

# 飞行综合控制

## Integrated Flight Control

南京航空航天大学 杨一栋 主编  
南京航空航天大学 王新华 龚华军 副主编



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 飞行综合控制

## Integrated Flight Control

南京航空航天大学 杨一栋 主编  
南京航空航天大学 王新华 龚华军 副主编

国防工业出版社

·北京·

## 内 容 简 介

飞行综合控制是以飞行控制系统为核心,将多个机载子系统进行综合,完成多种飞行控制功能,进而达到总体优化的目的。它是飞行控制系统发展的一个重要飞跃。本书系统地论述了飞机的随控布局与主动控制技术,飞行/推力综合控制,仅控制推力的飞行控制,综合火力/飞行控制, $H_{\infty}$ 优化综合控制,实现精确着舰的飞行综合控制、推力矢量控制以及现代飞行管理系统。

本书写作宗旨是突出物理实质,详述设计方法,面向工程实际,力求与国际先进技术接轨。

本书可作为导航、制导与控制相关学科的专业教材,也可供从事相关学科的科研与工程人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

飞行综合控制/杨一栋主编. —北京:国防工业出版社,2015.2

ISBN 978-7-118-09863-1

I. ①飞… II. ①杨… III. ①飞行控制系统 IV. ①V249

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第012475号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

三河市腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

\*

开本 787×1092 1/16 印张 17¼ 字数 394 千字

2015年2月第1版第1次印刷 印数 1—3000册 定价 48.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

# 前 言

飞行综合控制系统(Integrated Flight Control System)是飞行控制系统发展的一个重要飞跃。它是将自动飞行控制系统与其他多种机载系统综合而形成的控制系统,从而在复杂环境下完成多种飞行任务,实现多种控制功能,达到总体优化的目的。随着飞机性能的不不断提高,要求实现的功能越来越多,系统变得越来越复杂,从而要求系统设计人员把多种分系统综合起来,实施统一有效的控制与管理。系统的综合包括三个方面:①功能的综合,即多种功能的协调与配合;②结构的综合,即在布局上的统一设计,使其形成一个整体;③信息的综合,以利资源共享,避免信息源的重复。根据综合化程度的不同,出现了多种形式的飞行综合控制系统,但它们的共同特点是,均以飞行控制为核心或通过飞行控制这一主要途径对系统进行综合。例如综合火力/飞行控制系统,将机载火力控制系统与自动飞行控制系统综合在一起,控制飞机自动地完成对目标的拦截和攻击;又如综合飞行/推力控制系统,将飞行控制与发动机推力控制相综合,以增强飞行轨迹控制能力;又如当前的飞行管理系统,将导航、推力等分系统与飞行控制综合,使飞机自动地实现最佳飞行性能和最佳预定轨迹,以最小的运行成本完成飞行任务。

由于飞机主动控制与综合控制有着密切的联系,因此本书设立第1章,首先阐述飞机的随控布局与主动控制技术。对其中的放宽静稳定性、直接力控制、机动增强与阵风减缓、飞机机动载荷及结构模态等控制技术,均有较详细的论述。作者还创新性地提出飞机中性稳定这一特殊模态,以提高飞机快速反应的能力。

第2章,论述飞行/推力综合控制,对保持速度恒定和迎角恒定这两种主要的飞行/推力综合控制进行了详细分析和对比。

第3章,讲述仅控制推力大小的飞行控制技术,当飞机发生气动控制面故障、舵面损坏或卡死时使飞行员只需对发动机推力大小进行调节,即可实现飞机应急轨迹控制,它是当前民用飞机实行安全飞行的重要途径。

第4章,研究综合火力/飞行控制。论述武器自动攻击、投放,以实现对目标的高精度瞄准攻击的目的。其主要内容有空一空射击作战模态、空一地射击作战模态、空一地轰炸作战模态,以及机动轰炸模态。研究了各模态的工作机理、设计方法及工程实现途径。

第5章,讲述基于LMI的 $H_{\infty}$ 飞行综合控制技术。提供了多输入多输出飞行综合控制系统的现代控制方法,详述了 $H_{\infty}$ 综合控制优化设计原理、设计方法及应用实例。

第6章,研究精确着舰导引的综合控制技术,讲述在航空母舰的恶劣着舰环境下,如何运用综合控制策略,提高着舰精度。它对飞行控制中的精确制导有普遍意义。

第7章,论述具有推力矢量控制的综合控制技术。将推力矢量控制与气动舵面控制进行综合,以有效地提高轨迹制导性能。

第8章,讲述飞行管理系统,它集导航、制导与控制于一体,将飞机自动控制推向一个

崭新阶段。这对实现民用飞机的导航管理、三维与四维轨迹制导具有重要的意义。

本教材虽定位为飞行控制学科的专业教材,但由于现代飞行控制系统几乎全走向综合化,因此本书作者在写作时倾注精力,力求使该书不失为飞行控制界工程技术人员的实用技术参考文献。所以在写作时遵循了如下原则:一是总结过去,展望未来,尽力使内容新颖,与国际接轨。二是十分重视物理概念的陈述,以此为基础展开公式的推导,说明来龙去脉,减少阅读中的“台阶”,以便自学。三是重视工程实际应用与开发,书中列出的众多实例与仿真验证其目的是使内容具有可实现性和可信性。

本书的出版得益于近二十年来多种国防科研项目的资助,以及教学实践的经历。十分感谢作者的众多研究生的辛勤劳动,由于他们的支持才能写就此书。感谢南京航空航天大学将该书作为教学成果推荐出版。

由于本书是初版,又由于作者水平所限,书中定有谬误与不足,敬请读者批评指正,在此不胜感激。

杨一栋  
2014年9月

# 目 录

第 1 章 飞机的主动控制技术 .....	1
1.1 随控布局与主动控制技术 .....	1
1.2 放宽静稳定(Relaxed Static Stability, RSS) .....	2
1.2.1 放宽静稳定的途径及收益 .....	2
1.2.2 放宽静稳定性飞机的静稳定度 .....	3
1.2.3 放宽静稳定飞机的升阻比 .....	5
1.2.4 放宽静稳定对气动导数的影响 .....	6
1.3 直接力控制(Direct Lift Control, DLC) .....	8
1.3.1 概述 .....	8
1.3.2 完成特殊使命的气动布局 .....	9
1.3.3 直接力控制的气动作用点位置 .....	11
1.3.4 纵向直接力控制模态 .....	13
1.3.5 侧向直接力控制模态 .....	23
1.3.6 抗侧风着陆的主动控制技术 .....	34
1.3.7 飞机中性稳定的直接力控制模态 .....	39
1.4 飞机机动载荷控制(Maneuver Load Control, MLC) .....	47
1.4.1 运输机与轰炸机机动载荷控制 .....	47
1.4.2 歼击机的机动载荷控制 .....	48
第 2 章 飞行/推力综合控制 .....	51
2.1 飞行/推力综合控制的发展 .....	51
2.2 自然飞机低动压下的轨迹响应特性 .....	52
2.3 保持速度恒定的飞行/推力综合控制 .....	56
2.3.1 速度恒定飞行/推力综合控制工作原理 .....	56
2.3.2 速度恒定动力补偿系统参数设计 .....	57
2.4 保持迎角恒定的飞行/推力综合控制 .....	59
2.4.1 迎角恒定动力补偿系统的工作原理 .....	59
2.4.2 迎角恒定动力补偿系统的组成分析 .....	60
2.4.3 迎角恒定动力补偿系统的参数设计及仿真验证 .....	63
2.5 迎角恒定飞行/推力系统与速度恒定飞行/推力系统的关联 .....	65
2.6 两种改进型迎角恒定的飞行/推力综合控制 .....	67
2.7 迎角恒定的飞行/推力系统参数设计 .....	67

2.8	具有保持迎角恒定的飞行/推力系统飞机简化动力学 .....	69
2.9	飞行/推力/直接力综合控制系统 .....	69
2.9.1	直接力控制通道的分析与设计 .....	70
2.9.2	直接力控制对升降舵的力矩解耦 .....	71
2.9.3	直接力控制对推力控制的解耦 .....	72
2.9.4	飞行/推力/直接力控制的动态特性 .....	73
<b>第3章</b>	<b>仅控制推力的飞行控制系统 .....</b>	<b>75</b>
3.1	仅控制推力的应急飞行控制的发展 .....	75
3.2	仅控制推力的应急飞行控制系统的工作原理 .....	76
3.3	在油门控制下的飞行数学模型 .....	79
3.3.1	在油门控制下的飞机纵向数学模型 .....	79
3.3.2	差动油门输入下的飞机侧向运动的数学模型 .....	80
3.4	增稳模态的设计 .....	83
3.4.1	纵向增稳模态的设计 .....	83
3.4.2	侧向增稳模态的设计 .....	85
3.5	增稳模态与 ILS 耦合的自动着陆系统设计 .....	89
3.5.1	纵向 ALS  <sub>POFCS</sub> 的设计 .....	89
3.5.2	仅控制推力的自动着陆系统(ALS  <sub>POFCS</sub> )的设计 .....	91
3.5.3	侧向(ALS  <sub>POFCS</sub> )自动着陆系统设计 .....	91
<b>第4章</b>	<b>综合火力/飞行控制系统 .....</b>	<b>95</b>
4.1	综合火力/飞行控制的发展 .....	95
4.2	综合火力/飞行控制系统的坐标系 .....	96
4.2.1	气流坐标系(速度坐标系) $Ox_a Y_a Z_a$ .....	96
4.2.2	机体坐标系 $OXYZ$ .....	97
4.2.3	地面惯性坐标系 $O_g X_g Y_g Z_g$ .....	98
4.2.4	目标视线坐标系(瞄准线坐标系) $Ox_L Y_L Z_L$ .....	100
4.3	空—空射击模态综合火力/飞行控制系统设计 .....	101
4.3.1	综合火力/飞行控制结构配置 .....	101
4.3.2	相对运动环节 .....	102
4.3.3	火炮攻击状态的火控解算 .....	103
4.3.4	火力/飞行耦合器 .....	109
4.4	空—地射击模态综合火力/飞行控制系统设计 .....	113
4.4.1	空—地射击综合火力/飞行控制结构配置 .....	113
4.4.2	目标与本机的相对运动学 .....	113
4.4.3	空—地射击模态火控解算 .....	114
4.4.4	空—地射击模态火力/飞行耦合器 .....	117
4.4.5	空—地射击模态综合火力/飞行控制系统设计开发 .....	122
4.5	空—地轰炸模态综合火力/飞行控制系统设计 .....	130

4.5.1	空一地轰炸模态综合火力/飞行控制结构配置 .....	130
4.5.2	目标与本机的相对运动学 .....	130
4.5.3	空一地轰炸模态火控解算 .....	130
4.5.4	空一地轰炸模态火力/飞行耦合器 .....	136
4.5.5	空一地轰炸模态综合火力/飞行控制系统设计开发 .....	136
4.6	机动轰炸模态综合火力/飞行控制系统研究 .....	144
4.6.1	机动轰炸模态综合火力/飞行控制结构配置 .....	144
4.6.2	目标与本机的相对运动学 .....	145
4.6.3	机动轰炸模态火控解算 .....	145
4.6.4	机动轰炸模态火力/飞行耦合器 .....	149
4.6.5	机动轰炸模态综合火力/飞行控制系统设计开发 .....	149
<b>第5章 基于LMI的<math>H_\infty</math>飞行综合控制 .....</b>		<b>159</b>
5.1	系统的 $H_\infty$ 范数 .....	159
5.2	从 $H_\infty$ 到LMI .....	160
5.3	基于LMI的 $H_\infty$ 控制 .....	160
5.4	基于LMI的 $H_\infty$ 控制器求解 .....	161
5.5	$H_\infty$ 跟踪控制问题 .....	162
5.6	基于LMI的 $H_\infty$ 纵向着舰导引系统设计 .....	164
5.6.1	引言 .....	164
5.6.2	$H_\infty$ 飞/推系统的设计 .....	165
5.6.3	$H_\infty$ 导引系统设计 .....	170
<b>第6章 舰载机精确着舰导引综合控制 .....</b>		<b>173</b>
6.1	舰载机及全天候着舰导引系统 .....	173
6.2	舰载机的着舰环境 .....	176
6.2.1	着舰的几何环境 .....	176
6.2.2	舰的甲板运动 .....	176
6.2.3	舰尾气流扰动 .....	177
6.3	着舰导引的动力补偿系统 .....	178
6.3.1	保持速度恒定的动力补偿系统 .....	179
6.3.2	迎角恒定的动力补偿系统 .....	180
6.4	着舰导引律设计及电子噪声抑制 .....	180
6.5	着舰导引律设计及电子噪声抑制 .....	183
6.6	着舰导引系统对气流扰动的抑制 .....	185
6.7	着舰导引甲板运动的补偿 .....	186
6.8	侧向着舰导引系统 .....	187
6.8.1	侧向着舰导引运动学及飞机动力学 .....	187
6.8.2	基本侧向自动着舰导引系统的构成 .....	188
6.8.3	侧向甲板运动补偿技术 .....	189



<b>第 7 章 推力矢量控制的着舰综合控制</b> .....	192
7.1 推力矢量控制技术的发展 .....	192
7.2 推力矢量控制在舰载机着舰技术中的应用 .....	192
7.3 推力矢量飞机的数学模型及特性验证 .....	193
7.3.1 推力矢量飞机的动力学模型的建立 .....	193
7.3.2 推力矢量飞机对推力变化的响应特性 .....	194
7.4 推力矢量飞机自动着舰导引系统设计 .....	196
7.4.1 基本飞机自动着舰导引系统 .....	196
7.4.2 推力矢量飞机自动着舰导引系统的开发研究 .....	199
7.5 推力矢量飞机自动着舰导引系统的抗风性能 .....	206
7.6 推力矢量控制改善复飞性能 .....	212
7.6.1 复飞边界定义准则及复飞区 .....	212
7.6.2 推力矢量飞机与基本飞机复飞性能对比 .....	213
7.7 最优推力矢量角 $\delta_0$ 的确定 .....	215
7.7.1 具有不同推力矢量角的推力矢量飞机飞行轨迹控制性能 .....	215
7.7.2 具有不同推力矢量角的推力矢量飞机抗风性能 .....	216
7.7.3 推力矢量飞机的复飞性能 .....	216
7.7.4 最优推力矢量角的结论 .....	217
<b>第 8 章 飞行管理系统</b> .....	218
8.1 飞行管理系统的发展、功能与组成 .....	218
8.2 飞行管理系统中的导航 .....	222
8.2.1 导航的发展 .....	222
8.2.2 导航相关坐标系 .....	224
8.2.3 经纬仪导航(仪表导航) .....	228
8.2.4 惯性导航基本原理 .....	229
8.2.5 无线电导航设施及导航数据库 .....	232
8.2.6 飞机位置、速度和风速值的计算 .....	234
8.3 飞行管理系统中的性能管理 .....	238
8.3.1 三维飞行管理系统非优化飞行剖面的建立 .....	239
8.3.2 三维飞行管理系统优化飞行剖面的建立 .....	242
8.3.3 四维飞行管理系统飞行剖面的建立 .....	244
8.4 飞行管理系统的制导 .....	249
8.4.1 三维飞行管理系统的侧向基准轨迹 .....	249
8.4.2 三维飞行管理系统侧向制导律 .....	254
8.4.3 四维飞行管理系统基准航迹的计算 .....	258
8.4.4 四维飞行管理系统侧向制导规律 .....	260
8.4.5 飞行管理系统垂直制导结构 .....	261
<b>参考文献</b> .....	265

# 第 1 章 飞机的主动控制技术

## 1.1 随控布局与主动控制技术

随控布局(Control Configured Vehicle Technology,CCV)是 20 世纪 60 年代以后提出的一种新的飞机设计策略,它要求在设计的初期阶段对飞机外形进行气动布局和操纵面配置时就充分考虑飞行控制技术对提高飞机性能所起的作用,以改变过去传统的做法,即先对气动布局、飞机结构、发动机、飞行控制进行分别设计,然后再进行协调的方法。因此 CCV 技术实际上是一种充分运用飞行控制技术进行飞机气动布局的设计技术。

为实现 CCV 所需的飞行控制技术称为主动控制技术(Active Control Technique,ACT)。因此,可以这样认为:随控布局飞机即运用主动控制技术的飞机。

由于 CCV 飞机在常规操纵面的基础上,增加了一些新的操纵面(图 1.1),附加了鸭翼、襟翼、背鳍、腹鳍、扰流片及其他小舵面。这种多控制面的采用能使飞机气动布局达到最佳,可产生各种新的飞行模态。

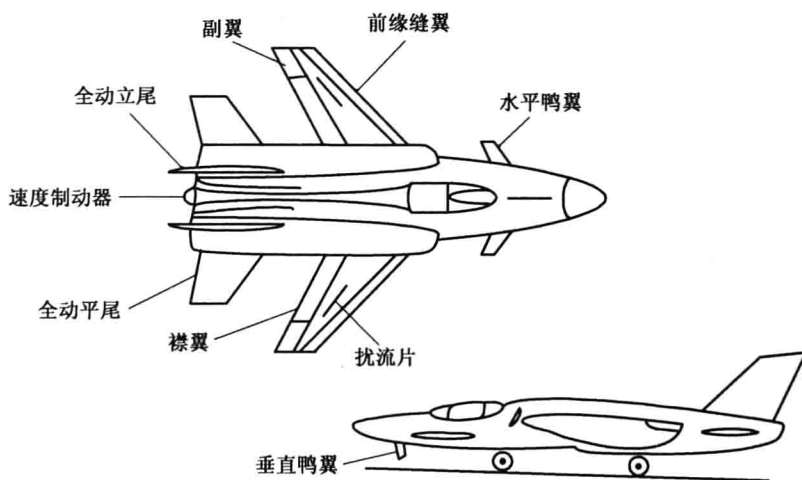


图 1.1 随控布局飞机

随控布局及主动控制技术是在解决传统飞机设计无法解决的矛盾时逐步发展起来的。

1949 年出现的第一架具有阻尼增稳系统的飞机,用电子反馈的控制方式改善了飞机的运动阻尼与稳定性,成为主动控制的雏形。由于当时电子系统可靠性不如机械系统,因此只允许电子增稳的舵面偏转权限在  $1^{\circ} \sim 6^{\circ}$ ,它限制了由电子反馈主动改变飞机性能的能力。人们期待的全时、全权限的控制增稳系统是在 20 世纪 70 年代后,由于数字化技术、电子可靠性技术特别是具有故障—安全余度技术成熟后才实现的。

传统的飞机设计为获得稳定性应用较大的平尾与立尾,增加了重量。为保证机动能力需增加发动机的推力,以增加推/重比,这样又导致重量的再增加,并导致阻力与油耗的增加。因此仅就气动、结构及发动机三者已难以综合出一架机动性与稳定性相兼备的飞机。CCV 及其主动控制技术正是力求解决飞机稳定性与机动性之间的设计矛盾。主动控制的作用包括改善飞机的气动特性及改善飞机的结构特性两大方面。

在改善气动特性方面主要有:放宽静稳定性(RSS);直接力控制(DLC);机动增强与阵风缓和;机体外形管理;飞行包线防护与应急管理。

在改善结构特性方面有:载荷缓解;结构模态控制,包括乘坐品质控制、结构疲劳控制、主动颤振抑制。

20 世纪 70 年代至 20 世纪 80 年代是验证 CCV 飞机主动控制技术的兴盛时期。表 1.1 列出了采用主动控制技术的部分飞机及验证项目。

## 1.2 放宽静稳定(Relaxed Static Stability, RSS)

### 1.2.1 放宽静稳定的途径及收益

放宽纵向静稳定是指把飞机的气动中心(焦点  $F$ )向前移,可与飞机重心重合甚至移向重心前面,从而使自然飞机相应成为欠稳定、中性稳定及静不稳定。也就是放宽了自然飞机静稳定性的要求。静不稳定的飞机一般采用减少平尾或鸭式布局来实现,依赖于电子反馈驱动安定面或升降舵,构成全时全权限的控制增稳系统实现飞机的静稳定。放宽后的静不稳定飞机其气动特点是,纵向配平的后部尾翼给出的是正升力(图 1.2)。由于减少了安定

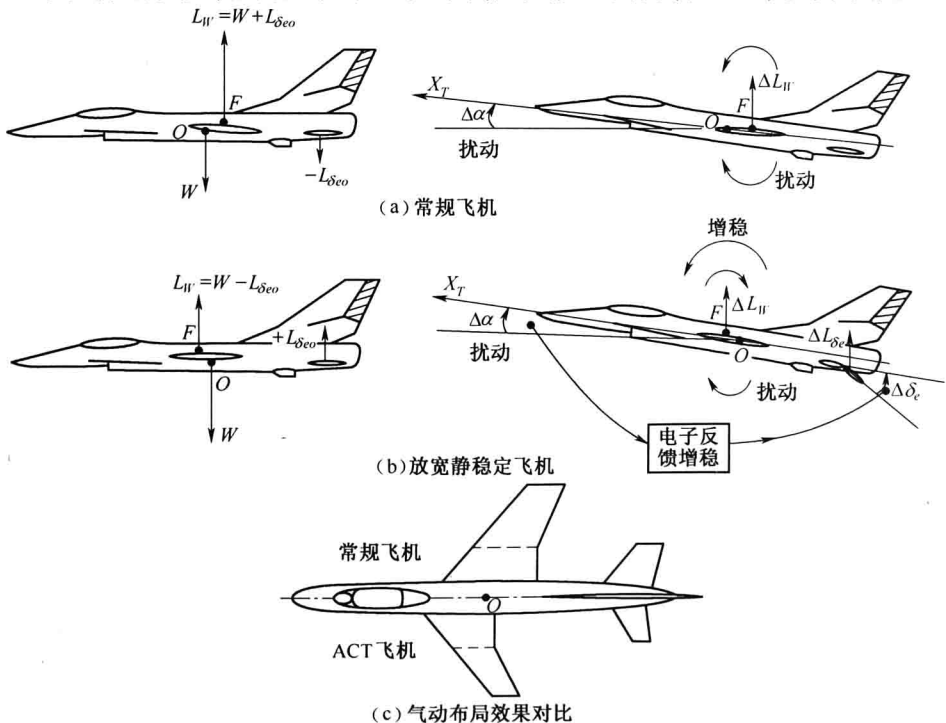


图 1.2 飞机的配平与稳定

面积,减小了配平阻力与重量,增加了燃油效率,其效益十分显著。例如美国波音公司对航程为 3200km、200 座双发运输机采用了 RSS 后,水平安定面比常规飞机减小了 45%。由于机翼前移 108cm,巡航配平阻力降低。洛克希德的 L-1011 飞机采用 RSS 后,阻力下降了 2%,耗油下降 2%。A320 采用 RSS 后省油 2.5%。“协和”飞机在亚音速不稳定段升阻比提高 10%。F-16 飞机当重心位置由 25%  $C_A$  移到 38%  $C_A$  时,在 9000m 高度最大推力下转弯速度增加  $0.75^\circ/\text{s}$  ( $Ma=0.9$ )  $\sim$   $1.1^\circ/\text{s}$  ( $Ma=1.2$ ),  $Ma$  从 0.9 增加到 1.6 其加速时间减少 1.8s。 $Ma$  为 0.8、0.9 和 1.2 时的过载系数分别提高 0.2g、0.4g 和 0.6g。升阻比在亚音速时提高 8%,超音速时提高 15%。大型轰炸机 B-52 采用 RSS 后,试验机平尾面积从  $84\text{m}^2$  降到  $46\text{m}^2$ ,减小了 45%。对波音运输机,由于 RSS 航程增大了 417km。

### 1.2.2 放宽静稳定性飞机的静稳定度

飞机的纵向静稳定性用静稳定度  $C_{m_{c_L}}$  来表示:

$$C_{m_{c_L}} = \bar{X}_G - \bar{X}_F \quad (1.1)$$

式中,  $\bar{X}_G = X_G/C_A$ , 表示飞机重心在平均气动弦上的相对位置;  $\bar{X}_F = X_F/C_A$ , 表示全机焦点在平均气动弦上的相对位置。 $C_A$  为平均气动弦长。如图 1.3 所示。焦点  $F$  是当迎角变化  $\Delta\alpha$  时,所产生的升力增量  $\Delta L$  的作用点,  $\Delta\alpha$  变化对焦点的力矩不变,故焦点是升力增量作用点。亚音速飞行时,二维翼的  $\bar{X}_F = 1/4$ ,超音速时 ( $Ma > 1.5$ ),二维翼的  $\bar{X}_F = 1/2$ 。超音速飞机一定要经过跨音速,为了减小阻力,并使焦点从亚音速位置有规律单调地移至超音速位置,一般采用薄机翼、小展弦比、大后掠角、三角翼。

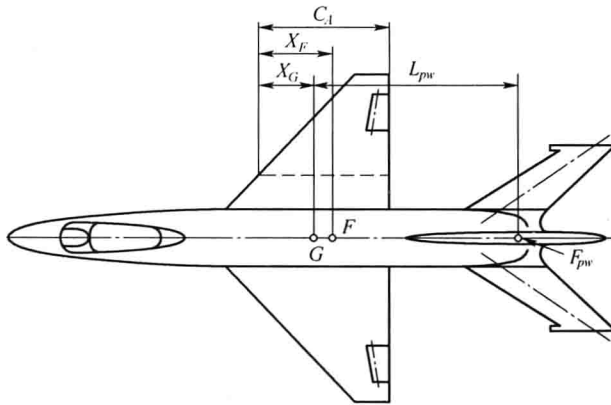


图 1.3 飞机重心、焦点及平均气动弦长

$C_{m_{c_L}} < 0$  时飞机静稳定;  $C_{m_{c_L}} = 0$  时飞机中性稳定;  $C_{m_{c_L}} > 0$  时飞机静不稳定。常规飞机为兼顾一定的自然稳定性与操纵性,对纵向静稳定度应有适度要求,一般亚音速时战斗机最佳  $C_{m_{c_L}} = -(3 \sim 5)\%C_A$ , 重型轰炸机与运输机  $C_{m_{c_L}}$  不小于  $10\%C_A$ 。图 1.4 为一般飞机与放宽静稳定飞机焦点随  $Ma$  数移动所引起的影响。对于常规飞机如图 1.4(a) 所示,气动焦点总是在重心之后,升力所构成的低头力矩  $M_L$  和由平尾上偏形成的向下升力  $L_\varphi$  所构成的抬头力矩  $M_{pw}$  平衡。当作超音速飞行时,由于焦点显著后移,稳定度可增

表 1.1 采用主动控制技术的部分飞机

飞机 (年代)	F-4 20世纪 70年代初	CCVF-4 20世纪70 年代中	YF-12	F-8C 20世纪70 年代末	F-16 20世纪 70~80年代	YF-16 20世纪70 年代	AFTI/F-16 CCV	F-18 20世纪70 年代末 ~80年代	美洲虎 20世纪 70~80年代	F-104C CCV 20世纪 70~80年代	狂风 20世纪70 年代	幻影4000 20世纪70 年代末	T-2 20世纪80 年代
国家	美	美	美	美	美	美	美	美	英	德	英德意	法	日
余度数	4	4	3	3	4	4	3	4	4	4	3		3
型式	模拟	模拟	模拟	数字	模拟	模拟	数字	数字	数字	数字	模拟	模拟	数字
备用型式	直接电 气连接		电气	模拟	无	无	模拟	机械	无	机械	机械	无	
主动控制功能	FBW综 合控制	1. 直接 力控制 2. 机动 载荷控制 3. 放宽 静稳定性 4. 机动 增强	1. 机动 载荷控制 2. 阵风 减缓 3. 颤振 抑制 4. 综合 飞行/推力 控制	1. 放宽 静稳定性 2. 机动 增强 3. 阵风 减缓 4. 自适 应控制	1. 放宽 静稳定性 2. 自动 迎角限制 3. 机内 自检	1. 放宽 静稳定性 2. 机动 力控制 3. 阵风 减缓 4. 飞行 包线检测	1. 放宽 静稳定性 2. 直接 力控制 3. 机动 增强 4. 综合 飞行/火力 控制	可控制主 飞行操纵面 及前后缘襟 翼和前轮	1. 放宽 静稳定性 2. 采用 光耦合数据 传输	1. 放宽 静稳定性 2. 直接 力控制	具有与控 制增稳系统 相结合的双 重自动驾驶 仪/飞行指 导仪	1. 放宽 静稳定性 2. 自动 变弯度	1. 控制 增稳 2. 机动 载荷控制 3. 直接 力控制 4. 放宽 静稳定性
状态	研究	研究	研究	研究	生产	研究	研究	生产	研究	研究	生产	生产	
故障等级	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全	双故障 安全

加 3 ~ 4 倍,例如某机亚音速时  $C_{m_{c_L}} = -0.065$ ,  $Ma = 1.6$  时,  $C_{m_{c_L}} = -0.26$ 。此时平尾必须提供很大的配平抬头力矩。从而导致平尾面积增加,平尾配平角增加,当飞机在升限上飞时,平尾配平角几乎到极限位置,减小了机动飞行时的平尾所需的偏角。又由于尾翼偏角增大,导致尾翼承载增大,它的结构重量也增加。另外机翼升力除了平衡重量以外,另需克服尾翼的向上升力,因而可用法向力减小,影响飞机机动能力。为了增加机动性,必须增加迎角,此时诱导阻力骤增,显著减小了升阻比。

采用放宽静稳定飞机如图 1.4 (b) 所示,亚音速时设计成静不稳定(例如  $C_{m_{c_L}} = 0.1$ ),超音速时为静稳定(例如  $C_{m_{c_L}} = -0.05$ )。亚音速时,机翼升力形成抬头力矩,此时配平平尾的升力与机翼升力相加,从而使全机升力增加。此时为克服飞机重量所需机翼升力减小,迎角减小,故增加了升阻比。到达超音速时,如图 1.4 (c) 所示,由于放宽静稳定飞机的重心比常规飞机靠后,因此正稳定裕度较小,此时配平平尾面积及重量均可减小。故超音速状态仍具有优良的升阻比。

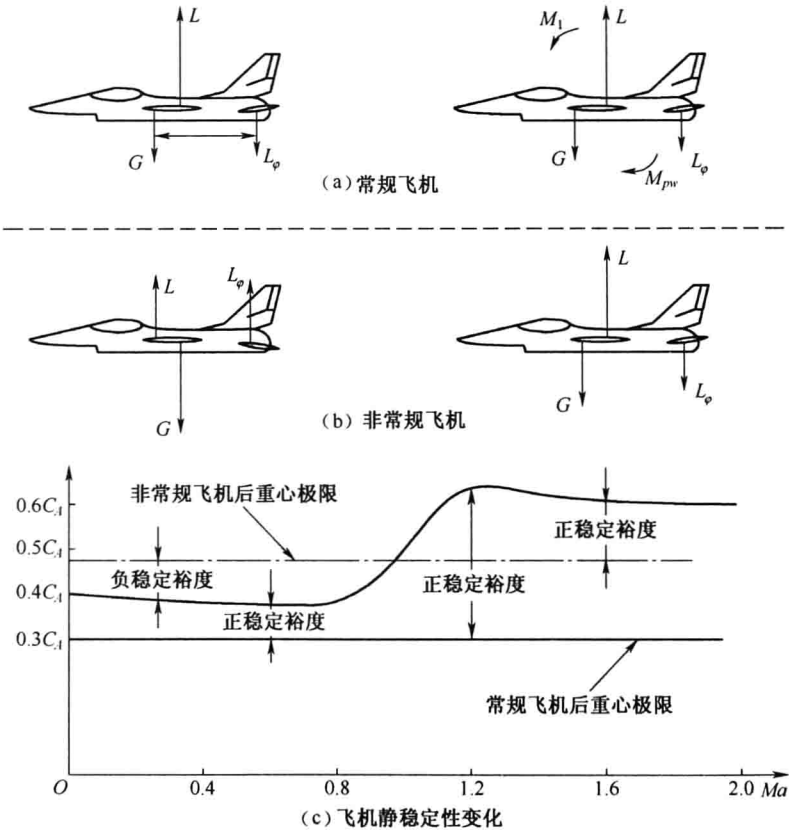


图 1.4 常规飞机与放宽静稳定飞机焦点随  $Ma$  数移动对稳定性的影响

### 1.2.3 放宽静稳定飞机的升阻比

为定量比较放宽静稳定飞机与常规飞机的升阻比,应首先列出飞机配平时的升力与阻力,此时纵向力矩处于平衡状态。以力矩系数表示:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\phi} \phi = 0 \quad (1.2)$$

式中,  $C_{m_0}$  为平尾偏角  $\varphi = 0^\circ$ , 迎角  $\alpha = 0^\circ$  时纵向力矩系数。由上式可得

$$\varphi = \frac{-1}{C_{m_\varphi}}(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha) \quad (1.3)$$

由于

$$C_{m_\varphi} = -\frac{L_{pw}}{C_A}C_{L_\varphi} = -\bar{L}_{pw}C_{L_\varphi} \quad (1.4)$$

式中,  $L_{pw}$  为平尾气动焦点  $F_{pw}$  至飞机重心的距离;  $\bar{L}_{pw}$  为相对尾翼力臂。而纵向静稳定导数:

$$C_{m_\alpha} = \left(\frac{X_G}{C_A} - \frac{X_F}{C_A}\right)C_{L_\alpha} = (\bar{X}_G - \bar{X}_F)C_{L_\alpha} \quad (1.5)$$

将式(1.4)及式(1.5)代入式(1.3)可得

$$\varphi = \frac{1}{\bar{L}_{pw}C_{m_\varphi}}[C_{m_0} + (\bar{X}_G - \bar{X}_F)C_{m_\alpha}\alpha] \quad (1.6)$$

因全机升力系数  $C_L$  为

$$C_L = C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_\varphi}\varphi \quad (1.7)$$

式中,  $C_{L_\alpha}$  为  $\varphi = 0$  时的升力气动导数;  $C_{L_\varphi}$  为平尾升力气动导数。将式(1.6)代入上式,得

$$C_L = \frac{C_{m_0}}{\bar{L}_{pw}} + \left[1 + \frac{1}{\bar{L}_{pw}}(\bar{X}_G - \bar{X}_F)\right]C_{L_\alpha}\alpha \quad (1.8)$$

上式对迎角  $\alpha$  求导,可得出配平时升力导数:

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \left[1 + \frac{1}{\bar{L}_{pw}}(\bar{X}_G - \bar{X}_F)\right]C_{L_\alpha} \quad (1.9)$$

上式表明,静稳定时,  $\bar{X}_G - \bar{X}_F < 0$ , 故  $\frac{dC_L}{d\alpha} < C_{L_\alpha}$ , 所以为了得到相同的升力时,配平迎角将增大。放宽静稳定后,由于  $\bar{X}_G - \bar{X}_F > 0$ , 故  $\frac{dC_L}{d\alpha} > C_{L_\alpha}$ 。此时获得相同的升力时,配平迎角可减小。

由于静稳定飞机与静不稳定飞机配平迎角的区别,从而导致了配平时的诱导阻力的差别。特别是采用小展弦比、大后掠角机翼或三角机翼时,这种升阻比的差别随迎角的增加更为明显。由于升力增加,阻力减小,因此运用静不稳定飞机更有利于作大机动过载飞行,可使机动过载提高 30%。图 1.5 为不同飞机的  $C_L(\alpha)$  曲线及升阻比曲线。

## 1.2.4 放宽静稳定对气动导数的影响

### 1. 对纵向气动导数的影响

(1)  $C_{L_\alpha}$  —— 迎角的升力气动导数。

若只移动飞机的重心位置,对该系数无影响。

(2)  $C_{m_\alpha}$  —— 静稳定力矩气动导数。

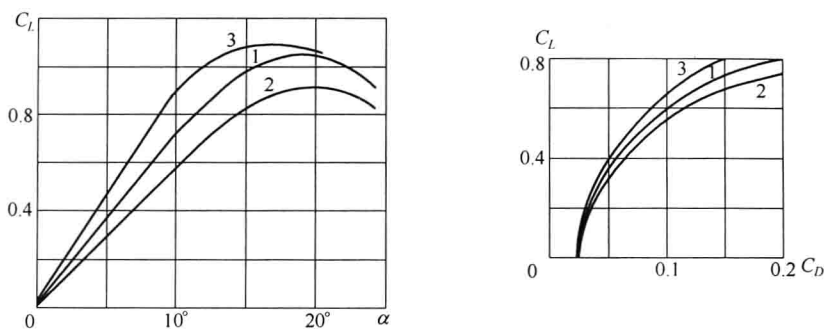


图 1.5 不同飞机的升阻比曲线

1— $\varphi = 0^\circ$ , 未配平时升力系数  $C_y(\alpha)$  及升阻比;

2—静稳定飞机配平时  $C_y(\alpha)$  及升阻比; 3—静不稳定飞机  $C_y(\alpha)$  及升阻比。

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \cdot C_{m_{c_L}} = C_{L_\alpha} (\bar{X}_G - \bar{X}_F) \quad (1.10)$$

由上式可知, 飞机的静稳定性取决于重心与焦点的相对位置。  $\bar{X}_G - \bar{X}_F < 0$  为静稳定,  $\bar{X}_G - \bar{X}_F = 0$  为中性稳定,  $\bar{X}_G - \bar{X}_F > 0$  为静不稳定。

(3)  $C_{m_{\delta_e}}$  —— 由升降舵生成的纵向力矩导数。

$$C_{m_{\delta_e}} = - C_{L_{\delta_e}} \frac{L_{pw}}{C_A} \quad (1.11)$$

式中,  $C_{L_{\delta_e}}$  为平尾对升降舵偏角的升力导数;  $L_{pw}$  为平尾气动焦点至重心距离。若重心后移, 则由于  $L_{pw}$  的减小而导致  $|C_{m_{\delta_e}}|$  的减小。

(4)  $C_{m_q}$  —— 机翼、机身与尾翼共同产生的阻尼力矩导数。

$C_{m_q}$  中以平尾所产生的阻尼导数  $C_{m_{q_{pw}}}$  为主。而

$$C_{m_{q_{pw}}} = - 2 C_{L_{\alpha_{pw}}} \frac{S_{pw}}{S} (\bar{X}_{F_{pw}} - \bar{X}_G)^2 \sqrt{K} \quad (1.12)$$

式中,  $C_{L_{\alpha_{pw}}}$  为迎角引起的平尾升力气动导数;  $S_{pw}$  为平尾面积;  $K$  为气流阻滞系数。由式 (1.12) 可知, 若 RSS 引起重心后移, 则  $C_{m_{q_{pw}}}$  随  $(\bar{X}_{F_{pw}} - \bar{X}_G)^2$  而减小。

(5)  $C_{m_\alpha}$  —— 下洗流形成的纵向力矩导数。

$C_{m_\alpha}$  是由于迎角变化, 引起下洗角变化, 形成的附加平尾力矩:

$$C_{m_\alpha} = - 2 C_{L_{\alpha_{pw}}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \frac{S_{pw}}{S} \left( \frac{L_{pw}}{C_A} \right)^2 \sqrt{K} \quad (1.13)$$

式中,  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$  为下洗角  $\varepsilon$  对迎角的偏导数。上式表明, 由于重心的后移,  $|C_{m_\alpha}|$  随  $\left( \frac{L_{pw}}{C_A} \right)^2$  比例减小。

## 2. 重心后移对飞机侧向气动导数的影响

重心后移在侧向只影响立尾侧力所产生的偏航力矩导数。

(1)  $C_{n_\beta}$  —— 侧滑角  $\beta$  所产生的偏航力矩导数。

$$C_{n_\beta} = C_{y_\beta} \frac{L_{lw}}{l} \quad (1.14)$$



式中,  $C_{y_\beta}$  为  $\beta$  所产生的侧力导数;  $L_{lw}$  为立尾焦点至重心的距离;  $l$  为翼展长度。由于重心后移  $L_{lw}$  减小, 所以  $|C_{n_\beta}|$  随  $L_{lw}$  减小而减小。

(2)  $C_{n_r}$  ——由偏航角速度而引起的偏航阻尼力矩导数。

$$C_{n_r} = C_{y_r} \left( \frac{L_{lw}}{l} \right)^2 \quad (1.15)$$

式中,  $C_{y_r}$  为偏航角速度  $r$  而引起的侧力导数。重心后移,  $|C_{n_r}|$  随  $\left( \frac{L_{lw}}{l} \right)^2$  比例减少。

(3)  $C_{l_r}$  ——由偏航角速率而引起的滚转力矩导数。

$$C_{l_r} = C_{y_r} \frac{L_{lw} h_{lw}}{l^2} \quad (1.16)$$

式中,  $h_{lw}$  为立尾焦点至重心处沿  $y$  轴距离。重心后移,  $|C_{l_r}|$  随  $L_{lw}$  减小而减小。

(4)  $C_{n_{\delta_r}}$  ——偏航操纵力矩导数。

$$C_{n_{\delta_r}} = C_{y_{\delta_r}} \frac{L_{lw}}{l} \quad (1.17)$$

式中,  $C_{n_{\delta_r}}$  为方向舵偏转所产生的侧力导数。重心后移,  $|C_{n_{\delta_r}}|$  随  $L_{lw}$  减小而减小。

由上可知, 重心后移, 纵向与航向的静稳定性及阻尼力矩减少, 也减小了平尾与立尾的力矩效应。由于横航向的交叉导数也减少, 故相应减小了横航向间交叉耦合。

### 1.3 直接力控制 (Direct Lift Control, DLC)

#### 1.3.1 概述

直接力控制是通过某种气动操纵面使飞机直接产生一种预期轨迹的力。而不同于常规飞机改变飞行轨迹时运用力矩, 使飞机产生转动这样一种操纵方式。以常规飞机为例, 如图 1.6 所示。

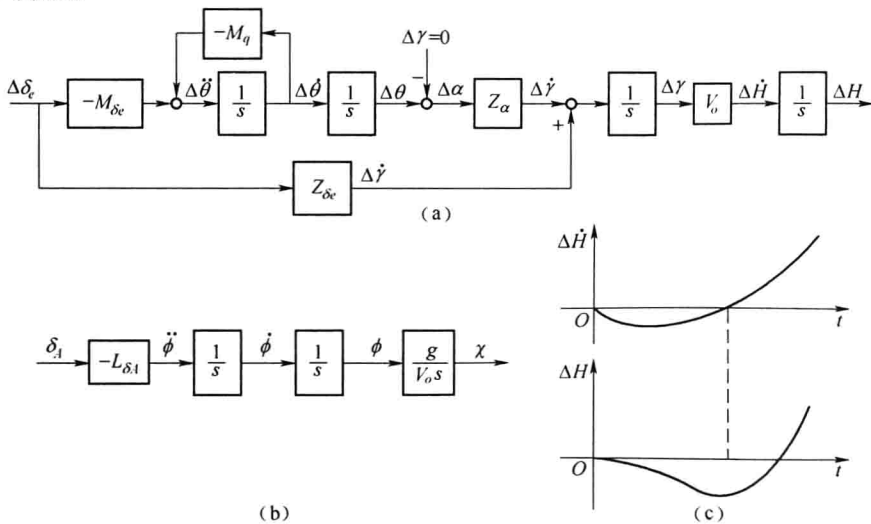


图 1.6 常规飞机操纵轨迹的特性