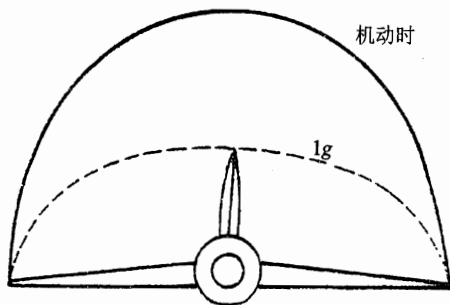


图 5-49 战斗机 MLC 控制的升力分布

图 5-50 表示了 F-5E 飞机在 $M=0.6$ 及 $M=0.9$ 时,极曲线随前缘襟翼(δ_n)及后缘襟翼(δ_h)变化的情况。从图 5-50(a)中可见, $M=0.6, C_D=0.2$ 时,偏转前后缘襟翼后,升力系数比原始飞机增加 17%;从图 5-50(b)中可见,在 $M=0.9, C_D=0.2$ 时,升力系数提高 10%。

F-5E 飞机的机动载荷控制方案是依据 M 数及 δ_n 和 δ_h 的关系,在不同的 M 数下,确定两种襟翼的不同偏转组合,以保证有最大的升阻比。这是一种半自动的襟翼偏转的开环程序控制方案。具体的偏转方案如图 5-51 所示。

- 亚声速机动 前、后缘襟翼均向下,依据 M 数的大小连续无级调节或开关调节。
- 亚声速巡航 仅后缘襟翼向下偏转 8° 。
- 超声速飞行 2 个襟翼均不调节,因为 M 数增大时,变弯度机翼的效益已不大。另外,由于动压 q 随 M 数增加后,机动时所需升力系数下降,变弯度翼型所具有的升阻比优势进一步减弱。

图 5-52 表示了 F-18 飞机的极曲线。图 5-53 是 F-18 的襟翼控制规律。它在不同的 M 数条件下,按保证阻力最小的原则,寻求不同的升力系数及所对应的襟翼偏角。由于升力系数是迎角的函数,从而可得到图 5-53 所示的襟翼随 M 数及迎角两个参数改变的曲线。

尽管随 M 数的变化而改变襟翼的偏角属开环控制方案,但随迎角变化改变襟翼偏角已属于包括飞机在内的闭环反馈控制。为了保证这一调节程序的稳定实现,必须结合短周期运动方程做稳定性分析。

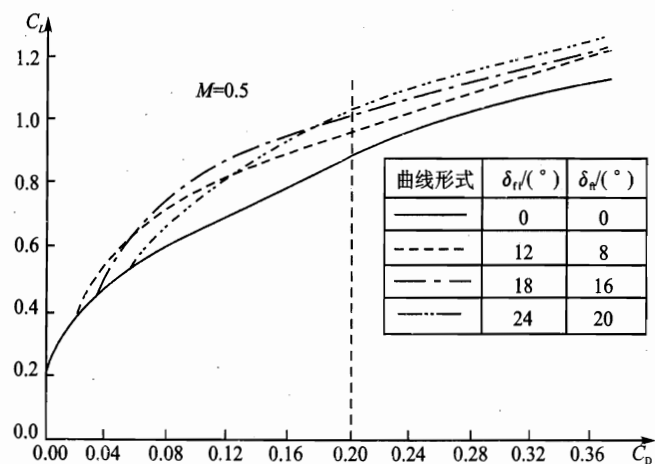
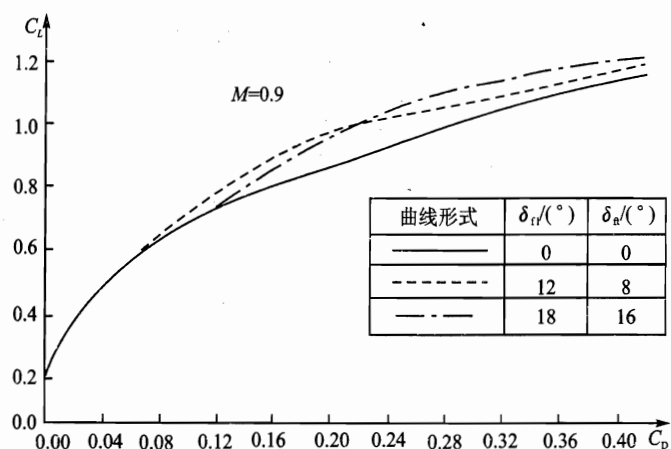
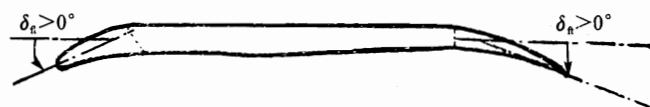
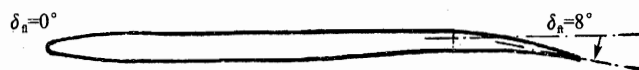

 (a) $M=0.6$ 时F-5E的极曲线随 δ_e 及 δ_n 的变化情况

 (b) $M=0.9$ 时F-5E的极曲线随 δ_e 及 δ_n 的变化情况

图 5-50 F-5E 飞机的极曲线



(a) 亚声速机动



(b) 亚声速巡航



(c) 超声速飞行

图 5-51 F-5E 飞机 MLC 的控制方案

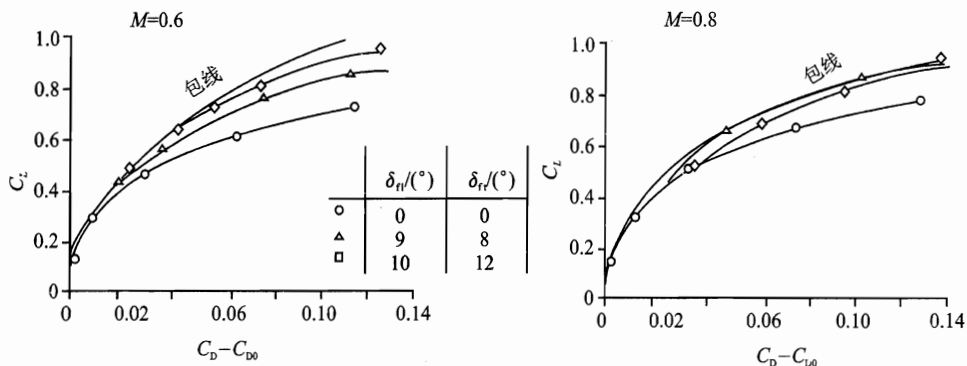


图 5-52 F-18 飞机的极曲线

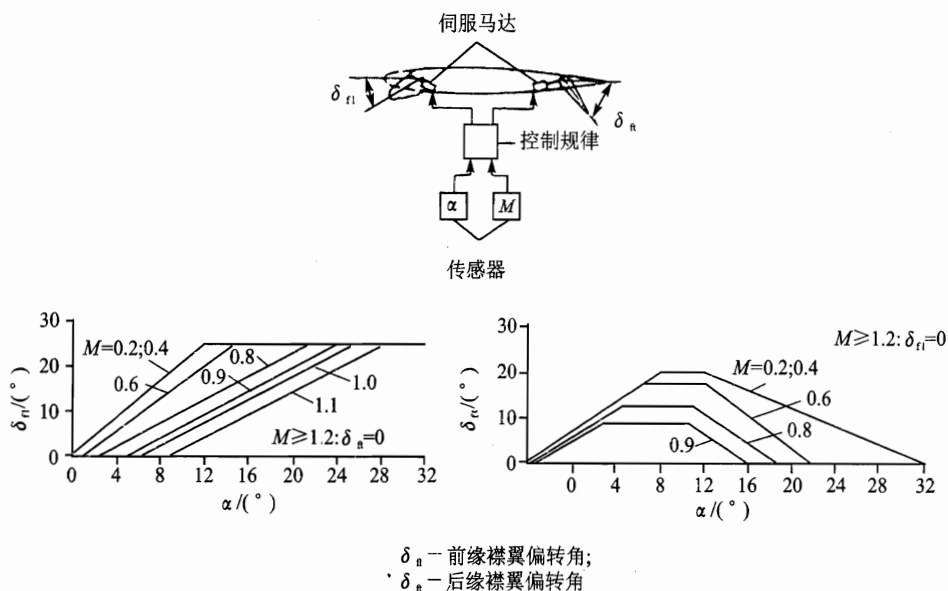


图 5-53 F-18 飞机 MLC 方案

5.7 主动颤振抑制系统

5.7.1 概述

飞机实际上是一个弹性体。它作为机械弹性结构(如机身、机翼,特别是机翼可近似为一个薄板),飞行中在空气动力作用下,将产生弹性变形,形成结构—气动的弹性振动。正常情况下,在结构阻尼及空气阻尼的作用下,弹性振动很快衰减,仅保持静态的弹性变形。弹性变形有两种形式:弹性弯曲变形和弹性扭曲变形,如图 5-54(a)所示。通常,这两种变形的频率和阻尼比是随飞行速度变化的,并且是相互分开的,如图 5-54(b)所示;但不管哪种变形,其结果都会产生附加升力,并且起到一种阻尼作用。在正常情况下,这两种振动由于频率不同,不会产生耦合;但随飞行速度的增加,这两种振动的频率将接近,并趋于相同,从而产生耦合效

应。当这两种振动变形的相位差为 0° 时,互相并无反作用,各自产生阻尼,使变形衰减,如图 5-55(a)所示;但如果相位差为 90° ,则会产生耦合激励,如图 5-55(b)所示。在弯曲变形的结点处,扭曲变形最大(相位差为 90°),此时由于扭曲变形产生的附加升力与弯曲运动方向一致,进一步增强了弯曲运动,形成了谐振。

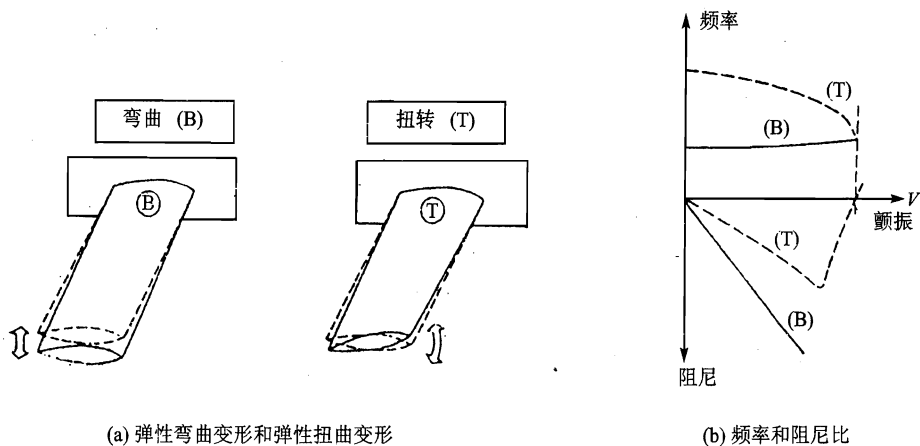


图 5-54 矩形机翼的两种弹性变形

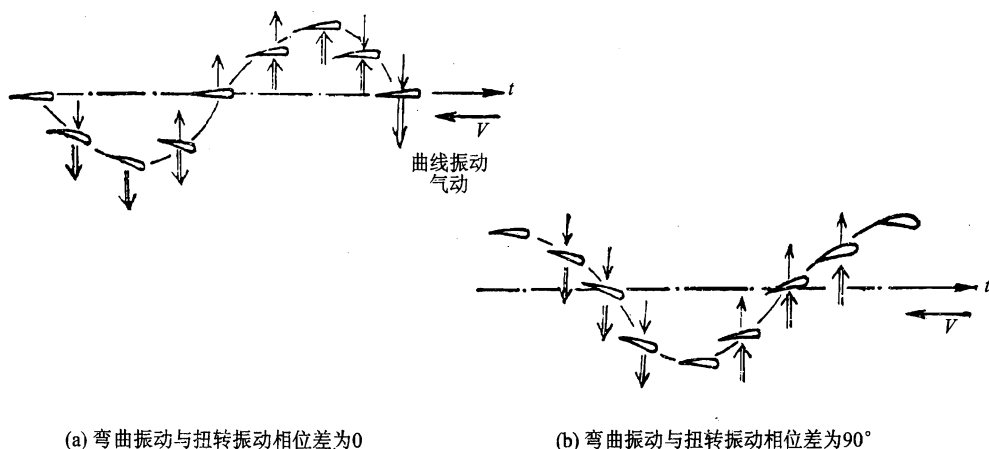


图 5-55 两种弹性变形的耦合关系

总之,由于飞行中的飞行器是一个复杂的结构—气动弹性系统,在弹性振动时,将产生附加气动力。不同振型的振动可能产生相互耦合作用,有时会产生阻尼作用,有时则会产生激励作用。当这种结构—气动弹性振动引起的耦合使变形振动的振幅增大到危险程度时,这种结构—气动弹性振动被称为颤振。由于这种耦合振动与飞行速度有关,所以,使结构—气动弹性体发生临界颤振的速度被称为临界颤振速度。

飞机在飞行中,飞机的机翼、操纵面以及机翼的外挂物最易发生颤振,结果将会造成机体结构的破坏。例如,1964 年美国 B-52 飞机立尾因颤振而折断;1967 年法国幻影 F-1 超声速战斗机因颤振事故而坠毁;1972 年原联邦德国和荷兰联合研制的短程运输机因升降舵调整片颤振而失事。

5.7.2 抑制颤振的方法

为了抑制颤振,可采取不同方法。过去常规方法是将结构加粗、加重,改变材料,增大刚度,但这将影响飞机的性能。为了防止外挂物产生颤振,常常是通过改变外挂物的挂点及连接刚度来实现,但这样会损害其他的最佳条件(如质心位置和投放安全等)。

现代的方法则是采用人工阻尼来实现颤振的主动抑制。主要的思路是,在机翼上安装适当操纵面,并协调偏转这些操纵面产生气动力,以抵消由于振动变形所产生的气动力。为了控制这些操纵面协调动作,必须要感受颤振的信息,并产生协调控制指令,操纵相应的操纵面运动来抑制颤振。

依据这种抑制颤振的方法,在飞机设计时,按强度要求来设计飞机的结构,而完全靠机体颤振抑制系统来解决防颤振的问题。采用这种方法,可以有效地保证减轻重量,并提供足够的颤振临界速度裕量。

5.7.3 颤振主动抑制系统

构成闭环控制系统的基本原理是:通过在机翼相应部位安装的传感器,感受机翼产生的弹性振动,并依一定的控制律产生指令,驱动相应舵面,以改变翼面的非定常的气动力分布,从而降低或改善机翼的气动弹性耦合效应,达到提高临界颤振速度的目的。系统的原理结构如图 5-56 所示。其中的被控对象不是飞机的运动方程,而是机翼的气动弹性模型。

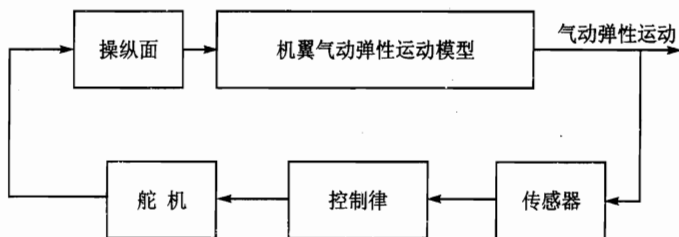


图 5-56 颤振主动抑制系统原理结构图

为实现该系统主要的要求是:

- 由于振动频率极高,故对控制面及伺服机构的调节速度及频带要求很高;
- 要求传感器的测量精度高,频带宽,能精确反映机翼的弹性模态振动,为了感受不同模态运动,传感器要有一个合适的安装位置;
- 要设计一个好的控制律,能兼顾飞机在不同构型下的颤振抑制。

通常,颤振抑制的操纵面可取机翼的前、后缘襟翼或副翼。传感器多采用迎角传感器或加速度传感器。

图 5-57 是文献[8]介绍的颤振主动抑制风洞实验系统的原理构成图。

其中传感器采用加速度传感器,操纵面为外侧副翼。控制律采用最优二次型与极点配置相结合的方法进行设计,最后形成了下述离散动态补偿网络:

$$D(z) = \frac{158z^4 + 81z^3 - 215z^2 - 44z + 95}{10\,528z^4 - 29\,659z^3 + 32\,766z^2 - 16\,922z + 3\,438}$$

针对机翼的振型频率(最高为 16.95 Hz),计算机的采样频率取为 $f_s = 100$ Hz。

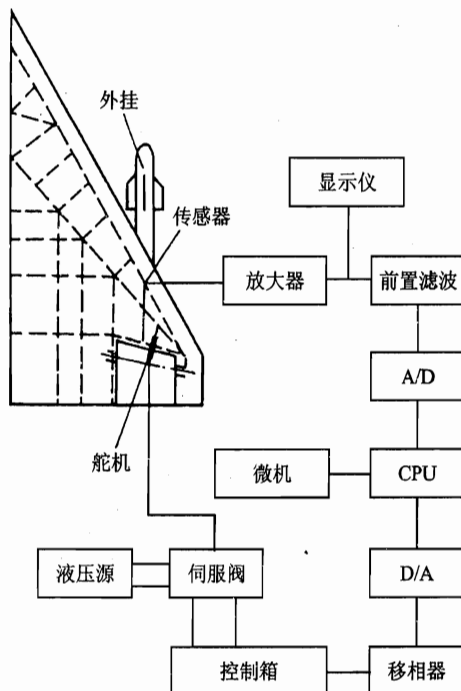


图 5-57 实验系统的原理构成图

风洞模型实验结果如下：

- 无颤振抑制系统时，临界颤振速度为 34 m/s；
- 加入颤振抑制系统，临界颤振速度提高到 41 m/s。

5.8 新型主动控制功能

随着计算机能力和系统综合能力的不断提高，主动控制功能也将不断地扩展，使未来的飞机具有更高的安全性和执行任务的能力；但这些新型主动控制功能均处于实验验证阶段，距真正工程应用还有一段距离。

1. 任务适应性机翼

为满足下一代战斗机既能超声速巡航，又具有高机动能力的需求，综合可变后掠和可变弯度技术形成了任务适应式机翼概念，即飞行控制系统根据不同飞行状态和飞行任务，连续改变机翼后掠角和弯度，以获得在不同状态下的最小阻力和最佳升阻比。这种机翼不仅具有优良的巡航和续航能力，而且能承受更高的机动过载。验证表明，与常规机翼相比，这种机翼使飞机航程增加 30%，机翼载荷承受能力提高 50%。

2. 主动柔性机翼

机翼有较低的弯曲和扭转刚度，在前、后缘多操纵面的协调偏转下，产生期望的弯曲及扭转弹性变形，并产生相应气动力，使飞机运动发生变化。系统根据任务要求和飞行的状态，在机翼结构限制条件下，合理地设计主动控制规律，通过合理分配，对多操纵面产生相应偏转指令，使飞机机翼产生一定变形，保证飞机具有所要求的性能。目前验证表明，采用该项主动控



制技术,机翼结构重量可减轻 25%~50%,控制效率提高 10%,而且还可以减小阻力,提高升阻比,提供阵风/机动载荷减缓和颤振抑制功能。

3. 层流和涡流的主动控制

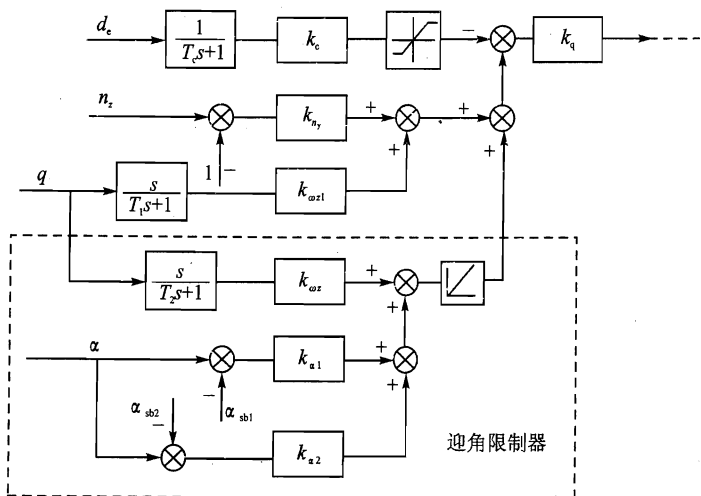
目前在升力面局部气流的主动控制技术研究已获得明显进展。实现这种主动控制技术可提供包括超声速巡航在内的各种飞行状态下的最佳升阻比和大迎角机动能力。F-16XL 超声速层流控制研究机所进行的机翼吸气主动层流控制技术验证表明,采用该项技术可使飞机阻力减小 7%~9%。X-29 研究机所进行的前机身非对称涡流主动控制技术的验证表明,这种主动控制功能的应用,可在大迎角机动时提供偏航和滚转控制能力。验证表明,在低速、大迎角飞行时,同时使用非对称涡流控制比只使用方向舵控制时的偏航速率增大 50%。

4. 自适应结构载荷控制

通过埋入结构材料中的微传感器(如光纤应变计、压电材料及电阻应变计等)和驱动元件(如形状记忆合金和电流变体材料等)直接测量和重新配置结构内部的载荷。自适应结构载荷控制,可连续地实现主动结构载荷调整。这种系统用于机翼,可明显提高升阻比,改善飞机的机动性和操纵性。

复习思考题

- 5-1 试说明无主动控制系统时飞行控制系统设计中所面临的问题。具有主动控制功能的飞机主要有哪些特征？
- 5-2 试分析采用放宽静稳定性设计时可能获得的效益，同时分析飞机放宽静稳定性为飞行控制系统设计所带来的问题。
- 5-3 何谓边界控制系统？何谓限制包线及极限包线？你对现代飞机采用迎角边界限制系统有何看法？它与过载限制的关系如何？
- 5-4 题图 5-1 是一种附加迎角反馈的迎角限制器，试分析它的工作原理，并说明其中引入俯仰角速度反馈的作用。



题图 5-1 附加迎角反馈的迎角限制器

- 5-5 带模态切换的迎角限制器与不带模态切换的迎角限制器有何不同，各有什么优缺点？
- 5-6 带直接力控制的飞机与传统飞机相比在性能上有何不同？利用直接力控制有何效益？你的看法如何？
- 5-7 试列举几种直接升力和侧力的操纵面组合。
- 5-8 题图 5-2 是 AFTI/F-16 飞机实现的垂直平移的控制方案。试分析该系统实现静态垂直平移的工作原理，并说明其中后缘襟翼与升降舵之间的耦合系数的确定方法。
- 5-9 在直接力的 6 种模态中，你认为哪种最有用，哪些用处不大？
- 5-10 试利用动态方程分析、研究，并说明单纯俯仰指向模态的时间响应比传统飞机的俯仰运动要快，并从物理概念上加以说明。
- 5-11 试利用特征结构配置原理来选择侧向运动的反馈与前馈增益，以实现侧向平移和偏航机身指向。
- 5-12 如何评价飞机的乘坐品质？在设计阵风减缓(或乘坐品质)控制方案时，主要依靠什么反馈和网络，为什么？如何保证不致与控制增稳系统的要求发生矛盾？
- 5-13 已知某飞机用升降舵和机动后缘襟翼实现控制，试设计一控制增稳系统，既满足 1 级飞行品质要求，又可以实现对离散风扰动衰减 50% 以上的要求(通过数字仿真验证)。

参 考 文 献

- 1 文传源. 现代飞行控制系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1992
 - 2 徐鑫福,冯亚昌主编. 飞机飞行操纵系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1989
 - 3 李学国. 主动控制技术在飞机设计中的应用. 北京:航空工业出版社,1985
 - 4 Donald Mclean. Automatic Flight Control System. PRENTICE HALL, 1990
 - 5 肖业伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理. 北京:国防工业出版社,1993
 - 6 哈佛尔 X. 飞行力学原理(中译本). 西安:飞行力学杂志社,1985
 - 7 Disney T E. The C-5A Active Alleviation System. AIAA-75-991
 - 8 陈桂彬. 飞机主动颤振风洞实验研究. 航空学报,1991, No. 2
 - 9 张汝麟. 飞机飞行控制展望. 中国航空学会控制与应用第八届学术交流文集,1998
- 

第6章

综合控制与战术任务飞行管理

6.1 概 述

20 世纪 60 年代以来,飞行器设计出现了随控布局 CCV(Control Configuration Vehicle) 设计思想,从而取代了以气动布局为中心的设计思想。所谓 CCV 设计思想,是指在总体设计阶段就综合考虑飞行器的飞行控制系统 FCS(Flight Control System)、气动布局、推进系统及机体结构 4 个环节,并以控制为纽带,充分发挥和协调这 4 个环节的功能,从而大大提高整个飞行器的性能。与飞行器的 CCV 设计思想同时产生的是 FCS 的主动控制设计思想。它将 FCS 从过去的从属地位变为飞行器总体设计的 4 个环节之一,主动、积极地参与飞行器的总体布局、总体方案和总体设计各个环节。它实际上是 CCV 设计思想的一个重要支柱。

综合控制以各相对独立或视为独立的分系统所组成的整个系统为对象,进行优化设计,将原来孤立的但有关的部分组成特定作用的整体,获得比原来孤立系统更好的性能。这样设计研制的系统就是综合控制系统。它是主动控制技术发展的必然趋势。就目前的飞机综合控制技术来说,需充分考虑和利用机体(气动力与结构)、推进(进气道、发动机及尾喷管)和武器系统的控制功能及其相互关系,对全机控制功能进行一体化、多学科综合设计,使飞机能最大限度地发挥其性能潜力,以满足总体性能和任务能力的需求。

随着各种先进设计思想及其技术的发展和运用,机载电子设备各个子系统的性能越来越好。在整个航空电子系统中,控制与信息的地位愈来愈突出和重要。一方面主动控制技术和综合控制技术的应用和发展,给飞机设计方法带来了巨大变化,改进了飞机的性能;另一方面现代立体战争对新一代战斗机提出了更高的性能要求:不但应具有隐身、超声速巡航、超声速机动和低速、过失速机动能力,而且应具有全天候、全高度、全方位、远距离及超低空等功能,以便能完成突防、拦截、格斗、攻击、空中加油及电子对抗等任务。这种多任务、多功能的要求,加之作战环境的恶劣,飞行员难以承担如此繁重的人工管理与决策,由此产生了战术任务飞行管理系统。

飞机的综合控制与战术任务飞行管理技术是近 20 年发展起来的一种控制与管理技术。本章将重点讨论综合飞行/火力控制 IFFC(Integrated Flight/Fire Control)系统和综合飞行/推进控制 IFPC(Integrated Flight/Propulsion Control)系统,简要介绍综合飞行/火力/推进控制 IFFPC(Integrated Flight/Fire/Propulsion Control)系统和战术任务飞行管理 TMFM(Tactical Mission Flight Management)系统的原理。

6.2 综合飞行/火力控制系统

IFFC 技术是美国在 20 世纪 70 年代中期提出的一种新的航空技术。它以飞机的主动控制技术为基础,通过飞行/火力耦合器 FFC(Flight/Fire Controller)将能解耦的 FCS 和火控系统综合成一个闭环武器自动投放系统。

国内外对 IFFC 技术的仿真和试飞验证结果表明,IFFC 系统具有现存火力控制系统所不可比拟的攻击能力,在性能上有重大改善。在空—空机炮攻击中,扩大了作战范围,实现了全向攻击;获得首次射击机会的时间缩短了 1/2;射击次数和射击持续时间分别提高了 3 倍;命中率提高了 2 倍。在空—地轰炸攻击中,实现了非水平机动武器投放,且达到了现有机翼水平投放时的精度。同时,由于采用机动攻击,提高了攻击机的生存力;由于攻击实现了自动化,减轻了飞行员的工作负担。

6.2.1 综合飞行/火力控制系统的基本组成及特点^[1]

IFFC 系统原理结构如图 6-1 所示。它由目标与攻击机的相对位置、运动信息检测装置、目标状态估计器、飞行控制系统、火力控制系统、飞行/火力耦合器和超控耦合器等组成,其核心是具有程序飞行控制和火力控制规律的数字计算机。根据光/电跟踪器、角跟踪雷达及目标状态估计器提供的攻击机与目标的相对运动信息,以及攻击机传感器提供的自身状态信息,火力控制系统精确预测目标未来的位置,自动生成投放(或发射)点和到达投放(或发射)点前的飞行轨迹。所生成的轨迹信号通过平显为飞行员提供操纵和状态显示,同时送入飞行/火力耦合器,在那里形成控制指令,输入电传飞行控制系统,操纵飞机跟踪目标进行自动攻击。这里,飞行员只起监控作用;同时,也可由飞行员操纵飞机按平显提供的飞行轨迹飞行,并引导飞机到达投放(或发射)点,待显示飞机与投放(或发射)点重合时,即可自动(或由飞行员)投放炸弹(或炮弹、导弹)。

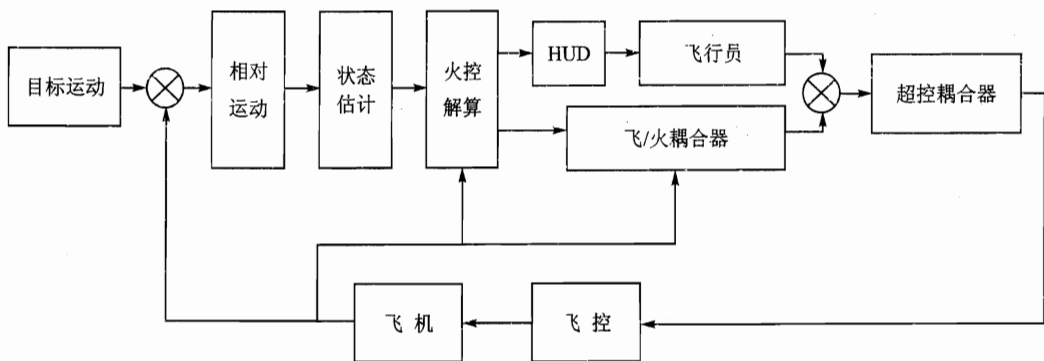


图 6-1 IFFC 系统原理结构图

综上所述,IFFC 系统应具有以下特点:

- 攻击机采用主动控制技术,具有多自由度解耦控制功能,或者至少能部分地(或近似地)实现飞行轨迹和飞行姿态间的解耦控制;
- FCS 能在火力控制系统的耦合下,操纵飞机进行自动攻击;

- 采用适合于自动机动攻击的火力控制系统。

下面将就 IFCC 系统坐标系的选择及定义、目标状态估计器的原理及系统建模和控制律设计等问题分别进行论述。

6.2.2 系统坐标系的选择及定义^[2,3]

在 IFCC 系统中,需要建立武器投放的数学模型,必然涉及攻击机、目标和武器的运动轨迹及其坐标系问题。根据国家标准 GB/T14410.1—93~GB/T14410.6—93 规定,有铅垂地面固定坐标系 $S_g(Ox'_g y'_g z'_g)$ 、飞机牵连铅垂地面坐标系 $S_g(Ox_g y_g z_g)$ 、机体坐标系 $S_b(Oxyz)$ 和气流坐标系 $S_a(Ox_a y_a z_a)$ 。参照上述规定,定义下列坐标系及其相互关系。

1. 机体水平坐标系

机体水平坐标系 $S_h(Ox_h y_h z_h)$ 由 S_g 系统 Oz_g 轴按右手定则转过一个偏航角 ψ 得到。

注意: Ox_h 轴在通过机体纵轴所在的铅垂面内。

2. 武器坐标系

武器坐标系 $S_w(Ox_w y_w z_w)$ 由机体系统 Oy 轴向下转 E_{LG} 角度得到。其中 Ox_w 轴就在武器轴线方向,其指向与武器的相对初速向量 V_0 相一致。

3. 瞄准线坐标系

瞄准线坐标系 $S_s(Oslm)$ 的坐标原点取在机体质心处, Os 轴指向目标瞄准线, Ol 轴指向右侧向外, Os 轴、 Ol 轴及 Om 轴构成右手系。它与 S_b 系的关系用目标线方位角 L_w 和俯仰角(或称高低角) L_v 表示,并定义 L_w 在机体右侧为正,瞄准线沿竖轴分量为正时 L_v 为正。

各坐标系之间的相互关系分别由下列基元变换阵组成,即若坐标系 S_i 仅分别绕轴 Ox , Oy 及 Oz 转动角 ϕ_1 , ϕ_2 及 ϕ_3 , 就与 S_j 重合,则变换矩阵 L_{ji} 分别为

$$L_x(\phi_1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi_1 & \sin \phi_1 \\ 0 & -\sin \phi_1 & \cos \phi_1 \end{bmatrix}; L_y(\phi_2) = \begin{bmatrix} \cos \phi_2 & 0 & -\sin \phi_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_2 & 0 & \cos \phi_2 \end{bmatrix}; L_z(\phi_3) = \begin{bmatrix} \cos \phi_3 & \sin \phi_3 & 0 \\ -\sin \phi_3 & \cos \phi_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

然而根据坐标变换阵的正交性和传递性,可得到其他任意变换阵。下面列出本章将用到的主要变换阵。

(1) 由 S_h 转换到 S_b 坐标系

该坐标系间的关系如图 6-2(a) 所示,则

$$L_{bh} = L_{hb}^T = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \theta \sin \phi & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \sin \theta \cos \phi & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

(2) 由 S_b 转换到 S_s 坐标系

该坐标系间的关系如图 6-2(b) 所示,则

$$L_{sb} = L_{bs}^T = \begin{bmatrix} \cos(L_v) \cos(L_w) & \sin(L_w) & \sin(L_v) \cos(L_w) \\ -\cos(L_v) \sin(L_w) & \cos(L_w) & -\sin(L_v) \sin(L_w) \\ -\sin(L_v) & 0 & \cos(L_v) \end{bmatrix}$$

(3) 由 S_b 转换到 S_a 坐标系

该坐标系间的关系如图 6-2(c)所示,则

$$L_{ab} = L_{ba}^T = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

(4) 由 S_b 转换到 S_w 坐标系

该坐标系间的关系如图 6-2(d)所示,则

$$L_{wb} = L_{bw}^T = \begin{bmatrix} \cos(E_{LG}) & 0 & \sin(E_{LG}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(E_{LG}) & 0 & \cos(E_{LG}) \end{bmatrix}$$

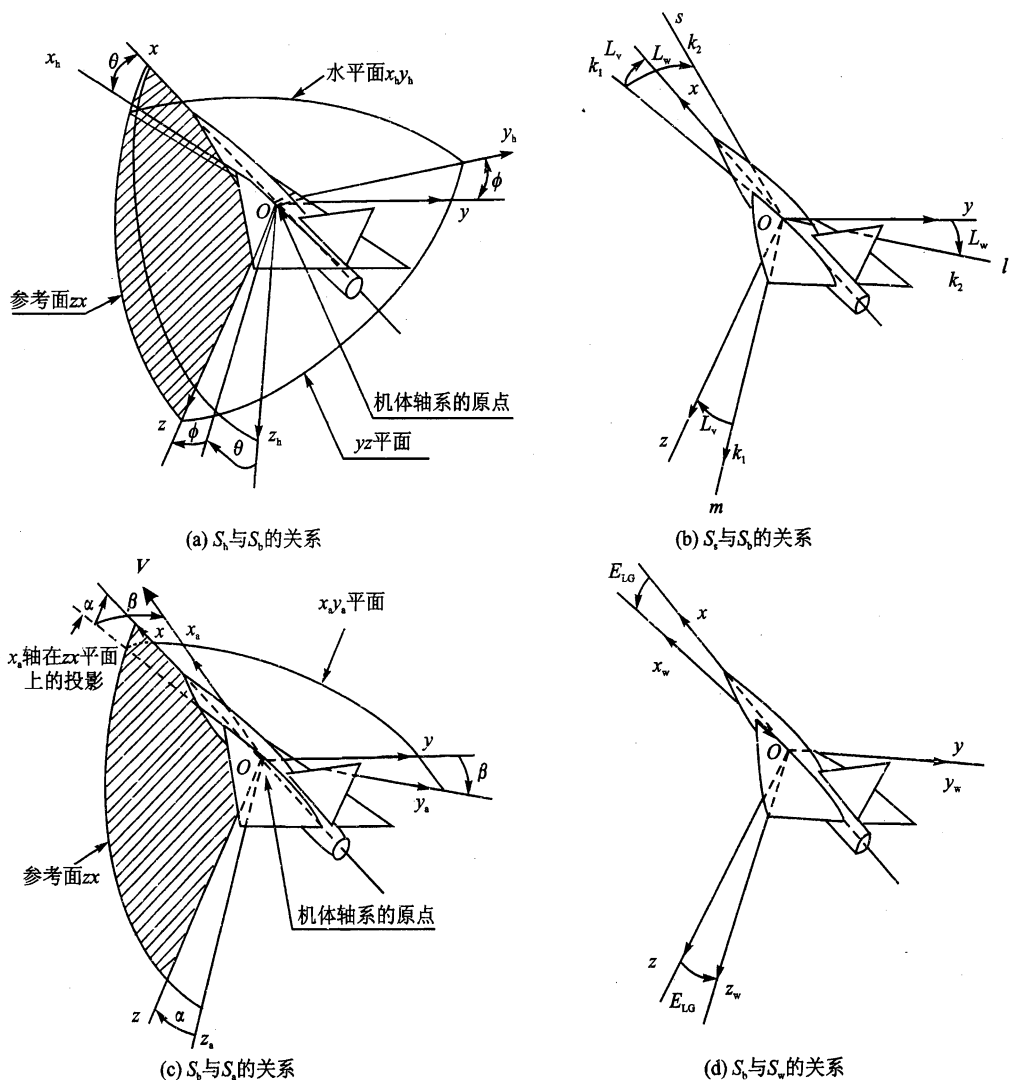


图 6-2 坐标系间转换关系图

6.2.3 目标状态估计器原理^[4]

在解算火力控制系统时,除需要攻击机的一些状态参数外,还应有目标机的运动速度、加速度和视线加速度等参数;但是,现有的机载测量装置不仅无法直接提供目标机运动的所有参数,而且所提供的测量值含较大的噪声,须经滤波处理。因而,目标状态估计器是 IFFC 系统中的重要组成环节。它通过处理机载雷达测量信息及攻击机自身传感器等提供的信息,得到目标位置、速度和加速度的精确估值。对目标状态估计的精度将直接决定火控解算的精度,从而影响整个攻击系统的武器投放命中率。

这里仅限于讨论单机动目标跟踪问题。其基本要素包括数据形成和处理、机动目标模型、机动检测和机动辨识、滤波与预测以及跟踪坐标系和滤波状态变量的选取。一般来说,它本身为一个自适应滤波过程,理论上已经基本解决;但是,由于机载雷达的测量体制对估计器的估计精度影响较大,常规的估计器设计方法无法满足系统的精度及实时性要求,因而,这里从工程应用出发,讨论估计器模型的建立和相应的滤波算法问题。

1. 用于目标状态估计器的坐标系选择

目标状态估计器的设计主要视探测器提供的测量数据和目标的运动状态而定,而它们又都依赖于所采用的坐标系的体制。因此,在满足实时条件下,选择一种适当的坐标系是极其重要的问题。

通常,有两种坐标系可供选择:球面坐标系和直角坐标系。探测器的测量通常是在球面坐标系中进行的,因而在球面坐标系上建立的测量方程是线性的,但状态方程却是非线性的;在直角坐标系中,状态方程是线性的,但测量方程是非线性的。若仅在一种坐标系中建立滤波和预测模型,则需对方程进行适当处理。

鉴于上述情况,可采用混合坐标系。将球面坐标系中的测量数据交换到直角坐标系中去;在直角坐标系中完成预测后,再变换到球面坐标系中完成测量残差的计算。由于这两种坐标系之间的变换为非线性变换,且与飞机姿态密切相关,所以使其相应的变量转换及测量矩阵的计算比较复杂,影响实时性。

2. 机动目标模型

机动目标模型是一个重要而又复杂的问题。在其构造过程中,考虑到缺乏目标运动的精确数据和存在一些不可预测因素,如周围环境的变化及飞行员的主观操作等,须引入状态噪声的概念。例如,当目标作匀速直线运动时,加速度可看做是具有随机特性的扰动输入,并假设它服从零均值白色高斯分布。这时,卡尔曼滤波可直接使用。但当目标发生诸如转弯或逃避等机动时,加速度变成非零均值时间相关的有色噪声过程,常采用白化噪声和状态增广方法满足滤波算法需要。当今,所有机动目标模型均考虑了目标发生机动的各种可能性,建立了目标机动类型的全局统计模型。其典型代表是传统的辛格(Singer)模型^[5],其机动加速度概率密度函数近似服从均匀分布。由于每一种具体战术任务下的具体机动在全局统计模型中发生的概率势必很小,导致该机动模型的精度较低,因而,考虑目标当前时刻的机动性将是十分可取的。文献[5~7]提出了机动目标“当前”统计模型,其机动加速度的概率密度函数服从修正瑞利分布。下面简要介绍典型的机动目标模型。

(1) 辛格模型

1970年 R·A·Singer^[6]提出了目标机动加速度为零均值平稳随机过程的二阶系统一阶

时间相关模型。假设机动加速度 $a(t)$ 的时间相关函数为指数衰减形式,即

$$R_a(\tau) = E[a(t) a(t+\tau)] = \sigma_a^2 e^{-\alpha|\tau|} \quad (\alpha > 0) \quad (6-1)$$

式中: σ_a^2 为机动加速度方差; α 为机动时间常数的倒数,即机动频率。假设 $a(t)$ 的概率密度函数近似服从均匀分布, $a(t)$ 的均值为 0, 方差为

$$\sigma_a^2 = A_{\max}^2 (1 + 4P_{\max} - P_0) / 3 \quad (6-2)$$

式中: $A_{\max}$ 为最大机动加速度, $P_{\max}$ 为其发生的概率; P_0 为非机动概率。对相关函数 $R_a(\tau)$ 应用 Wiener-Kolmogorov 白化程序后, $a(t)$ 可用输入为白噪声的一阶时间相关模型表示,即

$$da(t)/dt = -\alpha a(t) + W(t) \quad (6-3)$$

式中: $W(t)$ 是均值为 0、方差为 $2\alpha\sigma_a^2$ 的高斯白噪声。

在辛格模型中, $a(t)$ 用有色噪声描述比较符合实际。其模型简单, 易于实现卡尔曼滤波。但 $a(t)$ 的均值为 0, 这一假设与实际差别较大。

(2) 机动目标“当前”统计模型

当目标正以某一加速度机动时, 下一时刻的加速度取值是有限的, 且只能在“当前”加速度的邻域内。为此, 文献[5,7]提出了机动目标“当前”统计模型, 即

$$da(t)/dt = -\alpha a(t) + \bar{\alpha} \bar{a}(t) + W(t) \quad (6-4)$$

式中: $\bar{a}(t)$ 为机动加速度“当前”均值, 在每一采样周期内为常数。该模型本质上是非零均值时间相关模型, 随机机动加速度在时间轴上仍符合一阶时间相关过程。

“当前”模型的机动加速度的概率密度用修正的瑞利分布描述, 状态的噪声方差为

$$\sigma_w^2 = 2\alpha \frac{4-\pi}{\pi} [a_{\max} - \bar{a}(t)]^2 \quad (6-5)$$

式中: $a_{\max}$ 为目标最大加速度。由于该模型采用非零均值和修正瑞利分布表征机动加速度特征, 因而比辛格模型更符合实际。

(3) 二阶马尔科夫模型

空间刚体的一般运动可用下述方程描述, 即

$$da_T/dt = d^2V/dt^2 = \ddot{V} + \dot{\omega}_0 \times V + 2\omega_0 \times \dot{V} - \omega_0 \times (\omega_0 \times V) \quad (6-6)$$

式中: a_T , V 和 ω_0 分别为空间刚体在惯性坐标系中的加速度、速度和角速度向量; da_T/dt 和 dV/dt 为空间刚体相对于惯性系的矢导数; $\dot{V}$ 为相对于机体系的矢导数; ω_0 定义为

$$\omega_0 = V \times a_T / V^2 \quad (6-7)$$

将式(6-7)代入式(6-6)中, 则

$$da_T/dt = -\lambda a_T - \Omega V + W \quad (6-8)$$

式中:

$$\lambda = -2 \frac{a_T \cdot V}{V \cdot V}; \Omega = \frac{a_T \cdot a_T}{V \cdot V} + \left(\frac{\lambda}{2}\right)^2; W = \ddot{V} + \dot{\omega}_0 \times V$$

式中: W 为具有方差 Q 的零均值白噪声, 与施加于目标的力和力矩有关; λ 为阻尼系数; Ω 为与转弯速率平方有关的参数。由于 λ 和 Ω 随空间刚体的运动而变化, 因而这个加速度模型可自动地适应空间刚体的机动, 但二阶马尔科夫模型离散化处理与滤波较为复杂。

(4) 自适应加速度模型^[4]

当目标机动较大时, “当前”统计模型对其适应能力较强, 而辛格模型其跟踪性能急剧下降; 当目标机动较小时, 因“当前”统计模型在式(6-5)中引入最大加速度, 其跟踪误差反而较

大。综合上述特点,文献[4]提出了一种新的自适应加速度模型。

设目标加速度是非零均值的时间相关过程:

$$a(t) = \bar{a}(t) + a_1(t) \quad (6-9)$$

式中: $a(t)$ 为非零均值的时间相关随机加速度; $\bar{a}(t)$ 为目标机动加速度均值; $a_1(t)$ 为零均值指数相关的加速度,其相关函数为

$$R_a(\tau) = E[a_1(t) a_1(t+\tau)] = \sigma_a^2 e^{-\alpha|\tau|} \quad (\alpha \geq 0)$$

同理, $a_1(t)$ 为一阶平稳时间相关的马尔科夫过程:

$$\dot{a}_1(t) = -\alpha a_1(t) + W(t) \quad (6-10)$$

对式(6-9)求导,并将式(6-9)和式(6-10)代入得

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + \alpha \bar{a}(t) + \dot{\bar{a}}(t) + W(t) \quad (6-11)$$

✈ 式中: $W(t)$ 为零均值白噪声,其方差为 $2\alpha\sigma_a^2$; $\dot{\bar{a}}(t)$ 为目标加速度均值变化率,可准确地描述目标从一种机动切换到另一种机动。

对于一机动目标来说,若在时刻 t 以某一加速度作机动飞行,则在 $t+\tau$ 时刻仍以该加速度作机动飞行的概率是很大的。在这一点上,式(6-11)与“当前”统计模型式(6-5)一致。但式(6-11)采用修正的正态分布函数描述目标机动加速度的概率密度,通过自动调整均值与方差,以适应目标的机动,力图克服式(6-5)由于引入固定的 $a_{\max}$ 造成对小机动目标估计误差较大的问题。

可以定性地认为,若机动加速度均值较大(例如机炮攻击的目标以较大的加速度作逃逸机动),则下一时刻仍以该加速度进行机动的概率较大,即下一时刻的机动加速度将在当前加速度附近较小范围内变化;若机动加速度均值较小(例如巡航飞行的目标或中、远程导弹基本上作匀速直线飞行或匀加速飞行),则下一时刻的机动仍将在当前加速度周围较小的变化范围内。这说明 σ_a 的取值与加速度均值 $\bar{a}(t)$ 有关。假设目标机动最大加速度 $a_{\max}$ 不超过 $8g$,则

$$a_{\max} = 4(2 - e^{-|\bar{a}(t)|})$$

对于正态分布来说, $|a(t) - \bar{a}(t)| < 3\sigma_a$ 成立的概率很大,在其范围之外的概率上限近似为 0.003,因而可以设

$$|a_{\max} - |\bar{a}(t)|| = 3\sigma_a$$

则可得加速度方差为

$$\sigma_a^2 = (a_{\max} - |\bar{a}(t)|)^2 / 9 \quad (6-12)$$

由估计理论知,状态的最优估计等于过去所有观测下的条件均值。这样,加速度均值 $\bar{a}(t)$ 可采用其预测值 $\hat{\bar{a}}(k+1/k)$ 代替,进行滤波处理。

通过蒙特卡洛(Monte Carle)仿真表明,自适应加速度模型对机动与非机动目标均有较好的跟踪性能。

3. 估计器模型的建立与滤波

跟踪滤波器的设计依赖于坐标系的体制。坐标系不同,所选择的状态变量将不同。若采用一个适当的坐标系,则状态估计的计算就可简化和省时。

滤波与预测是跟踪系统的基本要素。当目标作非机动运动时,采用线性自回归滤波、 α - β 或 α - β - γ 滤波及卡尔曼滤波等方法,即可很好地跟踪目标^[8];当目标发生机动时,采用上述方法的跟踪滤波器通常会出现发散现象。有效的方法是,应用基于卡尔曼滤波的各种自适应滤

波与预测方法。限于篇幅,这里仅介绍适用于IFFC系统的基于直角坐标系的伪测量方法估计器自适应滤波和预测。

(1) 估计器模型的建立

在地理坐标系 S_g 中,目标的状态方程可用3个通道的线性模型来表示,因而在进行滤波和预测时十分简便。 x 通道的动态模型(y, z 通道类似)如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_g(t) &= v_{x_g}(t) \\ \dot{v}_{x_g}(t) &= a_{x_g}(t) - a_x \\ \dot{a}_{x_g}(t) &= -\alpha a_{x_g}(t) + \bar{\alpha} \bar{a}_{x_g}(t) + W_{x_g}(t) \end{aligned} \right\} \quad (6-13)$$

式中: x_g, v_{x_g} 和 a_{x_g} 分别为目标相对于机体的位置、速度和加速度在 x 轴上的分量; a_x 为攻击机加速度在机体系 x 轴上的分量。

探测器的测量是在视线坐标系中完成的,测量方程是非线性的。在滤波中,有3种处理测量非线性性的方法。

方法1是位置量为可测的量,则测量矩阵可取最简单的形式,但对测量噪声协方差矩阵 $R_{bk} = \text{diag}[\sigma_R^2, \sigma_{L_v}^2, \sigma_{L_w}^2]$ 必须进行变换。由于变换后的测量噪声协方差矩阵 R_{bk} 不再是对角阵,非对角元素在攻击机机动情况下是强耦合,因而无法应用卡尔曼滤波技术进行处理。

方法2是保持测量噪声方差不变,将非线性测量方法线性化。该方法的惟一困难是在线化过程中计算非常复杂,工程实用性较差。

方法3是根据前2种方法的特点,采用选取伪测量量方法,即选取 R_m 和 v_m 及伪测量量 Δ_y 和 Δ_z 为量测量。定义 Δ_y 和 Δ_z 为目标视线相对于机体坐标系的方向余弦:

$$\left. \begin{aligned} \Delta_y &= -\cos(L_v)\sin(L_w) \\ \Delta_z &= -\sin(L_v) \end{aligned} \right\} \quad (6-14)$$

这里,应用方法1对 Δ_y 和 Δ_z 相应的测量方差进行测量噪声变换;应用方法2对该非线性测量方程进行线性化处理。因而,该方法是前2种方法的一种折衷方案,其工程实现较易。

记测量方程

$$Y = h[X(t)] + V \quad (6-15)$$

式中: V 为测量噪声向量,由 Δ_y 和 Δ_z 定义,简单推导出

$$V = \begin{bmatrix} v_R \\ v_R' \\ v_{L_v}\sin(L_v)\sin(L_w) - v_{L_w}\cos(L_v)\cos(L_w) \\ v_{L_v}\cos(L_v) \end{bmatrix}$$

显然, V 的均值为0,其协方差矩阵为

$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_R^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_R^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{L_v}^2 \sin^2(L_v) \sin^2(L_w) + \sigma_{L_w}^2 \cos^2(L_v) \cos^2(L_w) & 0.5 \sigma_{L_v}^2 \sin(2L_v) \sin(L_w) \\ 0 & 0 & 0.5 \sigma_{L_v}^2 \sin(2L_v) \sin(L_w) & \sigma_{L_v}^2 \cos^2(L_v) \end{bmatrix}$$

而向量 $h[X(t)]$ 为

$$h[X(t)] = \begin{bmatrix} R \\ v_s \\ \Lambda_y \\ \Lambda_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x_g^2 + y_g^2 + z_g^2} \\ (x_g v_{x_g} + y_g v_{y_g} + z_g v_{z_g})/R \\ y/R \\ z/R \end{bmatrix}$$

式中: x, y 和 z 分别为 x_g, y_g 和 z_g 在机体坐标系中的投影。测量矩阵可根据式(6-15)线性化求得。显然, 通过选取伪测量量, 避免了测量方差矩阵的强耦合, 也避免了求测量矩阵的困难。

(2) 估计器的自适应滤波

估计器模型式(6-13)对应的离散化方程为

$$X_i(k+1/k) = \Phi_i(k+1/k)X_i(k) + G_{1i}(k)U_{1i}(k) + G_{2i}(k)U_{2i}(k) + W_i(k) \quad (i = x, y, z) \quad (6-16)$$

式中: $X_i(k) = [i_g(k) \ v_{i_g}(k) \ a_{i_g}(k)]^T$; 状态转移阵为

$$\Phi_i(k+1/k) = \begin{bmatrix} 1 & T & (-1 + \alpha T + e^{-\alpha T})/\alpha^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix}$$

控制输入矩阵分别为

$$G_{1i}(k) = \begin{bmatrix} T^2/2 \\ T \\ 0 \end{bmatrix}; \quad G_{2i}(k) = \begin{bmatrix} (-T + \alpha T^2/2 + (1 - e^{-\alpha T})/\alpha)/\alpha^2 \\ (T - (1 - e^{-\alpha T})/\alpha)/\alpha \\ (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \end{bmatrix}$$

控制输入分别为 $U_{1i}(k) = -a_i(k)$, $U_{2i}(k) = \bar{a}_{i_g}(k)$; $W_i(k)$ 是均值为 0 的离散时间白噪声序列, 其方差矩阵为

$$Q_i(k) = E[W_i(k)W_i^T(k)] = 2\alpha\sigma_a^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (i = x, y, z)$$

其中

$$\begin{aligned} \sigma_a^2 &= (\alpha_{\max} - |\bar{a}(t)|)^2/9 \\ q_{11} &= (1 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T + 2\alpha^3 T^3/3 - 2\alpha^2 T^2 - 4\alpha T e^{-\alpha T})/2\alpha^5 \\ q_{12} &= q_{21} = (e^{-2\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T} + 2\alpha T e^{-\alpha T} - 2\alpha T + \alpha^2 T^2)/2\alpha^4 \\ q_{13} &= q_{31} = (1 - e^{-2\alpha T} - 2\alpha T e^{-\alpha T})/2\alpha^3 \\ q_{22} &= (4e^{-\alpha T} - 3 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T)/2\alpha^3 \\ q_{23} &= q_{32} = (e^{-\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T})/2\alpha^2 \\ q_{33} &= (1 - e^{-\alpha T})/2\alpha \end{aligned}$$

将测量方程式(6-15)离散化, 得离散测量方程

$$Y(k) = h[X(k)] + V(k)$$

将上式在一步预测值 $\hat{X}(k/k-1)$ 处线性化, 得测量矩阵

$$H[\hat{X}(k/k-1)] = \left. \frac{\partial h[X(k)]}{\partial X} \right|_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

用 L_{bgij} 表示从地理坐标系到机体坐标系的转换矩阵 L_{bg} 中第 (i, j) 个元素, 则

$$x = L_{bg11}x_g + L_{bg14}y_g + L_{bg17}z_g$$

$$y = L_{bg21} x_g + L_{bg24} y_g + L_{bg27} z_g$$

$$z = L_{bg31} x_g + L_{bg34} y_g + L_{bg37} z_g$$

若记 $D = x_g v_{x_g} + y_g v_{y_g} + z_g v_{z_g}$, 那么, 测量矩阵 $H[\hat{X}(k/k-1)]$ 中的每一个元素可表示为

$$H_{11}[\hat{X}(k/k-1)] = x_g/R \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{14}[\hat{X}(k/k-1)] = y_g/R \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{17}[\hat{X}(k/k-1)] = z_g/R \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{12}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{13}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{15}[\hat{X}(k/k-1)] = 0.0$$

$$H_{16}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{18}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{19}[\hat{X}(k/k-1)] = 0.0$$

$$H_{21}[\hat{X}(k/k-1)] = (v_{x_g} R^2 - x_g D)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{22}[\hat{X}(k/k-1)] = (x_g/R) \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{24}[\hat{X}(k/k-1)] = (v_{y_g} R^2 - y_g D)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{25}[\hat{X}(k/k-1)] = (y_g/R) \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{27}[\hat{X}(k/k-1)] = (v_{z_g} R^2 - z_g D)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{28}[\hat{X}(k/k-1)] = (z_g/R) \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{23}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{26}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{29}[\hat{X}(k/k-1)] = 0.0$$

$$H_{31}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg21} R^2 - y x_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{34}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg24} R^2 - y y_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{37}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg27} R^2 - y z_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{32}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{33}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{35}[\hat{X}(k/k-1)] = 0.0$$

$$H_{36}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{38}[\hat{X}(k/k-1)] = H_{39}[\hat{X}(k/k-1)] = 0.0$$

$$H_{41}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg31} R^2 - z x_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{44}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg34} R^2 - z y_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

$$H_{47}[\hat{X}(k/k-1)] = (L_{bg37} R^2 - z z_g)/R^3 \mid_{X=\hat{X}(k/k-1)}$$

至此, 已经建立了离散化状态方程、离散化测量方程和测量矩阵。在用于卡尔曼滤波之前, 须讨论 9 状态直角坐标滤波器的初始化问题。设雷达测量量 $z_1 = R_m$, $z_2 = v_{sm}$, 若得到首次测量量为 $z_1(0)$ 和 $z_2(0)$, 飞机自身传感器系统提供飞机姿态量, 则可得初始预测值:

$$\begin{bmatrix} \hat{x}_g(0/-1) & \hat{v}_{x_g}(0/-1) & \hat{a}_{x_g}(0/-1) \\ \hat{y}_g(0/-1) & \hat{v}_{y_g}(0/-1) & \hat{a}_{y_g}(0/-1) \\ \hat{z}_g(0/-1) & \hat{v}_{z_g}(0/-1) & \hat{a}_{z_g}(0/-1) \end{bmatrix} = L_{gb} \cdot L_{bs} \begin{bmatrix} z_1(0) & z_2(0) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

式中: L_{gb} 为机体系转换到地理系的坐标变换阵; L_{bs} 为瞄准系转换到机体系的坐标变换阵。显然, 初始加速度预测值为 0, 而初始方差阵 $P(0/-1)$ 在工程上可近似按距离通道初始方差阵假定, 所有非对角线上的元素取 0, 即

$$P_i(0/-1) = \text{diag}[\sigma_R^2, \sigma_{v_s}^2, \sigma_{TS}^2] \quad (i = x_g, y_g, z_g)$$

估计器的滤波由标准卡尔曼滤波计算。这里, 采用直角坐标伪测量方法和机动加速度自适应模型, 获得相应的自适应滤波算法。

第 1 步: 用状态的一步预测值 $\hat{X}(k/k-1)$ 计算

$$H[\hat{X}(k/k-1)]$$

第2步:计算滤波增益矩阵:

$$\mathbf{K}(k/k) = \mathbf{P}(k/k-1) \mathbf{H}^T (\hat{\mathbf{X}}(k/k-1)) \{ \mathbf{H} [\hat{\mathbf{X}}(k/k-1)] \cdot \mathbf{P}(k/k-1) \mathbf{H}^T [\hat{\mathbf{X}}(k/k-1)] + \mathbf{R}(k) \}^{-1}$$

第3步:用状态一步预测值计算状态的更新值:

$$\hat{\mathbf{X}}(k/k) = \hat{\mathbf{X}}(k/k-1) + \mathbf{K}(k/k) \{ \mathbf{Y}(k) - \mathbf{H} [\hat{\mathbf{X}}(k/k-1)] \}$$

第4步:计算估计误差协方差矩阵的更新值:

$$\mathbf{P}(k/k) = \{ \mathbf{I} - \mathbf{K}(k/k) \mathbf{H} [\hat{\mathbf{X}}(k/k-1)] \} \mathbf{P}(k/k-1)$$

第5步:计算状态一步预测值:

$$\hat{\mathbf{X}}(k+1/k) = \Phi(k+1/k) \hat{\mathbf{X}}(k/k) + \mathbf{G}_1(k) \mathbf{U}_1(k) + \mathbf{G}_2(k) \mathbf{U}_2(k)$$

由于状态的最优估计等于过去所有观测下的条件均值,所以,加速度均值可采用其预测值,即将式(6-16)中 $\mathbf{U}_{2i}(k)$ 的 $\bar{a}_{ig}(k)$ 项用加速度预测值代入,经整理得一个新的状态预测方程,相应的状态转移矩阵由 $\Phi_i(k+1/k)$ 变成 $\Phi'_i(k+1/k)$:

$$\Phi'_i(k+1/k) = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{X}}_i(k+1/k) = \Phi'_i(k+1/k) \hat{\mathbf{X}}_i(k/k) + \mathbf{G}_{1i}(k) \mathbf{U}_{1i}(k) \quad (i = x, y, z)$$

第6步:计算系统状态噪声协方差矩阵 $\mathbf{Q}(k)$;

第7步:计算估计误差协方差矩阵的一步预测值:

$$\mathbf{P}(k+1/k) = \Phi(k+1/k) \mathbf{P}(k/k) \Phi^T(k+1/k) + \mathbf{Q}(k)$$

注意:这里的 Φ'_i 仅代表了 i 通道的状态转移矩阵,而 9 状态转移矩阵是由 3 个 Φ'_i 组成的块对角矩阵。

由上述直角坐标伪测量方法得到的估计器是一种较好的估计器。从现有计算机的计算速度来看,其实时性不存在问题。

(3) 距离通道冗余滤波

由于雷达具有 R 和 v_s 测量,因此,在视线坐标系下距离通道的估计精度最高。可以考虑在前述直角坐标 9 状态自适应滤波设计基础上,增加距离通道的冗余滤波,以提高距离通道的滤波精度。

距离通道的目标动态模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{R} \\ \dot{v}_s \\ \dot{a}_{TS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ (\hat{v}_l^2 + \hat{v}_m^2)/\hat{R} & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R \\ v_s \\ a_{TS} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -a_{bs} \\ a_s \bar{a}_{TS} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \mathbf{W}_s \quad (6-17)$$

式中: R, v_s, a_{TS} 分别为视线坐标系下目标距离、距离变化率及加速度分量; a_{bs} 为本机加速度在距离通道上的投影; v_l 和 v_m 分别为目标在视线系 l 和 m 轴上速度的投影。

设距离变化率估计为 $\hat{v}_s$, 则目标速度在视线系 s 轴上的分量估计为

$$\hat{V}_{TS} = v_{bs} + \hat{v}_s \quad (6-18)$$

由直角坐标 9 状态估计器得到的目标速度在视线系 s 轴上的分量估计为

$$\hat{V}_{TS}^c = v_{bs} + \frac{\hat{x}_g \hat{v}_{x_g} + \hat{y}_g \hat{v}_{y_g} + \hat{z}_g \hat{v}_{z_g}}{\sqrt{\hat{x}_g^2 + \hat{y}_g^2 + \hat{z}_g^2}} = v_{bs} + \hat{\Lambda}_{x_g} \hat{v}_{x_g} + \hat{\Lambda}_{y_g} \hat{v}_{y_g} + \hat{\Lambda}_{z_g} \hat{v}_{z_g} \quad (6-19)$$

这两种方法得到的距离变化率估计之差为

$$\Delta = \hat{V}_{TS} - \hat{V}_{TS}^c = \hat{v}_s - (\hat{\Lambda}_{x_g} \hat{v}_{x_g} + \hat{\Lambda}_{y_g} \hat{v}_{y_g} + \hat{\Lambda}_{z_g} \hat{v}_{z_g}) \quad (6-20)$$

设各速率的估计值与其理想值之间的关系为

$$v_i = \hat{v}_i + \epsilon_i \quad (i = s, x_g, y_g, z_g)$$

式中: ϵ_i 为该速率的估计误差, 则式(6-20)可得

$$\Delta = \hat{\Lambda}_{x_g} \epsilon_{x_g} + \hat{\Lambda}_{y_g} \epsilon_{y_g} + \hat{\Lambda}_{z_g} \epsilon_{z_g} - \epsilon_s \quad (6-21)$$

现在的问题是要求出 ϵ_i 的最佳估计。设

$$\hat{\epsilon}_i = c_i \Delta \quad (i = x_g, y_g, z_g)$$

式中: c_i 可由估计误差的均方根误差极小确定。设各通道的速率估计误差相互独立, 则

$$E[\epsilon_{x_g} - \hat{\epsilon}_{x_g}]^2 = E[\epsilon_{x_g} - c_{x_g} \Delta]^2 = (1 - c_{x_g} \hat{\Lambda}_{x_g})^2 \sigma_x^2 + c_{x_g}^2 (\hat{\Lambda}_{y_g}^2 \sigma_y^2 + \hat{\Lambda}_{z_g}^2 \sigma_z^2 + \sigma_s^2)$$

将上式对 c_{x_g} 求导, 则得极小值

$$c_{x_g} = \hat{\Lambda}_{x_g} \sigma_x^2 / (\hat{\Lambda}_{x_g}^2 \sigma_x^2 + \hat{\Lambda}_{y_g}^2 \sigma_y^2 + \hat{\Lambda}_{z_g}^2 \sigma_z^2 + \sigma_s^2)$$

同理可求得 c_{y_g} 和 c_{z_g} 。其中 $\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2$ 和 σ_s^2 分别为相应速率估计误差的方差, 由直角坐标与距离通道冗余滤波过程中的方差矩阵给出, 从而可得速度估计值的修正值为

$$\hat{v}_i = \hat{v}_i(k/k) + \hat{\epsilon}_i = \hat{v}_i(k/k) + c_i \Delta \quad (i = x_g, y_g, z_g) \quad (6-22)$$

目标状态估计冗余滤波算法信息流图如图 6-3 所示。图中 L_{sg} 为直角坐标到视线坐标的变换阵。该算法性能可用 IFPC 系统的蒙特卡洛仿真评价。表 6-1 给出了在有/无距离通道冗余滤波情况下, 目标在视线系中各状态变量的估计误差均方根值。从表 6-1 中知, 采用距离通道冗余滤波除明显改善距离通道的估计外, 对其他通道也有一定的改善。

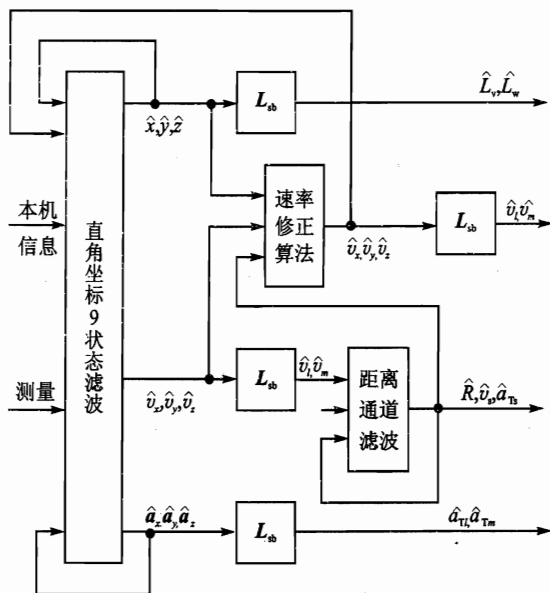


图 6-3 冗余滤波估计算法信息流图

表 6-1 目标状态估计器有/无距离通道冗余滤波性能比较

状态	R/m	$v_s/(m \cdot s^{-1})$	$a_{Ts}/(m \cdot s^{-2})$	L_s/rad	$v_l/(m \cdot s^{-1})$	$a_{Tl}/(m \cdot s^{-2})$	L_w/rad	$v_m/(m \cdot s^{-1})$	$a_{Tm}/(m \cdot s^{-2})$
无	1.991	2.378	3.965	$1.77e-4$	0.851	2.581	$1.11e-4$	0.470	1.708
有	1.846	1.907	2.621	$1.74e-4$	0.801	2.579	$1.06e-4$	0.414	1.681

注：初始状态：攻击机 $H_A=5$ km，以 $M=0.9$ 的速度保持平飞。目标机与攻击机相对距离 19 km，目标机 $H_T=5.2$ km， $v_T=288.4713$ m/s，进入角 270° ，以过载为 $4g$ 作圆盘旋逃避机动。

6.2.4 火力控制系统建模^[1]

这里分别以空一空机炮和空一地轰炸模式，论述 IFFC 系统中火力控制系统的建模问题。

1. 空一空机炮模式

自第二次世界大战结束至 20 世纪 60 年代，歼击机采用和固定炮架相连的射击瞄准具，轰炸机采用和活动炮架相连的射击瞄准系统。它们都用于计算目标的运动、弹道的运动轨迹以及修正发射点和观察点之间的位差所引起的瞄准总修正角，主要计算和修正目标运动所引起的瞄准角偏差，即计算机炮发射的前置角。70 年代后，其作为一种功能仍存在于平视显示器/武器瞄准计算系统和综合多功能火力控制系统中，具有两种基本的结构形式：直接操纵跟踪线式火力控制系统——指挥仪式火力控制系统；直接操纵武器线式火力控制系统——扰动光环式火力控制系统。

扰动光环式火力控制系统结构简单、使用方便和造价较低，但其稳定性较差，在 IFFC 系统中不予采用；而指挥仪式火力控制系统结构复杂，造价高，但有明显的优点：

- 光/电跟踪器和角跟踪雷达测量的目标运动信息与卡尔曼滤波估计出的跟踪线角速度和目标加速度，经计算可得瞄准角偏差，提供给飞行员或飞行/火力耦合器，以便操纵飞机消除瞄准偏差。
- 直接通过跟踪瞄准误差跟踪线，能保证攻击机的动力学特性在跟踪目标时有较好的稳定性，适合于进行自动机动攻击。

IFFC 系统要求飞行/火力耦合器提供瞄准角偏差信息和较稳定的跟踪性能，故采用指挥仪式火力控制系统。其原理结构如图 6-4 所示。它由目标的跟踪部件、计算部件和武器线传动部件组成，各信号之间的关系如图 6-5 所示。该系统首先通过目标的跟踪部件使跟踪线实现对瞄准线的跟踪；然后将输出的跟踪信号、目标的信号和其他有关参数一起输入计算部件，实时解算武器位置 W_c ；最后通过武器线传动部件使实际武器线跟踪计算武器线位置，使之处于正确的方向。

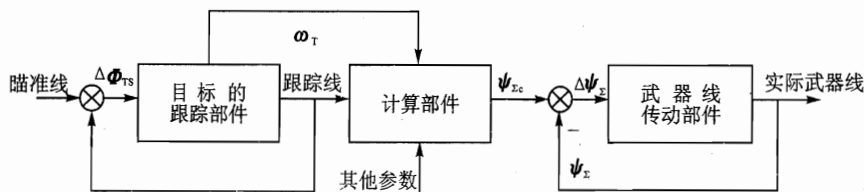


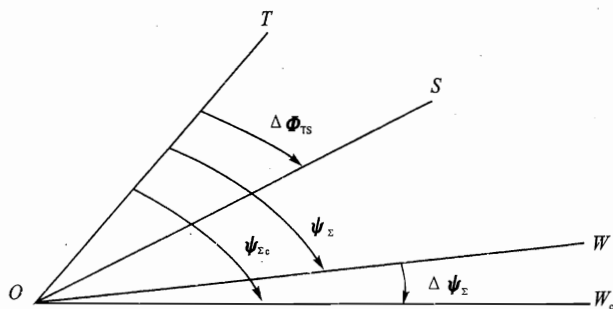
图 6-4 指挥仪式火力控制系统原理结构图

下面具体推导指挥仪式空一空机炮射击方程。假设条件为：

- 机炮是固定的，机炮轴线在飞机的机体纵向平面内，并向下与机体纵轴成 $E_{LG}=1.5^\circ$

夹角；

- 目标在飞机机炮的有效射程范围之内；
- 目标在一个弹丸飞行时间内作匀加速运动。



O—发射点或观察点；OT—跟踪线；OS—瞄准线；OW_c—计算武器线；

OW—实际武器线； $\psi_{\Sigma c}$ —计算总修正角； ψ_{Σ} —实际总修正角；

$\Delta\psi_{\Sigma}$ —总修正角误差；

$\Delta\Phi_{TS}$ —跟踪瞄准误差

图 6-5 指挥仪式火力控制系统的信号关系

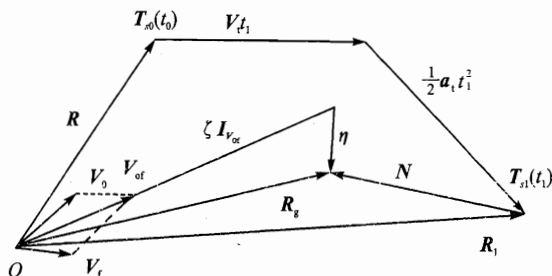
(1) 射击偏差公式的推导

空—空机炮射击向量图如图 6-6 所示。经过一个弹丸飞行时间后，弹丸的未来距离向量为

$$R_g = \zeta I_{V_{of}} + \eta$$

目标的未来距离向量为

$$R_1 = R + V_t t_1 + \frac{1}{2} a_t t_1^2$$



R —目标现时距离向量； V_t, V_t —分别是目标和攻击机相对于空气的速度向量；

V_0, V_{of} —分别是弹丸相对于攻击机和空气的初速向量；

η —重力作用于弹丸使之下沉的距离向量；

t_1 —弹丸飞行时间； a_t —目标相对于空气的加速度向量； $I_{V_{of}}$ — V_{of} 方向单位向量；

ζ —对应于 t_1 的绝对射线长； R_g —弹丸的未来距离向量

图 6-6 偏差状态下空—空射击向量图

射击偏差向量为

$$N = R_g - R_1 = \zeta I_{V_{of}} + \eta - R - V_t t_1 - \frac{1}{2} a_t t_1^2 \quad (6-23)$$

式中 $I_{V_{of}}$ 可表示为

$$I_{V_{of}} = (V_0 + V_f) / V_{of} = V_0 / V_{of} + V_f / V_{of}$$

则

$$\zeta \mathbf{I}_{V_{of}} = \zeta \mathbf{V}_0 / V_{of} + \zeta \mathbf{V}_f / V_{of} \quad (6-24)$$

相对射线向量 ζ_{xw} 沿着弹丸瞬间的机炮轴线方向, 可以表示为

$$\zeta_{xw} = \zeta \mathbf{V}_0 / V_{of}$$

以 V_{pj} 表示弹丸的平均速度, 当射程不远、飞行时间较短、弹丸偏差较小时, 弹丸在 t_1 内的 ζ 可表示为

$$\zeta = V_{pj} t_1 \quad (6-25)$$

若定义

$$\mathbf{T}_y \triangleq (1 - V_{pj} / V_{of}) t_1 \mathbf{V}_f \quad (6-26)$$

则将式(6-25)代入式(6-26), 可得

$$\zeta \mathbf{V}_f / V_{of} = t_1 \mathbf{V}_f - \mathbf{T}_y$$

代入式(6-24)变成

$$\zeta \mathbf{I}_{V_{of}} = \zeta_{xw} + t_1 \mathbf{V}_f - \mathbf{T}_y \quad (6-27)$$

代入式(6-23)变成

$$\mathbf{N} = \zeta_{xw} - \mathbf{T}_y + \boldsymbol{\eta} - \mathbf{R} - (\mathbf{V}_f - \mathbf{V}_t) t_1 - \frac{1}{2} \mathbf{a}_t t_1^2 \quad (6-28)$$

将式(6-28)向机体轴投影, $\mathbf{N}$ 的 3 个分量为 $[N_x \ N_y \ N_z]^T$; ζ_{xw} 向机体轴投影后得

$$[V_{pj} V_0 t_1 \cos(E_{LG}) / V_{of} \quad 0 \quad V_{pj} V_0 t_1 \sin(E_{LG}) / V_{of}]^T$$

$\mathbf{T}_y$ 在速度坐标系 S_s 中, 向机体坐标系 S_b 投影得

$$\left[\left(V_f t_1 - \frac{V_{pj} V_f t_1}{V_{of}} \right) \cos \alpha \cos \beta \quad \left(V_f t_1 - \frac{V_{pj} V_f t_1}{V_{of}} \right) \sin \beta \quad \left(V_f t_1 - \frac{V_{pj} V_f t_1}{V_{of}} \right) \sin \alpha \cos \beta \right]^T;$$

由航空外弹道学知, 弹道降低量近似处理为

$$\boldsymbol{\eta} = a_1 t_1^2 + a_2 t_1^3$$

而 $\boldsymbol{\eta}$ 在惯性系中, 向机体系投影得

$$[-(a_1 t_1^2 + a_2 t_1^3) \sin \theta \quad (a_1 t_1^2 + a_2 t_1^3) \cos \theta \sin \phi \quad (a_1 t_1^2 + a_2 t_1^3) \cos \theta \cos \phi]^T$$

$\mathbf{R}$ 在瞄准系中, 沿着 O_s 轴向机体系投影得

$$[R \cos(L_v) \cos(L_w) \quad R \sin(L_w) \quad R \sin(L_v) \cos(L_w)]^T$$

而

$$\mathbf{V}_t - \mathbf{V}_f = (d\mathbf{R}/dt)_s + \boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{R}$$

式中: $(d\mathbf{R}/dt)_s$ 为 $\mathbf{R}$ 相对于瞄准线系的矢导数; $\boldsymbol{\omega}_s$ 为瞄准线系绕惯性系的旋转角速度。将该式向瞄准线系投影

$$(\mathbf{V}_t - \mathbf{V}_f)_s = \dot{R} \mathbf{i} + R \omega_{sm} \mathbf{j} - R \omega_{sl} \mathbf{k}$$

式中: $(\mathbf{V}_t - \mathbf{V}_f)_s$ 为瞄准线系中目标与攻击机的相对速度; ω_{sl} 和 ω_{sm} 分别为 $\boldsymbol{\omega}_s$ 在瞄准线系 Ol 和 Om 轴上的投影。将 $(\mathbf{V}_t - \mathbf{V}_f) t_1$ 向机体系投影得

$$\begin{bmatrix} \dot{R} t_1 \cos(L_v) \cos(L_w) - R \omega_{sm} t_1 \cos(L_v) \sin(L_w) + R \omega_{sl} t_1 \sin(L_v) \\ \dot{R} t_1 \sin(L_w) + R \omega_{sm} t_1 \cos(L_w) \\ \dot{R} t_1 \sin(L_v) \cos(L_w) - R \omega_{sm} t_1 \sin(L_v) \sin(L_w) - R \omega_{sl} t_1 \cos(L_v) \end{bmatrix}$$

$\frac{1}{2} \mathbf{a}_t t_1^2$ 在惯性系中。它在瞄准系中的 3 个分量为

$$\left[\frac{1}{2} a_{ts} t_1^2 \quad \frac{1}{2} a_{tl} t_1^2 \quad \frac{1}{2} a_{tm} t_1^2 \right]^T$$

再将该向量向机体系投影得

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\cos(L_v)\cos(L_w) - \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\cos(L_v)\sin(L_w) - \frac{1}{2}a_{tm}t_1^2\sin(L_v) \\ \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\sin(L_w) + \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\cos(L_w) \\ \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\sin(L_v)\cos(L_w) - \frac{1}{2}a_{ut_1^2}\sin(L_v)\sin(L_w) + \frac{1}{2}a_{tm}t_1^2\cos(L_v) \end{bmatrix}$$

为了便于给飞行员或/和飞行/火力耦合器提供操纵指令,需将线偏差 N 转变为角偏差。由于一般角偏差较小,故可用高低角偏差 $e_{Lv} = N_z/R$ 和方位角偏差 $e_{Lw} = N_y/R$ 近似表示。综合式(6-28)各分量推导过程,则

$$\begin{aligned} e_{Lv} = & \frac{V_{pj}V_0t_1}{V_{of}R}\sin(E_{LG}) - \left[\frac{V_{ft_1}}{R} - \frac{V_{pj}V_{ft_1}}{V_{of}R} \right] \sin\alpha \cos\beta + \left[\frac{a_1t_1^2 + a_2t_1^3}{R} \right] \cos\theta \cos\phi - \\ & \sin(L_v)\cos(L_w) - \left[\frac{\dot{R}t_1 + \frac{1}{2}a_{ut_1^2}}{R} \right] \sin(L_v)\cos(L_w) + \left[\frac{R\omega_{sm}t_1 + \frac{1}{2}a_{ut_1^2}}{R} \right] \sin(L_v)\sin(L_w) + \\ & \left[\frac{R\omega_{st}t_1 - \frac{1}{2}a_{tm}t_1^2}{R} \right] \cos(L_v) \end{aligned} \quad (6-29)$$

$$\begin{aligned} e_{Lw} = & - \left[\frac{V_{ft_1}}{R} - \frac{V_{pj}V_{ft_1}}{V_{of}R} \right] \sin\beta + \left[\frac{a_1t_1^2 + a_2t_1^3}{R} \right] \cos\theta \sin\phi - \sin(L_w) - \\ & \left[\frac{\dot{R}t_1 + \frac{1}{2}a_{ut_1^2}}{R} \right] \sin(L_w) - \left[\frac{R\omega_{sm}t_1 + \frac{1}{2}a_{ut_1^2}}{R} \right] \cos(L_w) \end{aligned} \quad (6-30)$$

由航空外弹道学可知

$$V_{pj} = V_{of} - K_B H(H) \sqrt{V_{of}} \zeta = V_{of} - K_D \zeta$$

式(6-30)中: $H(H)$ 为空气相对密度函数; K_B 为航炮特性常数; $K_D = K_B H(H) \sqrt{V_{of}}$ 。将式(6-25)代入上式得

$$V_{pj} = V_{of} / (1 + K_D t_1) \quad (6-31)$$

将式(6-31)代入式(6-28)中,并令 $N_x = 0$, 得

$$t_1^4 + A_3 t_1^3 + A_2 t_1^2 + A_1 t_1 + A_0 = 0 \quad (6-32)$$

式中各系数分别为

$$A_0 = R \cos(L_v) \cos(L_w) / a_2 K_D \sin\theta$$

$$A_1 = \left[(\dot{R} + K_D R) \cos(L_v) \cos(L_w) - R\omega_{sm} \cos(L_v) \sin(L_w) + R\omega_{st} \sin(L_v) - V_0 \cos(E_{LG}) \right] / a_2 K_D \sin\theta$$

$$A_2 = \left[K_D V_{ft_1} \cos\alpha \cos\beta + a_1 \sin\theta + (K_D \dot{R} + \frac{1}{2}a_{ut_1}) \cos(L_v) \cos(L_w) - (K_D R\omega_{sm} + \frac{1}{2}a_{ut_1}) \cos(L_v) \sin(L_w) + (K_D R\omega_{st} - \frac{1}{2}a_{tm}) \sin(L_v) \right] / a_2 K_D \sin\theta$$

$$A_3 = \left[(K_D a_1 + a_2) \sin\theta + \frac{1}{2}a_{ut_1} K_D \cos(L_v) \cos(L_w) - \frac{1}{2}a_{ut_1} K_D \cos(L_v) \sin(L_w) - \frac{1}{2}a_{tm} K_D \sin(L_v) \right] / a_2 K_D \sin\theta$$

综上所述,空-空机炮模态指挥仪式火力控制算法可根据式(6-32)求得 t_1 ,用式(6-31)计算 V_p ,然后用式(6-29)和式(6-30)解算 e_{L_v} 和 e_{L_w} 。

(2) 期望武器轴线转角速率公式

由于瞄准线系是横滚稳定的,即瞄准线旋转角速率在瞄准线系中的投影为 $\omega_{ss}=0$,以及另外 2 个分量为 ω_{sl} 和 ω_{sm} ,再向机体系投影,可得攻击机期望俯仰角和偏航角速率公式:

$$\begin{aligned} q^d &= \omega_{sl} \cos(L_w) \\ r^d &= -\omega_{sl} \sin(L_v) \sin(L_w) + \omega_{sm} \cos(L_v) \end{aligned}$$

上式再向武器线系投影,可得期望武器轴线旋转角速率公式

$$\left. \begin{aligned} q_w^d &= \omega_{sl} \cos(L_w) \\ r_w^d &= [\omega_{sl} \cos(L_v) \sin(L_w) + \omega_{sm} \sin(L_v)] \sin(E_{LG}) + \\ &\quad [\omega_{sm} \cos(L_v) - \omega_{sl} \sin(L_v) \sin(L_w)] \cos(E_{LG}) \end{aligned} \right\} \quad (6-33)$$

2. 空-地轰炸模态^[9,10]

传统的轰炸方法主要是飞机进行垂直于地面的机动,如俯冲轰炸、退出俯冲轰炸和上仰轰炸。IFFC 研究的轰炸方法采用机动进入投弹方式,以便在敌方高射炮或地对空导弹防御下提高生存力,同时尽量保持进攻武器的投放精度。这里以非垂直平面内机动的轰炸方法——水平甩投机动轰炸为例,讨论火力控制模型的建立。其基本假设为:

- 暂不考虑雷达天线的零位安装角,即假设机体系与雷达系重合;
- 不考虑目标的机动,并假设目标静止;
- 忽略炸弹的安装位置在甩投中引起的加速度;
- 只对攻击段建立火力控制方程。

(1) 甩投轰炸基本几何关系

水平甩投轰炸几何关系如图 6-7 所示。 V_{CA} 的转弯平面以 O_1 为原点, R_2 为转弯半径,以恒定角速度 Ω 进行水平转弯机动飞行投弹。本机由点 C 开始转弯,同时开始瞄准,且实时计算并修正飞机姿态。炸弹由释放点 R 沿 V_{CA} 方向朝命中点落下。若计算的目标未来位置与实际命中点 T 重合,则命中目标。这就是按照转弯角速度不变和相对大气团的本机速度不变的假设,沿这一轨迹的连续计算投放点(CCRP)。

在图 6-7 中,设 $\angle RCO_1 = \angle CRO_1 = x_2$, $\angle RCP = x_1$, $\angle RPC = x_3$,则有 $x_1 = \lambda + x_2 - 90^\circ$ 及 $x_3 = 180^\circ - (2x_2 + \lambda)$ 。在 $\triangle CRP$ 中,应用余弦定理可得

$$R_P^2 - R_R^2 = 2R_P |\mathbf{CR}| \cos x_1 - |\mathbf{CR}|^2 \quad (6-34)$$

式(6-34)中: $|\mathbf{CR}|$ 可由正弦定理($\triangle CRP$, $\triangle CRO_1$)得 $|\mathbf{CR}| = R_P \sin x_3 / \cos x_2 = 2R_2 \cos x_2$, 则

$$|\mathbf{CR}|^2 = 2R_2 R_P \sin x_3$$

而

$$2R_P |\mathbf{CR}| \cos x_1 = 4R_P R_2 \cos x_2 \cos x_1 = 2R_P R_2 [\cos(x_1 + x_2) + \cos(x_1 - x_2)]$$

由于

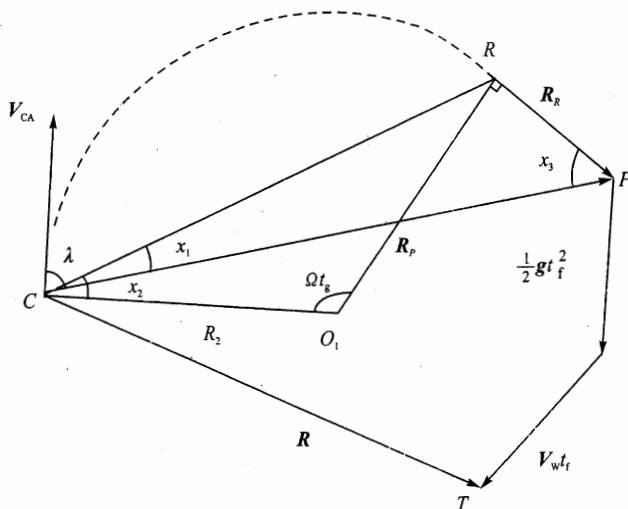
$$x_1 - x_2 = \lambda - 90^\circ, x_1 + x_3 = 90^\circ - x_2$$

故

$$2R_P |\mathbf{CR}| \cos x_1 = 2R_P R_2 \sin x_3 + 2R_P R_2 \sin \lambda$$

将上述结果代入式(6-34)中,得 $R_P^2 - R_R^2 = 2R_P R_2 \sin \lambda$ 。由于 $V_{CA} = \Omega R_2$,则得期望的飞机航迹角速度 Ω 为

$$\Omega = 2V_{CA} R_P \sin \lambda / (R_P^2 - R_R^2) \quad (6-35)$$



C—转弯开始时惯性测量装置的位置;R—炸弹释放点;T—目标现行位置;

V_{CA} —载机当前空速; R_R —武器沿 V_{CA} 方向从 R 点到 P 点的行程;

R_P —由 C 点到 P 点向量; R —目标斜距; λ — V_{CA} 与 R_P 间夹角;

t_g —投弹前的剩余时间(本机由 C 点到 R 点的飞行时间);

t_f —弹落下时间; V_w —相对惯性系的风速向量

图 6-7 甩投轰炸几何关系图

(2) 计算投弹前的剩余时间 t_g

由图 6-7 知, $|CR| = |R_P - R_R|$, $R_2 \sin(\Omega t_g/2) = |CR|/2$ 和 $V_{CA} = \Omega R_2$

$$\text{则} \quad t_g = \frac{2}{\Omega} \arcsin [|\mathbf{R}_P - \mathbf{R}_R| \Omega / 2V_{CA}] \quad (6-36)$$

(3) 航迹倾斜角的计算

在机动攻击时, $t_g = 0$ 满足投弹条件。当飞机不掉高倾斜转弯时,有以下关系成立

$$L \sin \mu_s = m V_{CA} \Omega$$

$$L \cos \mu_s = mg$$

式中: g 为重力加速度。将式(6-35)代入上式,得期望航迹倾斜角

$$\mu_s = \arctan [2V_{CA}^2 R_P \sin \lambda / g(R_P^2 - R_R^2)] \quad (6-37)$$

(4) CR 的求解

由图 6-7 知,在 $\triangle CRP$ 中, $\sin(90^\circ + x_2)/R_P = -\sin(90^\circ - \lambda - x_2)/R_R$, 可得 $R_P \cos(\lambda + x_2) = R_P \cos \lambda \cos x_2 - R_P \sin \lambda \sin x_2 = -R_R \cos x_2$, 而 $\cos x_2 = CR/2R_2$, 故 $\sin x_2 = (R_P \cos \lambda + R_R)CR/2R_2 R_P \sin \lambda$ 。由于 $\cos^2 x_2 + \sin^2 x_2 = 1$, 所以整理得

$$|\mathbf{CR}| = CR = 2R_2 R_P \sin \lambda / \sqrt{R_P^2 + R_R^2 + 2R_P R_R \cos \lambda} \quad (6-38)$$

(5) λ 的求解

由图 6-7 知,根据向量点积定义得

$$\lambda = \arccos [\mathbf{V}_{CA} \cdot \mathbf{R}_P / |\mathbf{V}_{CA}| |\mathbf{R}_P|] \quad (6-39)$$

将 $\mathbf{V}_{CA}$ 和 $\mathbf{R}_P$ 投影到机体系后得

$$(\mathbf{V}_{CA})_b = [V_{CA,x} \quad V_{CA,y} \quad V_{CA,z}]^T =$$

$$\begin{bmatrix} V_{CA} \cos \alpha \cos \beta & V_{CA} \sin \beta & V_{CA} \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix}^T$$

$$(\mathbf{R}_P)_b = [R_{Px} \quad R_{Py} \quad R_{Pz}]^T$$

上式代入式(6-39)得

$$\lambda = \arccos \left[\frac{V_{CA,x} R_{Px} + V_{CA,y} R_{Py} + V_{CA,z} R_{Pz}}{\sqrt{V_{CA,x}^2 + V_{CA,y}^2 + V_{CA,z}^2} \sqrt{R_{Px}^2 + R_{Py}^2 + R_{Pz}^2}} \right] \quad (6-40)$$

(6) $\mathbf{R}_P$ 的求解

由图 6-7 知, $\mathbf{R}_P = \mathbf{R} - \mathbf{V}_w t_f - \frac{1}{2} \mathbf{g} t_f^2$, 投影到机体系内得

$$\begin{bmatrix} R_{Px} \\ R_{Py} \\ R_{Pz} \end{bmatrix} = L_{sb} \begin{bmatrix} R \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - L_{gb} \begin{bmatrix} V_{wx} \\ V_{wy} \\ V_{wz} \end{bmatrix} t_f + \frac{1}{2} L_{gb} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} t_f^2 \quad (6-41)$$

(7) $\mathbf{R}_R$ 的求解

直接通过弹道方程求解。这里, 由于篇幅所限, 请读者参考有关文献[11]。

6.2.5 综合飞行/火力控制对飞行控制系统的要求

IFFC 技术是在主动控制技术的基础上发展起来的。20 世纪 60 年代末以来进行的战术武器投放(TWEAD)计划, 通过在 F-4C 飞机上试飞验证表明, 飞行控制系统的设计对战斗机目标跟踪和武器投放有着非常重要的影响。在控制增稳系统中使用高增益反馈, 飞行员就能够对基本运动变量进行直接控制, 并能准确而迅速地改变飞行航迹。后来, 生存飞行控制系统(SFCS)计划对全权限电传飞行控制系统的开发和验证表明, 侧滑速率反馈、比例加积分纵向控制和线性组合反馈(C* 准则)等诸多技术是卓有成效的。然而, 任何实现特定功能的技术并不是万能的。由于一个系统必须满足各个任务阶段的要求, 并能在整个飞行包线内提供精确响应, 因而面向具体任务的多模态控制系统的研究是发展的必然趋势。实际上, 传统飞机单一工作模态的 FCS 是一个折衷方案。它在整个飞行包线内提供可被接受的飞行品质, 只是由于在模拟系统中, 硬件装置的体积增大和系统可靠性降低, 排除了多工作模态的应用。数字式飞行控制系统(DFCS)的出现, 为 IFFC 设计按任务裁剪的 FCS 提供了可能。下面仅以美国 AFTI/F-16 先进战斗机技术综合计划为例加以说明^[12]。

DFCS 是 AFTI/F-16 的核心技术。它具有去耦直接力和武器瞄准特征的特定任务多模态控制律; 它采用先进的 3 重异步的数字电传控制系统和先进的余度管理技术; 它采用多功能显示器综合化座舱, 易扩展、试验和综合的模块化软件; 它通过数字数据总线构成飞行控制与飞机其他各子系统的最大限度的综合; 它通过提高飞行品质和引入新的控制自由度来改进飞行轨迹的控制。AFTI/F-16 的 DFCS 具体结构如图 6-8 所示。其飞行控制律应用在以下 4 种主要的控制模式中:

- 正常模式(NRM);
- 空一空射击模式(AAG);
- 空一地射击模式(ASG);
- 空一地轰炸模式(ASB)。

每种模式又分标准(耦合)控制和解耦控制, 共可选择 8 种不同的工作飞行方式。每种模

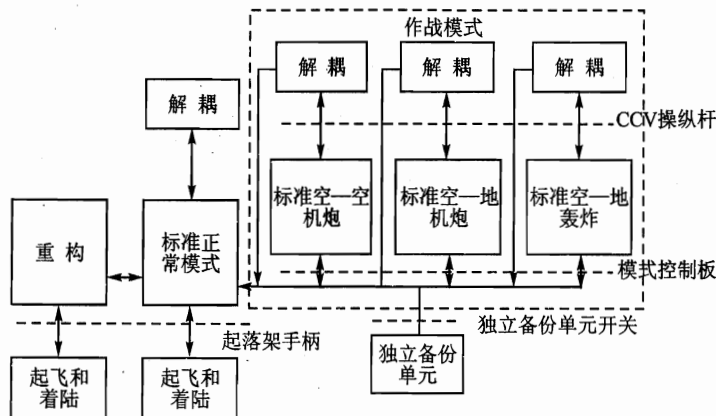


图 6-8 AFTI/F-16 控制规律多模态结构

式均根据任务的不同而定,以便在飞行阶段提供最佳的飞行品质。

正常模式适用于整个飞行包线,主要满足巡航、进场着陆和起飞时的良好的操纵品质;在编队飞行和空中加油时,提供阵风缓和和减轻飞行员的工作负担的功能。

空一空射击模式和空一地射击模式均要求对目标截获和准确跟踪时的快速机动以及对武器线的精确控制,以满足射击精度要求。在这些模式设计中,俯仰速率反馈起主要作用。

空一地轰炸模式要求飞机具有对速度向量的精确控制,以及可改善飞行轨迹的阵风缓和响应,以利于轰炸准确和可采用能提高飞机生存力的有效控制策略。在该模式设计中,法向加速度反馈起主要作用。

所有标准控制模态均采用直接力控制的自动融合技术,以提高阵风影响衰减能力和快速反应能力(机动性能提高)。这里,不同的融合方式应用于不同的模态,或用于稳定武器线(空一空射击模式),或用于改善操纵品质(空一地攻击模式),而直接侧力(水平转弯)应用于所有标准控制模态中。

解耦控制模态有机身指向、直接力和平移3种方式可供飞行员选择,并且这3种方式可用于手动控制。机身指向方式用于精确姿态控制;直接力和平移方式均可用于精确的飞行轨迹控制。

在实际飞行中,可根据不同的作战任务对相应的各个控制模态自由地进行切换。这种FCS的多模态切换实际上就是控制律转换,即模态间的兼容问题。所谓模态间的兼容,就是在由一个模态切换到另一个模态的过程中,能够获得良好的瞬态变化过程,如超调小,响应快,控制舵面没有剧烈的跳变等。

例如,空一空机炮标准模态和解耦模态属于两种不同的控制律。标准模态主要用于对目标的快速截获,解耦模态主要用于对目标的精确跟踪。为了很好地完成射击任务,在截获目标后,需要从标准模态切换到解耦模态;当完成射击后需要重新快速地截获目标时,又要从解耦模态切换到标准模态。

空一地轰炸模式也包括标准模态和解耦模态。标准模态用于按照一定的航迹快速、机动地跟踪目标,解耦模态在小范围内精确地控制航迹和姿态,以瞄准目标。为了在控制姿态的同时,精确瞄准目标进行投弹轰炸,当攻击机按照既定的航迹快速接近目标时,需要从标准模态切换到解耦模态;当完成轰炸任务后,为了躲避威胁,需要按一定的航迹快速退出

战场,这时需要从解耦模态向标准模态切换。然而,控制律之间的切换常常会造成控制指令的突变,从而引起飞机舵面的瞬态跳变及飞机法向过载突变。为了保证切换顺利,须采用瞬变抑制技术。

对于按任务裁剪的多模态 FCS 的具体设计,请参考文献[13,14],这里不再详述。

6.2.6 综合飞行/火力控制系统耦合控制律设计及系统仿真

飞行/火力耦合器是实现 IFFC 技术的关键,是整个综合控制系统的核心,是联系飞行控制系统与火力控制系统的枢纽。它将原来分离的两个子系统有机地综合起来,实现了综合控制的功能。

飞行/火力耦合器的主要功能是根据火力控制系统解算出的信号,向飞行控制系统提供合适的控制指令,操纵攻击机按要求的方向飞行,实现精确而持续的瞄准和攻击。

这里以具有主动控制技术功能的某型歼击机为背景,从工程实现角度出发,分别对空一空机炮模态和空一地轰炸模态进行飞行/火力耦合器的设计。其中飞机的动力学模型采用纵向和横航向耦合的非线性 5 自由度微分方程组;FCS 采用数字式 3 轴电传操纵控制增稳系统。由于 IFFC 系统是一个复杂的非线性系统,若采用经典控制理论的频域方法或现代控制理论的设计方法,则需对系统作大量简化,从而不能充分反映原系统的本质特性。例如,若采用纵向和横航向分离的线化动力学模型,则不能反映空战中攻击机作机动飞行的动力学特性。有鉴于此,这里采用的是工程上常用的方法,即首先根据对实际系统的物理分析,设计飞行/火力耦合器结构;对于系统结构中的有关参数,则通过数学仿真方法进行选取;在仿真选取参数的过程中,由系统的响应结果修改原先的结构,直到满意为止;最后,所设计的结构和参数在铁鸟试验台中检验和完善。

在设计飞行/火力耦合器时,应满足下列技术要求:

- 若要引入如 p, q, r 角速率信号,则需经结构滤波器,以防止结构模态振荡;
- 希望系统快速而无振荡地消除瞄准误差(空一地轰炸模态除外);
- 耦合器参数具有足够的鲁棒性;
- 耦合器输出指令需经过限幅处理;
- 若考虑飞行员指令输入,则应平滑处理耦合器输出指令与飞行员输入指令的综合。

1. 空一空机炮模态^[1]

为使所设计的耦合器能进行有效的精确攻击,要求攻击机调整姿态,使瞄准角偏差 e_{Lv} 和 e_{Lw} 为 0,以保证正确的武器轴线指向;同时为使攻击机相对目标具有较稳定的瞄准和射击能力,要求武器轴线旋转角速率跟踪期望武器轴线旋转角速率,即要求攻击机的偏航角速率和俯仰角速率要跟踪期望的偏航角速率和俯仰角速率。

该模态耦合器为 3 通道耦合结构,如图 6-9 所示。图 6-9 中, FTQ 和 FTR 分别为 3 轴电传操纵控制增稳系统中测量 q 和 r 传感器的传递函数; $SNFQ1, SNFQ2$ 和 $SNFR$ 均为结构陷波器的传递函数,用于防止发生结构振荡; $K_x, K_{y11}, K_{y12}, K_{y21}, K_{y22}$ 及 K_z 均为比例系数。

在纵轴,引入 e_{Lv} 可消除高低角偏差;引入 q^d 可使攻击机的俯仰角速率跟上瞄准线的俯仰角速率,使纵向实现持续的瞄准;引入滚转角 ϕ 的反馈信号,可对攻击机在滚转时要发生的掉高现象起一定的补偿作用。

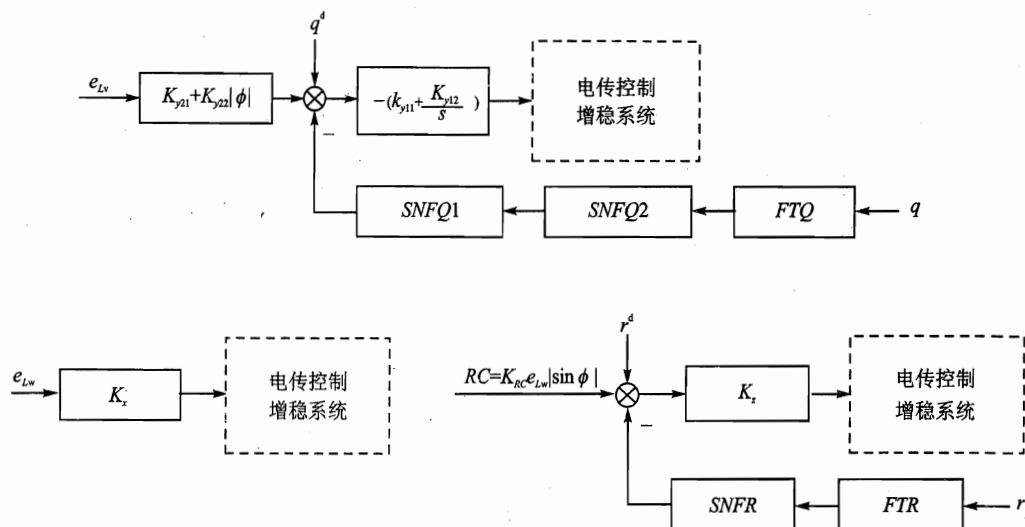


图 6-9 空-空机炮模式 IFFC 耦合器原理结构图

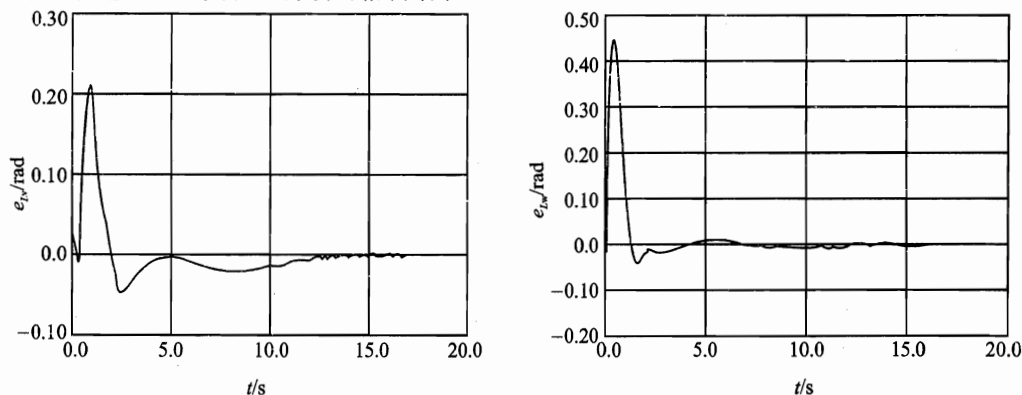
在横航向,将 e_{L_w} 引入滚转通道,以通过攻击机的滚转而产生的偏航运动来消除方位角偏差,并使横航向实现持续瞄准。没有采用滚转角反馈构成其稳定回路,是为了加快消除横航向瞄准角偏差。将 r^d 和 RC 引入偏航通道有下列作用:

- 当攻击机滚转接近 90° 时,主要用方向舵消除方位角偏差;
- 更好地消除侧滑,实现协调控制。

限幅环节包含在 CAS 内,以防止产生攻击机或/和飞行员所不能承受的过载和大的角速度。

对于耦合器的参数设计,首先在假定目标机运动真实值的情况下,进行 IFFC 系统的仿真,初步确定耦合器的参数值;然后把目标状态估计器联入 IFFC 系统,修正耦合器的参数值。

仿真结果表明,目标机作匀速直线运动和 $2g$ 或 $4g$ 过载的水平盘旋运动时,攻击机可实现全向攻击,满足 IFFC 系统的性能要求。图 6-10 显示了一组高低角偏差 e_{L_v} 和方位角偏差 e_{L_w} 的响应曲线。由图 6-10 知, e_{L_v} 和 e_{L_w} 能衰减到允许误差带 5 mrad 以内,并维持在允许误差带内长达 7.7 s ,实现了持续的精确瞄准。



目标机: $M=0.9, H=5 \text{ km}, 2g$ 过载作水平盘旋运动;
攻击机: $M=0.8, H=5 \text{ km}$, 进入角为 90°

图 6-10 空-空机炮模式 IFFC 系统仿真响应曲线

2. 空一地轰炸模式^[8]

空一地轰炸模式的飞行/火力耦合器的主要功能是在保持定高的状态下,按照火力控制方程给出的轨迹倾斜角,形成飞行控制需要的控制指令,操纵飞机按要求方向飞行。除一般性要求外,在设计耦合器时,还应满足能协调转弯和希望飞机的姿态倾斜角快速跟踪给定角的要求。

在空一地轰炸模式中,由于地面目标静止,因而从目标状态估计器得到的信息均可测且平滑,为保证系统的快速性,可不加低通滤波器。火力控制系统解算出操纵飞机作倾斜转弯机动并瞄准目标的指令,即作为该耦合器的输入是给定高度和给定倾斜角,其输出是 CAS 三个通道的输入指令。由火控解算知,提高轰炸精度的关键是保证滚转通道的快速性和高度保持的精确性。由于火控解算给定轨迹倾斜角,因而耦合器必须消除侧滑,保证协调转弯。该耦合器原理结构如图 6-11 所示。

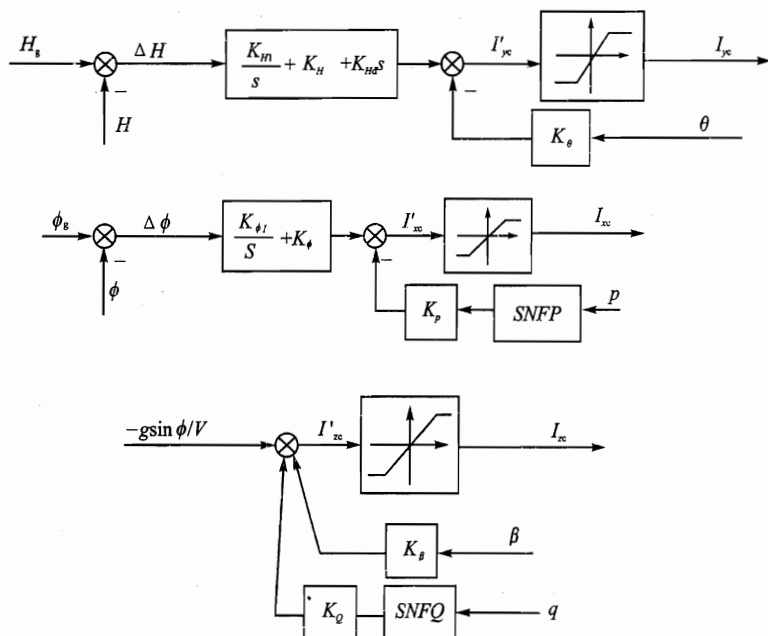


图 6-11 空一地轰炸模式 IFFC 耦合器原理结构图

在纵向,耦合器采用由内向外的设计方法,即先保证姿态稳定和控制参数局部优化,再保持高度控制。飞机的航迹控制是通过飞机的姿态控制来实现的。在图 6-11 中,引入 θ 反馈信号是为了改善飞机纵向姿态的飞行品质;应用高度反馈控制和 PID 控制结构是为了稳定并精确控制高度。

在横航向,由副翼通道完成对期望倾斜角的准确跟踪,通过引入 ϕ 和 p 反馈及 PI 控制结构获得。由于只有一个航向速率能协调滚转角和真空速,若能保证三者的正确关系,即保证了协调。则

$$r = -(g/V) \sin \phi$$

因而,在方向舵通道,将上式作为期望指令,引入 β 和 q 反馈,以保证协调转弯。

该耦合器参数设计方法类似于空一空机炮模式。图 6-12 给出了一组仿真曲线。仿真结果表明,在目标静止条件下,按典型作战状态仿真,炸弹投放精度(脱靶量)小于 30 m,所设计的耦合器具有很好的鲁棒性。

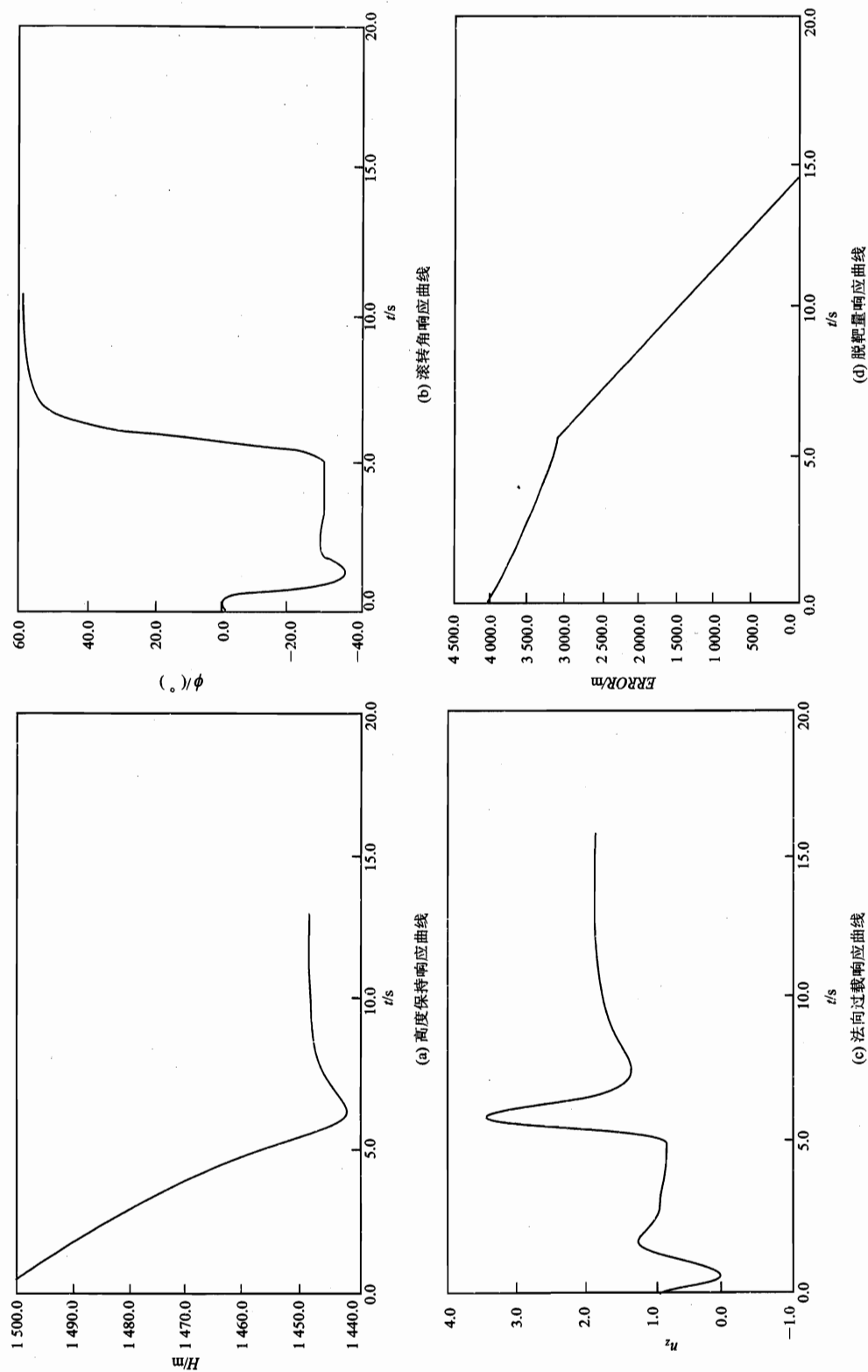


图 6-12 空一地水平投放轰炸模式 IFFC 系统仿真响应曲线图



6.2.7 超控耦合器的设计

美国在 20 世纪 80 年代初进行了有飞行员参加的 IFFC 自动跟踪模拟试验,目的是评价 IFFC 系统的飞行品质,研究飞行员与高增益和高带宽自动导引系统相互配合的情况。试验结果证明,飞行员能够平滑地与 IFFC 相配合,去攻击各种目标,并且有效地提高了飞行员在自动跟踪下的性能。其主要原因是,飞行员面对带权限框的平视显示器,可进行连续的输入,将中心光点保持在系统权限框内。可见,让飞行员保留在回路中,采用适当设计的人—机接口,可提供良好的系统性能。在 IFFC 系统中,这种人—机接口被称作超控耦合器。它能实现手动、自动和半自动(有飞行员参与的自动攻击)3 种工作方式。飞行员可根据作战的不同需要来选择其中的任意一种。

1. 超控耦合器的功能定义

手动方式——完全由飞行员操纵驾驶杆控制飞行及掌握攻击时机,并瞄准射击。这是常用的一种控制方式。

自动方式——由 IFFC 系统及飞行/火力耦合器操纵飞行和瞄准攻击。这种方式目前只在终端武器投放阶段使用。

半自动方式——飞机由飞行员和飞行/火力耦合器联合分权操纵,目的是为了加速消除瞄准误差,缩短首次瞄准时间,做到先敌攻击。这种方式通常在攻击的初始阶段使用。

仿真结果表明,手动方式评价等级最低,效益较差;自动方式的效果居中;而有人参与的半自动攻击评价等级最高,效益最好。

2. 超控耦合器的结构设计

为了使问题简化,以只有两种方式的超控耦合器为例,说明其设计过程。它的设计具体功能要求是:

- 能实现人工操纵和 IFFC 自动攻击两种工作方式;
- 在 IFFC 自动攻击方式中,权限框外(或目标被指定前)飞行员手动操纵有效,一旦进入权限框(或目标被指定),就转入由飞行/火力耦合器自动控制;
- 在由人工操纵向采用飞行/火力耦合器自动控制的切换过程中,要求平滑过渡,而由自动攻击方式向人工操纵方式切换时,要求立即切换,不过渡;
- 手动优先级最高,即只要按动人工操纵按钮,无论在权限框内、外,都由人工操纵。

根据以上功能要求设计的超控耦合器结构如图 6-13 所示。

由图 6-13 知,

$$I_c = KI_a + (1-K)I_m \quad (6-42)$$

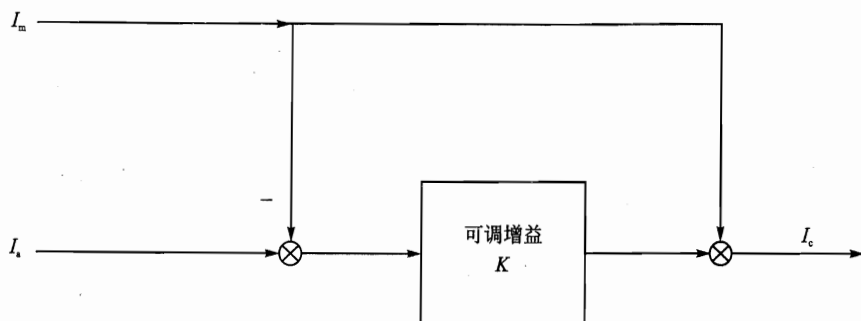
式中

$$I_c = \begin{cases} I_a & K = 1(\text{飞行/火力耦合器自动控制}) \\ I_m & K = 0(\text{手动控制}) \\ f(I_a, I_m) & 0 < K < 1(\text{手动与自动分权操纵}) \end{cases}$$

由于这里不考虑半自动控制方式,故分权操纵并非半自动方式,而是在手动向自动切换时所作的平滑过渡过程,即

$$I_c = KI_a + (1-K)I_{m0} \quad 0 < K < 1 \quad (6-43)$$

式中: I_{m0} 是切换时刻手动信号的值。



I_a —飞行/火力耦合器输出的 3 通道自动控制信号,即相当于 p, q, r ;

I_m —驾驶杆及脚蹬输出的手动控制信号; I_c —超控耦合器输出的 3 通道控制指令; K —可调增益

图 6-13 超控耦合器结构原理图

当控制方式确定后,超控耦合器就按照相应的逻辑判断,输出不同的控制信号。因而,对它的设计关键是,根据功能需求设计出合理的逻辑关系,进行不同的控制,并设计出可调增益 K 在平滑过渡过程中的函数关系。

3. 可调增益 K 的设计

根据超控耦合器的功能要求,可以设计出 K 的不同形式。这里给出一种指数形式,即

$$K = \begin{cases} 0 & t < t_0 \\ 1 - e^{-(t-t_0)/T} & t \geq t_0 \end{cases} \quad (6-44)$$

式中: t_0 为手动向飞行/火力自动控制转换时的起始时间; T 为切换过程的淡化时间。将式 (6-44) 代入式 (6-43) 得

$$I_c = \begin{cases} I_m \\ (1 - e^{-(t-t_0)/T}) I_a + e^{-(t-t_0)/T} I_{m0} \end{cases} \quad (6-45)$$

由式 (6-45) 可得超控耦合器的输出特性如图 6-14 所示。由图 6-14 知,手动信号向自动信号的过渡是逐渐平滑的,且过渡过程中无明显的转折,整个过程以指数函数形式光滑地切换。

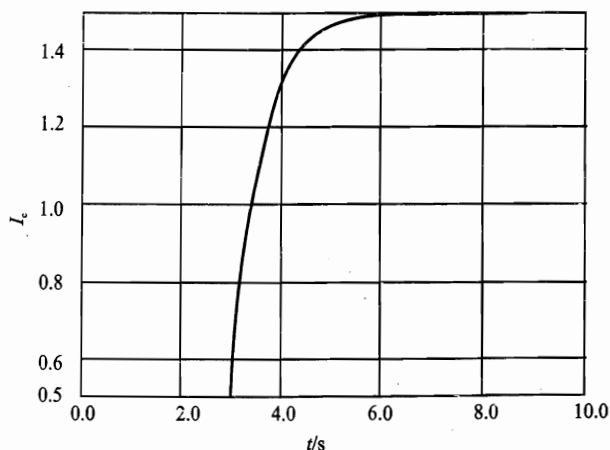


图 6-14 超控耦合器的输出特性

4. 超控耦合器的逻辑关系设计

根据对超控耦合器的上述功能要求,合理地设计超控耦合器的逻辑关系。按照不同的逻辑条件,赋予可调增益 K 不同的值,以实现不同的控制方式。具体的逻辑关系如图 6-15 所示。其中, $\text{flag\_m}=1$ 表示在转入自动方式之前是手动方式,因而转入自动方式要采用平滑过渡方式,否则无须过渡,直接输出自动方式信号; $\text{flag\_a}=1$ 表示已进入权限框并已是自动方式,这是为了避免进入自动方式后误差偶尔越出权限框而引起的控制方式切换。

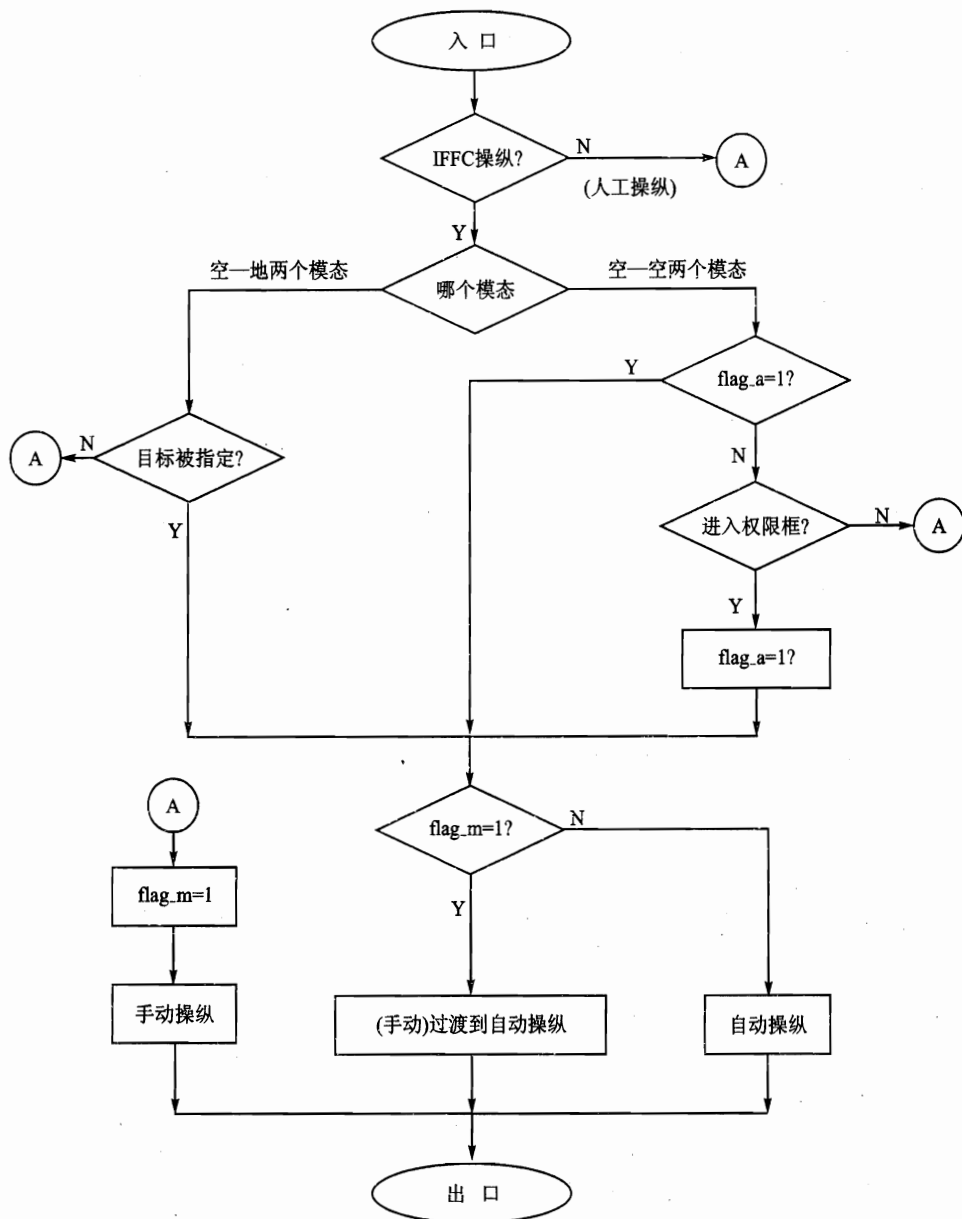


图 6-15 超控耦合器的逻辑关系图

仿真试验结果表明,这种简化的超控耦合器能够根据指令进行手动控制、自动控制以及手

动和自动控制之间的切换。自动向手动能够立即切换,无须淡化,相当于飞行员发现紧急情况,强行手动操纵;手动向自动转换的过渡过程平缓,飞机飞行平稳,且能瞄准攻击,效果良好。

6.2.8 综合飞行/火力控制系统性能分析与评价^[15]

采用耦合器结构形式的 IFFC 系统设计采用由底层向顶层的综合设计思想,重点强调业已设计的分离子系统控制之间的协调控制,以保证在子系统控制系统组合后,能够满足综合系统的性能指标要求,因而 IFFC 系统的设计流程如图 6-16 所示。显然,从大系统的观点出发,IFFC 系统是一个多重递阶系统,即系统从内到外包括 3 重回路:内层是由电传控制增稳系统和飞机对象组成的角速率回路,中层是由飞行/火力耦合器和电传飞行控制系统组成的位置回路(姿态和航迹),外层是整个闭环系统组成的战术任务回路。其多重递阶结构中各层系统独自构成一个整体,具有独立的物理意义和控制功能,每一重均为上一重系统的子系统。因而要评价 IFFC 系统的性能,应从内回路到中回路最后到外回路进行评价,以便把系统指标逐渐分解到各个分系统的设计中,以保证整个综合系统能很好地完成其战术任务。现以空一空机炮模态为例加以说明。

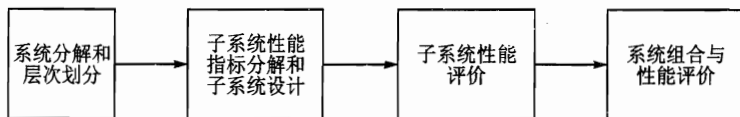


图 6-16 IFFC 系统设计流程

1. 多重递阶的空一空机炮模态综合控制系统的性能分析

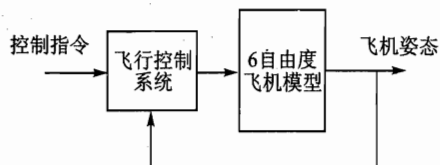
空一空机炮模态的综合控制在本质上是空间指向跟踪问题,即系统根据战术任务的要求,迅速将飞机的姿态或航迹控制到期望的指向——期望指向跟踪。若考虑到占位段,则包含占位段的航迹(速度)指向跟踪和终端武器投放段的武器线指向跟踪。由于航炮是固定在机身上的,因而可将武器线指向跟踪问题转化为机身指向跟踪问题,也可称其为空间指向跟踪。

空一空机炮模态 IFFC 系统 3 重回路如图 6-17 所示。内层飞行控制系统输出气动舵面偏转角指令,以控制攻击机跟踪机体角速率指令,获得快速动态过渡过程,满足飞行品质指标,其性能决定了飞机的机动性;中层姿态跟踪控制系统跟踪姿态需求指令,飞行/火力耦合器把姿态需求指令转化为机体过载和角速率指令,通过飞行控制系统控制攻击机姿态,以跟踪需求指令,其动态过程将受到内层飞行控制系统的限制;外层战术任务控制系统以合理的机动跟踪目标达到对目标的精确瞄准,实现有效攻击,同时获得高的生存力,其动态过程将受到中层姿态跟踪回路特性的限制。总之,姿态跟踪控制系统的动态过渡特性决定了攻击机对目标可实现攻击的范围,这个范围由攻击机自身的机动运动能力所决定。因此,在进行系统设计、分析和评价时,应充分考虑内回路和中回路的性能。

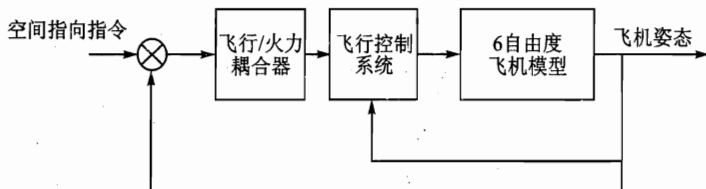
2. 空一空机炮模态综合控制系统性能评价

根据以上分析,对空一空机炮模态 IFFC 系统的性能评价应包括对系统 3 个层次回路的评价。

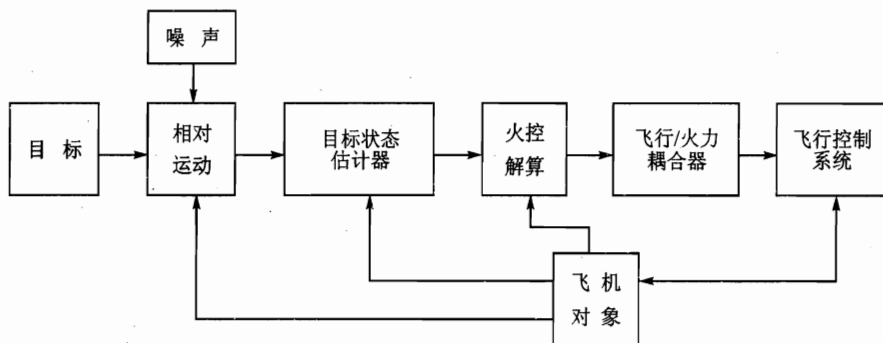
飞行控制系统回路评价——根据 IFFC 系统的具体要求,可用等效系统拟配法、系统稳定裕度、尼尔-史密斯准则、带宽准则、GM/PM 准则及回落准则等评价飞行控制系统。



(a) 综合飞行/火力控制系统内回路(飞行控制系统回路)



(b) 综合飞行/火力控制系统中回路(空间指向跟踪回路)



(c) 综合飞行/火力控制系统结构图

图 6-17 空—空机炮模式 IFFC 系统 3 重回路图

空间指向跟踪回路评价——应保证飞行/火力耦合器能最大限度地发挥原飞机的机动性能和对姿态精确控制的能力。根据 MIL-F-8785C 和 MIL-F-9490D 中有关姿态保持和跟踪的规范,采用航向保持和姿态保持(俯仰和倾斜)规范体现对飞机的精确控制能力和过渡时间的要求;采用航向选择规范体现系统的快速跟踪期望指向的能力以及对超调和最大机动能力的限制;采用稳态倾斜转弯中的协调和滚转时的横向加速度限制及水平直线飞行中的协调规范体现机动和直线平飞过程中对侧滑角和横向加速度的限制,以保证飞行安全。

战术任务回路评价——包括快速性评价和稳定性评价两个方面。其中快速性评价直接体现了系统的作战效能,要求瞄准精度高,过渡时间短,振荡次数少,持续瞄准时间长;稳定性评价是系统安全的根本保证,要进行非线性大幅值稳定性评价和线性稳定性评价。在系统设计和分析过程中,必须兼顾这两项系统性能要求,防止过分强调快速性指标而忽略稳定性指标的倾向。

根据图 6-1 及图 6-17 结构原理,按照图 6-9 所示空—空机炮模式飞行/火力耦合器结

构设计,仍以某型歼击机为背景,进行空—空机炮模态 IFPC 系统性能评价仿真。前面已述及系统性能评价的部分仿真内容,这里,只涉及空间指向回路。

空间指向跟踪回路性能评价主要考虑期望的机体姿态跟踪问题,即给定一个空间方向,飞行/火力耦合器计算的控制指令是否能在规定的时间内把飞机的姿态调整到指定方向。当为定常空间指向时,稳态误差应为 0;对于以匀速变化的空间指向,允许有一定的稳态误差。具体指标以飞机本身姿态跟踪性能为限制。

图 6-18 为 0509 状态下定常空间指向时中回路系统消除指向误差的动态过程。其中空间指向高低角初始偏差 e_{Lv} 为 0.2 rad,方位角初始偏差 e_{Lw} 为 0.1 rad。从图 6-18 中可以看出,飞行/火力耦合器在 3 s 内就可使空间指向误差小于 5 mrad,而且系统的稳定性较好。

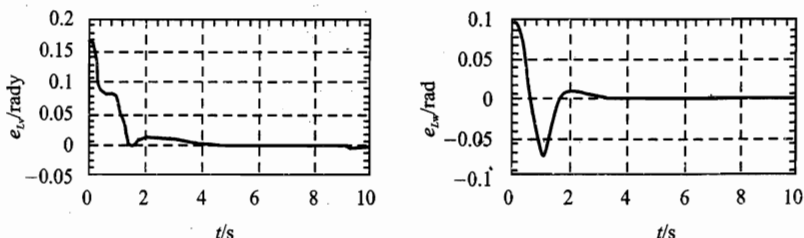


图 6-18 空间指向误差的响应曲线(0509)

6.3 综合飞行/推进控制系统

6.3.1 概述^[4,16~18]

综合飞行/推进控制(IFPC)技术就是把飞机与推进(含进气道、发动机和尾喷管)系统综合考虑,在整个飞行包线内最大限度地满足飞行任务的要求,以适应推力管理,提高燃油效率和飞机的机动性,有效地处理飞机与推进系统之间的耦合影响,减轻飞行员的负担等,从而使系统达到整体性能优化。

早在 20 世纪 70 年代初就提出研究 IFPC。其原因是飞机机体/进气道/发动机之间存在严重的耦合作用,可使系统产生发散的横向振荡、畸变系数超过限制、不稳定的荷兰滚和长周期振荡,甚至可能产生发动机熄灭的故障。这种耦合作用在现代高性能作战飞机上表现尤为明显。一方面,目前和未来的主动控制飞机要求必需的操纵面,以实现直接力、阵风缓和、机动载荷控制、乘坐品质控制及主动颤振抑制等功能,随着变几何进气道、推力向量喷管和变循环发动机等先进技术装置的应用,推进系统具有了大量的受控参数。毫无疑问,这些控制方案增加了有利的控制因素;但另一方面,这些方案附加了强烈的耦合效应,会严重地影响飞机和推进系统的性能、稳定性和控制。只有对这些先进的飞行控制和推进控制进行综合设计,克服其不利的耦合作用,利用其有利的耦合作用,才能改善和提高飞机的生存性和任务的有效性。尤其是推力向量技术的出现,使推进系统直接参与飞行控制,实施飞行与推进系统的综合控制已是必然趋势。

一般来说,IFPC 技术包含系统功能综合和系统物理综合。前者是提高飞机武器系统整体性能的有效途径;后者可改善系统有效性(SE)和全寿命费用(LCC)。

系统功能综合按不同的综合要求有:按综合控制的模式,有失速裕度控制模式、快速推力调节模式、格斗模式、推力向量模式、自动油门模式和性能寻优控制模式等;按飞机使用要求和性能要求分不同的任务段,有短距起落、巡航、地形跟随/威胁回避/障碍回避、空中格斗和对地攻击等;按子系统综合,有进气道/发动机、机体/进气道、飞机/发动机和飞行/向量喷管等综合控制。

系统物理综合是系统硬件的布局、硬/软件一体化设计、总线通信、资源共享及故障监控和诊断等。

无论哪一种综合,就本质而言,综合的方式有两类。一类为子系统间的信息共享,尤其是早期的研究,例如进气道/发动机的综合控制和发动机失速裕度自适应控制等,均是利用信息的综合,采用稳态的线性、非线性优化方法,更好地控制各子系统。另一类为控制的动态综合,以获得更大的效益。其具体的设计方法主要有 LQG/LTR 法、分散化、递阶结构与鲁棒控制设计法等。综合控制的结构设计也分两类。一类为“自底向上”方法,即在现有的飞行控制系统和推进控制系统的基础上,综合系统的功能和进行硬件的综合。目前,许多研究计划属于此类,尽管其在系统有效性和全寿命费用的改善方面稍差,但易于在现有系统基础上实现。另一类为“自顶向下”方法,即从设计之初就进行一体化设计,并尽可能采用新技术获得更高的效益。这种结构特别适合于下一代具有高度耦合特征的机体/推进综合控制飞机。

总之,IFPC 技术可在战术和技术要求与约束条件下,寻找最优的发动机/机体整体布局,以便在整个飞行包线内得到有效的外流气动特性(低阻)、好的飞行品质以及高质量的内流气动特性(高推力和宽广的发动机工作范围)等;同时,采用先进的物理综合技术,大大改善了系统的可靠性。

鉴于 IFPC 技术涉及面广,限于篇幅,本节只以某型歼击机为例,论述其典型的带推力向量的综合飞行/推进控制系统的组成、子系统建模、综合系统建模和控制律设计等问题。

6.3.2 系统组成与功能

一般带推力向量的 IFPC 系统的方框图如图 6-19 所示。它利用递阶和分散的思想,把

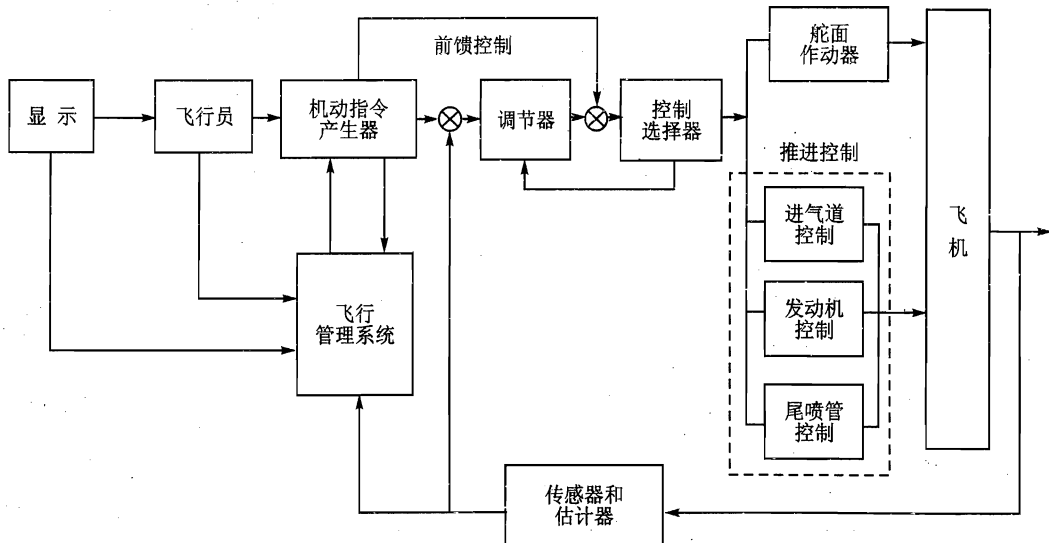


图 6-19 IFPC 系统方框结构图

综合系统划分成若干个子系统进行设计,按模块对各飞行模态进行控制律设计。机动指令产生器的功能是把飞行员指令或飞行管理提供的信息转化为飞行指令组合,产生希望的飞机过渡过程响应。控制器计算出跟踪期望轨迹所需的控制量,并对计算出的输出反馈结构进行优化。控制选择器输出按一定控制逻辑构成的执行指令,使各气动面、进气道、发动机和尾喷管协调匹配,获得最佳性能。

6.3.3 综合飞行/推进系统的建模

研究 IFPC,首先要建立运用于综合控制设计的综合系统模型。这里,主要采用“分解—协调”思想,将复杂的综合系统分解成适当的子系统,利用现有子系统成熟建模方法,建立各子系统的模型;然后通过协调子系统之间的耦合作用,建立综合系统模型。下面分别论述飞行系统、推进系统和综合系统的建模问题。

1. 飞行系统建模

某歼击机具有水平鸭翼的3翼面气动布局。该机装有2台双轴涡轮喷气发动机,尾喷管安装具有反推力能力的俯仰/偏航向量喷管。飞机带推力向量后,在空中受力的情况发生了很大的变化。由于向量喷管偏转产生了主要对纵向影响的诱导气动力(阻力 t_{ncx} ,升力 t_{ncz})和力矩(俯仰力矩 t_{nmy}),因而,飞机总的气动力和力矩分别变成为升力 $N+t_{ncz}$ 、阻力 $D+t_{ncx}$ 、侧力 Y_a 和滚转力矩 L_a 、偏航力矩 N_a 、俯仰力矩 M_a+t_{nmy} 。为方便起见,仍用 N, D 和 M_a 分别表示总的气动力和力矩。这样,在机体系下建立力和力矩方程,并用速度系的速度、迎角和侧滑角代替机体系的分速度等项,由此得6自由度的飞机方程。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\cos \alpha \operatorname{tg} \beta & 1 & -\sin \alpha \operatorname{tg} \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \frac{\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta}{V \cdot \cos \beta} \\ \frac{\sin \mu \cos \gamma}{V} \end{bmatrix} + \\ \frac{1}{m} \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\frac{\sin \alpha}{V \cos \beta} & 0 & \frac{\cos \alpha}{V \cos \beta} \\ -\frac{\sin \beta \cos \alpha}{V} & \frac{\cos \beta}{V} & -\frac{\sin \alpha \sin \beta}{V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & -\frac{1}{V \cos \beta} & 0 \\ -\frac{\sin \beta}{V} & 0 & \frac{\cos \beta}{V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D \\ -N \\ Y_a \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{I_z^2 + I_{xz}^2 + I_y I_z}{I_x I_z + I_{xz}^2} q \cdot r & -\frac{(I_y - I_x + I_z) I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} p \cdot q \\ \frac{I_x + I_z}{I_y} p \cdot r & -\frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) \\ \frac{(I_x - I_y - I_z) I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} q \cdot r & -\frac{I_x I_y - I_z^2 - I_{xz}^2}{I_x I_z + I_{xz}^2} p \cdot q \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} \frac{I_z}{I_x I_z + I_{xz}^2} & 0 & \frac{-I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ \frac{-I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} & 0 & \frac{-I_x}{I_x I_z + I_{xz}^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_a \\ M_a \\ N_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{I_z}{I_x I_z + I_{xz}^2} & 0 & \frac{-I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ \frac{-I_{xz}}{I_x I_z + I_{xz}^2} & 0 & \frac{-I_x}{I_x I_z + I_{xz}^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L^T \\ M^T \\ N^T \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & -\sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \\ 1 & \operatorname{tg} \theta \sin \phi & \operatorname{tg} \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_s \\ \dot{Y}_s \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \gamma \cos \chi \\ -V \cos \gamma \sin \chi \\ V \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (6-46)$$

式中:

$$\sin \gamma = \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - (\sin \alpha \cos \beta \cos \phi + \sin \beta \sin \phi) \cos \theta$$

$$\cos \gamma \sin \chi = -\cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \phi - \cos \phi \sin \theta \sin \psi) - \sin \beta (\cos \psi \cos \phi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi)$$

$$\cos \gamma \sin \mu = \cos \alpha \sin \beta \sin \theta - (\sin \alpha \sin \beta \cos \phi - \cos \beta \sin \phi) \cos \theta$$

方程(6-46)中 $[T_x T_y T_z]^T$ 和 $[L^T M^T N^T]^T$ 分别表示推力和推力矩坐标分量; X_s, H 和 Y_s 分别表示水平距离、高度和侧向距离; χ 和 μ 分别表示航迹偏航角和航迹滚转角。气动力和力矩是飞行状态变量 H, M (马赫数), α, β, p, q, r 和控制舵面偏转量 $\delta_a, \delta_r, \delta_e, \delta_{cr}$ (右鸭翼)及 δ_{cl} (左鸭翼)的函数。推力、推力矩和诱导气动力、力矩表达式在推进系统建模中给出。

由式(6-46)知,推进系统对飞行系统的作用主要通过推力和推力矩的作用表现出来。

2. 推进系统建模

建立推进系统的数学模型可采用总体法、部件法和快速算法。总体法把发动机看作一个黑盒,根据发动机的大量测试数据,用回归分析法建立模型;可惜该方法依赖于发动机的准确试验数据而难以实现。部件法是按照部件特性来计算整个发动机的特性。若部件具有足够的精度,则可采用求解各部件共同工作的计算方法,求得发动机的特性。这种方法的特点是,它描述了发动机各部件实际工作的物理过程;但所耗时太多。快速算法是对部件作一些假设,或用一些近似部件统计模型代替真实的部件模型,保留发动机工作的基本物理过程。尽管模型精度有所降低,但建模方法简便得多。

这里,主要采用部件法和数学仿真建立推进系统模型。推进系统可划分为进气道和核心发动机(一般发动机和尾喷管合并在一起),核心发动机为一个双轴涡轮喷气发动机。为便于建模,特作下列假设:

- 准定常假设—简单地吧发动机及其部件在非稳态下的工作过程表示成一系列连续变化的瞬时稳定状态。发动机的工作状态由各部件进、出口气流参数、总压 P 、总温 T 、流量 G 及转速 n 表示。
- 简化和忽略次要因素—考虑到发动机各部件的容积较小,可忽略容积效应对发动机工作状态的影响。

下面讨论各部件数学模型的建立。

(1) 进气道数学模型的建立

飞行状态对推进系统的影响主要通过进气道的作用体现。进气道的进口温度、压力、压力恢复系数和质量流系数表征了飞行状态对推进系统的影响,再考虑进气道的节流特性,便组成了进气道部件模型。

飞行状态对进气道的影响与进气道在机体上的安装有很大关系。以两侧进气布局的歼击

机为例,主要考虑马赫数 M 和迎角对进气道的影响。当 $M < 1.5$ 时,可忽略侧滑角对进气道的影响,此时进气道能够完全满足发动机的流量要求。在上述条件下,进气道模型可简化为压力恢复系数的函数表达式:

$$\sigma = \sigma(M, \alpha) \quad (6-47)$$

其在仿真模型中为一个二维数组表。

(2) 发动机动态数学模型的建立

飞行状态通过进气道间接影响核心发动机的工作状态,表征为低压压气机进口参数随飞行状态的变化。该发动机由低压和高压压气机、燃烧室、高压和低压涡轮、加力燃烧室及尾喷管组成。通过部件特性数据进行热力计算,可分段计算出发动机各部件进出口总压、总温和质量流参数,其表征了发动机实际工作过程。

在准定常假设下,由各部件的进出口参数即总压、总温、质量流和转子转速可表示发动机的工作状态。通过压气机和涡轮实现机械能到热能、热能到机械能的转换。这样,核心发动机的数学模型为

$$\left. \begin{aligned} n_L &= m_L(n_L, n_H, W_f, W_{af}, W_{fc}, W_{afc}, A_9, H, M, \alpha) \\ n_H &= m_H(n_L, n_H, W_f, W_{af}, W_{fc}, W_{afc}, A_9, H, M, \alpha) \end{aligned} \right\} \quad (6-48)$$

式中: n_L, n_H 分别为低压转子转速和高压转子转速; W_f, W_{af}, W_{fc} 和 W_{afc} 分别为主燃烧油量、加力燃烧油量、主燃油指令和加力燃油指令; A_9 表示尾喷口面积; M 为马赫数。

供油系统模型假设为一阶惯性环节,即

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_f &= (W_{fc} - W_f)/t_c \\ \dot{W}_{af} &= (W_{afc} - W_{af})/t_c \end{aligned} \right\} \quad (6-49)$$

式中: t_c 为时间常数。

此外,该数学模型还应包括核心发动机气动平衡的4个代数方程,即低压压气机的出口流量等于高压压气机的入口流量;燃烧室出口流量等于高压涡轮入口流量;高压涡轮出口流量等于低压涡轮入口流量;尾喷口进入流量等于其可流出流量。这4个代数方程与式(6-48)及式(6-49)构成了核心发动机的数学模型。

推进系统的力和力矩输出方程描述了推进系统的综合工作效果。在对推进系统控制时,应保证加力状态工作和喷管偏转不影响核心发动机的工作状态。这样,在向量喷管偏转 δ_{ix} 和 δ_{iz} 时,各推力分量表示为

$$\left. \begin{aligned} T_x &= C_{bg}(\delta_{ix}, \delta_{iz}, NPR) I_o \cos \delta_{ix} \cos \delta_{iz} - I_i \\ T_y &= -C_{bg}(\delta_{ix}, \delta_{iz}, NPR) I_o \sin \delta_{iz} \\ T_z &= -C_{bg}(\delta_{ix}, \delta_{iz}, NPR) I_o \sin \delta_{ix} \cos \delta_{iz} \end{aligned} \right\} \quad (6-50)$$

式中: C_{bg} 为喷管效率系数; NPR 为尾喷口压力比 ($NPR = p_{9c}/p_9$), 而 p_{9c} 及 p_9 分别为尾喷口总压和大气压力; I_i 和 I_o 分别为发动机入口冲量和出口冲量。设尾喷管偏转固定点为机体坐标 $r(Ox, Oy, Oz)$, 即推力作用点, 则推力矩可表示为

$$L^T i + M^T j + N^T k = r \times [T_x i + T_y j + T_z k]$$

诱导气动力的大小受向量喷口与翼面之间的位置影响很大。当喷口与水平翼面之间的垂直距离较大时,这种诱导气动力也就很小。对该歼击机的3翼面方案,这种诱导气动力主要由平尾和喷管偏转产生,主要是对纵向的影响。在翼面法向上的诱导气动力 t_n 为^[19]

$$t_n = C_{bg}(\delta_{ix}, \delta_{iz}, NPR) \cdot S \cdot q [\sin(\delta_{ix} + \alpha) - \sin \alpha] \quad (6-51)$$

可以认为其作用点在平尾焦点。对式(6-51)向半机体系分解力,向机体系求力矩,可以给出 t_{rx} , t_{ry} 和 t_{rz} 的表达式。

3. 综合飞行/推进系统建模

综合飞行/推进系统模型就是在上述两个包含了相互作用的子系统模型基础上建立起来的。为了综合这两个子系统模型,须研究使这两个子系统匹配的共同工作条件,即其一是该歼击机装有两个发动机,推进系统对飞行系统作用量为倍数关系;其二是给出共同工作平衡点的约束,使综合系统和子系统均处于正常稳定工作状态。该综合系统模型是一个复杂的非线性模型,要直接对其进行综合控制设计是非常困难的。可以在一定条件下将其线性化,建立线性化模型。显然,对该机所建立的模型进行解析线性化是不可能的。这里采用小扰动仿真线性化方法,即对状态变量和控制变量分别小扰动仿真,产生动态响应,使用仿真起始时刻附近的信息来确定线性化模型的系数。下面将阐述综合系统平衡点的确定和小扰动线性化模型。

(1) 综合系统平衡点的确定

由上述知,表示推进系统的状态不仅有微分方程的状态变量,而且还有代数方程的特征变量。推进系统实际工作状态由这两种不同变量的组合决定,即发动机的气动平衡和转子的动态过程构成了推进系统模型,因而综合飞行/推进系统的平衡点决定于飞机机体的运动平衡、推进系统的气动平衡和发动机转子的转动平衡。

此外,在平衡点处推进系统和飞行系统还应满足推力和推力矩的供需平衡。由于该歼击机有向量喷管和水平鸭翼,控制量之间存在相关关系,因而需要确定平衡点控制方案。

综合系统平衡点的实际确定过程,一般来说,借助于子系统的平衡点计算方法,采用分散平衡点计算方法算出综合系统的平衡点,即首先根据给定的飞行状态,选择平衡点控制方案,计算出机体运动平衡点以及机体系 x 轴向的推力需求。这里,一般情况下仍采用常规平衡点控制变量,在特殊情况下,可选择推力向量参加平衡点控制方案;然后根据飞行所需推力均分到两个发动机,计算给定推力要求下的推进系统平衡点。若推进系统能够在此条件下平衡,即稳定工作,则综合系统的平衡点完全确定;否则,综合系统在此飞行条件下不能平衡或须另选平衡点控制方案。

(2) 小扰动仿真线性化模型

对综合系统在平衡点附近的状况小扰动仿真,可采用集中仿真或分散仿真。集中仿真把综合系统看作一个整体对象进行数值处理;分散仿真让各子系统在每一个仿真周期内只进行一次信息交换,相互间耦合作用系数被冻结。对该歼击机综合飞行/推进系统平衡点附近状态小扰动仿真,得线性化模型:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX + DU \end{cases} \quad (6-52)$$

式中: $X^T = [V, \alpha, q, \theta, H, \beta, p, r, \psi, \phi, X_s, Y_s, n_L, n_H, W_f, W_{af}]$;

$U^T = [\delta_a, \delta_r, \delta_e, \delta_{cr}, \delta_{cl}, W_{fc}, W_{afc}, A_9, \delta_{ix}, \delta_{iz}]$;

$Y^T = [M, \gamma, \chi, \mu, a_x, n_y, n_z, sfc, sudl, sudh, t_{3c}, t_{7c}, W_{al}]$ 。

其中: a_x 为机体轴向加速度; sfc 为发动机耗油率; $sudl$ 和 $sudh$ 分别为低压和高压压气机稳定裕度; t_{3c} 为高压涡轮进口总温; t_{7c} 为尾喷管进口总温; W_{al} 为进气道入口气流量; M 为马赫数。

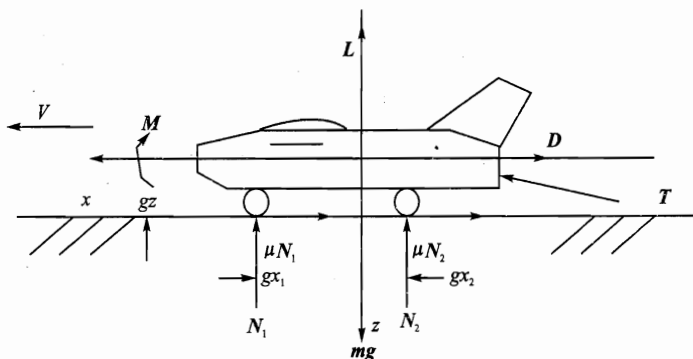
6.3.4 飞机起飞时控制律的设计及分析^[20]

飞机起飞时,应用推力向量的 IFPC 能显著地改善飞机的起飞性能。这里,仅作简单的控制律设计及分析。

1. 起飞过程的运动模型的建立

在起飞过程中,飞机经历主轮和前轮滑跑、抬前轮滑跑及离地等过程。这里仅研究到离地时刻为止,即主要是地面滑跑运动。

由于飞机处于地面滑跑运动状态,所以只须考虑飞机的纵向运动。飞机纵向受力分析如图 6-20 所示。



$N_1, \mu N_1$ —前轮地面支承力和对应摩擦力; $N_2, \mu N_2$ —主轮地面支承力和对应摩擦力;
 μ —地面摩擦系数; M —俯仰气动力矩; N_{my} —地面作用力矩; X —滑跑距离

图 6-20 飞机起飞地面滑跑受力分析图

仍以某歼击机为例,其纵向运动方程在机体系下建立,其中速度和迎角项可用速度坐标系替代:

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V} &= T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha - D - mg \sin \gamma + \\ &\quad (N_1 + N_2)(\sin \gamma - \mu \cos \gamma) \\ \dot{\alpha} &= q + \frac{1}{mV} [-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha - L + mg \cos \gamma \\ &\quad - (N_1 + N_2)(\cos \gamma + \mu \sin \gamma)] \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} (M + M^T + N_{my}) \\ \dot{\theta} &= q; \dot{H} = V \sin \gamma \\ \dot{X} &= V \cos \gamma; \gamma = \theta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (6-53)$$

以尾喷管偏转点为基准点,设 (Ox, Oy, Oz) 为该作用点在机体系中的位置,则推力矩为:

$$M^T = T_x \cdot Oz - T_z \cdot Ox \quad (6-54)$$

(1) 主轮和前轮地面滑跑时的运动模型

图 6-20 中,设 $(gx_1, 0, gz)$ 和 $(gx_2, 0, gz)$ 分别为前轮和主轮触地点在机体系中的位置;
 $(-\mu N_1, 0, -N_1)$ 和 $(-\mu N_2, 0, -N_2)$ 分别为前轮和主轮作用力,则地面作用力矩为

$$N_{my} = N_1(gx_1 - \mu gz) + N_2(gx_2 - \mu gz) \quad (6-55)$$

由于飞机处于地面水平滑跑, 因而 γ, θ, α 均为 0, $q=0, H=gz$ 。将上述条件代入式(6-53), 得主轮和前轮地面滑跑的运动模型为

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V} &= T_x - D - \mu(mg - L + T_z) \\ \dot{X} &= V \\ N_1 &= -\frac{\mathbf{M} + \mathbf{M}^T}{gx_1 - gx_2} - \frac{gx_2 - \mu gz}{gx_1 - gx_2}(mg - L + T_z) \\ N_2 &= \frac{\mathbf{M} + \mathbf{M}^T}{gx_1 - gx_2} + \frac{gx_1 - \mu gz}{gx_1 - gx_2}(mg - L + T_z) \end{aligned} \right\} \quad (6-56)$$

当 $N_1 \leq 0$ 时, 飞机抬起前轮。

(2) 前轮离地后的运动模型

飞机起飞, 前轮离地后, $N_1=0$, 其受力分析如图 6-21 所示。图 6-21 中, 设 $(gx_2, \pm gy, gz)$ 为主轮触地点在机体坐标系中的位置; $[N_2(\sin \theta - \mu \cos \theta), 0, -N_2(\cos \theta + \mu \sin \theta)]$ 为主轮作用力, 则

$$N_{my} = gx_2(\cos \theta + \mu \sin \theta)N_2 + gz(\sin \theta - \mu \cos \theta)N_2$$

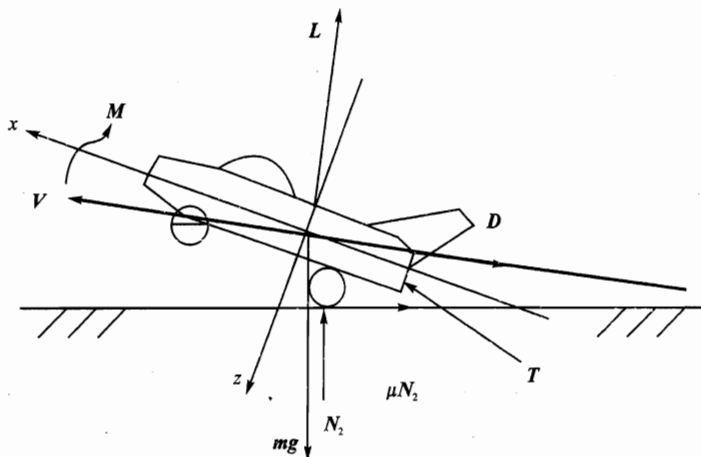


图 6-21 飞机起飞前轮离地后的受力分析图

将上述条件代入式(6-53), 得前轮离地后的运动模型为

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V} &= T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha - D - mg \sin \gamma + \\ &\quad N_2(\sin \gamma - \mu \cos \gamma) \\ \dot{\alpha} &= q + \frac{1}{mV}[-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha - L - mg \cos \gamma - \\ &\quad N_2(\cos \gamma + \mu \sin \gamma)] \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y}(\mathbf{M} + \mathbf{M}^T) + \frac{N_2}{I_y}[gx_2(\cos \theta + \mu \sin \theta) - \\ &\quad gz(\sin \theta - \mu \cos \theta)] \\ \dot{H} &= V \cdot \sin \gamma; \dot{\theta} = q; \dot{X} = V \cdot \cos \gamma; \gamma = \theta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (6-57)$$

式(6-57)中: N_2 可根据主轮触地点垂直加速度 a_{pz} 为 0 条件求得, 即

$$a_{pz} = a_{px} \sin \theta - a_{pz} \cos \theta = 0$$

式中, 主轮触地点机体 x 轴加速度 a_{px} 和主轮触地点机体 z 轴加速度 a_{pz} 分别为

$$\begin{aligned} a_{px} &= -g \sin \theta + \frac{1}{m}(T_x + L \sin \alpha - D \cos \alpha) + \frac{N_2}{m}(\sin \theta - \mu \cos \theta) + \\ &\quad gz\dot{q} - gx_2\dot{q}^2 \\ a_{pz} &= g \cos \theta - \frac{1}{m}(-T_z + L \cos \alpha + D \sin \alpha) - \frac{N_2}{m}(\cos \theta + \mu \sin \theta) - \\ &\quad gx_2\dot{q} - gz\dot{q}^2 \end{aligned}$$

由上式解得

$$\begin{aligned} N_2 &= \frac{1}{A_n} [mg + m(gx_2 \sin \theta - gz \cos \theta)\dot{q}^2 - T_x \sin \theta + T_z \cos \theta - L \cos \gamma + \\ &\quad D \sin \gamma + \frac{m}{I_y}(-gz \sin \theta - gx_2 \cos \theta)(M + M^T)] \\ A_n &= 1 + \frac{m}{I_y} [(-gz \sin \theta - gx_2 \cos \theta)^2 - \mu(-gz \sin \theta - gx_2 \cos \theta)(-gzx \cos \theta + gx_2 \sin \theta)] \end{aligned} \quad (6-58)$$

2. 控制规律设计

该歼击机纵向各控制量的限制范围如表 6-2 所列。

表 6-2 纵向控制变量限制范围

控制变量	最小值/(°)	最大值/(°)
平尾偏转角 δ_e	-35	15
鸭翼偏转角 δ_c	-70	20
向量喷管偏转角 δ_{tx}	-20	20

下面将根据不同的滑跑阶段, 按其不同的控制目的, 分别设计其控制规律。

(1) 主轮和前轮地面滑跑阶段控制规律

在这一滑跑阶段, 控制目的就是为了获得最大加速度。由式(6-56)得

$$\dot{V} = [T_x - D - \mu(mg - L + T_z)]/m = \max \quad (6-59)$$

式中: $T_x = T \cos \delta_{tx}$, $T_z = -T \sin \delta_{tx}$, 其中 T 为推力常值; $L = 0.5 \rho V^2 SC_L(0, \delta_e, \delta_c)$; $D = 0.5 \rho V^2 SC_D(0, \delta_e, \delta_c)$; 摩擦系数 $\mu = 0.01$ 。将其代入式(6-59)得

$$\dot{V} = -\mu g + \frac{T}{m}(\cos \delta_{tx} + \mu \sin \delta_{tx}) + \frac{\rho V^2 S}{2m}[\mu C_L(0, \delta_e, \delta_c) - C_D(0, \delta_e, \delta_c)] \quad (6-60)$$

要使 $\dot{V}$ 取最大值, 需上式第 2 项中 $\delta_{tx} \approx 0$, 且第 3 项在 $\delta_e = 0$ 和 $\delta_c = 0$ 时获得。这一阶段的控制规律为 $\delta_{tx} = 0$, $\delta_e = 0$ 和 $\delta_c = 0$ 。把其值代入式(6-60)可求得飞机自动抬前轮的速度 V_{z0} 。

$$0.5 \rho V_{z0}^2 S c_A C_m(0, \delta_e, \delta_c) + M^T + mg(gx_2 - mgz) = 0 \quad (6-61)$$

式中, c_A 为机翼平均气动弦长; C_m 为俯仰力矩系数。当飞机速度达到 V_{z0} 时, 飞机自动抬前轮。若飞机在起飞过程中速度小于 V_{z0} 抬前轮, 则上述控制规律可适用于主轮和前轮地面滑跑阶段, 否则还需进一步设计该阶段的控制规律。

(2) 抬前轮控制规律

在这一滑跑阶段,控制目的是飞机抬起前轮,同时继续加速。这时,飞机的擦地角 $\theta = 12.5^\circ$,因而取最大迎角 $\alpha = 10^\circ$ 离地。

① 确定最小离地速度

在离地时刻 $N_z = 0$,且垂直方向向上的合力大于 0。这时,飞机仍处于水平加速状态。即

$$\left. \begin{aligned} -D + T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha &> 0 \\ L + T_x \sin \alpha - T_z \cos \alpha - mg &\geq 0 \\ \mathbf{M} + \mathbf{M}^T &= 0 \\ \alpha = \theta &= 10^\circ \end{aligned} \right\} \quad (6-62)$$

可通过选择 δ_{tx} , δ_e 和 δ_c 确定最小离地速度 V_{off} 。

② 抬前轮控制规律

抬前轮控制规律应能满足下列要求:

- 在抬前轮过程中,飞机加速仍为主要任务之一,因而采用向量喷管偏转跟随速度方向,以保证最大加速度;
- 由于该机是 3 翼面方案,鸭翼和水平尾翼可产生足够的抬头力矩,所以只须用这 2 舵面控制抬前轮;
- 在离地时刻,为了减小飞机离地速度,可采用喷管偏转使之与舵面配合,形成直接力控制。

考虑到工程应用,这里采用比例控制结构:

$$\left. \begin{aligned} \delta_e &= \delta_{em} + K_\alpha(\alpha - \alpha_m) - K_q \cdot q & K_\alpha, K_q > 0 \\ \delta_c &= \delta_{cm} + m_\alpha(\alpha - \alpha_m) - m_q \cdot q & m_\alpha, m_q > 0 \\ \delta_{tx} &= \begin{cases} -\alpha & \alpha \in [0, \alpha_{off}] \\ \delta_{txm} & \alpha \geq \alpha_{off} \end{cases} \end{aligned} \right\} \quad (6-63)$$

式中: $K_\alpha, K_q, m_\alpha, m_q$ 均为比例增益; δ_{em}, δ_{cm} 和 δ_{txm} 均在最小离地速度优化时确定。

③ 施加抬前轮控制的速度 V_c 的确定

由于整个抬前轮过程大约为 2 s,可根据离地时刻的水平加速度,并控制迎角变化率,选择 $V_c = V_{off} - (4 \sim 5) \text{ m/s}$

④ 起飞过程仿真和推力向量控制对性能影响的分析

为了便于分析推力向量的控制作用,采用了 4 组控制方案对起飞过程进行仿真。具体的方案见表 6-3。

表 6-3 起飞过程仿真的控制方案

方 案	参与控制量	未使用控制量
1	$\delta_c, \delta_e, \delta_{tx}$	
2	δ_c, δ_e	δ_{tx}
3	δ_e	δ_{tx}, δ_c
4	δ_c, δ_{tx}	δ_e

对上述4种控制方案设计控制规律和仿真。表6-4给出了各种控制方案的最小离地速度、起飞离地距离和最小离地速度对应的控制量。

表6-4 起飞过程仿真结果数据

方 案	最小离地速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	起飞离地距离/m	最小离地速度对应的控制量/($^{\circ}$)
1	68.52	546.6	$\delta_e = 3.31, \delta_c = 20, \delta_{tx} = 20$
2	72.58	643.3	$\delta_e = 15, \delta_c = 17, \delta_{tx} = 0$
3	79.53	792.8	$\delta_e = 3.65, \delta_c = 0, \delta_{tx} = 0$
4	77	800	$\delta_e = -7.67, \delta_c = 0, \delta_{tx} = 20$

对起飞过程4种控制方案仿真结果比较表明,推力向量控制对飞机起飞性能有明显的改善作用,尤其是当推力向量与舵面配合控制时,可产生直接升力,降低了起飞离地速度,从而缩短了起飞离地距离。

6.4 综合飞行/火力/推进控制与战术任务飞行管理

6.4.1 概 述

现代化战争对未来战斗机在性能特性和战术特性方面提出了更高的要求,以满足多种战术的需求。

在性能特性方面,要求攻击机在发动机处于非加力状态下,具有超声速巡航能力,从而可保证迅速到达战区,并实现超声速突防和超视距空战;具有高的亚声速和超声速的机动能力;采用推力向量控制,具有大迎角条件下的动态机动能力;高的隐身能力,可极大地降低雷达的反射截面积,使之具有高空突防能力;具有大的作战半径,具有纵深作战能力;可携带多种攻击武器和具有大的载弹量;具有良好的空一空作战能力,兼顾对地攻击能力。

在战术特性方面,要求攻击机必须具有在昼夜及复杂气象条件下,对战术航空兵飞机、有翼导弹、直升机、无人驾驶飞机、活动及固定目标(包括海上和地面的目标)实施攻击的能力,主要的作战方式以超视距和中距空战方式为主,兼顾对地攻击;在立体化战争中,战斗机将与机外的通信网络(电子战飞机、导航飞机、侦察及地面C³I网络)实现广泛的信息交换,并可根据这些信息实现对目标的攻击和自身防护;须适应愈来愈复杂、完整的敌方的防御体系,尤其是空中拦截能力的增强、防空探测器探测范围的增大、防空火力密度的增大及防空体系的隐蔽性、移动性的加强均使作战环境更加严酷,在一个不断变化的作战环境中,要求飞行员迅速决策,实现突防,完成对目标的攻击,并可退出和返航。

综合飞行/火力/推进控制(IFFPC)与战术任务飞行管理(TMFM)技术是使未来战斗机满足上述性能特性和战术特性要求的核心关键技术之一。

IFFPC技术是在IFFC技术及IFPC技术的基础上发展起来的。IFFPC的概念在20世纪80年代中期由Knox^[21]提出。它在先进的主动控制技术基础上,把飞行、推进、火力、导航及航空电子等子系统综合在一起,大大提高了飞机的总体性能。目前,在美国和俄罗斯的新一

代战斗机上已实现了 IFFPC 技术。

战术任务飞行管理系统,就是根据指挥系统提出的战术任务要求,实时感知飞机及有关子系统的状态和周围环境(包括天气、地形、威胁以及友军)的信息,实时进行任务及飞行轨迹的规划,生成导航和制导指令,相应地控制飞机的力及力矩(包括气动力及推力),使飞机沿所要求的飞行轨迹飞行。与此同时,按生成的指令控制飞机相关的子系统,以某种最佳方式(以生存性、任务有效性及能量消耗等衡量)完成突防和攻击等各种战斗任务。典型的战术飞行管理系统概念是 1982 年由美国空军莱特航空实验室与麦道公司提出的。它是在 IFPC 研制计划、综合飞行轨迹控制研制计划以及先进的地形跟随/回避研制计划的基础上,针对 90 年代先进的战斗机提出的。该系统是一种全任务综合管理系统,其功能和目标是协调、管理和控制已有的 IFPC 和 IFPC 等系统,以能量管理和四维导航等技术为基础,自动生成和执行飞行计划和轨迹指令,增强飞机在复杂和存在多种威胁的环境下执行总任务的有效性及其生存能力,并减轻飞行员的工作负担。随后,美国、欧洲和日本等发达国家投入人力、物力,进行了类似问题的研究和开发;我国从 90 年代开始,在综合控制研究的基础上开始了军机的飞行管理系统概念和关键技术的研究。

6.4.2 系统的组成与功能

战术任务飞行管理与综合控制在未来战斗机上实现的功能主要是,在多兵种协同作战中,攻击机与友机之间、攻击机内部各子系统之间需在不同层次上实现信息共享,多种探测器获取的信息需进行数据融合,获取精确和可靠的信息;在航空电子综合系统的基础上,根据执行不同的战术任务及不同的任务段,对攻击机资源进行动态分配,组成适应战术任务需求的综合控制模态的控制系统,以便有效地完成战术任务;任务飞行管理系统在预规划的战术任务的基础上,能根据作战态势信息在线实时再规划,生成任务控制指令;在未来恶劣的作战环境中,战术任务飞行管理系统起着辅助决策和咨询作用,需要把所做出的决策、战术预案及实时作战态势信息直观地显示给飞行员,并由其最终选择,因而应有先进的综合显示系统和人—机接口界面。

未来战斗机战术任务飞行管理与综合控制具体逻辑结构如图 6-22 所示。图 6-22 中上半部分为战术任务综合飞行管理系统,是整个系统结构的最顶层;下半部分为相应的综合控制系统,构成系统结构的底层。其中 IFPC 是综合控制系统的核心基础,IFFPC 是综合控制系统的关键。

图 6-22 中,战术任务综合飞行管理系统由下列模块组成:

- 规划策略模块实现航迹规划的调度管理,定义任务目标以及进行可用的优先级选择,并顺序调度其他功能模块的执行;
- 天气、地形及障碍物回避管理模块产生飞机回避指令;
- 威胁管理模块对现今航线的威胁进行识别,并产生相应的指令;
- 目标管理模块对作战实体的威胁以及对攻击目标进行识别,选择并捕获、锁定攻击目标,输出攻击目标的相关信息以及威胁的有关信息;
- 轨迹规划模块根据威胁、天气、障碍物和地形回避的要求重新规划飞机的飞行航迹,根据武器投放的战术预案实时规划攻击轨迹;
- 武器投放决策管理模块根据地形、天气、威胁及攻击目标状态,完成武器投放战术预案。

综合控制系统由下列模块组成:

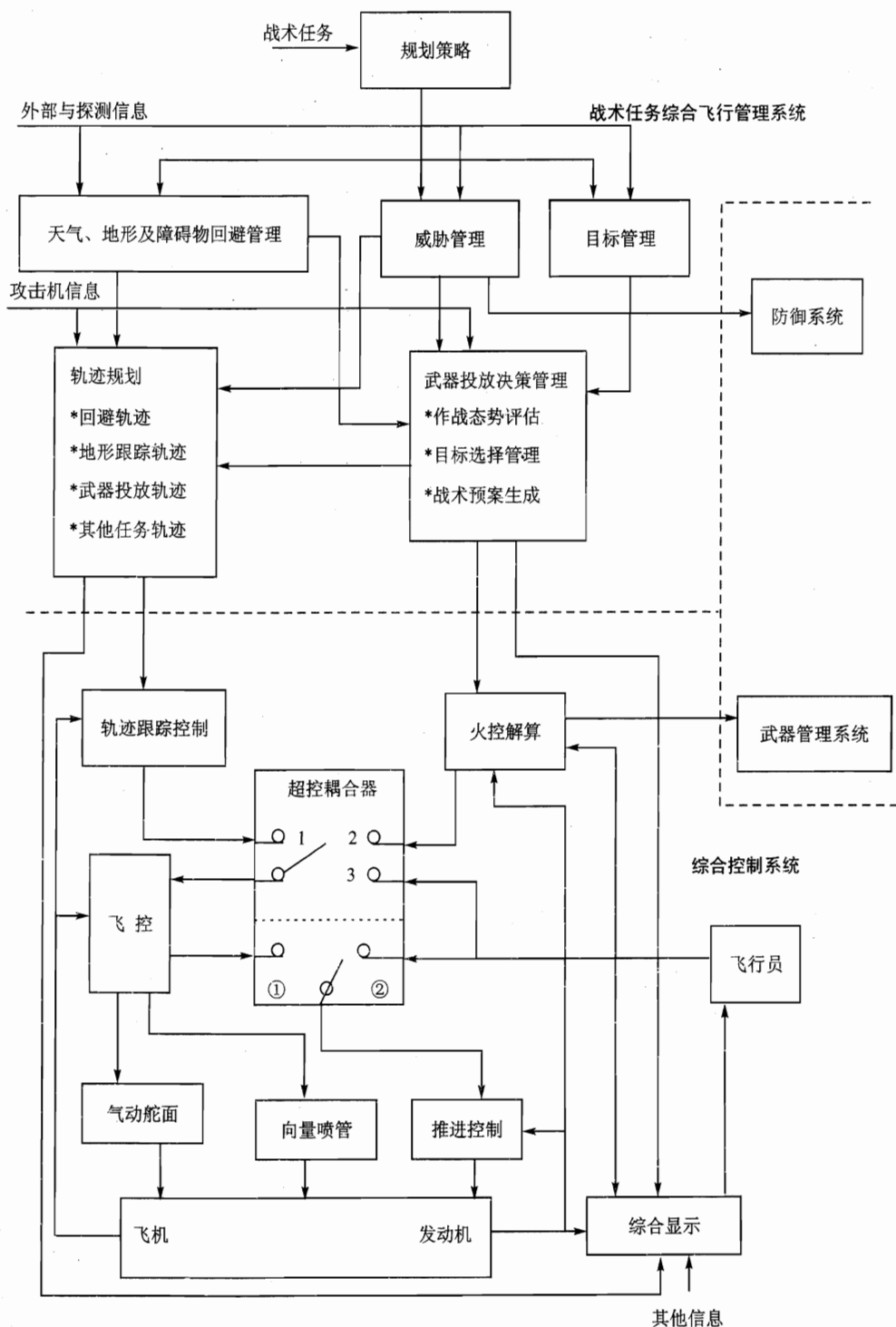


图 6-22 综合管理与控制系统逻辑结构图

- 轨迹跟踪控制(飞行管理)模块依据闭环控制算法,生成飞控系统输入指令;
- 火控解算模块根据攻击机与目标的相对运动信息,针对选择的待攻击目标,进行火控系统需求指令解算,其中包括对目标状态的估计等;
- 超控耦合器模块可选择自动或手动控制模态,并进行切换动态过程淡化;
- 飞行控制系统模块根据拟采用的控制分配方案生成气动舵面、向量喷管及推进控制指令;
- 推进控制系统模块根据飞行控制需求指令或飞行员操纵指令,控制推进系统工作状态;
- 综合显示模块在平显和多功能显示器上将各种信息显示于飞行员。

总之,在战术任务飞行管理下,IFPC 通过对飞行控制和火力控制的信息与控制的综合,实现自动机动攻击,减轻飞行员的负担,提高攻击机武器投放效能;IFPC 通过充分发挥推进系统效率,优化和协调飞行控制与推进控制,改善攻击机的飞行性能,满足战术任务管理需求;IFPC 实现相对独立的飞行控制和推进控制的协调,以及它们和火力控制系统的需求统一与综合。

6.4.3 战术飞行实时轨迹优化系统的设计

战术飞行管理 TFM(Tactical Flight Management)系统的核心问题是飞行轨迹的实时生成。随着 TFM 概念的提出,研究包括威胁回避的轨迹优化技术取得了进展,其优化方法主要是纯数学方法,如动态规划法和极大值原理等。进入 20 世纪 90 年代后,理论研究主要采用逆动态法、神经网络法及遗传算法等;工程研究主要采用人工智能技术与纯数学方法相结合的方法,以提高轨迹优化的实时性、最优性和智能性。其中人工智能技术主要是指启发式搜索算法和专家系统。

1. 启发式搜索算法在飞行轨迹规划中的应用

启发式搜索是指,利用启发信息找到以最小代价通向目标节点的路径。因此,必须建立代价评估函数,用来计算某个待扩展节点有希望以最小代价通向目标节点的程序。该代价评估函数可以表示为

$$f(M) = g(M) + h(M)$$

其中: M 表示某个待扩展节点; $g(M)$ 表示从起点到 M 的当前最小代价路径的代价; $h(M)$ 表示从 M 到目的点的实际最小代价路径 $h^*(M)$ 的估计值,即启发函数; $f(M)$ 表示从起点出发,通过节点 M 到达目的点的最小代价路径的代价 $f^*(M)$ 的估计值。由此看来,启发式搜索过程实际上就是一个节点生成和节点扩展的过程。

启发式搜索算法应用于轨迹规划,应使搜索过程既能得到近优性较好的解,又能保证较快的搜索速度,关键是合适的 h 表达式。在战术飞行轨迹优化问题中,为了保证飞机的安全性,飞行路线需要尽量避开地形、人工障碍物、恶劣气候和地面火力的威胁,而且还要保证充足的飞行时间和燃油量,因而,该问题的启发函数可以简单表示为

$$h = \tau_1 \cdot P_{\text{threat}} + \tau_2 \cdot P_{\text{bump}} + \tau_3 \cdot P_{\text{weather}} + \mu_1 \cdot \frac{t}{T} + \mu_2 \cdot \frac{f}{F}$$

其中: P_{threat} 表示飞机被地面威胁源击中的可能性; P_{bump} 表示飞机撞上人工障碍物或突出地形的可能性; P_{weather} 表示飞机在恶劣气候中飞行的危险性; t 表示飞机从当前节点到后继节点飞行所需的时间; T 表示预定的总飞行时间; f 表示这一阶段消耗的燃油量; F 表示起飞前携带的燃油量; τ_i 和 μ_j 是各项的变权系数($i=1,2,3; j=1,2$)。

显然,战术飞行轨迹优化中启发函数的各个被变权项是由威胁因素决定的,这些项的总数基本上是固定的,变化的部分只有变权因子 τ_i 和 μ_j 。变权因子在启发函数中的涵义其实就是该被变权项的重要性与可行性的综合。不同的变权得到的优化轨迹可能是完全不同的。在机载规划中,用试凑法得到的变权因子值与实际情况出入较大,必须将变权因子的值与被变权项的重要性与可行性的综合评判值结合在一起。因而,不同飞行时刻,变权因子值不同。

使用搜索策略的目的是确定寻找路径时所扩展的节点数量。选择合适的搜索策略,一是确定待扩展节点存在的范围;二是减少待扩展节点的数量,以加快搜索速度。对于战术飞行轨迹优化而言,规划轨迹是多个被扩展节点的有向连续。对于基于网格划分的启发式搜索来说,确定待扩展节点存在的范围,实际上就是确定网格间距的大小。

总之,在战术飞行轨迹优化问题中,影响启发式搜索近优性的因素主要是启发函数中变权因子的取值和网格间距的取值;影响实时性的因素主要是启发函数的表达式、网格间距以及搜索空间的大小。

2. 模糊变权函数的应用

综合评判就是假设有 n 种方案,需要从重要性与可行性这两方面对它们进行综合评判,然后选择合适的方案。假设第 i 个方案或影响因素的重要性程度估计值为 u_i ,其可行性程度估计值为 v_i ,分别对应的变权因子为 w_{ui} 和 w_{vi} ,则综合评判值 Z_i 为

$$Z_i = w_{ui}u_i + w_{vi}v_i \quad (i = 1, \dots, n)$$

比较 $Z_1, Z_2, \dots, Z_n$ 值,取最大值为最优方案或最有影响的因素。由于影响因素的变权值是随着时间和事件的变化而变化的,它们应该是一种“变权”,被称为“变权函数”。若对某个因素的重要性 u 的程度分析是采用模糊统计的方法得到的,则变权函数就被称为“模糊变权函数”。其具体计算过程如下:

- 确定各被变权项的重要性。
- 求被变权项的重要性常数及其常数比。

重要性常数是用模糊统计方法得到的。常见的模糊统计方法主要有线段法、置信法及线段-置信简便法等。根据所选方法求得所有被变权项的常数,然后求第 i 个被变权项与第 j 个被变权项的重要性的常数比,即

$$\lambda_{ij} = \lambda_i / \lambda_j$$

- 计算综合变权函数。

用 $w_i(u_1, u_2, \dots, u_n)$ 表示综合考虑 n 个被变权项 $u_1, u_2, \dots, u_n$ 的重要性与可行性时,第 i 个被变权项的权重,称其为 n 元变权函数。它应该满足以下关系:

$$0 \leq w_i(u_1, u_2, \dots, u_n) \leq 1$$

$$\sum_{i=1}^n w_i(u_1, u_2, \dots, u_n) = 1$$

计算过程如下:

- 计算二元变权函数 $w_j(u_{k1}, u_{k2})$ 得

$$w_{k1}(u_{k1}, u_{k2}) = \lambda_{k12} u_{k1} / (\lambda_{k12} u_{k1} + u_{k2})$$

$$w_{k2}(u_{k1}, u_{k2}) = u_{k2} / (\lambda_{k12} u_{k1} + u_{k2})$$

- 根据二元变权函数求 n 元变权函数。例如 $n=3$ 时,可得到以下模糊变权函数:

$$w_1(u_1, u_2, u_3) = u_1 / (u_1 + \lambda_{21} u_2 + \lambda_{31} u_3)$$

$$w_2(u_1, u_2, u_3) = \lambda_{21} u_2 / (u_1 + \lambda_{21} u_2 + \lambda_{31} u_3)$$

$$w_3(u_1, u_2, u_3) = \lambda_{31} u_3 / (u_1 + \lambda_{21} u_2 + \lambda_{31} u_3)$$

且 $\lambda_{ji} = 1/\lambda_{ij}$ 。若已知启发函数中的第 i 个被变权项值 u_i , 则可确定该项的变权因子, 再由下式求得综合评判值:

$$Z = w_1 u_1 + w_2 u_2 + w_3 u_3$$

这样, 在综合考虑到各项的重要性和可行性的情况下, 变权因子能够根据不同的情况取不同的值。这样不仅减小了人为因素对搜索结果的影响, 增强了启发函数的自调整能力, 而且使得搜索得到的轨迹更加符合实际情况, 更加合理。

3. 提高搜索效率的专家系统

启发搜索算法需要对规划飞行区进行划分, 形成待扩展节点, 构成网格。由于在规划区内环境态势的变化分布是不均匀的, 若按同样密度的网格进行划分, 则必然会造成许多不必要的搜索, 从而降低搜索效率。此外, 军机执行任务的飞行范围较大, 为了保证一定的精度, 不能将规划区的网格划分过大; 但节点数过多, 代价函数复杂时, 计算量将会很大。为了提高轨迹规划的实时性, 可利用专家系统规划库对已有信息进行预处理, 缩小搜索空间, 减少搜索节点, 从而提高搜索速度。因此, 所设计的专家系统在提高启发式搜索效率中的具体功能是: 根据威胁源的分布, 调整搜索网格的大小; 根据飞行环境的具体信息, 确定可扩展节点, 减少搜索节点数目; 根据飞行态势的新信息, 确定轨迹重规划的范围, 尽量利用飞行前预规划的结果, 避免不必要的搜索。

注意: 以上所设计的专家系统是在充分理解搜索算法的基础上, 为解决飞行轨迹规划时出现的问题而设计的, 不是根据专家经验设计的。

该专家系统主要规则如下。

(1) 网格的自调整方法

网格自调整遵循单向性原则, 从而保证了自调整网格始、末节点的连续性。其根据航路点及威胁源分布排序, 将规划区分成不同的子区, 计算不同子区的相邻威胁源的距离差, 判断威胁源的疏密程度, 从而确定不同子区的网格间距。

(2) 利用飞机飞行趋势减少搜索节点

按通常路径搜索方法, 需向 6 个方向进行搜索, 并分别计算待扩展节点的代价函数。事实上, 如果考虑当前飞行趋势和飞行环境的特征, 则可删除某些不必要的待扩展节点的搜索。为此, 可建立一些专家规则, 从而减少搜索数目。

(3) 建立规则, 缩小搜索区间和减少待扩展节点

根据态势变化信息, 建立判断进行重规划的规则, 从而可以缩小搜索范围。为此, 可建立一些规则, 缩小搜索区间和减少待扩展节点。

专家系统的判断和推理需要一定时间。由于在整个飞行轨迹上不可能非常均匀、密集地分布威胁源, 因而, 采用专家系统将会提高轨迹的搜索速度。

根据上述各种方法构成的战术飞行轨迹实时优化系统如图 6-23 所示。

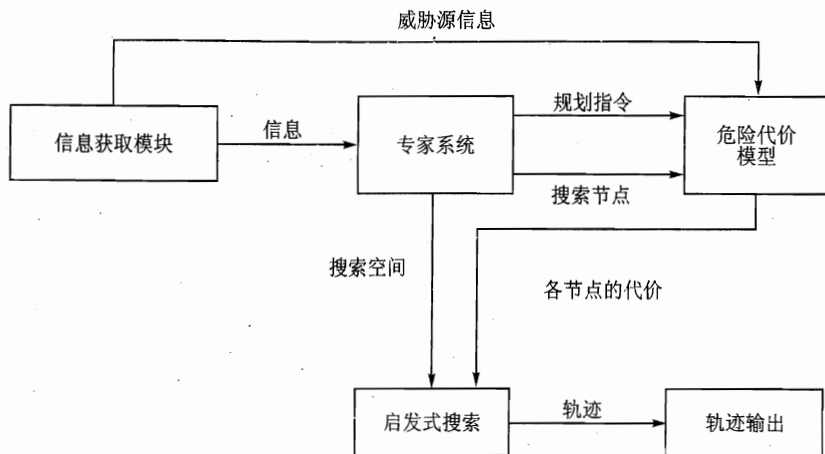


图 6-23 战术飞行轨迹实时优化系统组成

6.4.4 综合飞行/火力/推进控制系统的设计

1. 递阶—分散—集中综合控制设计方法

现有的综合控制设计方法是分别针对 IFFC 和 IFPC 系统设计提出的。直接采用这些设计方法设计 IFFPC 系统,存在着一定的局限性。主要表现为:

- 耦合控制器结构形式的系统综合控制设计方法采用由底层向顶层的系统综合控制设计思想,适用于已分离设计后的 2 个子系统的综合控制系统设计。它不能从综合控制系统的顶层设计中重新定义和分配各种系统功能,保证其在内在本质上综合,不能根据系统功能在顶层的相互耦合作用确定整体系统的综合控制结构。
- 递阶—分散的综合控制系统设计方法采用子系统性能分配方法,协调子系统控制器设计,不能直接考虑子系统之间的耦合作用。由于子系统性能指标分配的保守性,该方法只适用于弱耦合作用的综合控制系统设计。
- 集中—分散的综合控制系统设计方法采用一揽子集中式处理方法设计综合系统的集中式控制器,非常复杂。当采用性能匹配和次优准则分解综合系统集中式控制器,产生带耦合结构的分散控制器时,不能保证分散控制器之间所带的耦合结构一定能够物理实现。有时为了保证局部分散控制器能够物理实现,人为限制它们之间的耦合结构,但不能满足综合系统性能匹配的要求。

针对这 3 种综合控制系统设计方法的局限性,提出了递阶—分散—集中的综合控制系统设计方法。其基本思想是采用分解—协调思想,把综合系统分解为若干个合适规模的子系统。采用动态大系统模型简化方法建立综合系统子模型,基于综合系统子模型进行子系统控制器设计。综合系统控制器采用多重递阶控制结构,由子系统控制器根据综合系统控制信息关系组合构成。递阶—分散—集中设计方法的设计流程如图 6-24 所示。其主要设计工作集中在

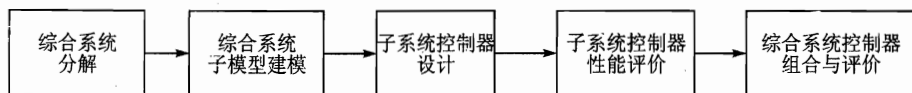


图 6-24 递阶—分散—集中设计方法流程

综合系统子模型建模和子系统控制器设计环节。其中综合系统子模型建模是该设计方法的关键。子系统控制器设计需要解决综合控制系统中的非线性控制设计问题。

(1) 综合控制系统的分解

系统分解的主要目的是把综合控制系统分解为若干个便于处理和分析的子系统,使得子系统之间的耦合描述简单、处理方便。合理的系统分解应能够满足:子系统具有完整的功能定义;子系统之间的耦合作用能够被明确定义,描述方便;子系统控制必须可控、可观。

按照上述分解原则,IFFPC 系统可以分解为任务系统、飞行系统和推进系统。其中针对不同的战术任务需求,任务过程分解的结果可能不一样。在机动武器投放过程,机身纵向和横侧向运动之间的耦合作用为双向强耦合作用,两者共同作为飞行系统。一般推进系统可分为进气道、核心发动机和喷管 3 个子系统。若进气道无控制量,喷管也被假设为一个简单的控制系统,则三者共同作为一个整体,即推进系统。

(2) 综合控制系统控制结构

综合控制系统的控制结构是由系统功能之间的耦合作用决定的。IFFPC 系统的控制结构按照任务控制、飞行控制和推进控制系统的功能之间的相互作用确定为多重递阶控制结构(multistrata hierarchical structure),如图 6-25 所示。

从图 6-25 中可知,IFFPC 系统的控制结构是一个 3 重递阶控制结构,描述了 IFFPC 系统中子系统控制之间指令与跟踪的耦合作用关系。

(3) 综合控制系统子模型

综合控制系统子模型是递阶—分散—集中设计方法与递阶—分散设计方法、集中—分散设计方法相区别的主要标志。递阶—分散设计方法基于完全切断耦合作用的子系统模型设计子系统控制器,而递阶—分散—集中设计方法基于满足控制设计要求的简化综合系统模型,即综合系统子模型,设计子系统控制器。

综合控制系统子模型是一个简化的综合系统模型。它是以一个子系统模型为主导,其他与之有耦合作用的子系统模型采用合理的简化模型,通过子系统之间的耦合作用关系建立起来的综合系统模型。

在综合控制系统中,每一个子系统分别作为主导子系统建立其相应的综合系统子模型,即任务系统、飞行系统和推进系统分别作为主导子系统建立各自相应的综合控制系统子模型,并用于子系统控制器设计。在综合控制系统子模型中,主导子系统模型是详细的数学模型,非主导子系统模型是经过集结处理的简化模型。该简化模型能够反映其与主导子系统之间的主要耦合作用关系以及该子系统期望的主要特性性能或者其实际能够获得的主要动态特征性能。在 IFFPC 系统中,根据具体的建模需求采用链集结方法^[26]对子系统模型进行简化,产生非主导子系统的简化模型,获得能够反映子系统输入/输出(包括子系统之间的耦合作用)之间的主要特征关系的简化模型。

(4) 子系统控制器设计

递阶—分散—集中设计方法允许设计者选择合适的多变量控制设计方法或现代控制理论

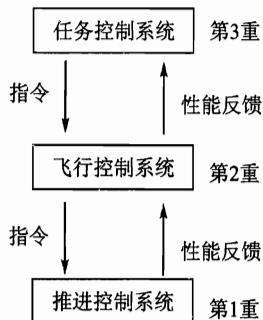


图 6-25 IFFPC 系统多重递阶控制结构

设计方法,以综合系统子模型为设计对象,进行子系统控制器设计和验证,但子系统控制器设计必须解决存在的非线性控制问题。

任务控制系统设计的目的是产生最优任务需求指令,引导攻击机完成既定战术任务。其关键问题是在攻击机机动能力范围内,生成期望的飞行航迹运动或姿态变化的需求指令,保证攻击机有能力跟踪需求指令,完成战术任务。

飞控系统和推进控制系统设计是动态控制系统设计问题,两者控制系统的设计差别很大。

飞控系统设计的目的是匹配飞行和操纵品质,跟踪任务控制需求指令。其设计过程复杂,被控对象可以是稳定或不稳定的,对象参数是飞机工作点状态的函数,但从其可测量的输出信息容易重构被控变量。

推进控制系统设计的目的是,在存在干扰的条件下,控制发动机工作在一定的推力和气流量状态下,满足部件的约束和物理限制,跟踪飞控系统需求指令。发动机控制设计的显著特点是:关键的控制参数不易测量;多目标控制时,控制目标随不同限制而变化;大幅值动态时,控制对象是严重非线性的和几乎不可控的慢速温度模态,但发动机开环是稳定的,且极点往往位于负实轴上。传统上,发动机控制实际是稳态控制,但在综合控制系统中,尤其在向量喷管控制参与飞行控制时,必须考虑发动机的动态控制。

(5) 子系统之间耦合作用的处理方法

综合控制系统子模型建模的关键是妥善处理 and 描述子系统之间的耦合作用,即把子系统之间的自然耦合作用与子系统控制之间的协调作用结合起来,根据子系统之间的耦合作用的性质、程度的强弱和动态特性分类处理和描述它们。

在采用多重递阶控制结构的综合控制系统中,每一重子系统控制是上一重的子系统,它们之间具有主从的隶属关系。根据这种耦合作用性质,按照子系统之间的耦合作用程度的强弱可分3种情况处理:

- 子系统之间的耦合作用为弱耦合作用——子系统之间的耦合作用被作为干扰来处理,由子系统控制器抑制。
- 子系统之间的耦合作用为单向强耦合作用——采用指令与跟踪协调控制关系描述子系统之间的单向强耦合作用,另一方向的弱耦合作用被作为干扰处理,由子系统控制器抑制。
- 子系统之间的耦合作用为双向强耦合作用——一种方法是重新进行系统分解,使子系统之间的双向强耦合作用转化为弱耦合作用或者单向强耦合作用;另一种方法是将两个双向强耦合子系统合并为一个新的子系统,这种处理方法会增大子系统的规模。

2. 空—空导弹模态作战区全过程控制律设计及仿真

可将空—空导弹模态的作战过程分解为占位段、瞄准段、投放段和摆脱段4个部分,其中瞄准段与投放段的控制规律基本一样。

在占位段,根据目标机与攻击机的相对角位置,自动操纵攻击机以向左或向右的最大转弯能力实施机动,使机头迅速指向敌机的大致方位。如果当前敌我两机在水平方向的相对态势较小,而在垂直方向的相对态势较大,采用常规的机动,则短时间内难以攻击敌机,甚至很有可能被敌机攻击。可采用急射机动和快速 PST-180°转弯机动等非常规机动,迅速占据有利攻击位置,最快地攻击敌机。其中常规机动占位段设计导引控制律按攻击机航迹控制设计,并输入给飞行/火力协调控制器,再连接到控制增稳系统;非常规机动占位段控制律设计运用非线性“动态逆+ μ 综合”方法,具有很好的鲁棒性。

在瞄准段,以比例控制的基本思想设计了飞行/火力耦合器,此时,IFFC 系统可以消除攻击机的瞄准误差,使攻击机得以持续而精确地对准敌机。同时,对导弹发射包线进行实时计算,判断是否满足导弹的发射条件。在获得发射机会后,经历一短时间的投放段后,完成导弹的发射程序。

在摆脱段,需要按照指令以一定的航向角到达指定的退出点。采取了 3 段轨迹规划的方法,即攻击机首先飞曲线段,其次飞直线段,最后飞曲线段。当到达指定航路段时,再改平进入最终航路段,解决摆脱段的轨迹规划问题。为了提高攻击机的生存力,选择最短时间的飞行航迹规划为最优航迹规划,飞往指定航路段。按照上述原则设计轨迹控制器,在规划所得的轨迹指令的导引下,控制飞机按航向要求抵达退出点。

常规机动作战仿真算例初始条件如下:

飞机巡航速度 $M=0.8$ (马赫数);巡航高度 11 000 m;飞机出发点经纬度(112.3,21.4);目标点经纬度(114.6,23.1);敌雷达作用半径(R)为 30 km;敌武器作用半径(M)为 20 km;共有 4 座山峰(* T)地形数据;实时规划过程中增加威胁源,即增加固定雷达经纬度(112.8,21.8),增加固定武器经纬度(113.2,21.8);进入战区时的目标机在目标点以北 15 km,以东 15 km,高度 11 km,飞行速度 240 m/s,倾斜角 0° ,航向角 30° ,航向角变化率 $2^\circ/\text{s}$ 。仿真结果如图 6-26~6-29 所示。

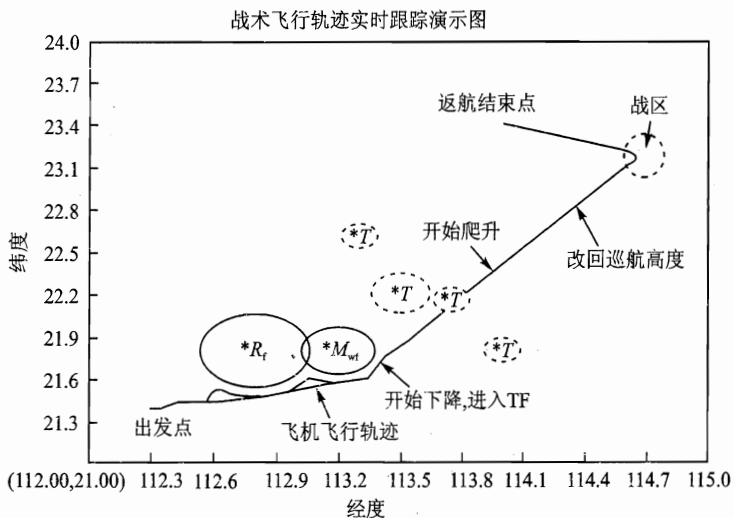


图 6-26 水平剖面轨迹

非常规机动作战仿真算例初始条件如下:

我机飞行高度 6 km,飞行速度 $M=0.45$ (马赫数),方向正北;敌机飞行速度 $M=0.6$,方向正西;敌机相对我机位置高 5 km、右 8 km、前 5 km(距离 10 km);敌机试图摆脱我机,以盘旋水平半径 6 km、上升速度 30 m/s 飞行。

敌机处于我机前半球范围。我机根据敌机目标方位与运动方向,作快速俯仰操纵,使飞机达到一定的迎角;然后作绕速度向量的滚转机动,从而使机头基本指向目标,采用导弹锁定目标并对敌攻击。具体仿真过程为:我机在配平状态下平飞 3 s,根据当前相对态势进入占位段,启动相应于机动决策指令的火控解算,快速瞄准目标机,使之进入攻击发射区;在 5.7 s 获得首次可发射机会,并且保持可发射状态 3 s;攻击后 10 s 时退出,仿真结果如图 6-30 所示。

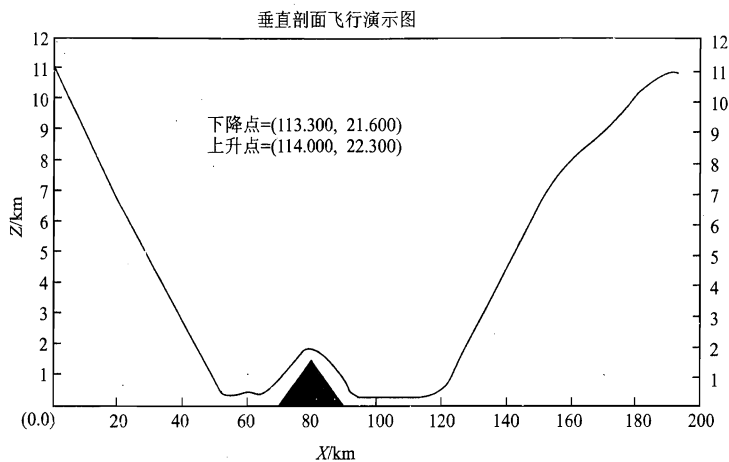


图 6-27 垂直剖面轨迹

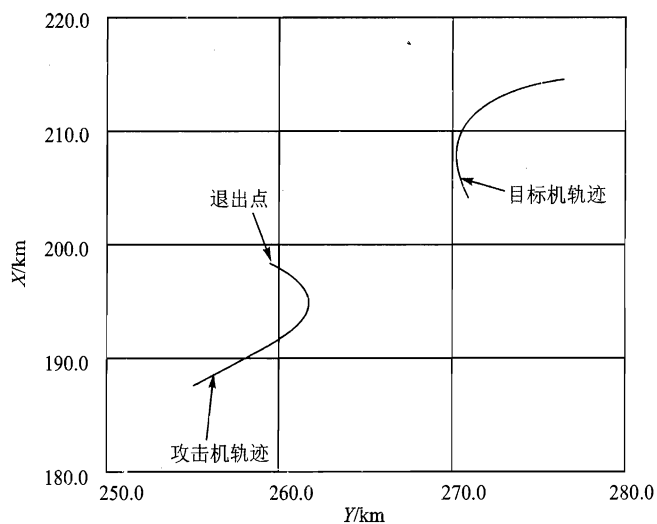


图 6-28 战区双机格斗水平轨迹

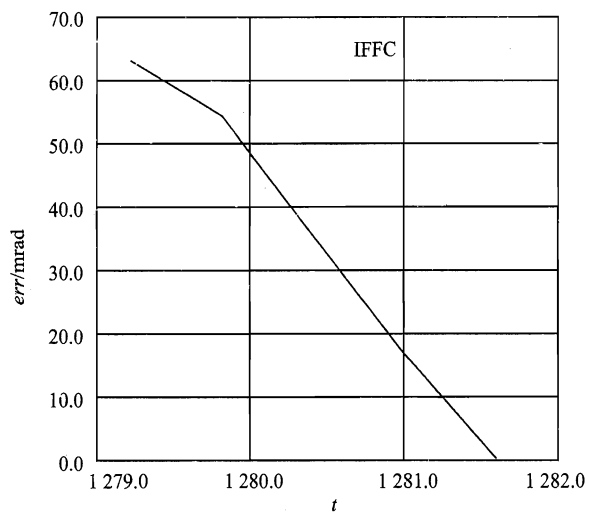


图 6-29 战区瞄准误差曲线

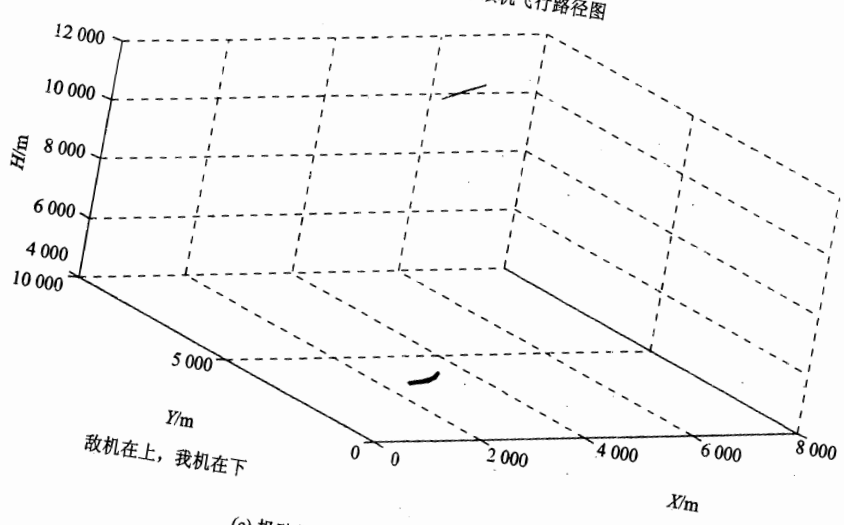
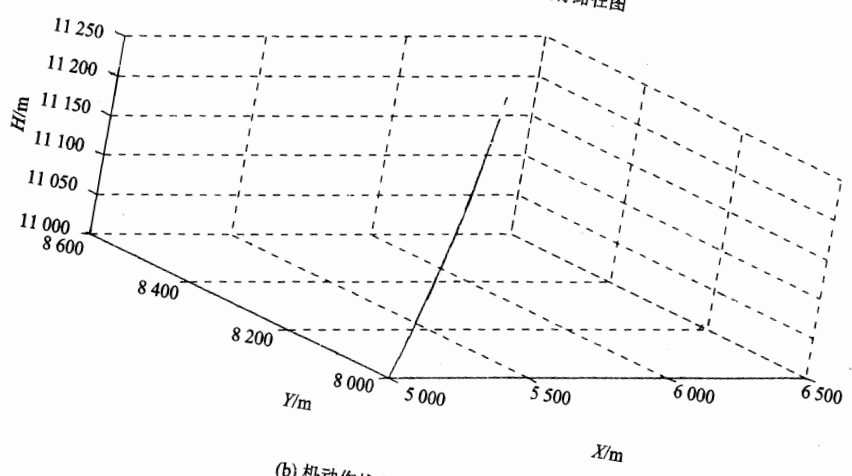
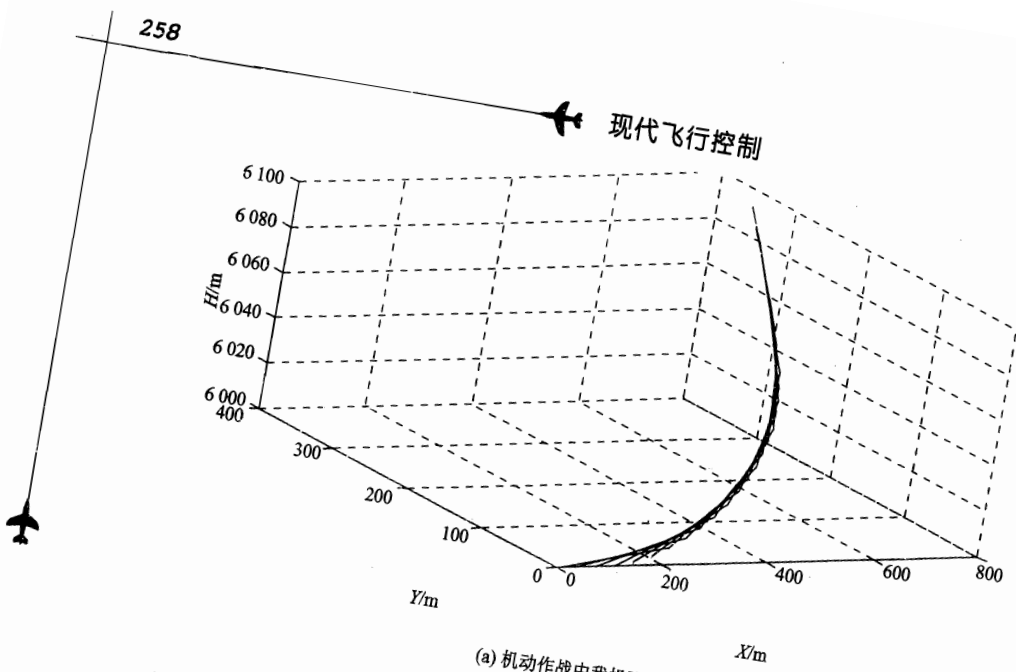


图 6-30 非常规机动作战仿真算例



复习思考题

- 6-1 简述综合飞行/火力控制系统的组成及工作原理。
- 6-2 在学习目标状态估计器原理的基础上,阅读有关最新参考文献,说明其最新进展。
- 6-3 试述武器的发展对综合控制技术的需求关系。
- 6-4 利用 MatLab 工具,试用不同的控制律设计方法设计飞行/火力耦合器,并比较其优缺点。
- 6-5 超控耦合器的作用是什么?在工程实现时应注意什么问题?
- 6-6 以空—地轰炸模态为例,试说明如何对该模态的综合飞行/火力控制系统进行性能评价。
- 6-7 简述综合飞行/推进控制系统的组成、工作原理及功能。
- 6-8 按照大系统建模思路,简述综合飞行/推进系统的建模思路。
- 6-9 查阅有关参考文献,说明带推力向量的综合飞行/推进控制系统的功能、原理及优缺点。
- 6-10 简述综合控制与战术任务飞行管理和航空电子综合系统之间的关系。
- 6-11 轨迹生成的目的与关键技术是什么?
- 6-12 查阅有关参考文献,说明综合飞行/火力/推进控制系统各种设计方法的基本原理及其优缺点。



参考文献

- 1 马晓军. 综合火力/飞行系统中控制、制导及相关理论问题的研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1995
- 2 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 第一册(常用公式、符号、数表). 北京:航空工业出版社,1996
- 3 [德]鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制. 金长江译. 北京:国防工业出版社,1999
- 4 郝健康. 综合飞行/火力/推力向量控制:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1997
- 5 周宏仁. 机动目标“当前”统计模型与自适应跟踪算法. 航空学报,1983
- 6 周宏仁,敬忠良,王培德. 机动目标跟踪. 北京:国防工业出版社,1991
- 7 Zhou Hongren, Kumar K S P. A“Current”Statistical Model and Adaptive Algorithm for Estimating Maneuvering Targets. Journal of Guidance, Dynamics and Control, 1984,7(5)
- 8 郝健康. 综合火力/飞行控制系统——空-空导弹攻击模态的设计、仿真研究:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1994
- 9 陈超. 综合火力/飞行控制系统空-地轰炸模态的设计、仿真研究:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1995
- 10 张立军. 综合飞行/火力控制系统对地轰炸模态研究:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1997
- 11 陆彦,吴象东,李续武. 航空外弹道学. 西安:西北工业大学出版社,1985
- 12 六二八所译. AFTI/F-16 战斗机数字式飞行控制系统(阶段最终技术报告). AD-B096696,1991
- 13 杨志波. 综合飞行/火力控制系统中多模态飞行控制律研究:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1999
- 14 Barfield A F, Vanvlied B W, Anderson D C. AFTI/F-16 Advanced Multi-mode Control System Design for Task Tailored Operation. AIAA,81-1707
- 15 杨新. 综合飞行/火力控制系统及其评价研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,2000
- 16 文传源主编. 现代飞行控制系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1992
- 17 彭可茂. 综合飞行/推进控制系统研究及实时仿真:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1988
- 18 高彦玺. 推力向量控制与过失速机动研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1997
- 19 姜正行,等编. 飞机内流空气动力学. 北京:航空工业出版社,1989
- 20 彭可茂,申功璋,文传源. 起飞模态综合飞行/向量喷管控制系统设计. 北京航空航天大学学报,1998,24(3)
- 21 Knox C E, Meyer D W. Integrated Flight/Fire/Propulsion Controls. AIAA, 84-2493
- 22 航空第一集团公司第613研究所. 综合火力/飞行控制系统译文集(一)(二). 韩振宗,祝梁生译
- 23 Song T L, Ahn J Y, Park C. Suboptimal Filter Design with Pseudomeasurements for Target Tracking. IEEE, 1998
- 24 陆彦. 航空火力控制原理. 西安:西北工业大学出版社,1989
- 25 孙向青. 综合火力/飞行控制系统及实时仿真研究:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1996
- 26 杨新,申功璋,文传源. 综合飞行/火力控制系统性能评价. 火力与指挥控制,2001,26(2)
- 27 彭可茂. 综合控制系统设计及仿真研究:[博士后研究报告]. 北京:北京航空航天大学,2000
- 28 叶茂林. 带推力向量综合飞行/推进控制系统设计:[硕士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,2002
- 29 彭可茂. 综合控制与自动机动攻击技术研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1998
- 30 邱晓红. 战术任务综合飞行管理系统核心技术研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1995
- 31 胡昱. 飞机战术飞行轨迹优化方法及其实现研究:[博士学位论文]. 北京:北京航空航天大学,1999
- 32 Murphy W J. Tactical Flight Management——System Definition. IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1982

第7章

综合系统与非线性、变参数系统

7.1 概 述

第6章中所介绍的综合飞行/火力控制系统 IFFCS(Integrated Flight and Fire Control System)和综合飞行/推进/火力控制系统 IFPFCS(Integrated Flight, Propulsion and Fire Control System)目前在技术领域属于连续事件集成化(或一体化)控制系统;涉及到理论领域,则属于现代控制、大系统理论范畴。为了探索和研究关于推理决策(或思维决策)、连续及离散事件三者集成这类复杂、综合事件的动态系统以及更为复杂的系统,文献[1~9]提出并研究了综合系统(comprehensive system)的理论和建模方法等问题,具体内容见7.2节。

无论是当前的综合控制(集成化控制)系统,还是更为复杂的综合系统,都包含非线性、变参数系统,而非线性特别是非线性、变参数系统,一般都没有解析解,对其分析和设计极为困难。在7.3节中将介绍有关非线性以及非线性、变参数系统的分析、求解和综合方面的内容。

7.2 综合系统及其理论^[1~11]

经典控制理论研究的范畴限于单输入、单输出工程系统;现代控制理论限于研究多输入、多输出工程系统;大系统理论一般研究大规模、结构复杂及信息关联繁多的工程系统。贝塔·朗非1945年发表“关于一般系统论”,1968年出版《一般系统论》专著;维纳则于1948年出版了《控制论》专著。他们研究的范畴为工程与非工程、生物与非生物系统,但仅限于概念性与宏观性范围。由于当时条件的限制,直至1975年和1978年国际控制论、系统论会议,转而讨论社会控制论和经济控制论专题,但仍未进入生物系统的深入研究领域。文传源在文献[1]~[9]中系统地研究了综合系统和综合系统论,将综合系统抽象为综合事件(含离散、连续、推理或思维决策事件)动态系统及其建模等问题。现将其主要研究内容简要介绍于下。

7.2.1 综合系统

1. 综合系统的涵义及说明^[9]

综合系统是工程与非工程、生物与非生物、微观与宏观、思维与实践、主观与客观、个体与群体、本体与环境、受控与非控……各类系统的概括。其中宏观如宇宙系统,微观如原子结构、生物细胞,特别是人体神经网络及其相关系统(如内分泌、血液循环……系统)的复杂生物电化学反应系统。此处综合二字还包含理解的意义,即思维活动与主观意识。

2. 综合事件动态系统^[4,7~9]

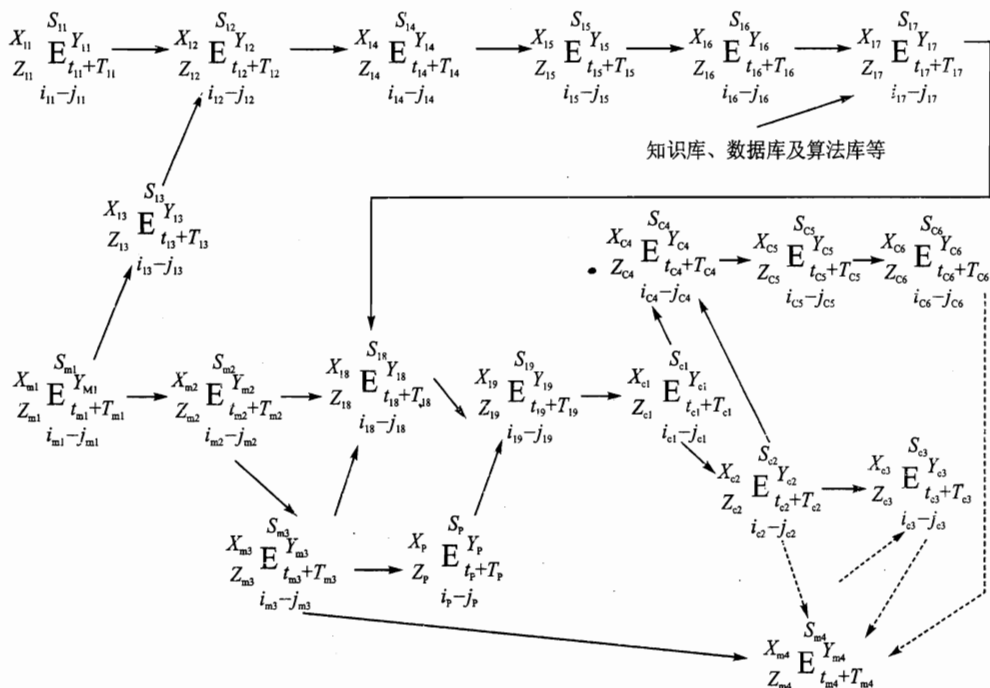
从系统的物理特性和数学描述角度来看,一般可将综合系统抽象为包括连续、离散与思维决策(或推理决定)事件的综合事件动态系统,这样有利于建立数学模型。

7.2.2 综合事件动态系统规范化建模

1. 综合事件动态系统举例

综合事件动态系统模型便于描述人一机、竞争、协同、经济、军事、智能控制……各类系统。

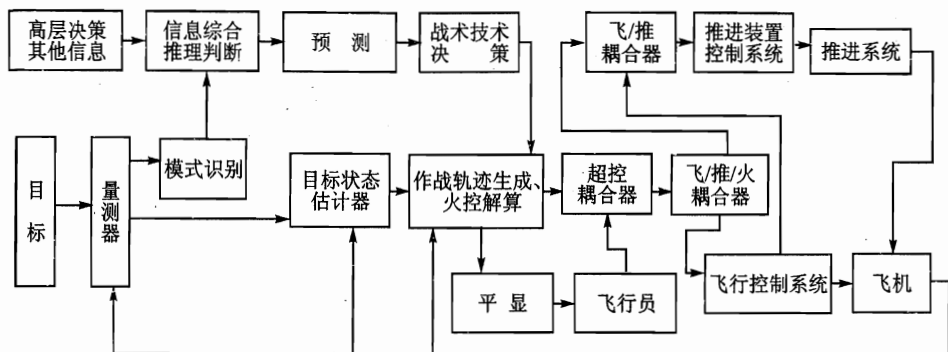
现以综合飞行/推进/火力控制系统(IFPFCS)为例,绘出3级结构简化图(见图7-1)。图7-1(a)中各项分别用符号表示如下: S_{11} 表示高层决策及其他信息; S_{12} 表示信息综合; S_{13} 表示模式识别; S_{14} 表示推理; S_{15} 表示判断; S_{16} 表示预测; S_{17} 表示战术决策; S_{18} 表示作战轨迹自动生成; S_{19} 表示超控耦合器; S_{m1} 表示目标量测; S_{m2} 表示目标状态估计器; S_{m3} 表示平显; S_{m4} 表示监控系统; S_{c1} 表示飞/火/推耦合器; S_{c2} 表示飞控系统; S_{c3} 表示飞机; S_{c4} 表示飞/推耦合器; S_{c5} 表示推进控制系统; S_{c6} 表示推进系统; S_p 表示飞行员; I 表示推理决策; i, j 表示大小循环次数。



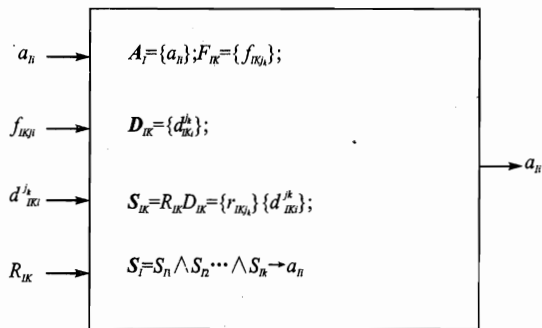
S_{11} —高层决策及其他信息; S_{12} —信息综合; S_{14} —推理; S_{15} —判断; S_{16} —预测; S_{17} —战术决策; S_{18} —作战轨迹自动生成;
其他信息
 S_{13} —模式识别; S_{m1} —目标量测; S_{m2} —目标状态估计器; S_{19} —超控耦合器; S_{c1} —飞/火/推耦合器; S_{c4} —飞/推耦合器; S_{c5} —推进控制系统;
 S_{c6} —推进系统; S_{c2} —飞控系统; S_{c3} —飞机; S_{m3} —平显; S_p —飞行员; S_{m4} —监控系统;
 i, j —大小循环次数; I —推理决策

(a) 以事件为核心的系统结构图

图 7-1 综合飞行/推进/火力控制系统 3 级简化示意图



(b) 信息关联原理结构图



(c) 外部信息内部物理特性模块结构图

图 7-1 综合飞行/推进/火力控制系统 3 级简化示意图(续)

这一类简单的综合事件动态系统有如下特点：

- 具有信息综合、推理判断、模式识别、预测、战术决策(定性)及作战轨迹生成(动态战术决策)等推理决策环节;具有超控耦合器、气动-结构弹性振动、阵风干扰及元部件或系统故障等离散事件环节;具有作战轨迹与火控解算(也可包括在作战轨迹生成环节内)、飞行控制、发动机控制……,其基本上属于或实质上属于连续事件动态系统(特殊情况下在离散事件状态下工作和运行)。
- 作战决策按任务可分为:战略、战役、战斗及战术技术决策。战斗决策按等级可分为上层、中层及基层决策;按性质可分为静态、动态、宏观、微观、定性及定量决策,一般用数理逻辑(逻辑代数是它的初等部分)描述。动态决策如作战轨迹生成,一般用微分方程描述。
- 以事件为核心不但描述方便,而且物理概念直观、明确,事件层次、信息关联、工作顺序、时空关系、循环次序、迸发时机非常清楚,再辅之以事件为核心的系统结构、信息关联结构、外部信息内部物理特性模块结构 3 级图示,更有利于系统分析。任何系统都是为了尽可能好地完成某项事件(或任务),至于采用什么样的部件或装置,可结合具体情况考虑,不必限制,其根本目的只是为了完成某项事件(或任务)。

2. 综合事件动态系统规范化建模

此处规范化主要指:分类清晰、符号统一、约束条件与书写格式符合规定。下面分别论述单机作战的战术技术决策(属推理决策事件)数理逻辑数学模型、动态决策数学模型、离散事件

动态系统数学模型、连续事件动态系统数学模型及综合事件动态系统数学模型。

(1) 战术技术静态决策数理逻辑数学模型

现以飞机攻击地面目标选择战术技术决策(属于推理决策事件系统——IDESS)为例^[10], 将其数理逻辑数学模型列写如下。

$$\text{战术集: } \mathbf{A}_I = [\mathbf{A}_i] = [\mathbf{A}_{i1} \mathbf{A}_{i2} \cdots \mathbf{A}_{in}]^T \quad (7-1)$$

$$(i = 1, 2, \cdots, n)$$

$$\text{因素集: } \mathbf{F}_{IK} = [\mathbf{F}_{IKj_k}] = [f_{IK1} f_{IK2} \cdots f_{IKj_k} \cdots f_{IKm_k}]^T \quad (7-2)$$

$$(j_k = 1, 2, \cdots, m_k \quad k = 1, 2, \cdots, K)$$

判别集:

$$\mathbf{D}_{IK} = [d_{IKi}^{j_k}] = \begin{bmatrix} d_{IK1}^1 & d_{IK2}^1 & \cdots & d_{IKn}^1 \\ d_{IK1}^2 & d_{IK2}^2 & \cdots & d_{IKn}^2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ d_{IK1}^{m_k} & d_{IK2}^{m_k} & \cdots & d_{IKn}^{m_k} \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

$$\text{单因素决策集: } \mathbf{S}_{IK} = \mathbf{R}_{IK} \mathbf{D}_{IK} = [r_{IK1} r_{IK2} \cdots r_{IKj_k} \cdots r_{IKm_k}] [\mathbf{D}_{IK}] \quad (7-4)$$

最后选定的战术技术决策:

$$\mathbf{S}_I = \mathbf{S}_{I1} \wedge \mathbf{S}_{I2} \wedge \cdots \wedge \mathbf{S}_{Ik} \rightarrow [a_i^*] \quad (7-5)$$

式中:

a_i 表示第 i 项已知的战术。其中, I 表示推理决策, $i=1, 2, \cdots, n$ 表示第 i 项战术。

f_{IKj_k} 属于推理决策系统(I)的第 k 类第 j_k 项因素(f_{IKj_k})。例如: $k=1, 2, 3, 4, 5, 6$ 分别对攻击目标(1)、天气(2)、地面防空火力强弱(3)、雷达作用距离远近(4)、雷达作用范围大小(5)、适于在何空域(高、中、低)攻击(6)6类因素。在因素分类的条件下, 又可根据某些因素的具体情况再细分为项。例如上述的第4类雷达作用距离远近, 又可分为远(1)、中(2)、近(3)3项, 如作用距离远, 则 j_4 为1, 因而 f_{Ij_k} 为 f_{I41} 。

$d_{IKi}^{j_k}$ 注脚 I 表示推理决策系统——战术技术决策中的符号; k 表示第 k 类因素; j_k 表示第 k 类的第 j_k 项具体因素; i 表示第 k 类的第 j_k 项因素所对应的第 i 项战术, $i=1, 2, \cdots, n$ 。如果第 i 项战术对第 k 类的第 j_k 项具体因素很适用, 则 $d_{IKi}^{j_k}$ 为1; 否则为0。因此, $d_{IKi}^{j_k}$ 是判别第 i 项战术对第 k 类的第 j_k 项具体因素是否适用的判别因子。

$\mathbf{R}_{IK} = [r_{IK1} r_{IK2} \cdots r_{IKj_k} \cdots r_{IKm_k}]$, $\mathbf{R}_{IK}$ 为单纯选择第 k 类因素所对应的战术决策。

$\mathbf{S}_{IK}$ 对应第 k 类的全部、部分或单个因素的战术决策。

$\mathbf{S}_I$ 对应各类或各项因素一致选中的战术决策, $\wedge$ 为逻辑“乘”。

$\rightarrow [a_i^*]$ 表示各类或各项因素一致选中第 i 项战术。

(2) 战术动态决策——作战轨迹自动生成(IDEDS)规范化数学模型

现以歼击机在攻击目标机以前生成跟踪轨迹为例(按比例导引规律生成轨迹)^[11], 对此类战术动态决策规范化数学模型列写如下:

$$\mathbf{X}_I(K+1) = \mathbf{A}_I \mathbf{X}_I(K) + \mathbf{B}_I \mathbf{U}_I(K) + \mathbf{E}_I(K) \quad (7-6)$$

$$\text{而 } \mathbf{U}_I(K) = [a_{fzi}(K) \quad a_{fyi}(K) \quad a_{fzi}(K)]^T \quad (7-7)$$

$$\mathbf{Y}_I(K+1) = \mathbf{C}_I \mathbf{X}_I(K+1) \quad (7-8)$$

$$\mathbf{X}_I = [R_{x_i} \quad R_{y_i} \quad R_{z_i}]^T$$

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}_I &= [V_{rx_i} \ V_{ry_i} \ V_{rz_i}] \\ \mathbf{a}_f &= [a_{fx_i} \ a_{fy_i} \ a_{fz_i}]^T \\ \mathbf{E}_I(K) &= [a_{tx_i} \ a_{ty_i} \ a_{tz_i}]^T\end{aligned}$$

式中:

$\mathbf{X}_I$ 表示本机与目标机之间的相对运动距离、速度或加速度等状态变量, I 表示按战术动态决策所确定的状态变量。 $\mathbf{X}_I \in R^n$ 。

$R_{x_i}, R_{y_i}, R_{z_i}$ 表示本机与目标机之间的距离在惯性坐标系(i)的 x_i, y_i, z_i 轴上的投影。

$V_{rx_i}, V_{ry_i}, V_{rz_i}$ 表示本机与目标机之间的距离的变化率(速度)在惯性坐标系 x_i, y_i, z_i 轴上的投影。

$a_{fx_i}, a_{fy_i}, a_{fz_i}, a_{tx_i}, a_{ty_i}, a_{tz_i}$ 表示本机与目标机的加速度在惯性坐标系 x_i, y_i, z_i 轴上的投影。

(3) 离散事件动态系统(DEDS)规范化建模

一般离散事件系统是一些关联少、甚至彼此独立的服务站对一些关联少、甚至彼此独立的服务对象进行服务的系统,可采用排队论等方法进行分析。但有些信息如故障事件信息、干扰事件信息、竞争事件信息等,不仅本身可按离散事件动态系统描述和分析,而且可使有关连续事件动态系统处于离散事件动态系统状态下工作和运行,即系统的性质发生了转化。此处着重讨论后者。

① 离散事件动态系统的广泛存在

- 由于敌情及其他各类各项因素的突然或随机变化,所以一般静态决策系统将变成动态而且是随机过程形式的离散事件动态系统;
- 当飞行员发现或感到 IFPFC 系统不符合要求时,采取直接干预,通过离散事件环节(超控耦合器)操纵飞机、发动机及火力控制系统,此一瞬间和随后一段时间,飞机及有关控制系统处于离散事件动态系统状态;
- 确定地或随机地改变飞行模态,飞行控制系统在此一改变的瞬间和随后一段时间将处于离散事件动态系统工作状态;
- 大气紊流对飞行器的干扰,其本身为随机性离散事件,并与飞机和飞行控制系统形成离散事件动态系统;
- 因故障或某些随机因素,飞行器空速在颤振临界状态附近变化,飞行器颤振抑制系统等将处于离散事件动态系统工作状态;
- 对于并行计算机控制系统而言,当并行处理系统程序出错时,此时各并行、交连程序的调度、运行、纠错及等待属离散事件动态系统;
- 当飞行器结构、控制系统、推进系统等发生故障或损伤时,IFPFC 系统结构矩阵参数发生随机性变化,此时 IFPFC 系统处于离散事件动态系统工作状态。

② 离散事件动态系统规范化建模

此处采用时间离散化形式建立 DEDS 规范化数学模型。

当系统为线性或线性化系统时:

$$\begin{aligned}X_D(K+1) &= \mathbf{A}_D(X_C((K-\tau_{cd}), t_c) \bar{\delta}((T_{cd} - (K-\tau_{cd})), K)) X_D(K) + \\ &\quad \mathbf{B}_D(X_C((K-\tau_{cd}), t_c) \bar{\delta}((T_{cd} - (K-\tau_{cd})), K)) U_D(K) + \\ &\quad \mathbf{G}_{cd}(K) X_{ci}((K-\tau_{cid}), t_{ci}) \bar{\delta}((T_{cid} - (K-\tau_{cid})), K)\end{aligned}\quad (7-9)$$

$$Y_D(K+1) = C_D X_D(K+1) \quad (7-10)$$

当系统为非线性系统,并采用欧拉法进行时间离散化时:

$$X_D(K+1) = K_t f_D(X_D(K), U_D(K), X_C((K-\tau_{cd}), t_c)) \bar{\delta}((T_c - (K-\tau_{cd})), K), \\ X_{ci}((K-\tau_{cid}), t_{ci}) \bar{\delta}((T_{ci} - (K-\tau_{cid})), K) + X_D(K) \quad (7-11)$$

$$Y_D(K+1) = G_D(X_D(K+1), K+1) \quad (7-12)$$

式中:

X_D, X_C, X_{ci} 分别为离散、连续及随机性干扰状态变量, $X_D \in R^{n_d}, X_C \in R^{n_c}, X_{ci} \in R^{n_{ci}}$ 。 X_C 可以是引起气动——结构弹性振动颤振的临界空速, X_{ci} 可以是大气紊流或电磁干扰,并分别使颤振抑制系统和飞行控制系统处于随机性离散事件动态系统状态。

Y_D 为输出变量, $Y_D \in R^{p_d}; U_D$ 为控制变量, $U_D \in R^{q_d}$ 。

A_D, B_D, G_{cd}, C_D 分别是 X_D, U_D, X_{ci}, Y_D 的系数矩阵, A_D 和 B_D 的元素还可能随 X_C 的某些取值而改变(如颤振临界空速); $A_D \in R^{n_d \times n_d}, B_D \in R^{n_d \times p_d}, G_{cd} \in R^{n_d \times n_{ci}}, C_D \in R^{p_d \times n_d}$ 。

$\bar{\delta}((T_{cd} - (K-\tau_{cd})), K)$ 在 X_C 影响矩阵的时间间隔 $(T_{cd} - (K-\tau_{cd}))$ 内存在, $\bar{\delta}(\cdot)$ 为 1; 否则为 0, 即表示在持续时间间隔 $(T_{cd} - (K-\tau_{cd}))$ 内的单元函数。 τ_{cd} 为 x_C 传输到 x_D 的延迟时间, 为步长的乘数因子, 可为整数或小数形式。

$\bar{\delta}((T_{cid} - (K-\tau_{cid})), K)$ 为在连续随机过程干扰信号 X_{ci} 作用持续时间间隔 $(T_{cid} - (K-\tau_{cid}))$ 内的单元函数。 τ_{cid} 为 X_{ci} 传输到 X_D 的延迟时间, 为步长的乘数因子, 可为整数或小数形式。

K_t 为非线性微分方程作欧拉法时间离散化时的时间步长乘数因子。

t_c, t_{ci} 分别为 X_C, X_{ci} 的跳变时间间隔。 $t_c = [t_{c_0}, t_{c_f}]; t_{ci} = [t_{ci_0}, t_{ci_f}]; t_c = t_{c_f} - t_{c_0}; t_{ci} = t_{ci_f} - t_{ci_0}; t_{c_0}, t_{ci_0}, t_{c_f}, t_{ci_f}$ 等时间变量均为随机变量, 且均远小于 X_C 和 X_{ci} 的作用时间间隔。

$X_D, X_C, X_{ci}, Y_D, T_{cd}, T_{ci}, t_c$ 及 t_{ci} 均为随机变量, X_D 为待求解的随机变量。上述其他随机变量可根据先验知识或较合理的设想, 由随机数产生, 以便进行仿真求解。

(4) 连续事件动态系统(CEDS)规范化数学模型

同样, 此处采用欧拉法时间离散化形式建立 CEDS 系统的规范化数学模型。

当系统为线性系统时:

$$X_C(K+1) = A_C(X_D((K-\tau_{dc}), t_d) \bar{\delta}((T_{dc} - (K-\tau_{dc})), K)) \cdot \\ X_C(K) + B_C(X_D((K-\tau_{dc}), t_d) \bar{\delta}((T_{dc} - (K-\tau_{dc})), K)) \cdot \\ U_C(K) + G_{dc} X_{di}((K-\tau_{di}), t_{di}) \bar{\delta}((T_{di} - (K-\tau_{di})), K) \quad (7-13)$$

$$Y_C(K+1) = C_C X_C(K+1) \quad (7-14)$$

当系统为非线性系统,并采用欧拉法进行离散化时:

$$X_C(K+1) = K_t F_C(X_C(K), U_C(K), X_D((K-\tau_{dc}), t_d) \cdot \bar{\delta}(T_{dc} - (K-\tau_{dc})), K), \\ X_{di}((K-\tau_{di}), t_{di}) \cdot \bar{\delta}((T_{di} - (K-\tau_{di})), K) + X_C(K) \quad (7-15)$$

$$Y_C(K+1) = G_C(X_C(K+1)) \quad (7-16)$$

式中:

X_C, X_D, X_{di} 分别为连续、离散事件系统及随机干扰的状态变量。 X_{di} 可以是大气紊流、电磁干扰。 X_D 可以是部件故障和飞行员与自动控制系统间的竞争信息等。

τ_{dc} 为离散事件系统信息传输至连续事件系统的延迟时间, 为步长的乘数因子, 可以为整数或小数。

$(T_{dc} - (K - \tau_{dc}))$, $(T_{di} - (K - \tau_{di}))$ 分别为 X_D 和 X_{di} 的持续作用时间, T_{dc} 和 T_{di} 均为随机值, 服从一定的分布规律。

t_d 和 t_{di} 为随机信号跳变时间间隔, 为步长的乘数因子, 均为随机变量, 并遵循一定的分布。 $t_d = [t_{d_0}, t_{d_f}]$, $t_{di} = [t_{di_0}, t_{di_f}]$ 。 t_{d_0} 和 t_{di_0} 分别为跳变的起始时间和终止时间。 $t_d = t_{d_f} - t_{d_0}$ 为跳变信号持续时间间隔。 t_{di_0} , t_{di_f} , t_{di} 的意义与上述几个符号大致相同。所有上述各符号均为随机性变量。 t_d 和 t_{di} 分别远小于 X_D 和 X_{di} 的持续作用时间间隔。

(5) 综合事件动态系统 (CHEDS) 数学模型

CHEDS 是由 IDESS, IDEDS, DEDES 及 CEDS 四个分系统组成的一个统一且协同工作的综合事件动态系统, 因此 4 个分系统既有相对独立性, 又在 CHEDS 规定的总体目标和必要的约束条件下协同工作和运行, 甚至有时还会改变系统的性质。如确定型连续事件动态系统, 在故障信息、竞争信息及随机干扰的作用下, 会变成随机性离散事件动态系统。有的离散事件动态系统在故障解除、干扰消失的情况下, 将随之消亡, 或转化为确定型连续事件动态系统, 视具体情况而定。

现对简化的 CHEDS 以线性系统为例说明如下, 但确定型战术决策属数理逻辑表达式, 由式 (7-5)~(7-10)、式 (7-13) 及式 (7-14) 组成。

为使符号简化, 可将 $\delta((T_{cd} - (K - \tau_{cd})), K)$ 写成 $\delta[K, \tilde{T}_{cd}]$, 其中 $\tilde{T}_{cd} = T_{cd} - (K - \tau_{cd} + K)$ 。 $\delta[K, \tilde{T}_{cd}]$ 表示 K 到 T_{cd} 的时间间隔内的单元函数。其他类似的 $\delta(\cdot)$ 均可做同样处理。

式 (7-9) 和式 (7-10) 为离散事件动态系统方程, 可以是描述外部随机干扰、内部故障信息及竞争信息等的方程或方程组。或者也许可用以描述处于异常情况下的某类系统, 例如发动机处于喘振状态下的动态过程和飞机颤振抑制系统在处于颤振抑制临界空速情况下的动态过程等。

式 (7-13) 和式 (7-14) 为连续事件动态系统方程组。如果不出现故障、随机干扰及竞争信息, 则显然式 (7-13) 处于确定型连续事件动态系统工作状态。如果发生部件或系统故障, 则矩阵 A_c 和 B_c 的某些元素或参数将发生随机性变化, 式 (7-13) 将处于随机过程工作状态, 即随机性离散事件动态系统状态。

CHEDS 是总体。以 IFPFC 系统为例, 其总体指标为稳定、可靠、快速命中目标及高生存力。它按总体指标对各分系统提出约束条件 (如对各分系统分配指标要求)。

(6) 机群 (或任一兵种的群体) 战力毁损的规范化建模

长期以来, 研究作战双方战力毁损的数学模型为兰彻斯特 (F. W. Lanchester) 于 1914 年发表的兰彻斯特方程。其简单形式为:

$$\frac{dR}{dt} = -aB \quad (7-17)$$

$$\frac{dR}{dt} = -bR \quad (7-18)$$

式中: R 为红方战力, B 为蓝方战力, a 和 b 分别为蓝方和红方对对方的毁损系数。

显然兰彻斯特方程过于简单, 难以分析现代战争的复杂情况和问题。文传源于文献 [9] 中提出群体战力毁损综合事件动态系统数学模型如下。

由于蓝方 (敌)、绿方 (友) 及红方 (我) 的战力毁损方程形式基本相同, 为节省篇幅, 举一反三, 仅以红方 (R) 时间离散化方程为例列写如下 [9]:

$$\begin{aligned}
 R_i(k+1) = & a_{ii}R_i(k) + \sum_{j \neq i} a_{ij}R_{ij}(k_j)\delta[K_j, T_{ij}] + \sum_k b_{ik}G_{ik}(k_k)\delta[K_k, T_{ik}] + \\
 & \sum_l c_{il}U_{il}(k_l)\delta[K_l, T_{il}] + \sum_m d_{im}B_{im}(k_{im})\delta[K_{im}, T_{im}]\left\{\left[\sum_{m_j} \delta[K_{im}, T_{im_j}]\right] \vee \right. \\
 & \left. (d'_{im}d_{im} \sum_{m'_j} \delta[K_{im}, T'_{im'_j}])\left(\sum_{m_f} \delta(K_{im_f} - (T_{im_f} + \Delta T_{im_f}))\right)\right\} + \\
 & \sum e_{in}F_{in}\delta[K_{in}, T_{in}]\left(\sum_{n_g} \delta(K_{in} - T_{in_g})\right)
 \end{aligned} \quad (7-19)$$

式中 R 为红方, G 为绿方, B 为蓝方; $a_{ii} = a_{ii}(x, y, z, t, m, \bar{\omega}, F_a, \dots)$, 其中 x, y, z 为所选坐标系的分量, t 为时间, m 为人的因素, $\bar{\omega}$ 为气候, F_a 为环境……。

$a_{ij}(\cdot)$, $b_{ik}(\cdot)$, $c_{il}(\cdot)$, $d_{im}(\cdot)$, $e_{in}(\cdot)$ 的具体表示与 $a_{ii}(\cdot)$ 相同。 d'_{im} 为 B_{im} 未被发现时对红方攻击的加强毁损系数。它们分别为 $R_i, R_{ij}, G_{ik}, U_{il}, B_{im}, F_{in}$ 的增强或毁损系数, 而 $R_i, R_{ij}, G_{ik}, U_{il}, B_{im}, F_{in}$ 分别为: 红方第 i 编队战力; 协同红方 i 编队作战的红方 j 编队战力; 友军绿方支援红方 i 编队作战的 k 编队战力; 红方按作战策略派遣增援红方 i 编队作战的 l 编队的战力; 蓝方攻击红方 i 编队的 m 编队战力; 干扰力量的第 n 类对红方 i 编队战力毁损的破坏力量。

K 为 R_i 开始参加战斗的时刻, 可用作标准时钟。

$K_j, K_k, K_l, K_{im}, K_{in}, T_{ij}, T_{ik}, T_{il}, T_{im}, T_{in}$ 分别为 $R_{ij}, G_{ik}, U_{il}, B_{im}, F_{in}$ 开始参加战斗的时刻和最后战斗时刻。

K_{im}, T_{im_j} 分别为 B_{im} 已被红方发现直至丢失目标的时刻。

$K_{im}, T_{im_j}, T'_{im'_j}$ 分别为 B_{im} 已向 R_i 进攻但未被红方发现的 B_{im} 进入战斗和退出战斗的时刻。

d'_{im} 为 B_{im} 偷袭 R_i 的毁损增强系数。

$K_{im_f}, T_{im_f}, \Delta T_{im_f}$ 分别为 B_{im} 参加战斗时刻、发射武器时刻及武器运行直至命中的时间间隔。

T_{in_g} 为干扰毁损作用时刻。

$\delta[K_j, T_{ij}]$ 表示 R_{ij} 自 K_j 至 T_{ij} 的参战时间间隔内的单元函数。

$\delta(K_{im_f} - (T_{im_f} + \Delta T_{im_f}))$ 为脉冲函数, 表示恰在 $(T_{im_f} + \Delta T_{im_f})$ 时刻发射武器并命中 R_i , 此时 $\delta(\cdot)$ 为 1, 否则为 0。

其他 $\delta(\cdot)$ 与 $\delta(\cdot)$ 意义都相同。

$\vee$ 为逻辑“和”(“或”)符号。

应用上述单机(作战基本单元)作战数学模型与群体作战战力毁损模型相结合, 可分析、研究、制订和处理战术、作战计划、战力配置、军事调度、战力集结、作战行动和过程, 以至评价。当然也可推广用于分析、研究、规划和设计其他竞争协同系统。

7.2.3 综合系统的稳定性

1. 系统稳定性

此处只讨论李雅普诺夫意义下的时域稳定性, 并将稳定性判据准则作为设计系统稳定性的要求。利用仿真试验方法, 使所设计的 CHEDS 的性能和参数符合所选定准则的要求。

2. 总体稳定性

以 IFPFC 系统为例, 并参看式(7-1)~(7-10)以及式(7-13)~(7-14), 首先将战术决策及其前面的各推理决策环节看作开环环节, 因为改变决策的时间间隔相当长, 这样可使问题

简化。

(1) CHEDS 总体稳定性

以 IFPFC 系统为例,飞机经过决策、突防、占位、跟踪及自动攻击,最终命中目标,对总体稳定性的要求是: $T_H < T_{\max}$, $T_H = T_{IS} + T_{Id} + T_t + T_{zh} + T_g + T_a$ 。 T_H 为 CHEDS 从决策至自动攻击整个过程所需时间; T_{IS} 为定性战术决策所需时间; T_{Id} 为动态战术决策所需时间; T_t 为突防所需时间; T_{zh} 为占位过程所需时间; T_g 为自动跟踪过程所需时间; T_a 为自动攻击过程所需时间; $T_{\max}$ 为从决策至自动攻击所允许的最长时间,否则将失去战机。按 $X_{K0} < \delta_K$, $X_K(T_K) < \epsilon_K$ 原则, $X_{K0} = [X_{10}, X_{20}, \dots, X_{L0}]$, $X_K(T_K) = [X_1(T_1), X_2(T_2), \dots, X_K(T_K), \dots, X_L(T_L)]$ 。 K 表示分段,如 $T_1 = T_{IS}$, $T_2 = T_{Id}$, $T_3 = T_t$, $T_4 = T_{zh}$, $T_5 = T_g$, $T_6 = T_a$, $\dots$ 。则要求: $\bar{\alpha}_H(T_1) > D_1$, $X_{10} < \delta_i$, $X_t(T_t) < \epsilon_t$, $X_{zh0} < \delta_{zh}$, $X_{zh}(T_{zh}) < \epsilon_{zh}$, $X_{g0} < \delta_g$, $X_g(T_g) < \epsilon_g$, $X_{a0} < \delta_a$, $X_a(T_a) < \epsilon_a$ 。其中 $\bar{\alpha}_H(T_1)$ 表示定性决策正确度; D_1 为必须满足的正确程度等级; δ 表示起始偏差; ϵ 表示完成某一事件所允许的偏差。

(2) IDESS 的等效稳定性

定性战术决策的等效稳定性为:定性战术决策的正确度和做出决策所需的 T_{IS} 。至于动态战术决策,如作战轨迹自动生成的稳定性,其与一般动态系统稳定性完全相同。现对定性战术决策的正确度涵义说明如下(针对飞机攻击地面目标情况为例)。

① 完全正确

在战术集和因素集完备的情况下,各因素一致选择的战术决策,其正确度为完全正确。

② 正 确

在战术集和因素集基本完备的情况下,各因素一致选择的战术决策,其正确度为正确。

③ 基本正确

在战术集和因素集基本完备的情况下,绝大部分因素、特别是主要因素一致选择的战术决策,其正确度为基本正确。

④ 较正确

在战术集和因素集基本完备的情况下,大部分因素、特别是主要因素一致选择的战术决策,其正确度为较正确。

⑤ 不正确

如前所述,定性决策等效稳定性指标主要有 2 项:

- 根据定性决策环节的重要性,选定相应等级的正确度作为等效稳定性边界;
- $T_{IS} \leq T_{Ig}$, 即做出决策所需时间小于给定的允许时间(T_{Ig})。

(3) 确定型连续事件动态系统的稳定性

它与一般确定型连续系统稳定性的涵义和指标完全相同。

(4) 一类确定型离散事件动态系统稳定性

对确定型离散事件动态系统而言,如果每批服务对象所需的服务时间,如所有运行程序模块所需的运行时间 T_g ,每个服务站能提供的服务时间 T_i (如计算机的采样周期),当 $T_g \leq T_i$ 时,则此确定型离散事件系统在服务时间内是稳定的。

(5) 随机型离散事件动态系统的稳定性

随机型离散事件动态系统的稳定性包括在随机状态下工作的连续事件动态系统以及由离散事件与连续事件系统组合的混合事件系统的稳定性。

现以式(7-13)所描述的原来本是连续事件的动态系统为例,对其稳定性作如下分析。

式(7-13)表示的系统原来是确定型连续事件动态系统,但此处内部随机故障 X_D 与/或外部随机干扰的作用下, X_C 变为随机性离散事件动态系统的状态变量,式(7-13)也就变为离散事件动态系统方程组,或者说变为离散事件与连续事件交连的一类混合事件动态系统的方程组。

式(7-13)中, $X_D, t_d, T_{dc}, X_{di}, t_{di}, T_{di}$ 都是随机变量或随机参数,可根据试验、分析及设想建立相应的随机变量或随机参数及其概率分布密度的数学模型,一般可由数字计算机产生的伪随机数来实现。在大量有效的数学仿真试验条件下,可获得 X_C 的多种随机数据序列,并按照概率稳定性的要求判定式(7-13)是否符合稳定性要求。

$$\lim_{K \rightarrow \infty} P_{X_C} \{ \sup_{K \geq K_0} \| X_C(K, K_0, X_0, X_D, \dots) \| < \epsilon_K \} = 1 \quad (7-20)$$

式中 K 和 K_0 对应时间; X_C 为连续事件系统状态变量。求解出或仿真计算出的 X_C 为初始条件 K_0, X_0 , 离散事件系统状态变量 X_D 及时间 K 的函数。式(7-20)指:当 $K \rightarrow \infty$ 时, $X_C < \epsilon_K$ 的概率 $P(\cdot)$ 为 1。

7.2.4 综合系统的可达性

采用输入信号可达到输出信号或状态变量可通性有向图的定性描述方法,以及与文传源于文献[12]所提出的符合稳定性要求的多级线性化-高阶微分方程的特征值 λ 相结合的方法来确定综合系统的可达性。有关综合系统中的动态决策或一般动态环节,可用一般可通性有向图等描述,此处不赘述。对静态决策,一般用数理逻辑表达式描述,而且在整个综合系统中,由于静态决策甚至包括动态决策在内所耗时间较长,并以生成指令的形式出现,所以把它当作开环环节对待,有利简化且合理地分析问题。现在对式(7-1)~(7-5)战术技术决策用可通性有向图描述如下(如图 7-2 所示)。

$$\{a_{IKj_k}\} \cap \{f_{IKj_k}\} \rightarrow \{d_{IKi}^k\} \rightarrow \{r_{IKj_k}\} \cdot \{d_{IKi}^k\} \rightarrow S_{IK} \rightarrow S_{I1} \cap S_{I2} \cdots \cap S_{Ik} \rightarrow a_{ii}^*$$

$\{r_{IKj_k}\} \nearrow$

图 7-2 静态决策输入/输出信号可通性数理逻辑有向图

图中 $\cap$ 表示检索 a_{ii} 与 f_{IKj_k} 相互匹配的 d_{IKi}^k 判别值(0 为不匹配,1 为匹配值); $\cap$ 表示交。由战术集 $A_I(a_{ii})$ 和因素集 $F_{IK}(f_{IKj_k})$, 可列出第 K 类因素的判别矩阵 $D_{IK}(\{d_{IKi}^k\})$ 。 A_I, F_{IK} 及 D_{IK} 都是经过研究、试验预先确定的。第 K 类因素集的选择因子 $R_{IK}(\{r_{IKj_k}\})$ 可选择出第 K 类因素集的全部、部分或单个因素。当给定 K, j_k 及 R_{IK} 时,可确定 d_{IKi}^k , 从而确定 $S_{IKj_k} (k=1, 2, \dots, k; j_k=1, 2, \dots, m_k)$, 进一步按 $S_I = S_{I1} \cap S_{I2} \cdots \cap S_{IKj_k} \rightarrow a_{ii}^*$ 。其可达性有向图的路径可参看图 7-2。同时可找出 $1 \sim k$ 类因素及其各相应的 $j_{IKj_k} |_{K=[1, k]}$ 项因素一致满足的决策 a_{ii}^* , 即为在此种情况下的最优静态决策。

7.2.5 综合系统优化

任何系统的优化因素均为优化指标与优化判据准则,综合系统自然也不例外。根据综合系统的静态决策、直至动态决策都属于开环环节。对静态决策而言,可采用 IDESS 的等效稳

定性的分级与 IDESS 应满足的要求相结合的方式来判断定性环节是否符合优化条件的判断准则;也可采用上面所介绍的各类因素中某些单因素一致选中的战术决策作为优化决策,可根据具体情况酌定。至于动态决策以及综合系统中的连续、离散事件环节或分系统,一般优化准则都可以利用,此处不赘述。

7.3 非线性系统线性化与精确线性化^[13~17]

任何系统,飞行系统也不例外,如果是线性系统或者是可以线性化的系统,由于有解析解,分析和计算起来都很方便。当然这不是指求解线性方程就没有误差。由于计算线性微分方程组须求解高阶代数方程,而且只能用近似方法求解,这就会造成误差,因而即使有解析解作可靠而有效依据,其计算结果也只能是近似的。不过应该强调一点,毕竟线性系统方程有解析解作为计算的根而有效的依据。从理论上说,解是精确的,由算法或计算工具所造成的只是附加误差,而且是有限的,这种误差在任何情况下都是无法避免的。

非线性系统,一般由于不具有解析解,而且初始值不同,具体计算结果及性质都可能不同。例如在起始偏差小的情况下,有的非线性系统的计算结果可能是收敛的;而当起始偏差增大到一定程度,此非线性系统的计算结果可能是极限环(临界稳定),甚至可能是发散的(不稳定)。

7.3.1 求解非线性系统的简易线性化近似法

目前一般常用求解非线性系统的简易近似方法是:将微分方程的右函数展开为泰勒级数,保留一次项,去掉二次及二次以上的高阶项。这是一种最常用的简易方法。当然也可应用丹尼尔(P. J. Daniel)于 1940 年提出的描述函数法,将控制系统(包括非线性和线性 2 类环节)中的非线性环节线性化。值得注意的是,如果简化的线性化方法将带来过大的理论误差,那么将失去应用价值。

7.3.2 精确线性化方法^[13~17]

所谓精确线性化,是按坐标变换方式,采用微分几何与李代数相结合的非线性几何理论及其方法,分析建立非线性系统在某一工作点或稳态值的精确线性化微分方程组。

众所周知,解析几何是代数与几何的结合;微分几何是解析几何与微分学的结合;非线性的几何理论是微分几何与李代数的结合。显然,微分几何与李代数相结合的方法是研究非线性系统的工具。

回顾一下分析线性系统的主要方法。先列出线性系统的几个主要表达式:

$$\bullet \quad \dot{x} = Ax \quad (7-21)$$

$$\text{令} \quad x = e^{\lambda t} \quad x \in R^n \quad (7-22)$$

$$\text{得} \quad (\lambda I - A) = 0 \quad (7-23)$$

应用线性代数可解得特征根 $\lambda_1, \dots, \lambda_n$ 。

$$\bullet \quad \dot{x} = Ax + Bu \quad x \in R^n \quad (7-24)$$

$\text{rank}[B \quad AB \cdots A^{n-1}B] = n$, 为定常系统可控的充要条件。

$$\bullet \quad \dot{x} = Ax + Bu \quad (7-25)$$

$$y = cx$$

$$\text{rank} \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} = n \quad (7-26)$$

是判定线性系统可观的充要条件。

由此可见,作线性变换时,线性系统的不变子空间 $[A, B]$ 、可控子空间 $[B \ AB \ \cdots \ A^{n-1}B]$ 及可观子空间 $[C \ CA \ \cdots \ CA^{n-1}]$ 的性质是不变的,因而用线性代数计算作线性变换情况下的结果是不变的。这使应用线性代数分析、计算线性系统十分有效。

非线性系统则不然,首先在数学上一般没有解析解,而且起始偏差不同,解的结果也不同。因此分析求解线性系统的不变子空间、可控子空间、可观子空间以及线性代数计算方法,对非线性系统毫无意义。须采用微分流形(对应线性系统的状态空间)、子流形(对应子空间)、微分同胚映射(对应线性变换)及李代数方法(对应线性代数方法)。李代数对微分同胚映射是不变的,因而是分析、计算非线性系统的有效方法。这方面的内容将在下面作简要介绍。

7.3.2.1 非线性系统几何理论^[16]

非线性系统几何理论起源于 20 世纪 70 年代初期鲁克特(Brocket)、苏斯曼(Sussmann)与克雷(Krener)等人的研究成果。当然它主要由微分几何和李代数所组成,而微分几何,在欧拉(Euler)和拉普拉斯(Laplace)等大数学家的奠基性工作,以及布拉希克(W. Blaschke)和卡特(E. Cartan)的深入研究的基础上,于 19 世纪形成了微分几何这一数学分支学科。李导数、李括号及李代数则是以最早从事这一领域研究的挪威数学家李(Sophus Lie)命名的,只有在其与微分几何结合后,才有可能形成非线性几何理论。

7.3.2.2 微分几何

从系统论或控制论角度考虑,微分几何描述向量、向量场、时间映射及坐标间映射,也就是描绘积分曲线、积分曲线族所构成的向量场及在某一平衡点对积分曲线的时间切向量和坐标分量的切向量以及它们的族所构成的切空间,再辅之以对积分曲线(或族,即向量场)的某一平衡点求李导数(对时间或坐标系统分量)即切向量(或切空间),积分曲线即微分方程的解。在平衡点对时间的李导数,即是以平衡点的参数为依据的微分方程;再利用微分几何的映射关系和李代数的运算方法,即可实现非线性系统精确线性化,或非线性系统解耦。

1. 空间

(1) 线性空间

① 线性空间

设 M 是一个域, U 是任一类对象的集,若其线性运算满足下述条件,则称 U 为域 M 上的线性空间。

- U 是一个加法群;
- 对任意元 $a \in M$ 与 $\alpha \in U$, 对应着惟一确定的一个元 $\beta = a\alpha \in U$;
- 满足分配律和结合律, 即对 $a, b \in M$ 和 $\alpha, \beta \in U$, 有

$$a(\alpha + \beta) = a\alpha + a\beta.$$

$$(a+b)\alpha = a\alpha + b\alpha$$

$$(ab)\alpha = a(b\alpha)$$

域 M 的元素被称为线性空间的数, U 的元素被称为它的向量, 因而线性空间又被称为向量空间。

② 线性子空间

设 S 是域 M 上的线性空间 U 的一个非空子集, 若 S 对于 U 的线性运算也构成线性空间, 则称 S 为 U 的一个线性子空间, 简称为子空间。

控制系统:

$$\dot{X} = AX + BC$$

$[A, B]$ 为线性系统不变子空间。

③ 酉空间

设 V 为一个复数域 M 上的线性空间, 若在 V 中定义 2 个向量 α, β 的内积(数量积), 记作 (α, β) , 且满足:

- $(\alpha, \beta) = \overline{(\beta, \alpha)}$, 其中 $\overline{(\beta, \alpha)}$ 为 (β, α) 的共轭复数;
- $(\alpha, \alpha) \geq 0$, 其中 $(\alpha, \alpha) = 0$, 当且仅当 $\alpha = 0$ 时, 才成立;
- $(a_1\alpha_1 + a_2\alpha_2, \beta) = a_1(\alpha_1, \beta) + a_2(\alpha_2, \beta)$, 对任意 $\alpha_1, \alpha_2, \beta \in V, a_1$ 和 $a_2 \in M$ 成立。

则称 V 为酉(U)空间, 又称为内积空间。

若 M 是实数域, 这时内积是可交换的, 有限维实酉空间被称为欧几里得空间。

(2) 拓扑空间

① 拓扑和拓扑空间

假定 M 是一个集合, $J \subseteq M$ (J 的每个元素都是 M 的子集) 且满足条件:

- J 中任意多个元素的并集属于 J ;
- J 中的有限多个元素的交集仍属于 J ;
- 空间 M 本身及空集 $\emptyset$ 也属于 J 。

则称 (M, J) 为一个拓扑空间, J 被称为 M 上的一个拓扑。

拓扑变换是双边连续与双边一对一的变换。在拓扑变换下, 既不会产生断裂, 也不会产生黏合。特别是 2 个不同的点不能合为 1 个点, 否则会产生新的黏合。

② 第一可数空间

- 拓扑基 假定 σ 是一个拓扑空间 X 中的一族开集的全体, 如果 X 中任何一个开集都是一族属于 σ 的开集的和集, 则称 σ 为 X 的拓扑的一个基。显然 X 的拓扑自己就是自己的一个基。
- 邻域基 假定 σ 是拓扑空间中一个点 x 的一个邻域族, 对 x 的任何一个邻域 U , 一定存在 $V \in \sigma$, 使 $V \subseteq U$ 成立, 则称 σ 为 x 的一个邻域基。

假定一个拓扑空间中的一点 x 属于一个开集, 则称该开集为 x 的一个开邻域。假定一个点集掩盖 x 的一个开邻域, 则称该点集为 x 的一个邻域。假定 x 的一个开邻域属于该空间的拓扑的基, 则称该开邻域为 x 的一个基本邻域。

假定拓扑空间 x 中任何一点有可数的邻域基, 则称该空间为第一可数空间。

③ 第二可数空间

有可数的拓扑基的空间被称为第二可数空间。

④ 豪斯道夫(Hausdorff)空间

一个拓扑空间 (M, J) , 如果对它的任何 2 个点都可以找到 2 个不相交的开集, 分别包含这 2 个点, 则称它为 Hausdorff 空间。

2. 流形

(1) 拓扑流形

假定 M 是一个满足第二可数公理的豪斯道夫空间。若对任何一点 $x \in M$, 总有 x 在 M 中的一个邻域同胚于 n 维欧几里得空间 R^n 的一个开集, 便说 M 是一个 n 维拓扑流形。

(2) 可微流形

在一个拓扑流形 M 上, 赋予一个 C^γ 可微结耕(可连续微分 γ 次) J , 即给出一族坐标卡 $(U_\lambda, \varphi_\lambda)_{\lambda \in \Lambda}$ 覆盖 M , 其中 Λ 表示脚标 λ 的集合, 并具有下列性质:

- $\{U_\lambda\}_{\lambda \in \Lambda}$ 构成 M 的一个开覆盖;
- 每 2 个坐标卡 $(U_{\lambda_1}, \varphi_{\lambda_1}), (U_{\lambda_2}, \varphi_{\lambda_2}), \lambda_1$ 和 $\lambda_2 \in (\Lambda)$ 是 C^γ ;
- 坐标卡族 $J = \{U_\lambda, \varphi_\lambda\}_{\lambda \in \Lambda}$ 是最大的, 即 M 上任意一个坐标卡 (V, Ψ) , 只要它与 J 中每个坐标卡 C^γ 相关, 则 (V, Ψ) 属于 J , J 所包含的每个坐标卡被称为可容许的坐标卡(coordinates chart)。

具有上列性质的 J 是 M 上的一个 C^∞ 可微结耕。若 M 上有一个 C^γ 可微结耕, 则 M 是一个 C^γ ——可微流形(C^γ -differentiable manifold)。

(3) 微分流形(或光滑流形)

当 M 是一个 C^γ ——可微流形, 且 $\gamma = +\infty$ 时, 则 M 是一个微分流形或光滑流形。

(4) 解析流形

若 J 中每 2 个坐标卡是解析相关的, 即

$$\begin{aligned} x_i &= f_i(y_1, y_2, \dots, y_n) & 1 \leq i \leq n \\ y_i &= g_i(x_1, x_2, \dots, x_n) & 1 \leq i \leq n \end{aligned}$$

若 2 个函数 f_i 和 g_i 全是实解析的, 则 M 是一个解析流形(analytic manifold)。

3. 映射

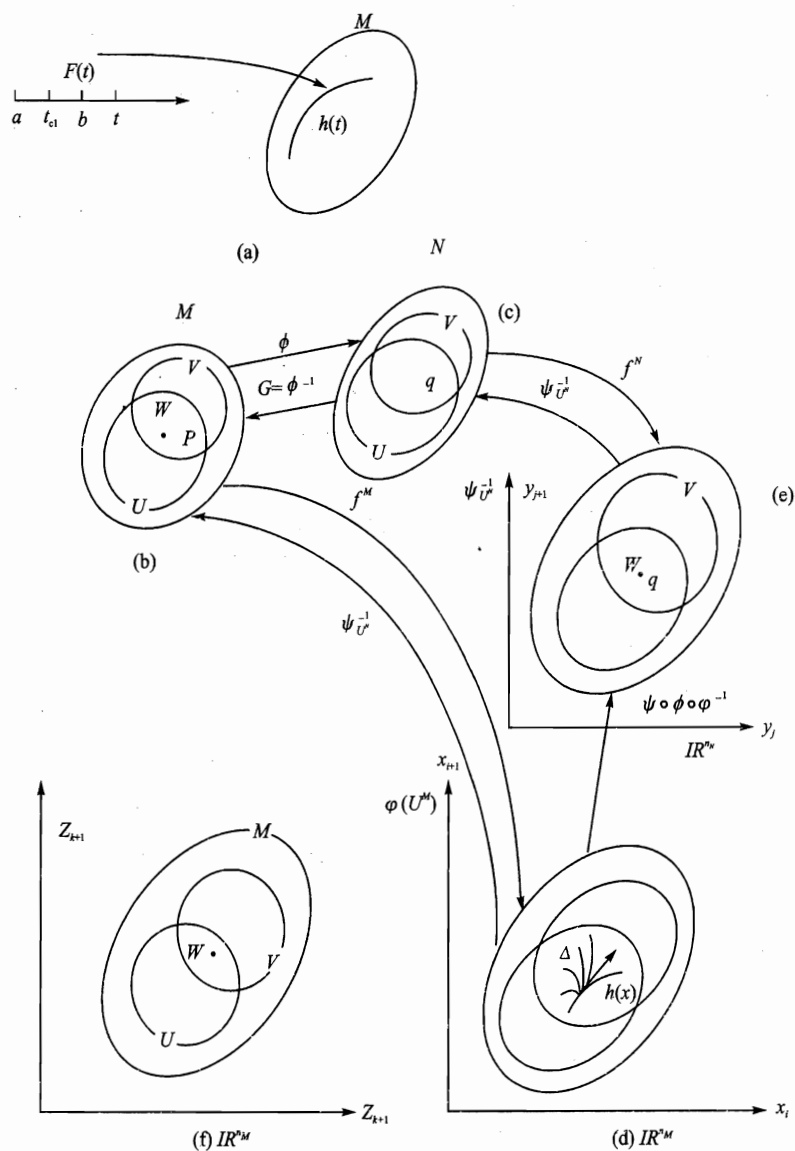
在前面已经提到, 对非线性系统, 须采用微分同胚映射以及对微分同胚映射不变(有固定对应关系)的李代数进行分析、计算。

下面在空间和流形的基础上, 介绍有关映射的涵义及其与空间和流形的关系, 参看图 7-3。

(a) 表示 M 中轨线 $h(t)$ 在时间映射 $F(t)$ 的映射下的轨线。(b) 和 (c) 表示未赋予坐标卡的 2 个空间 M 和 N 。其中 U, V 为 M, N 中的 2 个子集, 或者说在 2 个流形 M 和 N 中的 2 个邻域。 M 和 N 间的映射关系为 $\phi: M \rightarrow N, G$ (即 ϕ^{-1}): $N \rightarrow M$ 。(d), (e) 和 (f) 可以绘在一个图上, 为清晰起见, 分别绘在 3 个图上。(d) 和 (e) 中的坐标维数不同, 即 $n_{M_x} \neq n_{M_y}$; (d) 和 (f) 中坐标卡的维数则相同, 即 $n_{M_x} = n_{M_y}$ 。坐标卡的维数可随意选定, 与 M 和 N 无关, 即只与所分析的具体对象的维数有关。

(1) 符号的说明

① M, N ——可以是 n 维拓扑流形。



(a) 空间——积分曲线 $h(t)$ 、时间 t 的映射 $F(t)$;

(b) 空间 M ;

(c) 空间 N ;

(d) M 映射到坐标卡 $IR^M(x_1, x_2, \dots, x_{n_m})$;

(e) N 映射到坐标卡 $IR^N(y_1, y_2, \dots, y_{n_N})$;

(f) M 映射到坐标卡 $IR^M(z_1, \dots, z_x, \dots, z_{n_m})$

图 7-3 空间、流形、切向量、向量场、映射及李代数关联简化图

② C^r ——可微流形。

③ C^∞ ——微分流形、光滑流形或解析流形。

④ $F(t)$ ——时间映射。

⑤ $h(t)$ ——积分曲线,或微分方程的解的轨迹。

⑥ ϕ —— $M \rightarrow N$ 的映射,逆映射为 $\phi^{-1} = G$,即 $N \rightarrow M$ 的映射。

⑦ f ——光滑映射(微分映射),即 $f: M \rightarrow N$ 或 $C^\infty(M, N)$ 以及

$$\begin{aligned} f^M: M &\xrightarrow{f^M} \varphi(M); f^U: U \xrightarrow{f^u} \varphi(U) \\ f^N: N &\xrightarrow{f^N} \Psi(N); f^V: V \xrightarrow{f^v} \Psi(V) \end{aligned}$$

V 也可以是 U 。

⑧ $(U, \varphi), (V, \Psi)$ ——坐标卡。

⑨ $(x_1, \dots, x_i, \dots, x_{n_M}), (y_1, \dots, y_k, \dots, y_{n_N})$ ——坐标函数。

$$\textcircled{10} \left. \begin{array}{l} \varphi_{U^M}^{-1}, \Psi_{V^N}^{-1} \longrightarrow \varphi_{U^M}^{-1}: u \xleftarrow{\varphi_{U^M}^{-1}} \varphi(u) \\ \Psi_{V^N}^{-1}: v \xleftarrow{\Psi_{V^N}^{-1}} \Psi(v) \end{array} \right\} \text{逆光滑(微分)映射。}$$

⑪ Δ ——微分流形上的分布(distribution),记作 Δ^K 。若在一个开集 $U \subset M$ 上,则这个分布是 K 个线性独立的光滑向量场 $X_1, \dots, X_K \in X(U)$ 张成的,则 Δ^K 在 U 上是一个光滑的 K 维分布,并记作:

$$\Delta^K|_U = \text{SP}\{X_1, X_2, \dots, X_K\}$$

若光滑分布 Δ^K 所生成的向量场 $X_1, X_2, \dots, X_K$ 满足条件:

$$[X_\alpha, X_\beta] \in \Delta^K (1 \leq \alpha, \beta \leq k)$$

则 Δ^K 是对合的(involutive)。

⑫ X_P (切向量)——假设 M 是一个 n 维光滑流形, $f \in C_P^\infty$, X_P 是一个映射 $C_P^\infty \rightarrow R, f \mapsto X_P f$, 要求 X_P 具备下列性质:

- 对一切 $\alpha, \beta \in R$ 和一切 $f, g \in C_P^\infty$, 恒有

$$X_P(\alpha f + \beta g) = \alpha X_P f + \beta X_P g$$

即 X_P 作用在 C_P^∞ 上, 并且 R 是线性的。

- 对一切 $f, g \in C_P^\infty$, 有

$$X_P(f \cdot g) = X_P f \cdot g(P) + f(P) \cdot X_P g$$

在满足上述条件下, 则 X_P 是 M 在 P 点的一个切向量。

- $T_P(M)$ (切空间)——在 P 点的全部切向量组成的集合, 即所构成的线性空间 $T_P(M)$, 被称为流形 M 在 P 点的切空间。

⑬ X_P (向量场)——流形 M 上的向量场 X 是 $M \rightarrow T(M)$ 的一个映射, 使对每一点 $P \in M$,

$$X_P \in T_P(M)。如果给定了局部坐标 x , 则在每一点 P 的 $\frac{\partial}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial}{\partial x_n}$,$$

可被看作 $T_P(M)$ 的一个基底。因此, 一个向量场在局部坐标 x 下可以表示为

$$X = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

如果上式中的系数 $a_i(x)$ 均为 C^∞ 的函数, 则称 X 为 C^∞ 的向量场。 M 上一切 C^∞ 向量场的集合记作 $V(M)$ 。对任一 C^∞ 函数 $h \in C^\infty(M)$, 在局部坐标为 x 时, h 可表示为 $h(x)$, 向量场则为:

$$X_P(h) = \left(\sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} h(x) \right)_P$$

因此,一个向量场也可看作 $C^\infty(M) \rightarrow C^\infty(M)$ 的一个映射。

⑭ $T_P^*(M)$ (对偶切空间)——因为 $T_P(M)$ 是一个 n 维线性空间,把这个切空间上的线性泛函所形成的线性空间称为 M 在 P 点的对偶切空间,记作 $T_P^*(M)$ 。对偶切空间中有一组基底,在局部坐标 x 下,记作 $dx_1, dx_2, \dots, dx_n$,它满足下列关系式:

$$\langle dx_i, i \frac{\partial}{\partial x_i} \rangle = (dx_i)_P \left(\frac{\partial}{\partial x_j} \right)_P = \delta_{ij} \quad (1 \leq i, j \leq n)$$

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1, & i = j \\ 0, & i \neq j \end{cases}$$

对偶切空间(cotangent space) $T^*(M)$ 与对偶向量场 ω 的关系为:

$$T^*(M) = \{ \omega_P \mid \omega_P \in T_P^*, P \in M \}$$

⑮ ω (对偶向量场)——是 $M \rightarrow T^*(M)$ 的一个映射,使得 $\omega_P \in T_P^*(M)$ 。

对偶向量场在局部坐标 x 下可表示为: $\omega = \sum_{i=1}^n b_i(x) dx_i$

如果 $b_i(x) (i=1, \dots, n)$ 均为 C^∞ 函数,则称 ω 为 C^∞ 对偶向量场。 C^∞ 对偶向量场也被称为微分一型,所有 M 上的微分一型的集合记作 $V^*(M)$ 。

同时,在每一点 P 的切空间 $T_P(M)$ 中的向量场 X 与 $T_P(M)$ 上的线性泛函所形成的对偶切空间 $T_P^*(M)$ 中的对偶向量场 ω 的关联和作用为

$$\langle \omega, x \rangle = \left\langle \sum_{i=1}^n b_i(x) dx_i, \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} \right\rangle = \sum_{i=1}^n b_i(x) a_i(x)$$

注意: $\langle dx_i, \frac{\partial}{\partial x_j} \rangle = (dx_i) \left(\frac{\partial}{\partial x_j} \right) = \delta_{ij}$

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$$

C^∞ 对偶向量场(微分一型)可被看作 $V(M) \rightarrow C^*(M)$ 的一个映射。

如果 $h_1, h_2 \in C^\infty(M)$, 则 h_1, h_2 可被看作积分曲线;如果 $X_1, X_2 \in V(M)$, 则

$$\langle \omega, h_1 x_1 + h_2 x_2 \rangle = h_1 \langle \omega, x_1 \rangle + h_2 \langle \omega, x_2 \rangle$$

即认为 C^∞ 情况下的 ω 对 $C^\infty(M)$ 是线性的。

如果 $h(x) \in C^\infty(M)$, 按局部坐标对 $h(x)$ 取微分, 即

$$dh(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x_1} dx_1 + \dots + \frac{\partial h(x)}{\partial x_n} dx_n$$

向量场 X 为

$$X = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i}$$

则

$$X_P(h(x)) = \langle dh(x), x \rangle = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} h(x)$$

(2) 映射的分类

① 光滑流形 M 与 N 的光滑映射

维数为 n_M 的光滑流形 M 与维数为 n_N 的光滑流形 N 的光滑映射, 其中 $n_M \neq n_N$, M 到 N 的光滑映射可表示为

$$\phi: M \rightarrow N \quad (7-27)$$

现在任取一点 $P \in M, \phi(P) = q \in N$, 则 P 属于 M 上的一个坐标卡 (U, φ) , q 属于 N 上一个坐标卡 (V, Ψ) , 而 U 和 V 的交为 W 。在坐标卡 (U, φ) 内的坐标函数为 $(x_1, x_2, \dots, x_{n_M})$; 在坐标卡 (V, Ψ) 内的坐标函数为 $(y_1, y_2, \dots, y_{n_N})$, 则 f 在 U 上的作用和关联可用坐标卡和坐标函数表示如下:

$$\Psi \circ \phi \circ \varphi^{-1}: \varphi(U) \rightarrow \Psi(V) \quad (7-28)$$

$$(x_1, \dots, x_{n_M}) \mapsto (y_1, \dots, y_{n_N}) \quad (7-29)$$

此处,

$$y_i = f_i(x_1, x_2, \dots, x_{n_M}), 1 \leq i \leq n_N \quad (7-30)$$

式(7-28)中的 $\Psi \circ \phi \circ \varphi^{-1}$ 的涵义为: 按从右到左的顺序, 先由逆映射 (φ^{-1}) 将已映射到 φ 的 M 中的 U 逆映射回 M , 再由 M 按 ϕ 映射到 N , 然后再按 Ψ 映射到 V , 即 $\Psi(V)$ 。

式(7-29)表示坐标函数 $(x_1, \dots, x_{n_M})$ 到 $(y_1, \dots, y_{n_N})$ 的映射。

② 光滑流形 M 与 N 的维数相同及其映射

$$\phi: M \rightarrow N \quad (7-31)$$

$$\phi^{-1}: N \rightarrow M \text{ 或 } G: N \rightarrow M \quad (7-32)$$

$$G \cdot \phi: M \rightarrow M \quad (7-33)$$

$G \cdot \phi$ 表示先按 ϕ 将 M 映射到 N , 然后再按 G 将 N 映射到 M , 即 $M \rightarrow M$ 。

若 ϕ 和 G 都是光滑映射, 则 $M \rightarrow N$ 是一个微分同胚(diffeomorphism, 可简称为 diffeo)。当然, M 与 N 微分同胚蕴涵着 M 与 N 同胚, 但反之则不然。

③ 几种派生的映射

$$f^M: M \rightarrow R^{n_M} \quad (7-34)$$

$$f^N: N \rightarrow R^{n_N} \quad (7-35)$$

$$f^U: U \rightarrow \varphi_U(U) \quad (7-36)$$

$$f^V: V \rightarrow \varphi_V(V) \quad (7-37)$$

$$f^M: M \rightarrow \varphi(M) \quad (7-38)$$

$$f^N: N \rightarrow \Psi(N) \quad (7-39)$$

④ 微分同胚导出映射 F^*

已知同胚映射 $\phi: M \rightarrow N$, 如果将一个流形上的 C^∞ 函数、向量场或微分一型“搬到”另一个流形上去, 则称为微分同胚的导出映射 F^* 。现就 F^* 作如下分析和定义。

设 $h \in C^\infty(N)$, 则 $F^*(h)$ 定义为:

$$F^*(h) = h \circ \phi \quad (7-40)$$

若局部坐标函数为: $x_i = x_i(z_1, \dots, z_n), i=1, 2, \dots, n$

则

$$F^*(h(x)) = h(x_1(z_1, \dots, z_n), \dots, x_n(z_1, \dots, z_n))$$

显然 $F^*(h(x))$ 是 M 上的一个 C^∞ 函数, 因此 F^* 是 $C^\infty(N) \rightarrow C^\infty(M)$ 的一个导出映射。

⑤ 时间映射

设 $[a, b] \subset R^1$, t 为 R^1 上的坐标, F_t 为 $[a, b] \rightarrow M$ 的一个 C^∞ 映射, 则称 $F_t(t) (t \in [a, b])$ 为流形 M 上的一条 C^∞ 曲线。设 $t_0 \in [a, b]$, $P = F_{t_0}(t_0) \in M$, 考虑任一函数 $C^\infty(M, P)$, 可定义 $C^\infty(M, P) \rightarrow R^1$ 的一个映射 $F_{t_0}^* \left(\frac{d}{dt} \right)$ 如下:

$$F_{t_0}^* \left(\frac{d}{dt} \right) h \triangleq \frac{d}{dt} (h \circ F_t) \big|_{t=t_0} \quad (7-41)$$

可将式(7-41)中 $F_{t_0}^* \left(\frac{d}{dt} \right)$ 称为 M 在 P 点的一个切向量, 即积分曲线 h 对时间的导数。

7.3.2.3 李代数

李导数可表征积分曲线映射在时间轴上 ($F_t(t)$) 的导数, 或空间曲面积分曲线上的某一个平衡点的坐标函数的导数, 它是李代数的基础。李括号类似线性代数行列式, 是一种计算规则。李代数是一种包含前二者的综合性计算方法, 是分析、计算非线性系统的精确线性化和解耦等的有效方法。

1. 李导数

(1) C^∞ 函数 h 在向量场 x 方向并考虑时间的变化率——李导数

设 $h \in C^\infty(M)$, 则 h 对向量场的李导数为:

$$L_x(h) = \lim_{t \rightarrow 0} \frac{1}{t} ((\phi_t^x)^* h - h) \quad (7-42)$$

式中: $(\phi_t^x)^*$ 为映射符号; $(\phi_t^x)^* h$ 意指 $h(t_0)$ 按 $(\phi_t^x)^*$ 方式映射到 t 时刻的 h 的相应坐标函数值; 式(7-42)实质上是 $\frac{dh}{dt}$, 此时取 $t_0 = 0$ 运算最方便。当然, 对 t 而言是 F_t 映射。 $(\phi_t^x)^*$ 是在给定的时间 t 情况下的 $C^\infty(M) \rightarrow C^\infty(M)$ 映射。

(2) C^∞ 函数 h 在所处的向量场沿 x 方向上的变化率——李导数

在局部坐标下, 如果 $X = [a_1(x), \dots, a_n(x)]^T$, T 表示转置, 则李导数为

$$L_x(h) = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} h(x) \quad (7-43)$$

(3) 微分一型在向量场 x 方向的变化率——李导数

微分一型在向量场 x 方向的变化率——李导数可表示为

$$\text{ad}_x Y = \lim_{t \rightarrow 0} \frac{1}{t} (Y(P) - (\phi_t^x)^* Y(\phi_{-t}^x(P))) \quad (7-44)$$

在局部坐标下, 如果 $Y = [b_1(x), \dots, b_n(x)]^T$, X 仍为 $[a_1(x), \dots, a_n(x)]^T$, 则有

$$\text{ad}_x Y = \left(\frac{\partial Y}{\partial X} \right) \cdot X - \left(\frac{\partial X}{\partial X} \right) \cdot Y \quad (7-45)$$

$\text{ad}_x Y$ 亦可记作李括号形式:

$$\text{ad}_x Y = [X, Y] \quad (7-46)$$

(4) 3 类李导数之间的常用相关公式

$$L_X(dh) = d(L_X h) \quad (7-47)$$

$$[h_1 \cdot x, h_2 \cdot Y] = h_1 \cdot h_2 \cdot \text{ad}_x Y + h_1 \cdot L_x(h_2) \cdot Y - h_2 \cdot L_Y(h_1) \cdot x \quad (7-48)$$

Liebnitz 公式:

$$L_x \langle \omega, Y \rangle = \langle L_x \omega, Y \rangle + \langle \omega, \text{ad}_x Y \rangle \quad (7-49)$$

$$L_{[X,Y]}(h) = L_X L_Y(h) - L_Y L_X(h) \quad (7-50)$$

高阶李导数

$$L_X^K(h) = L_X(L_X^{K-1}(h)) \quad (7-51)$$

$$\text{ad}_X^K(Y) = \text{ad}_X(\text{ad}_X^{K-1}(Y)) \quad (7-52)$$

$$L_X^K(\omega) = L_X(L_X^{K-1}(\omega)), K > 2 \quad (7-53)$$

$$L_X^0(h) = h, \text{ad}_X^0(Y) = Y, L_X^0(\omega) = \omega \quad (7-54)$$

2. 李括号和李代数

设有 2 个向量场 $X, Y \in V(M)$, 考虑它们的如下一种映射

$$\phi_{-t}^Y \circ \phi_{-t}^X \circ \phi_t^Y \circ \phi_t^X(x_0) \quad (7-55)$$

式(7-55)的几何意义为:由 x_0 出发,沿向量场 X 的积分曲线走 t 时间,然后沿着向量场 Y 的积分曲线走 t 时间,再依次沿 X 和 Y 的积分曲线方向倒退回 t 时间。如果在某个坐标系下, X 和 Y 都是定常的向量场,易于看出,则这个映射在该坐标系中画出一个矩形轨迹,并返回到 x_0 点。

如果 X 和 Y 不是定常的,则式(7-55)所描述的轨迹一般不会回到 x_0 。由于这 2 个向量场的交互作用,会使积分曲线产生一个新的方向,这是非线性系统的特性所致。上述新方向可用李括号来描绘如下:

$$[X, Y] = \lim_{t \rightarrow 0} \frac{1}{t^2} (\phi_{-t}^Y \circ \phi_{-t}^X \circ \phi_t^Y \circ \phi_t^X(x_0) - x_0) \quad (7-56)$$

由于 X 和 Y 都是向量场,因此李括号可看作是 $V(M) \times V(M) \rightarrow V(M)$ 的一个映射,或者是 $V(M)$ 上的一个运算。

该李括号运算具有下列性质:

- 如果 $r_1, r_2 \in R^1$, 为线性; $X, Y, Z \in V(M)$

$$\text{则: } [r_1 \cdot X + r_2 \cdot Y, Z] = r_1 \cdot [X, Z] + r_2 \cdot [Y, Z] \quad (7-57)$$

$$[Z, r_1 \cdot X + r_2 \cdot Y] = r_1 \cdot [Z, X] + r_2 [Z, Y] \quad (7-58)$$

- 反对称性

$$[X, Y] = -[Y, X] \quad (7-59)$$

- Jacobi 等式

$$[X, [Y, Z]] + [Y, [Z, X]] + [Z, [X, Y]] = 0 \quad (7-60)$$

这样,向量场集合 $V(M)$ 及其上的李括号运算就构成了实数域 R^1 上的一个非交换代数,这个非交换代数就被称为李代数。

如果 $X_1, \dots, X_K$ 是 K 个向量场,按顺序进行运算的李括号可记作

$$[X_1, \dots, X_K] = [X_1, [X_2, [X_3, \dots, [X_{K-1}, X_K]]]] \quad (7-61)$$

7.3.2.4 非线性系统几何理论与精确线性化

此处所讨论的应用非线性系统几何理论来分析、计算非线性系统线性化有 2 个特点:一为没有误差,因此称为精确线性化;二为所采用的典型非线性系统为仿射非线性系统,但并不失一般性。因为一个一般性非线性系统,用此处所介绍的几何方法使其线性化,一定存在一个能控的同胚变换,使其变为仿射非线性系统。

在任一局部坐标下,定义在一个 n 维微分流形 M 上的仿射非线性系统的方程为

$$\dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^m g_i(x) u_i \quad (7-62)$$

$$y_i = h_j(x) \quad (j = 1, 2, \dots, m) \quad (7-63)$$

式中:

$$f(x), g_i(x) \in V(M) \quad (i = 1, 2, \dots, m)$$

$$h_j(x) \in C^\infty(M) \quad (j = 1, 2, \dots, r)$$

这类系统的最大特点为对控制 U 是线性的。因此,这类系统的动态性质完全可以由向量场 $f(x)$ 和 $g_i(x)$ 来描述,这为应用微分几何方法分析这类系统提供了十分有利的条件。在线性系统几何理论中,是通过与系统相关的各类子空间的性质来研究线性系统的性质的;而在非线性系统几何理论中,是通过与非线性系统相关的各类子流形来研究非线性系统的性质的,不过由于非线性系统的复杂性质,难以直接从子流形来研究它的性质。因此应用各种几何方法,找出与子流形相对应的分布和对偶分布,从而利用分布与对偶分布(代替子流形)与线性系统的各类子空间进行对应。例如:用非线性系统的能控不变或 (f, g) 不变分布场与线性系统中的 (A, B) 不变子空间进行对照,因为它们的作用十分类似。

1. 非线性系统的弱能控性

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ y &= h(x) \\ x &\in R^n, u \in R^m, y \in R^r \end{aligned} \right\} \quad (7-64)$$

如果系统(7-64)的某一点 $X_0 \in M$,且它的任意一个邻域 $U, R_U(X_0)$ 仍然是 X_0 的一个邻域,则称该系统在 X_0 点局部能控。如果系统(7-64)在每一点 $X \in M$ 均局部能控,则称该系统局部能控。

上面介绍的非线性系统的能控性或局部能控性都具有自反性和传递性,但它们都没有对称性,即若 X_1 属于 $R(X_2)$,未必能推出 X_2 属于 $R(X_1)$ 。为克服这一困难,特引入弱能控性概念,其实质是限制非线性系统状态变量的变化范围。

(1) 弱能达点

为定义弱能控性,此处先介绍弱能达点。对空间的任意 2 个点 X_0 和 X_r ,如果存在 $X_1, X_2, \dots, X_{K-1}, X_K$, 且 $X_K = X_r$, 使得:

$$x_i \in R(x_{i-1}), \text{ 或 } x_{i-1} \in R(x_i) \quad (i = 1, 2, \dots, K)$$

则称 X_r 为 X_0 的能达点。 X_0 的弱能达点的集合记作 $WR(X_0)$ 。类似于局部能达集,可以定义 X_0 点的 U ——弱能达点。 X_0 点的 U ——弱能达点的集合记作 $WR_U(X_0)$ 。弱能达点或局部弱能达点均具有对称性,即如果 $X_1 \in WR(X_2)$, 则 $X_2 \in WR(X_1)$ 。同样,如果 $X_1 \in WR_U(X_2)$, 则 $X_2 \in WR_U(X_1)$ 。

(2) 弱能控

弱能控与局部弱能控的定义 给定式(7-64)所示的系统,如果某一点 $X_0 \in M$ 的弱能达集为全空间,即 $WR(X_0) = M$, 则称系统在 X_0 点弱能控。如果式(7-64)所示的系统在 M 的每一点均弱能控,则称系统弱能控。如果对 X_0 的每一个邻域 U, X_0 在 U 内的弱能达集 $WR_U(X_0)$ 也是 X_0 的一个邻域,则称系统在 X_0 点局部弱能控。如果系统在 M 的每一点均局部弱能控,则称该系统是局部弱能控的。

(3) 能控性秩条件

考虑 $f(X, U)$ 在 U 取不同定常值的情况下所构成的向量场集合

$$F \triangleq \{f(x, u) \mid u = \text{const}\}$$

F 所生成的李代数为 $\mathcal{F}$, 则

$$\mathcal{F} \triangleq \{F\}_{\text{LA}} = \left\{ \sum_{\lambda=1}^t r_{\lambda} [f_1^{\lambda}, f_2^{\lambda}, \dots, f_{S_{\lambda}}^{\lambda}] \mid r_{\lambda} \in R^1; f_j^{\lambda} \in F; j = 1, \dots, S_{\lambda}, S_{\lambda} < \infty; t < \infty; \right\} \quad (7-65)$$

式中: $[f_1^{\lambda}, f_2^{\lambda}, \dots, f_{S_{\lambda}}^{\lambda}]$ 为 $\mathcal{F}$ 中任意有限个元 $f_1^{\lambda}, f_2^{\lambda}, \dots, f_{S_{\lambda}}^{\lambda}$ ($S_{\lambda} < \infty$) 作成的有序李括号。

式(7-65)所定义的 $\mathcal{F}$ 被称为系统(7-64)的能控性李代数。

能控性秩条件为

$$\text{rank}\{\mathcal{F}\} = n \quad (7-66)$$

即能控性李代数满秩。

如果系统(7-64)在 X_0 满足能控性秩条件, 则系统在 X_0 点局部弱能控。

以线性系统 $\dot{x} = Ax + \sum_{i=1}^m b_i u_i, x \in R^n$ 为例, 若 $Ax \in \mathcal{F}$, 则 $\mathcal{F}$ 是由向量场 $Ax, b_1, b_2, \dots, b_m$ 生成的李代数, 且

$$\begin{aligned} [Ax, b_i] &= -Ab_i \\ [Ax, [Ax, b_i]] &= A^2 b_i \\ &\vdots \\ [b_i, b_j] &= 0 \end{aligned}$$

即可得与一般线性系统可控性判据相一致的结果:

$$\text{rank}(B AB \cdots A^{n-1} B) = n$$

2. 非线性系统的弱能观性

(1) X_1 和 X_2 在 U 内不可区分

给定非线性系统(7-64)与状态空间中的 2 个点 X_1 和 $X_2 \in U \subset M$ 。如果对任意一个时刻 $T > 0$ 以及任意一个控制 $u(t)$, 能使状态轨线于 $[0, T]$ 时间区间内始终保留在 U 内, 而且相应的输出都一样, 即:

$$\begin{aligned} X(X_i, u(t)) &\subset U \quad i = 1, 2; \quad t \in [0, T] \\ Y(X_1, u(t)) &= Y(X_2, u(t)) \end{aligned}$$

若满足上述条件, 则称 X_1 和 X_2 在 U 内不可区分。有了这个概念, 就有助于定义非线性系统的弱能观性。

(2) 非线性系统弱能观性

给定非线性系统(7-64), $X_0 \in M$ 为状态空间中的一个点, 存在对 X_0 的任意一个邻域 V 与 X_0 在 V 内不可区分的点集 $ID_V(X_0)$, 而且 $ID_V(X_0)$ 只包含 X_0 自己, 即

$$ID_V(X_0) = \{X_0\} \quad (7-67)$$

则称系统在 X_0 点局部能观测。

如果该系统在任意一点 $X \in M$ 均局部能观测, 则称系统能观测。

如果对 X_0 点存在一个邻域 U , 使式(7-67)对任意一个 X_0 的邻域 V (包含在 U 内) 都成

立,则称系统在 X_0 点局部弱能观测。如果系统在任意一点 $X \in M$ 均局部弱能观测,则称系统局部弱能观测。

3. 非线性系统无反馈完全线性化

非线性系统无反馈完全线性化,即在选用某一坐标系时,可将一种系统表示为非线性形式,只要选另一合适坐标,它就可以变换成线性系统。自然这样的坐标更换不会产生误差,即所谓精确线性化。

使非线性系统无反馈线性化的主要思路

① 微分几何

微分几何可描述积分曲线、积分曲线族所张成的向量场、对积分曲线某一点或任一点的切向量,以至切向量族所张开的切空间、坐标卡、坐标函数、坐标变换及对平衡点的李导数(反映对时间 R^1 与空间向量场的导数),即积分曲线的平衡点的微分方程,或向量场对坐标函数 $(X_1, X_2, \dots, X_n)$ 的变化率 $\left(\sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial h}{\partial x_i}\right)$ 。它们对要求解的积分曲线、微分方程及其族系的直观图形描述和相互关系的分析都是很有用的工具。

② 映射关系

主要映射如:时间映射, $F_t^* \left(\frac{d}{dt} \right) h \triangleq \frac{d}{dt} (h \circ F_t) |_{t=t_0}$, 即对应 x_0 和 t_0 的平衡点的微分方程; 适应坐标变换的导出映射, $F^*(h(x)) = h(x_1(z_1, \dots, z_n), \dots, x_n(z_1, z_2, \dots, z_n))$, 即积分曲线 h 按 $z \rightarrow x$, $C^\infty(N) \rightarrow C^\infty(M)$ 的导出映射; 积分曲线 h 所处向量场按 C^∞ 向量场即 $C^\infty(N) \rightarrow C^\infty(M)$, $z \rightarrow x$ 的导出映射, $F^*(x)h = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial h}{\partial x_i}$ 。它们对分析积分曲线和积分曲线族所处向量场的坐标变换情况都很有用。

③ 李导数、李括号及李代数

反映积分曲线 h 在某一平衡点对时间的变化率的李导数 $L_x(h) = \lim_{t \rightarrow 0} \frac{1}{t} ((\phi_t^x)^* h - h)$; 反映积分曲线 h 和积分曲线族所处向量场在某一点的变化率 $L_x(h) = \sum_{i=1}^n a_i(x) \frac{\partial}{\partial x_i} h(x)$, 即李导数,也具有与导出映射 $F^*(x)h$ 相一致的内涵; 反映积分曲线在坐标变换情况下 $(X \rightarrow Y)$ 于 P 点对时间的变化率的李导数 $\text{ad}_x Y = \lim_{t \rightarrow 0} \frac{1}{t} (Y(P) - (\phi_t^x)^* Y(\phi_t^x(P)))$ 以及单纯从向量场某一点 P 考虑的李括号 $[X, Y] = \text{ad}_x Y = \left(\frac{\partial Y}{\partial X} \right) \cdot X - \left(\frac{\partial X}{\partial Y} \right) \cdot Y$ 与李导数完全相同,它们是李代数的基础。特别是一些高阶李导数、李括号及李代数将经常用到如下方程:

$$\left. \begin{aligned} L_x^K(h) &= L_x(L_x^{K-1}(h)) \\ L_x^0(h) &= h \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned} \text{ad}_x^K(Y) &= \text{ad}_x(\text{ad}_x^{K-1}(Y)) \\ \text{ad}_x^0(Y) &= Y \end{aligned} \right\}$$

$$[X_1, \dots, X_K] = [X_1, [X_2, [X_3, \dots, [X_{K-1}, X_K]]]]$$

④ 非线性系统几何理论与控制系统的物理概念相结合

- 利用坐标变换使带输出的非线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + \sum_{i=1}^m g_i(x) u_i \\ y_j &= h_j(x) \quad (j = 1, 2, \dots, m) \end{aligned} \right\} \quad (7-68)$$

变换为线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{z} &= Az + Bu \\ y &= Cz \end{aligned} \right\} \quad (7-69)$$

● 解析系统(7-68)在平衡点 X_0 处无反馈完全线性化的充要条件:

◆ $\text{rank}\{\text{ad}_f^k g_i(X_0) \mid 1 \leq i \leq m, 0 \leq k \leq n-1\} = n$, 即满足能控条件。

◆ $\text{rank}\{\text{d}L_{f_j}^k y_j(X_0) \mid 1 \leq i \leq r, 0 \leq k \leq n-1\} = n$, 即满足能观条件。

◆ 存在 X_0 的一个邻域 U , 使在 U 上

$$L_{g_i} L_{f_j}^s L_{g_j}^t L_{f_j}^h(x) = 0 \quad (1 \leq i, j \leq m; s, t \geq 0) \quad (7-70)$$

式(7-70)是判定系统(7-68)能否线性化的条件。

◆ 建立非线性系统经坐标变换后的精确线性化方程。

4. 非线性系统精确线性化举例^[16]

(1) 给定非线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_1 + u \\ \dot{x}_2 &= x_1 (\cos x_2)^{-1} \end{aligned} \right\} \quad (7-71)$$

$$y = \sin x_2 \quad (7-72)$$

则

$$f = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_1 (\cos x_2)^{-1} \end{bmatrix}, g = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

利用坐标变换($X \rightarrow Z$)使式(7-71)和(7-72)精确线性化

$$\left. \begin{aligned} \dot{z} &= Az + Bu \\ y &= Cz \end{aligned} \right\}$$

(2) 求定非线性系统精确线性化后的线性系统方程

非线性解析系统(7-71)和(7-72)在平衡点(X_0)无反馈完全线性化(对 X 和 Y 都线性化)充要条件的验算和判定:

① 能控性条件

$$\text{rank}\{\text{ad}_f^k g_i(X_0) \mid 1 \leq i \leq m; 0 \leq k \leq n-1\} = n$$

此处, $m=1, n=2, 1 \leq i$ 或 $i=1; 0 \leq k \leq 1$

$$\text{ad}_f^k g_i = \text{ad}_f(\text{ad}_f^{k-1} g_i)$$

$$\text{ad}_f^0 g_i = g_i = g_1 = 1$$

$$\text{ad}_f^1 g_i = \text{ad}_f(\text{ad}_f^0 g_i) = \text{ad}(g_i) = \frac{\partial g}{\partial x} f - \frac{\partial f}{\partial x} g_i \mid g_i = g_1 = 1 =$$

$$\frac{\partial 1}{\partial x} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_1 \cos x_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{\partial x_1}{\partial x_1} \\ \frac{\partial (x_1 \cos x_2)^{-1}}{\partial x_1} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ (\cos x_2)^{-1} \end{pmatrix}$$

满足能控性条件。

② 能观性条件

$$\text{rank}\{dL_f^k y_j(X_0) \mid 1 \leq i \leq r, 1 \leq k \leq n-1\} = n$$

此处, $r=1; 1 \leq j$ 或 $j=1; n=2; 1 \leq k$ 或 $k=1$ 。

根据

$$dL_f^k y = d\{L_f(L_f^{k-1} y) \mid 1 \leq k \leq n-1\}$$

$$L_f^0 y = y = \sin x_2$$

则

$$dL_f^1 y = dL_f(L_f^0 y) = dL_f(\sin x_2)$$

$$L_f^1 y = (f_1(x), f_2(x)) \begin{pmatrix} \frac{\partial y}{\partial x_1} \\ \frac{\partial y}{\partial x_2} \end{pmatrix} = (x_1, x_1(\cos x_2)^{-1}) \begin{pmatrix} \frac{\partial y_1}{\partial x_1} & \frac{\partial y_1}{\partial x_2} \\ \frac{\partial y_2}{\partial x_1} & \frac{\partial y_2}{\partial x_2} \end{pmatrix} =$$

$$(x_1, x_1(\cos x_2)^{-1}) \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \cos x_2 \end{pmatrix} = (0 \quad x_1)$$

$$dL_f y = d(0, x_1) = (0, 1)$$

满足能观性条件。

③ 精确线性化条件

存在 X_0 的一个邻域 U , 使在 U 上

$$L_{g_i} L_f^j L_{g_i} L_f^t y = 0$$

$$1 \leq i; j \leq m; 1 \leq s; t \leq n-1$$

此处

$$m=1, n=2$$

即

$$1 \leq i, j \leq 1, 1 \leq s, t \leq 1$$

现逐步计算如下:

$$L_f^1 y = L_f(L_f^0 y) = L_f(\sin x_2) = (x_1, x_1(\cos x_2)^{-1}) \begin{pmatrix} \frac{\partial \sin x_2}{\partial x_1} \\ \frac{\partial \sin x_2}{\partial x_2} \end{pmatrix} =$$

$$(x_1, x_1(\cos x_2)^{-1}) \begin{pmatrix} 0 \\ \cos x_2 \end{pmatrix} = x_1$$

$$L_{g_j}(L_f^1 y) = L_{g_1}(x_1) = (1) \left(\frac{\partial x_1}{\partial x_1} \right) = 1$$

显然, 此处 $g_1=1$

$$L_{g_i} L_f^j L_{g_i} L_f^t y = L_f^1(L_{g_1} L_f^1 \sin x_2) = L_f^1(1) =$$

$$(x_1, x_1(\cos x_2)^{-1}) \begin{pmatrix} \frac{\partial 1}{\partial x_1} \\ \frac{\partial 1}{\partial x_2} \end{pmatrix} = 0$$

$$L_{g_i} L_f^j L_{g_i} L_f^t y = L_{g_i}(L_f^1 L_{g_1} L_f^1 \sin x_2) = L_{g_i}(0) = 0$$

g_2 本身即为 0。

因此, 系统(7-71)满足精确线性化条件。

④ 求出非线性系统(7-71)和(7-72)的精确线性化系统方程组(7-69)

● 令

$$\mathbf{X}_1 = \mathbf{g} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{X}_2 = \text{ad}_f \mathbf{g} = \left(\frac{\partial \mathbf{g}}{\partial x} \right) f - \left(\frac{\partial f}{\partial x} \right) \mathbf{g} = \begin{pmatrix} 1 \\ (\cos x_2)^{-1} \end{pmatrix}$$

● 建立映射关系 $F(z_1, z_2)$

建立如下映射关系式

$$F(z_1, z_2) = \phi_{z_1}^{\mathbf{X}_1} \circ \phi_{z_2}^{\mathbf{X}_2}(o)$$

$\phi_{z_2}^{\mathbf{X}_2}(o)$ 表示以 o 为原点, 按与 f, g 及 $\frac{\partial \mathbf{g}}{\partial x}$ 和 $\frac{\partial f}{\partial x}$ 有关的 $\mathbf{X}_2$ (与 X 有关), 或者说 X (含 $\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2$)

与 z_2 的映射关系。

$\phi_{z_1}^{\mathbf{X}_1} \circ \phi_{z_2}^{\mathbf{X}_2}(o)$ 表示从 $\phi_{z_2}^{\mathbf{X}_2}(o)$ 出发, 建立 $g_1(x) = 1$, 即 $g_1(x)u$ 所导致的 X (包含 $\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2$) 对 z_1 的映射关系。

● 求解映射关系 $\phi_{z_2}^{\mathbf{X}_2}(o)$

按映射关系, 利用 $\mathbf{X}_2 = \begin{pmatrix} 1 \\ (\cos x_2)^{-1} \end{pmatrix}$ 作 $\frac{dx_1}{dz_2}$ 和 $\frac{dx_2}{dz_2}$ 的比值, 建立下列方程, 并求解:

$$\mathbf{X}_2 \begin{cases} \frac{dx_1}{dz_2} = 1 \\ \frac{dx_2}{dz_2} = (\cos x_2)^{-1} \\ x_1(o) = 0 \\ x_2(o) = 0 \end{cases}$$

得:

$$\begin{cases} x_1 = z_2 \\ x_2 = \arcsin z_2 \end{cases}$$

● 按 $F(z_1, z_2)$ 的映射关系, 并利用 $\mathbf{X}_1$ 建立下列方程, 并求解:

$$\begin{cases} \frac{dx_1}{dz_1} = 1 \\ \frac{dx_2}{dz_1} = 0 \\ x_1(o) = z_2 \\ x_2(o) = \arcsin z_2 \end{cases}$$

则得 $F(z_1, z_2)$ 的映射关系式

$$\begin{cases} x_1 = z_1 + z_2 \\ x_2 = \arcsin z_2 \end{cases} \quad (7-73)$$

F^{-1} 的逆映射关系式

$$\begin{cases} z_1 = x_1 - \sin x_2 \\ z_2 = \sin x_2 \end{cases} \quad (7-74)$$

● 求出非线性系统方程(7-71)和(7-72)的具体精确线性化方程如下:

由

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_1 + u \\ \dot{x}_2 = x_1(\cos x_2)^{-1} \end{cases}$$

可得精确线性化系统方程:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = u \\ \dot{z}_2 = z_1 + z_2 \end{cases} \quad (7-75)$$

$$y = z_2 \quad (7-76)$$

7.4 非线性系统的伪线性-动态逆系统方法^[18~21]

分析非线性系统的伪线性-动态逆系统方法,是从对系统结构采取处理措施来分析非线性系统的方法。在控制系统中引入动态逆环节(非线性环节)—— $g^{-1}(x)$,以抵消受控对象 $g(x)$ (非线性环节),从而形成伪线性系统。这样就可利用线性系统的方法来分析、计算具有非线性受控对象的整个闭环控制回路。现简要介绍于下。

7.4.1 非线性系统为仿射型非线性系统

不失一般性,设非线性系统为如下仿射型非线性系统

$$\dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^m g_i(x)u_i \quad (7-77)$$

$$y_i = h_i(x) \quad (7-78)$$

式中: $i=1, \dots, m; j=1, \dots, r; x \in R^n, y \in R^r$ 。

7.4.2 特征指数 ρ_j

特征指数 ρ_j 是判定系统可解耦和可控的一个符号。

1. 无反馈时 ρ_j 的涵义

根据非线性几何理论,可得:

$$L_{g_i} L_f^k h_j(x) = 0 \quad k < \rho_j, j = 1, \dots, r \quad (7-79)$$

$$L_{g_i} L_f^{\rho_j} h_j(x) \neq 0 \quad k = \rho_j \quad (7-80)$$

显然,如果 ρ_j 不存在,则说明系统不可控,反之亦然。如果 y_j 与 u_i 一一对应,则此 u_i 的注脚 $i=j$,即输入 u_i 与输出 y_j 处于解耦状态。

2. 有反馈时 ρ_j 的涵义

令输入信号 $u(x) = u_x(x) + u_v(x)v$, 则非线性系统闭合回路方程为

$$u(x) = u_x(x) + u_v(x)v$$

$$\left. \begin{aligned} x &= f(x) + g(x)u_x(x) + g(x)u_v(x)v = \tilde{f}(x) + \sum_{i=1}^m \tilde{g}_i(x)u \\ y_j &= h_j(x) \end{aligned} \right\} \quad (7-81)$$

式中:

$$\begin{aligned} \tilde{f}(x) &= f(x) + g(x)u_x(x) \\ \tilde{g}_i(x) &= g(x)u_v(x)v \end{aligned}$$

$$u = u_x(x) + u_v(x)$$

$$v = (v^1, v^2, \dots, v^r)$$

在解耦情况下, $v^i = y_j$, 此时 $i=j$ 。

同时, 具有下列关系:

$$L_f^{\rho_j} h_j(x) = L_f^k h_j(x)$$

$$L_f^{\tilde{\rho}_j} h_j(x) = L_f^{\rho_j} h_j(x)$$

$$\rho_j = \tilde{\rho}_j$$

如果 ρ_j 和 $\tilde{\rho}_j$ 存在, 则输入/输出可在某一点 P 处局部解耦。

7.4.3 仿射型非线性系统输入/输出解耦

仿射型非线性系统可采用李代数进行输入/输出解耦, 并确定特征指数 ρ_j 。

李代数的几种基本运算表达式

此处所应用的李代数基本运算的表达式为:

$$\left. \begin{aligned} L_f^0 h_j(x) &= h_j(x) \\ L_f^1 h_j(x) &= L_f[L_f^0 h_j(x)] = f(x) \frac{\partial h_j(x)}{\partial x} \\ L_f^2 h_j(x) &= L_f[L_f^1 h_j(x)] = f(x) \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[f(x) \frac{\partial h_j(x)}{\partial x} \right] \right\} \\ &\vdots \\ L_f^k h_j(x) &= L_f[L_f^{k-1} h_j(x)] = f(x) \frac{\partial L_f^{k-1} h_j(x)}{\partial x} \end{aligned} \right\} \quad (7-82)$$

$$\left. \begin{aligned} L_{g_i} L_f^0 h_j(x) &= g_i(x) h_j(x) \\ L_{g_i} L_f^1 h_j(x) &= g_i(x) L_f[L_f^0 h_j(x)] = g_i(x) \left[f(x) \frac{\partial h_j(x)}{\partial x} \right] \\ &\vdots \\ L_{g_i} L_f^k h_j(x) &= g_i(x) L_f[L_f^{k-1} h_j(x)] = g_i(x) \left\{ f(x) \frac{\partial L_f^{k-1} h_j(x)}{\partial x} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (7-83)$$

$$\left. \begin{aligned} y_j^{(1)} &= \dot{y}_j = L_f h_j(x) + \sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^0 h_j(x) u_i \\ y_j^{(2)} &= L_f^2 h_j(x) + \sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^1 h_j(x) u_i \\ &\vdots \\ y_j^{(\rho_j)} &= L_f^{\rho_j} h_j(x) + \sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^{\rho_j-1} h_j(x) u_i \end{aligned} \right\} \quad (7-84)$$

式中: $y_j^{(\rho_j)}$ 为 y_j 对 t 的 ρ_j 阶导数。

$\sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^0 h_j(x)$, $\sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^1 h_j(x)$, $\dots$, $\sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^{\rho_j-2} h_j(x)$ 均为 0。只有 $\sum_{i=1}^m L_{g_i} L_f^{\rho_j-1} h_j(x)$ 才开始不为 0, 而且 ρ_j 的存在说明系统可控, 且输入/输出解耦, y_j 与 u_i 是一一对应的, 同时此处 u_i 为 u_j , 即 $i=j$ 。式(7-84)可简写为:

$$y^o = C_p(x) + D_p(x)u$$

式中: $C_p(x)$ 为非线性输出状态变量函数, $D_p(x)$ 为解耦矩阵。如果 $D_p(x)$ 可逆, 则可逆系统的 u 为:

$$u = D_p^{-1}(x)[-C_p(x) + y_d^o] \quad (7-85)$$

式中: y_d^o 为期望的 y^o , 则

$$y^o = C_p(x) + D(x)\{D^{-1}(x)[-C_p(x) + y_d^o]\} = y_d^o \quad (7-86)$$

7.4.4 简化的伪线性-动态逆系统

为便于简明扼要地说明伪线性——动态逆系统的原理和运算, 现对一种简化的伪线性——动态逆系统简要介绍于下。

1. 简化的伪线性-动态逆系统数学模型

为了简化, 设输出变量就是状态变量 x , 为单个逆回路结构, 且 $g(x)$ 可逆, 即存在 $g^{-1}(x)$, 则

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u \\ y = x \end{cases} \quad (7-87)$$

2. 应用李代数进行输入/输出解耦

$$\begin{aligned} y &= L_f^0 h(x) = L_f^0 x = x \\ \dot{y} &= L_f^1 h(x) + L_g L_f^0 h(x) = L_f^1 x + L_g x = \\ &= f(x) \frac{\partial}{\partial x} x + g(x)u \frac{\partial}{\partial x} x = f(x) + g(x)u \\ u &= g^{-1}(x)[-f(x) + \dot{y}_d] \end{aligned}$$

式中: $\dot{y}_d = \dot{x}_d$, 为期望值。

3. 设定简化伪线性-动态逆系统闭合回路前馈环节

为使伪线性——动态逆系统的控制信号生成部分和受控系统形成闭合回路, 特设定闭合回路前馈环节于下

$$\dot{x}_d = k_c(x_c - x) \quad (7-88)$$

此处, $\dot{x}_d = \dot{y}_d$

4. 简化的伪线性-动态逆系统的原理结构图和简要说明

(1) 原理结构图

简化的伪线性——动态逆系统的原理结构图如图 7-4 所示。

(2) 简要说明

伪线性——动态逆系统方法是从结构上抵消受控部分的非线性环节, 从而形成伪线性系统, 因而就可以用线性系统方法进行分析 and 处理:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g(x)u = \\ &= f(x) + g(x)\{g^{-1}(x)[-f(x) + \dot{x}_d]\} = \\ \dot{x}_d &= k_c(x_c - x) \end{aligned} \quad (7-89)$$

显然 $\dot{x}_d = k_c x_c - k_c x$ 就是一种伪线性方程。

由于控制信号生成部分的 $f(x)$ 是按实际系统虚构的数学模型, 自然不可避免地与实际系

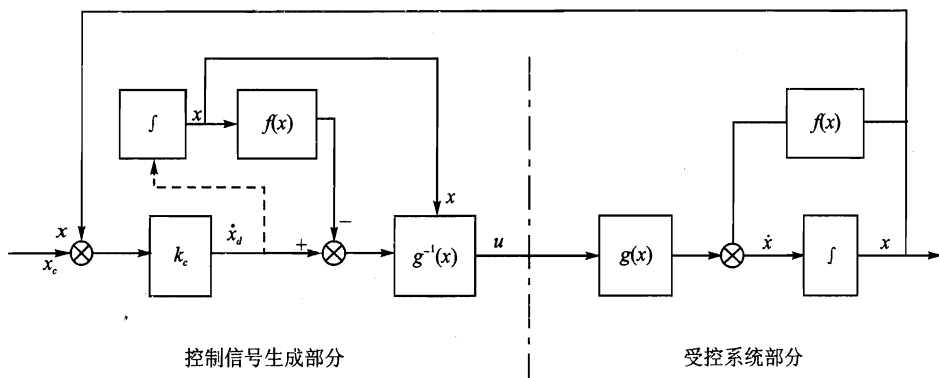


图 7-4 伪线性——动态逆系统原理结构简图

统有差异,从而形成原理性误差。须采用提高鲁棒性的方法来处理这类问题,以减小误差。

对于复杂系统,这种方法也较繁复,而且受到解耦与动态逆存在条件的限制。

7.5 非线性、变参数系统的多级线性化-高阶微分方程方法^[12,22]

多级线性化-高阶微分方程法,也是以线性化为基础;但它有以下特点:

- 先求线性化方程的通解,将特征值代入略去的变量项作为外作用,然后再求此多级线性化-高阶微分方程的全解(包含外作用所派生的特解),从而可补偿由于略去的项所造成的部分误差。
- 对非线性、变参数系统原始方程,进行逐级微分,略去变量的高次非线性项和时变参数项,从而获得相应的线性化高阶微分方程。显然此高阶微分方程可保留更多的非线性、变参数原始方程中的信息,即可提高求解精度。

在稳定性规定的条件下,即 $R_c(\lambda) < 0$, 确定所获得高阶微分方程的基本解组,即可确定此高阶微分方程和相应的非线性、变参数原始方程的系数。这也就是多级线性化-高阶微分方程法的主要目的,即对非线性、变参数系统原始方程进行综合(确定系数)的作用。应用非线性、变参数原始系统派生的相应的时间离散化方程,在各初始值、终值已知,各系数按综合要求已确定的情况下,即可求出所获得的多级线性化-高阶微分方程通解,就是非线性、变参数系统经多级线性化后的较精确的近似解。如果将略去的项作为外作用进行补偿,按 7.5.3.2 小节中所述方式求出上述高阶微分方程的特解以及相应的解析或完整解析式全解,则可进一步提高精度。此种解析式或完整解析式解为精确解。

综上所述,多级线性化-高阶微分方程法是一种以多级线性化与生成高阶微分方程为基础,并尽可能多地保存原始系统信息的方法;是一种分析、综合及计算非线性、变参数系统全动态过程的方法;是一种求解、分析及综合相结合的方法;是一种将略去项作为外作用,从而求出等效特解和相应的全解(非线性、变参数系统的精确解析解)的方法。显然,多级线性化-高阶微分方程方法,能确定它自身的系数,从而确定非线性、变参数系统原始方程的系数,所以可对原始系统进行综合。同时它的解析表达式,便于分析、计算原始系统以及相互验证。

7.5.1 典型非线性、变参数系统数学模型

为便于用多级线性化-高阶微分方程方法对非线性、变参数系统进行分析 and 计算,现定义一些典型非线性、变参数系统的数学模型。

典型非线性、变参数系统的数学模型为:

$$\dot{x} = f(x, t) + g(x, t)u(x) \quad (7-90)$$

其中: $f(x, t)$ 和 $g(x, t)$ 本身可能为多项式, 或者可展开为麦克劳林级数, 而且是收敛的。 $g(x, t)u(x)$ 多项式中, x 和 t 的阶次一般比 $f(x, t)$ 中 x 和 t 的阶次低。经过整理, 可用 $F(x, t)$ 表示 $f(x, t) + g(x, t)u(x)$, 即:

$$F(x, t) = f(x, t) + g(x, t)u(x) \quad (7-91)$$

则

$$\begin{aligned} \dot{x} = F(x, t) = & (a_{10} + a_{11}t + a_{12}t^2 + a_{13}t^3 + \cdots + a_{1m_1}t^{m_1})x + \\ & (a_{20} + a_{21}t + a_{22}t^2 + a_{23}t^3 + \cdots + a_{2m_2}t^{m_2})x^2 + \\ & (a_{30} + a_{31}t + a_{32}t^2 + a_{33}t^3 + \cdots + a_{3m_3}t^{m_3})x^3 + \\ & \vdots \\ & (a_{n0} + a_{n1}t + a_{n2}t^2 + a_{n3}t^3 + \cdots + a_{nm_n}t^{m_n})x^n \end{aligned} \quad (7-92)$$

或

$$\begin{aligned} \dot{x} = \sum_{i=1}^n f_i(a_{ij}, t^{j_i})x^i = & \{f_1(a_{1j_1}, t^{j_1})x + f_2(a_{2j_2}, t^{j_2})x^2 + f_3(a_{3j_3}, t^{j_3})x^3 + \cdots + f_n(a_{nj_n}, t^{j_n})x^n\} \end{aligned} \quad (7-93)$$

式中: a_{ij_i} 的注脚 $j_i = 0, 1, 2, \cdots, m_i$

按 t 对式(7-93)或(7-92)进行微分:

$$\ddot{x} = \left\{ \left[\frac{\partial}{\partial x} \sum_{i=1}^n f_i \dot{x} \right] \right\} + \left\{ \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_i}{\partial t} \right) x^i \right] \right\} \quad (7-94)$$

或

$$\begin{aligned} \ddot{x} = & \{[(a_{10} + a_{11}t + a_{12}t^2 + a_{13}t^3 + \cdots + a_{1m_1}t^{m_1})\dot{x} + \\ & (a_{20} + a_{21}t + a_{22}t^2 + a_{23}t^3 + \cdots + a_{2m_2}t^{m_2})2x\dot{x} + \\ & (a_{30} + a_{31}t + a_{32}t^2 + a_{33}t^3 + \cdots + a_{3m_3}t^{m_3})3x^2\dot{x} + \\ & \vdots \\ & (a_{n0} + a_{n1}t + a_{n2}t^2 + a_{n3}t^3 + \cdots + a_{nm_n}t^{m_n})nx^{n-1}\dot{x}]\} + \\ & \{[(a_{11} + 2a_{12}t + 3a_{13}t^2 + \cdots + m_1a_{1m_1}t^{m_1-1})x + \\ & (a_{21} + 2a_{22}t + 3a_{23}t^2 + \cdots + m_2a_{2m_2}t^{m_2-1})x^2 + \\ & (a_{31} + 2a_{32}t + 3a_{33}t^2 + \cdots + m_3a_{3m_3}t^{m_3-1})x^3 + \\ & \vdots \\ & (a_{n1} + 2a_{n2}t + 3a_{n3}t^2 + \cdots + m_na_{nm_n}t^{m_n-1})x^n]\} \end{aligned} \quad (7-95)$$

按 t 对式(7-94)进行微分:

$$\ddot{x} = \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[\sum_{i=1}^n \left(f_i \frac{\partial x^i}{\partial x} \right) \dot{x}^2 \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\sum_{i=1}^n \left(f_i \frac{\partial x^i}{\partial x} \right) \dot{x} \right] \ddot{x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_i}{\partial t} \right) x^i \right] \dot{x} \right\} + \left\{ \frac{\partial}{\partial t} \left[\sum_{i=1}^n \left(f_i \frac{\partial x^i}{\partial x} \right) \dot{x} \right] + \frac{\partial}{\partial t} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f_i}{\partial t} \right) x^i \right] \right\} \quad (7-96)$$

或按 t 对式(7-95)进行微分,经过整理得:

$$\begin{aligned} \ddot{x} = & \left[2(a_{20} + a_{21}t + a_{22}t^2 + a_{23}t^3 + \cdots + a_{2m_2}t^{m_2}) + 3 \cdot 2(a_{30} + a_{31}t + a_{32}t^2 + a_{33}t^3) + \cdots + \right. \\ & a_{3m_3}t^{m_3})x + \cdots + n(n-1)(a_{n0} + a_{n1}t + a_{n2}t^2 + a_{n3}t^3 + \cdots + a_{nm_n}t^{m_n})x^{n-2} \Big] \dot{x}^2 + \\ & \left[(a_{10} + a_{11}t + a_{12}t^2 + a_{13}t^3 + \cdots + a_{1m_1}t^{m_1}) + (a_{20} + a_{21}t + a_{22}t^2 + a_{23}t^3 + \cdots + \right. \\ & a_{2m_2}t^{m_2})2x + (a_{30} + a_{31}t + a_{32}t^2 + a_{33}t^3 + \cdots + \\ & a_{3m_3}t^{m_3})3x^2 + \cdots + (a_{n0} + a_{n1}t + a_{n2}t^2 + a_{n3}t^3 + \cdots + \\ & a_{nm_n}t^{m_n})nx^{n-1} \Big] \ddot{x} + [(a_{11} + 2a_{12}t + 3a_{13}t^2 + \cdots + \\ & m_1a_{1m_1}t^{m_1-1}) + (a_{21} + 2a_{22}t + 3a_{23}t^2 + \cdots + m_2a_{2m_2}t^{m_2-1})2x + \\ & (a_{31} + 2a_{32}t + 3a_{33}t^2 + \cdots + m_3a_{3m_3}t^{m_3-1})3x^2 + \cdots + \\ & (a_{n1} + 2a_{n2}t + 3a_{n3}t^2 + \cdots + m_na_{nm_n}t^{m_n-1})nx^{n-1} \Big] \dot{x} + \\ & \{ [(a_{11} + 2a_{12}t + 3a_{13}t^2 + \cdots + m_1a_{1m_1}t^{m_1-1}) + \\ & (a_{21} + 2a_{22}t + 3a_{23}t^2 + \cdots + m_2a_{2m_2}t^{m_2-1})2x + \\ & (a_{31} + 2a_{32}t + 3a_{33}t^2 + \cdots + m_3a_{3m_3}t^{m_3-1})3x^2 + \cdots + \\ & (a_{n1} + 2a_{n2}t + 3a_{n3}t^2 + \cdots + m_na_{nm_n}t^{m_n-1}) \cdot nx^{n-1} \Big] \ddot{x} + \\ & [(2a_{12} + 3 \cdot 2a_{13}t + \cdots + m_1(m_1-1) \cdot a_{1m_1}t^{m_1-2})x + \\ & (2a_{22} + 3 \cdot 2a_{23}t + \cdots + m_2 \cdot (m_2-1)a_{2m_2}t^{m_2-2})x^2 + (2a_{32} + 3 \cdot 2a_{33}t + \cdots + \\ & m_3(m_3-1)a_{3m_3}t^{m_3-2})x^3 + \cdots + (2a_{n2} + 3 \cdot 2a_{n3}t + \cdots + \\ & m_n(m_n-1)a_{nm_n}t^{m_n-2})x^n \Big] \} \quad (7-97) \end{aligned}$$

以此类推,可求出 $x^{(4)}$, $x^{(5)}$, $\cdots$, $x^{(n)}$ 或 $\dot{x}^{(n)}$ 的相应高阶方程, $x^{(n)}$ 为 x 对 t 的 n 阶导数。

7.5.2 多级线性化-高阶微分方程方法中起补偿作用的特解求解法

多级线性化-高阶微分方程方法中,为了补偿由于舍去高次项和时变项(时间变量多项式)所造成的原理性误差,采取两种特殊措施进行补偿:

- 将舍去的项作为外作用,进而求线性化方程的特解,此特解就是误差补偿项;
- 由于高次项变量是未知数,故须借用已确定的线性化方程的基本解(或基本解组),可将它们代入相应变量高次项作为外作用,进而解算出补偿作用的特解。

下面简要介绍一下求解在各种不同外作用情况下的特解的方法。

齐次和非齐次线性微分方程的一般表达式

(1) 齐次线性微分方程

$$L(P)x_k = 0 \quad (7-98)$$

式中, x_k 为通解, $L(P) = a_0 p_n + a_1 p^{n-1} + \cdots + a_n$

(2) 一般非齐次线性微分方程

$$L(P)x_x(t) = \sum_{i=1}^m f_i(t)e^{\lambda_i t} = f_w(t) \quad (7-99)$$

式中: $x_x(t)$ 为特解; $f_i(t)e^{\lambda_i t}$ 为包含广泛物理、数学涵义的外作用, $e^{\lambda_i t}$ 为外作用中的指数项。 $\lambda_i t$ 虽然不排除与方程的特征根雷同, 但它不一定是而且首先不要求它是微分方程的特征根。如果雷同只是巧合而已, 同时

$$f_i(t) = b_{i0}t^{r_i} + f_i^*(t) \quad (7-100)$$

$$f_i^*(t) = b_{i1}t^{r_i-1} + b_{i2}t^{r_i-2} + \cdots + b_{i(r_i-1)}t + b_{r_i} \quad (7-101)$$

显然:

$$L(P)x_{is}(t) = f_i(t)e^{\lambda_i t} \quad (7-102)$$

$$x_s(t) = \sum_{i=1}^m x_{is}(t) \quad (7-103)$$

注意: 当有重根时, 则有

$$x_{is}(t) = t^k g_i(t) e^{\lambda_i t} \quad (7-104)$$

或当无重根时

$$x_{is}(t) = g_i(t) e^{\lambda_i t} \quad (7-105)$$

其中

$$g_i(t) = a_{i0}t^{r_i} + g_i^*(t) \quad (7-106)$$

$$g_i^*(t) = a_{i1}t^{r_i-1} + a_{i2}t^{r_i-2} + \cdots + a_{i(r_i-1)}t + a_{ir_i} \quad (7-107)$$

表达式(7-100)和式(7-106)是为了便于线性微分方程具有重根时的演算, 即将最高项 $a_{i0}t^{r_i}$ 以及 $b_{i0}t^{r_i}$ 从 $g_i(t)$ 和 $f_i(t)$ 中分离出来, 便于逐级解算出

$$a_{i(r_i-j)} \quad (j = r_i, r_i-1, r_i-2, \cdots, 0)$$

(3) 方程无重根、外作用无 $e^{\lambda_i t}$ 项时线性微分方程的特解

此处线性微分方程的特解可描述如下:

$$L(P)x_{is}(t) = f_i(t) = b_{i0}t^{r_i} + b_{i1}t^{r_i-1} + \cdots + b_{i(r_i-1)}t + b_{r_i} \quad (7-108)$$

例如:

$$(P^2 + P + 1)x_{is}(t) = b_{i0}t^3 + b_{i1}t^2 + b_{i2}t + b_{i3}$$

设

$$x_{is}(t) = a_{i0}t^3 + a_{i1}t^2 + a_{i2}t + a_{i3}$$

则

$$(P^2 + P + 1)[a_{i0}t^3 + a_{i1}t^2 + a_{i2}t + a_{i3}] = b_{i0}t^3 + b_{i1}t^2 + b_{i2}t + b_{i3}$$

由上式可求出:

$$x_{is}(t) = b_{i0}t^3 + (b_{i1} - 3b_{i0})t^2 + (b_{i2} - 2b_{i1})t + (b_{i3} - b_{i2} + 6b_{i0})$$

(4) 方程无重根、外作用含有 $e^{\lambda_i t} f_i(t)$ 时线性微分方程的特解

此处线性微分方程的特解可描述如下^[22], 为避免符号复杂, 本节以后用 λ_i 代替 λ_i' 。

$$L(P)e^{\lambda_i t} x_{is}(t) = e^{\lambda_i t} f_i(t) \quad (7-109)$$

或

$$e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) x_{is}(t) = e^{\lambda_i t} f_i(t) \quad (7-110)$$

即

$$L(P + \lambda_i) x_{is}(t) = f_i(t) \quad (7-111)$$

注意: 假定 $L(P) = P$, 则

$$P(e^{\lambda_i t} f(t)) = \lambda_i e^{\lambda_i t} f(t) + e^{\lambda_i t} f(t) = e^{\lambda_i t} (P + \lambda_i) f(t)$$

式(7-109)~(7-111)中 λ_i 是外作用的指数项 $e^{\lambda_i t}$, λ_i 不同于方程的特征根,但可以雷同,且不妨碍运算。

(5) 方程有重根、外作用含 $e^{\lambda_i t} f_i(t)$ 时线性微分方程的特解

方程有重根、外作用含 $e^{\lambda_i t} f_i(t)$ 时的线性微分方程的特解的一般表达式(当有 k 阶重根时)为

$$L(P) = (a'_k + a'_{k+1}P + \cdots + a'_n P^{n-k})P^k = M_1(P)P^k \quad (7-112)$$

$$L(P)e^{\lambda_i t} t^k x_{is}(t) = e^{\lambda_i t} f_i(t) \quad (7-113)$$

$$\text{或} \quad e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) x_{is}(t) = e^{\lambda_i t} f_i(t) \quad (7-114)$$

参看式(7-100),式(7-101),式(7-104)~(7-107)

$$x_{is}(t) = t^k g_i(t) = a_{i0} t^{r_i} + g_i^*(t)$$

$$f_i(t) = b_{i0} t^{r_i} + f_i^*(t)$$

将 $a_{i0} t^{r_i}$ 和 $b_{i0} t^{r_i}$ 分别从 $t^k g_i(t)$ 和 $f_i(t)$ 中分离出来,以便解算出 a_{i0} ,余下的 $g_i^*(t)$ 和 $f_i^*(t)$ 均降一阶,成为 $t^0, t^1, \dots, t^{r_i-1}$ 的多项式。以后还要逐次分别将 t^{r_i-1}, t^{r_i-2} 以至 t 从 $g_i^*(t)$ 和 $f_i^*(t)$ 中分离出来,以便逐级解出 a_{i1} 以至 $a_{i(r_i-j)}$, $j=r_i-1, \dots, 0$;同时须将 $e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) t^k g(t)$ 或 $e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) [t^k (a_{i0} t^{r_i} + g_i(t))]$ 分解为: $e^{\lambda_i t} [a_{i0} M(\lambda_i) P^k t^{k+r_i} + a_{i0} M^*(P) \cdot P^{k+1} t^{k+r_i}]$ 以及 $e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) [t^k g^*(t)]$ 两部分。显然,前一部分中的 $e^{\lambda_i t} [a_{i0} M(\lambda_i) P^k t^{k+r_i}]$ 与 $e^{\lambda_i t} [a_{i0} M^*(P) \cdot P^{k+1} t^{k+r_i}]$ 是从 $e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) [t^k (a_{i0} t^{r_i} + g_i^*(t))]$ 分解出来的,其目的是便于逐次计算出 $a_{i0}, a_{i1}, \dots, a_{ir_i}$ 。

由此可得:

$$\begin{aligned} & [a_{i0} M(\lambda_i) P^k t^{k+r_i} + a_{i0} M^*(P) P^{k+1} t^{k+r_i}] + \\ & L(P + \lambda_i) t^k g_i^*(t) = b_{i0} t^{r_i} + f_i^*(t) \end{aligned} \quad (7-115)$$

或

$$\begin{aligned} & a_{i0} M(\lambda_i) P^k t^{k+r_i} + L(P + \lambda_i) t^k g_i^*(t) = \\ & b_{i0} t^{r_i} + f_i^*(t) - a_{i0} M^*(P) P^{k+1} t^{k+r_i} \end{aligned} \quad (7-116)$$

由式(7-116)可知,等式左端第1项含有 $a_{i0} M(\lambda_i) t^{r_i}$,左端第2项含有低于和等于 r_i-1 阶的 t 的多项式。等式右端除 $b_{i0} t^{r_i}$ 外,其余均为低于和等于 r_i-1 阶的 t 的多项式,因此可求出

$$\begin{aligned} a_{i0} M(\lambda_i) &= b_{i0} \\ a_{i0} &= \frac{b_{i0}}{M(\lambda_i)} \end{aligned} \quad (7-117)$$

按上述方式消去式(7-116)左、右端的 $a_{i0} M(\lambda_i) P^k t^{k+r_i} = a_{i0} M(\lambda_i) t^{r_i}$ 与 $b_{i0} t^{r_i}$ 后,余下式

$$L(P + \lambda_i) t^k g_i^*(t) = f_{i1}^*(t) - a_{i0} M^*(P) P^{k+1} t^{k+r_i} \quad (7-118)$$

且

$$\begin{aligned} g_i^*(t) &= a_{i1} t^{r_i-1} + g_{i1}^*(t) \\ f_i^*(t) - a_{i0} M^*(P) P^{k+1} t^{k+r_i} &= b_{i1} t^{r_i-1} + F_{i1}^*(t) - \\ & [a_{i0} (a'_k + a'_{k+1}P + \cdots + a'_n P^{n-k}) P^{k+1} t^{k+r_i}] = \end{aligned} \quad (7-119)$$

$$(b_{i1} - a_{i0} a'_k) t^{r_i-1} + f_{i2}^*(t) \quad (7-120)$$

则得

$$L(P + \lambda_i) t^k [a_{i1} t^{r_i-1} + g_{i1}^*(t)] = (b_{i1} - a_{i0} a'_k) t^{r_i-1} + f_{i2}^*(t) \quad (7-121)$$

显然 $g_{i1}^*(t)$ 和 $f_{i2}^*(t)$ 均为含 $t^{r_i-2}, \dots, t^1, t^0$ 的多项式。按照式(7-116)的形式,可得

$$\begin{aligned} a_{i1} M(\lambda_i) P t^{k+(r_i-1)} + L(P + \lambda_i) t^k g_{i1}^*(t) = \\ (b_{i1} - a_{i0} a'_k) t^{r_i-1} + f_{i2}^*(t) - a_{i1} M^*(P) P^{k+1} t^{k+(r_i-1)} \end{aligned} \quad (7-122)$$

由式(7-120)可求出

$$a_{i1} = \frac{b_{i1} - a_{i0} a'_k}{M(\lambda_i)}$$

按照上述方式继续进行计算,可得 $a_{i2}, a_{i3}, \dots, a_{ir_j}$ 。因而可求得特解

$$x_{is}(t) = t^k (a_{i0} t^{r_i} + a_{i1} t^{r_i-1} + \dots + a_{ir_j}) e^{\lambda_i t} \quad (7-123)$$

以及

$$x_s(t) = \sum_{i=1}^m x_{is}(t) = \sum_{i=1}^m t^k (a_{i0} t^{r_i} + a_{i1} t^{r_i-1} + \dots + a_{i(r_i-1)} t + a_{ir_j}) e^{\lambda_i t} \quad (7-124)$$

式(7-112)和式(7-114)的全解则为

$$\begin{aligned} x_T = x_g(t) + x_s(t) = \\ \{ (C_{k+1} e^{\lambda_1 t} + C_{k+2} e^{\lambda_2 t} + \dots + C_n e^{\lambda_{n-k} t}) + \\ (C_1 + C_2 t + C_3 t^2 + \dots + C_k t^{k-1}) e^{\lambda} \} + \\ \left\{ \sum_{i=1}^m t^k (a_{i0} t^{r_i} + a_{i1} t^{r_i-1} + \dots + a_{i(r_i-1)} t + a_{ir_j}) e^{\lambda_i t} \right\} \end{aligned} \quad (7-125)$$

将给定或确定的起始条件代入式(7-125),即可计算出通解部分的常数 $C_1, \dots, C_k, C_{k+1}, \dots, C_n$ 。

$$\begin{aligned} x_T = \{ (C_{k+1} e^{\lambda_1 t} + C_{k+2} e^{\lambda_2 t} + C_n e^{\lambda_{n-k} t}) + \\ (C_1 + C_2 t + C_3 t^2 + \dots + C_k t^{k-1}) e^{\lambda} \} + \\ \sum_{i=1}^m t^k \{ a_{i0} t^{r_i} + a_{i1} t^{r_i-1} + \dots + a_{ir_j} \} e^{\lambda_i t} \end{aligned} \quad (7-126)$$

$C_1, \dots, C_n$ 根据 x_T 的起始条件和终值条件确定。

为区别于 $\lambda_1, \dots, \lambda_{n-k}$ 以及重根 λ , 式(7-125)和(7-126)中 λ'_i 仍采用其原来的形式 λ'_i 。

7.5.3 多级线性化-高阶微分方程方法

7.5.3.1 概述

定义1 对非线性、变参数系统原始方程进行一次以至多次微分,将使原始方程变换为高阶微分方程。将此高阶微分方程的线性项全部移至式的左端,不考虑式的右端各项,即成为多级线性化齐次方程。考虑右端各项时,则为多级线性化-高阶微分方程。

定理1 如果多级线性化齐次方程的系数为未知数(即原始方程中的对应系数为未知数),那么可按系统性能要求,给定此齐次方程的特征值,进而反推其未知系数,这就是对原始方程起到部分综合作用;如果多级线性化齐次方程的系数均为已知数,就可求解出此齐次方程的基本解或基本解组及其通解。由于多级线性化齐次方程较简单线性(一级线性)化方程保留

变参数系统进行综合。

根据所设计的控制系统的要求,如性能和质量要求,给定式(7-130)的特征值,此处假定 $\lambda_1 = -4, \lambda_2 = -3$ 。据此,反推出系数 a_{10} 与 a_{11} 两个主要参数。至于 a_{20} ,如果影响比较小,可根据控制系统的具体情况给定。

由

$$[\lambda - (-4)][\lambda - (-3)] = 0$$

则

$$\lambda^2 + 7\lambda + 12 = 0$$

可得

$$a_{10} = -7, a_{11} = -12$$

假定

$$a_{20} = -1$$

至此,可确定非线性、变参数系统原始方程的参数,从而达到了多级线性化-高阶微分方程方法的主要目的——对非线性、变参数系统进行综合。由此可得:

$$\dot{x} = (-7 - 12t)x - x^2 \quad (7-132)$$

对式(7-132)进行时间离散化后可得:

$$\begin{aligned} x[(k+1)T] &= x(kT) - \{[7 + 12(k+1)T] \cdot x(kT) - x(kT)^2\}T = \\ &= x(kT) \{1 - [7 + 12(k+1)T]T + x(kT)T\} \end{aligned} \quad (7-133)$$

非线性、变参数系统经上述综合方法处理后的式(7-133),其数值计算结果(在给定起始条件 $x(0)=1$ 的条件下)可参看表7-1。由表7-1可看出,它的稳定性和过渡过程的特性是较好的,也就是多级线性化-高阶微分方程方法对非线性、变参数系统的综合效应是有效的。

3. 求解不带补偿作用的多级线性化-高阶微分方程

现将求解多级线性化-高阶微分方程(不考虑补偿的外作用,即齐次方程)按步骤说明于下。

(1) 列出通解($x_g(t)$)形式于下

$$\ddot{x}(t) + 7\dot{x} + 12x = 0 \quad (7-134)$$

$$x_g(t) = C_{1g}e^{-4t} + C_{2g}e^{-3t} \quad (7-135)$$

(2) 根据两点拟合确定 C_{1g} 和 C_{2g} ,进而确定式(7-135)

所以

$$x_{gt}(t) = 3.6584e^{-4t} - 2.6584e^{-3t} \quad (7-136)$$

按式(7-136)所计算的结果列于表7-1。

注意:两点拟合指按起始点 $x(0)=1$,以及式(7-133)计算的 $x(kT)=x(0.3)=0.021$,作为终点值进行拟合。

4. 求解带补偿作用的多级线性化-高阶微分方程

将舍去的各项当作外作用项,其状态变量则用相应的基本解代入。在此基础上,即可对带补偿作用的多级线性化-高阶微分方程进行求解。其步骤如下:

(1) 列写带补偿作用的非线性、变参数系统的非齐次方程

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = [-12tx - 2xx] \quad (7-137)$$

将基本解 e^{-4t} 和 e^{-3t} 分别代入式(7-137),从而派生出下列二式:

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = -12t(-4)e^{-4t} - 2e^{-4t}(-4)e^{-4t} = 48te^{-4t} + 8e^{-8t} \quad (7-138)$$

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = -12t(-3)e^{-3t} - 2e^{-3t}(-3)e^{-3t} = 36te^{-3t} + 6e^{-6t} \quad (7-139)$$

由于式(7-138)和(7-139)右端各有2个外作用项,需各分为2个求解的方程,而且各自右端的第1项 e^{-4t} 和 e^{-3t} 为特征值,各自右端的第2项 e^{-8t} 和 e^{-6t} 则为非特征值,因而各自设定的特解的形式也不同,所以,可将式(7-138)和(7-139)分离开,并分解为下列4个方程式:

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = 48te^{-4t} \quad (7-140)$$

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = 36te^{-3t} \quad (7-141)$$

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = 8e^{-8t} \quad (7-142)$$

$$\ddot{x} + 7\dot{x} + 12x = 6e^{-6t} \quad (7-143)$$

(2) 分别求式(7-140)~(7-143)的特解

① 求式(7-140)的特解 $x_{1s}(t)$

由于 e^{-4t} 为方程的基本解, 故设特解的形式为 $(k_{1s1}t + k_{1s2}t^2)e^{-4t}$, 则有

$$e^{\lambda_i t} L(P + \lambda_i) x_{is}(t) = e^{\lambda_i t} f_i(t)$$

或

$$L(P + \lambda_i) x_{is}(t) = f_i(t)$$

可得

$$\{[P + (-4)]^2 + 7[P + (-4)] + 12\}(k_{1s1}t + k_{1s2}t^2) = 48t$$

式中: P 为微分算子, -4 为特征值, 则可得 $k_{1s1} = -48, k_{1s2} = -24$, 即

$$x_{1s}(t) = -(48t + 24t^2)e^{-4t} \quad (7-144)$$

② 求式(7-141)的特解 $x_{2s}(t)$, 即 $(k_{2s1}t + k_{2s2}t^2)e^{-3t}$

$$x_{2s}(t) = -(36t + 18t^2)e^{-3t} \quad (7-145)$$

③ 求式(7-142)的特解 $x_{3s}(t)$

由于 e^{-8t} 并非基本解, 特解 $x_{3s}(t)$ 的形式为 $k_{3s}e^{-8t}$, 则可得 $k_{3s} = 0.4$, 即

$$x_{3s}(t) = 0.4e^{-8t} \quad (7-146)$$

④ 求式(7-143)的特解 $x_{4s}(t)$, 即 $k_{4s}e^{-6t}$

依照 $x_{3s}(t)$ 的求法, 可求得 $k_{4s} = 1$, 即可求出 $x_{4s}(t)$, 即

$$x_{4s}(t) = e^{-6t} \quad (7-147)$$

⑤ 求式(7-137)的全解 $x_T(t)$, 即

$$x_T(t) = C'_{1g}e^{-4t} + C'_{2g}e^{-3t} + (-48t - 24t^2)e^{-4t} + (-36t + 18t^2)e^{-3t} + 0.4e^{-8t} + e^{-6t} \quad (7-148)$$

式(7-148)右端的第1, 2项属通解部分, 其余各项属特解部分。

⑥ 求得 $x_T(t)$

按过渡过程基本结束, 取: 起始值 $t=0, x_T(0)=1$, 终点值 $t=0.3 \text{ s}, x_T(0.3)=0.021$, 求出通解部分 x_{gII} 的系数 C'_{1g} 与 C'_{2g} , 即可求得 $x_T(t)$ 。

由于非线性、变参数系统的数值已经求出, 故取其起始点和过渡过程的基本结束点, 即 $t=0, x(0)=1; t=0.3 \text{ s}, x(0.3)=0.021$, 使 $x_T(t)$ 在 $t=[0, 0.3]$ 区间拟合。可求得 $x_T(t)$ 于下:

$$x_T(t) = x_{gII}(t) + \sum_{i=1}^4 x_{is}(t) = C'_{1g}e^{-4t} + C'_{2g}e^{-3t} - (48t + 24t^2)e^{-4t} - (36t - 18t^2)e^{-3t} + 0.4e^{-8t} + e^{-6t} \quad (7-149)$$

$$\begin{cases} 1 = C'_{1g} + C'_{2g} + 0.4 + 1 \\ 0.021 = C'_{1g}e^{-4 \times 0.3} + C'_{2g}e^{-3 \times 0.3} - (48 \times 0.3 + 24 \times 0.3^2)e^{-4 \times 0.3} - (36 \times 0.3 - 18 \times 0.3^2)e^{-3 \times 0.3} + 0.4e^{-8 \times 0.3} + 6e^{-6 \times 0.3} \end{cases}$$

$$C'_{1g} = -82.536, C'_{2g} = +82.163$$

所以:

$$x_T(t) = -82.536e^{-4t} + 82.163e^{-3t} - (48t + 24t^2)e^{-4t} - (36t - 18t^2)e^{-3t} + 0.4e^{-8t} + e^{-6t} \quad (7-150)$$

式(7-150)即为所求的带补偿作用的多级线性化-高阶微分方程的全解,即精确完整解析解 $x_T(t)$, 计算结果见表 7-1。

5. 计算简化的线性化方程的通解(不考虑补偿作用)

根据方程(7-127)略去时变项 $a_{11}tx$ 和高次项 $a_{20}x^2$, 为了与式(7-130)一致, 取 $a_{10} = -7$, $x(0)=1$, 则得:

$$\dot{x} + 7 = 0 \quad (7-151)$$

$$x_g(t) = e^{-7t} \quad (7-152)$$

6. 上述非线性、变参数系统 4 种不同计算方法的数值解结果比较

上面用 4 种不同方法对同一非线性、变参数系统进行了计算, 结果为: 经多级线性化-高阶微分方程方法综合的非线性、变参数系统时间离散化方程的数值解为 $x[(k+1)T]$; 不带补偿作用并与非线性、变参数系统时间离散化方程进行 2 点拟合的多级线性化-高阶微分方程的通解为 $x_{gl}(t)$; 带补偿作用并与非线性、变参数系统进行 2 点拟合的多级线性化-高阶微分方程的全解为 $x_T(t)$; 以及简化的并只能与非线性、变参数系统进行起始点拟合的简化线性化齐次方程的通解为 $x_g(t)$ 。其数值均见表 7-1。

表 7-1 非线性、变参数系统 4 种不同计算方法的数值解结果比较

计算项目	时间计算值/s			
	0	0.1	0.2	0.3
$x[(k+1)T]$	1	0.32	0.09	0.021
$x_{gl}(t)$	1	0.482 9	0.194 8	0.022
$x_T(t)$	1	0.340 1	0.074 9	0.020
$x_g(t)$	1	0.496 0	0.246 6	0.122 5

表 7-1 的计算结果说明, 多级线性化方法是合理、正确的, 而且多级线性化方法对非线性、变参数系统进行更高层次综合的分析是有益的。对更复杂的系统, 其效果尤为显著。

7. 用完整的解析方法确定 a_{10} , a_{11} 与 a_{20} 以及求解、分析与综合非线性、变参数系统

前面已介绍了如何用解析法确定 a_{10} 和 a_{11} , 由于认为 a_{20} 影响较小以及为了简化, 故对 a_{20} 予以合理假定。为了更规范, 更实用, 下面采用完整解析方法求解问题, 此处对 a_{10} , a_{11} 和 a_{20} 均采用解析方法确定, 其中 a_{10} 和 a_{11} 已于前面确定。

(1) 用解析方法确定 a_{20}

为便于求 a_{20} , 将式(7-148)改写为:

$$x_T(t) = C'_{1g}e^{-4t} + C'_{2g}e^{-3t} - (48t + 24t^2)e^{-4t} - (36t - 18t^2)e^{-3t} + a_{20}(0.4e^{-8t} + e^{-6t}) \quad (7-153)$$

按系统性能要求, 给定起始值 $x_T(t_0)$ 、终点值 $x_T(t_f)$ 及中间值 $x_T(t_m)$, 按 3 点拟合, 即可确定 C'_{1g} , C'_{2g} 与 a_{20} , 从而确定 $x_T(t)$ 。

(2) 求解、分析与综合非线性、变参数系统的步骤与方法

① 根据(1)中已给定的 $x_T(t_0)$, $x_T(t_i)$ 与 $x_T(t_m)$ 以及式(7-153),求得 C'_{1R} , C'_{2R} 及 a_{20} 。② 由于 a_{20} , $x_T(t_0)$ 和 T 已求出或已给定,将原始方程时间离散化后的式(7-133)改写为:

$$x[(k+1)T] = x(kT) - \{[7 + 12(k+1)T]x(kT) - a_{20}x(kT)^2\}T \quad (7-154)$$

将已求出的 a_{20} 值代入,按过程求得 $x[(k+1)T]$ 。③ 由给定的 $x_T(t_0)$ 和 $x_T(t_i)$ 计算式(7-135),可得二阶线性化方程的 C_{1R} 和 C_{2R} ,以及它的通解 $x_{Rl}(t)$ 。④ 由式(7-153)求出 $x_T(t)$ 。⑤ 由于给定 $x_T(t_0)$ 和 $x_R(t_0)$,与由式(7-151)求得的 $x_R(t) = x_T(t_0)e^{-t}$,可计算出简单的线性化方程的通解 $x_R(t)$ 。

将上述4种计算结果列入表7-1,可作相应的比较。具体计算过程与结果,此处不赘述。

8. 分析、综合非线性、变参数系统并求定其完整解析解

(1) 给定非线性、变参数系统微分方程组如下

$$\dot{x}_1 = (a_{11} + a_{12}t)x_1 + a_{13}x_1^2 + a_{14}x_2 \quad (7-155)$$

$$\dot{x}_2 = (a_{21} + a_{22}t)x_2 + a_{23}x_1 \quad (7-156)$$

(2) 求定式(7-155)、(7-156)的多级线性化-高阶微分方程及其通解与特解

① 式(7-155)、(7-156)的多级线性化-高阶微分方程分别为:

$$\ddot{x}_1 - a_{11}\dot{x}_1 - a_{12}x_1 = a_{12}t\dot{x}_1 + 2a_{13}x_1\dot{x}_1 + a_{14}\dot{x}_2 \quad (7-157)$$

$$\ddot{x}_2 - a_{21}\dot{x}_2 - a_{22}x_2 = a_{22}t\dot{x}_2 + a_{23}\dot{x}_1 \quad (7-158)$$

② 求定式(7-157)和(7-158)的特征值与式(7-157)的通解,式(7-158)的其他计算从略。

给定式(7-157)和(7-158)的特征值分别为 $\lambda_{11}, \lambda_{12}; \lambda_{21}, \lambda_{22}$ 。式(7-157)的通解为:

$$x_{1R}(t) = C_{11R}e^{\lambda_{11}t} + C_{12R}e^{\lambda_{12}t} \quad (7-159)$$

同时还可反推出 a_{11} 和 a_{12} ,即对系统进行综合。将 $e^{\lambda_{11}t}, e^{\lambda_{12}t}, e^{\lambda_{21}t}$ 及 $e^{\lambda_{22}t}$ 代换 x_1 和 x_2 ,并将式(7-155)改写为:

$$\ddot{x}_1 - a_{11}\dot{x}_1 - a_{12}x_1 = a_{12}\lambda_{11}te^{\lambda_{11}t} + 2a_{13}\lambda_{11}e^{2\lambda_{11}t} + a_{14}\lambda_{21}e^{\lambda_{21}t} + a_{14}\lambda_{22}e^{\lambda_{22}t} \quad \text{当 } x_1(t) = e^{\lambda_{11}t} \text{ 时} \quad (7-160)$$

$$\ddot{x}_1 - a_{11}\dot{x}_1 - a_{12}x_1 = a_{12}\lambda_{12}te^{\lambda_{12}t} + 2a_{13}\lambda_{12}e^{2\lambda_{12}t} + a_{14}\lambda_{21}e^{\lambda_{21}t} + a_{14}\lambda_{22}e^{\lambda_{22}t} \quad \text{当 } x_1(t) = e^{\lambda_{12}t} \text{ 时} \quad (7-161)$$

参看式(7-110)、式(7-111)及式(7-144)~(7-147),可求得式(7-160)、式(7-161)的特解分别为:

$$x_{11s}(t) = (K_{11s}^1 t + K_{11s}^2 t^2)e^{\lambda_{11}t} \quad x_{12s}(t) = K_{12s}(a_{11}, \dots, a_{13})e^{2\lambda_{11}t}$$

$$x_{13s}(t) = K_{13s}(a_{11}, \dots, a_{14})e^{\lambda_{21}t} \quad x_{14s}(t) = K_{14s}(a_{11}, \dots, a_{14})e^{\lambda_{22}t}$$

$$x_{15s}(t) = (K_{15s}^1 t + K_{15s}^2 t^2)e^{\lambda_{12}t} \quad x_{16s}(t) = K_{16s}(a_{11}, \dots, a_{13})e^{2\lambda_{12}t}$$

$$x_{17s}(t) = K_{17s}(a_{11}, \dots, a_{13})e^{\lambda_{21}t} \quad x_{18s}(t) = K_{18s}(a_{11}, \dots, a_{14})e^{\lambda_{22}t}$$

③ 求定非线性、变参数系统即式(7-160)的完整解析解

式(7-160)的完整解析解为

$$\begin{aligned}
 x_{1T}(t) = & [C_{11K} e^{\lambda_{11}t} + C_{12K} e^{\lambda_{12}t}] + [(K_{11s}^1 t + K_{11s}^2 t^2) e^{\lambda_{11}t} + \\
 & K_{12s}(a_{11}, \dots, a_{13}) e^{2\lambda_{11}t} + K_{13}(a_{11}, \dots, a_{14}) e^{\lambda_{21}t} + \\
 & K_{14s}(a_{11}, \dots, a_{14}) e^{\lambda_{22}t} + (K_{15s}^1 t + K_{15s}^2 t^2) e^{\lambda_{12}t} + \\
 & K_{16s} e^{2\lambda_{12}t} + K_{17s}(a_{11}, \dots, a_{14}) e^{\lambda_{21}t} + K_{18s}(a_{11}, \dots, a_{14}) e^{\lambda_{22}t} \quad (7-162)
 \end{aligned}$$

注意: $K_{11s}^1 \equiv K_{11s}^1(a_{11}, a_{12}, \lambda_{11})$, 由于 $a_{11}, a_{12}, \lambda_{11}$ 均为已求定的已知数, 故 K_{11s}^1 为确定值, 可写作 K_{11s}^1 。至于 $K_{12s}(a_{11}, a_{12}, a_{13}, \lambda_{11})$, 虽然 $a_{11}, a_{12}, \lambda_{11}$ 为已知数, 但 a_{13} 仍为待求的未知数, 须写作 $K_{12}(a_{11}, \dots, a_{13})$, 以此类推。

据此, 式(7-162)中的通解尚有系数 C_{11K} 和 C_{12K} 待求定; 特解部分仍有原始系统中的系数 a_{13} 和 a_{14} 须求定。不过只须给定起始值 $x_{1T}(t_0)$ 、终点值 $x_{1T}(t_f)$ 及两个中间值 $x_{1T}(t_{m1})$ 和 $x_{1T}(t_{m2})$ 即可求定 C_{11K}, C_{12K}, a_{13} 及 a_{14} , 从而确定式(7-160), 即相应的非线性、变参数系统方程(7-155)的完整解析解。



复习思考题

- 7-1 综合系统对现有系统的范畴有哪些扩展?有何意义?下一步向纵深扩展的趋势是什么?
- 7-2 综合事件动态系统的建模方法的特点是什么?试论如何对其数学模型进行验模?
- 7-3 综合系统的稳定性分析方法的特点是什么?试举例说明?
- 7-4 综合系统的优化准则为何?在具体实现时将遇到什么问题,如何解决?
- 7-5 竞争和协同是否普遍存在,如何从理论和方法方面分析这类问题?
- 7-6 试分析目前有关非线性、变参数系统的一些主要方法,并予评价。
- 7-7 非线性系统几何理论的核心内容是什么?它是如何与微分几何、李代数和控制理论密切结合的?
- 7-8 精确线性化方法的特点和局限性为何?并举例说明。
- 7-9 伪线性——动态逆系统方法的特点为何?存在什么问题?
- 7-10 多级线性化-高阶微分方程方法的特点、解决问题的途径和步骤为何?

参考文献

- 1 Wen Chuanyuan. Comprehensive System & its Modeling & Simulation. In: Wen Chuanyuan. Proc. of BICSC92. Beijing: CASS, 1992. 20~25
- 2 Wen Chuanyuan. Exploration and Study on Similarity Theory. In: Proc. of BICSC'89. Beijing: International Academic Publishers, 1989. 9~20; Chinese J. of Systems Engineering and Electronics, 1992, 3(1): 9~20
- 3 文传源, 易正本. 人体运动神经信息传导系统的建模与仿真方法. 见: 文传源. 第二届全国仿真方法与建模学术会议论文集. 北京: 中国系统仿真学会仿真方法与建模专业委员会, 1993. 216~232; 系统仿真学报, 1994, 2; 30~45
- 4 Wen Chuanyuan, Yi Chengben. Modeling Problems of Hybrid Event Systems. Chinese J. of System Engineering and Electronics, 1994, (4): 1~7
- 5 文传源, 易正本. 思维活动与行为过程的建模问题. 见: 国家教委人事司教师工作处. 北京航空航天大学继续教育学院高级人才研修系列参考教材. 自动控制与系统仿真(之一), 控制、系统论与系统仿真. 北京: 国家教委人事司教师工作处, 北航继续教育学院, 1994. 81~102; 见: 文传源. 1994年中国系统仿真学会学术年会论文集. 重庆: 中国系统仿真学会, 1994. 118~125
- 6 文传源, 易正本. 人体运动神经信息传导系统的建模与仿真方法. 系统仿真学报, 1994, 6(1): 30~45
- 7 文传源. 综合系统——混合事件动态系统. 见: 文传源. 一九九七年中国系统仿真学会学术年会论文集. 北京: 中国系统仿真学会, 1997. 1~9
- 8 Wen Chuanyuan. Modeling Problems of Hybrid Event Dynamic Systems. In: Wang Xingren, et al. Proc. of BICSC'95. BEIJING: International Academic Publishers, 1995. 1~9; Journal of Simulation Practice and Theory, 1998, 6: 413~422
- 9 文传源. 综合系统论及其规范化建模. 系统仿真学报, 1999, 11(5): 328~334
- 10 白雨洁. 飞机对地自动攻击策略及综合控制研究: [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1994
- 11 马晓军. 综合火力/飞行系统中控制、制导及相关理论问题的研究: [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1995
- 12 文传源. 非线性、变参数系统的求解、分析与综合方法. 系统仿真学报, 2001, 13(1): 67~72
- 13 梅向明, 黄敬之. 微分几何. 北京: 高等教育出版社, 1994
- 14 黄正中. 微分几何导引. 南京: 南京大学出版社, 1992
- 15 项武义, 等著. 李群讲义. 北京: 北京大学出版社, 1992
- 16 陈代展. 非线性系统的几何理论. 北京: 科学出版社, 1991
- 17 芬尼可夫 C. 微分几何教程. 施祥林, 徐家福译. 北京: 高等教育出版社, 1954
- 18 Lane S H, Stengel R F. Flight Control Design Using Nonlinear Inverse Dynamics. Automatic, 1998, 24(4): 471~483
- 19 Bugajski D J, Enns D N, Elgersma M R. A Dynamic Inversion Based Control Law with Application to The High Angle-of-attack Research Vehicle. In: Proc. of the AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference. AIAA-90-240, Portland: AIAA, 1990. 826~839.
- 20 Enns D F, Bugajski D J, Stein G. Dynamic Inversion: an Evolving Methodology for Flight Design. International Journal of Control, 1994, 59(1): 71~91
- 21 郝健康. 综合飞行/火力/推力向量控制: [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1997
- 22 庞特里雅金 П.С. 常微分方程. 金福临, 李训经译. 上海: 上海科技出版社, 1962
- 23 史捷班诺夫 B.Б. 微分方程教程. 卜远震译. 北京: 高等教育出版社, 1956
- 24 文传源主编. 现代飞行控制系统. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1992
- 25 von Bertalanffy Ludwig. General System Theory. New York: George Braziller, inc., 1968
- 26 Norbert Wiener. Cybernetics. John Wiley & Sons, inc., 1949
- 27 王小捷. 混合动态系统研究: [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1996

