



飞行器先进设计技术

FEIXINGQI XIANJIN SHEJI JISHU

主 编 昂海松
副主编 余雄庆



国防工业出版社

National Defense Industry Press

飞行器先进设计技术

主 编 昂海松
副主编 余雄庆

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书主要以飞机作为系统工程的相关新概念技术为重点,介绍了飞行器的先进气动控制与布局设计、隐身技术、推力矢量技术、结构主动控制技术、智能飞行控制技术、组合导航技术、计算机辅助设计、多学科设计优化、航空电子、大型飞机设计和仿真技术等的特点与发展,其中飞行器多学科设计优化和先进大型飞机设计等内容融入了作者最新研究心得。

本书可供航空类专业的学生、研究生、教师和从事飞行器技术的相关人员使用参考,也可供航空爱好者阅读。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器先进设计技术/昂海松主编. —北京:国防工业出版社,2008.6

ISBN 978-7-118-05656-3

I. 飞... II. 昂... III. 飞行器—最优设计 IV. V42

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 044913 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 100044)

北京诚信伟业印刷有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 14¼ 字数 320 千字

2008 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 28.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

前 言

随着现代科学技术的发展,作为技术高密集度的产品飞行器的设计思想、设计技术和设计方法也发生了革命性的变化。

由于军事战争和民用运输的需求,对飞行器的用途、能力、经济性和安全性要求越来越高。另一方面,新技术发展推进航空技术的进步和创新,如新概念飞行器、先进推进技术、先进材料、人工智能、信息技术、主动控制、先进导航系统、航空电子技术的发展,使得飞行器设计趋于复杂化和综合化,单纯的气动布局和结构设计的飞行器设计概念已不能满足现代飞行器研制的要求。

从飞机设计方法方面来看,由于现代飞机设计周期长与改型需求时间急迫的矛盾、传统概念性设计与最终产品复杂性功能要求的矛盾等,飞机设计原理、方法和手段也正处于革命性变化和发展阶段。

鉴于现代飞行器先进设计技术和航空科技工业的飞速发展,航空类专业的学生、研究生和从事飞行器设计的工程技术人员,需要了解飞行器设计的新技术和发展趋势。本着这一目的,本书不求系统叙述现代飞行器设计方法和设计过程,而是着重介绍飞行器现代设计所涉及的一些重要的新概念设计技术。本书也有不少作者的研究心得,如第8章“飞行器多学科设计优化技术”和第10章“先进大型飞机设计技术”等有关内容。

本书的特点是突出一个“新”字,传统的飞行器设计方法仍是目前设计飞行器的重要技术,这里不再重复叙述,读者可参考有关飞行器设计书籍。为了增加读者的感性认识,文中配置了大量图形和图片。

本书的第8章由余雄庆同志编写,其余各章由昂海松同志编写。

本书编写得到南京航空航天大学姚卫星教授、顾仲权教授、姜长生教授等老师的帮助,郑祥明、肖天航、王珏、曾锐、周军等同志在文字和图形方面做了很多工作,丁运亮教授对全书作了审校,在此衷心地表示感谢。此外对书中引用国内外大量资料的原作者也表示感谢。

由于编者水平有限,以及书中提到的不少新技术尚在发展中,其错误和不妥当的地方在所难免,敬请广大读者给予批评指正。

编 者
2008年4月

目 录

第 1 章 先进气动控制和外形布局设计技术	1
1.1 超声速巡航能力	1
1.2 高超声速飞行器	2
1.3 涡动力学与涡控制技术	6
1.3.1 利用旋涡非线性升力的飞机布局设计	6
1.3.2 可控制的涡动力技术	10
1.4 非常规布局飞行器型式	15
1.4.1 不同尾翼的飞机布局型式	17
1.4.2 不同机翼的飞机布局型式	17
1.4.3 不同机身的飞机布局型式	18
1.4.4 飞翼式的飞机布局型式	18
1.4.5 直升机布局型式	19
第 2 章 飞行器隐身技术	20
2.1 隐身技术概念	20
2.2 雷达隐身技术	21
2.2.1 减小飞行器的雷达截面积的途径	21
2.2.2 飞行器雷达隐身特性的设计分析方法	24
2.3 红外隐身技术	28
2.4 飞行器外形/气动/隐身一体化设计技术	29
2.5 等离子隐身技术	30
第 3 章 飞行器推力矢量技术	32
3.1 基本概念	32
3.2 目前主要研究的推力矢量类型	32
3.3 推力矢量技术的作用和效益	35
3.4 推力矢量飞机设计的关键技术	37
第 4 章 结构主动控制技术	41
4.1 结构振动的主动控制	41
4.2 气动弹性主动控制结构设计技术	42
4.2.1 颤振主动抑制	42

4.2.2 突风减缓控制技术	43
4.3 自适应机翼控制技术	44
4.4 主动柔性变形机翼技术	47
4.5 智能结构	48
4.5.1 强度自诊断与监测的智能结构	49
4.5.2 强度和形状自适应的智能结构	50
4.6 智能旋翼	51
第 5 章 智能飞行控制技术	53
5.1 电传飞行控制系统	53
5.2 光传飞行控制系统	57
5.3 放宽静稳定性主动控制技术	58
5.4 机动载荷控制	60
5.5 直接力控制	61
5.6 非常规和过失速机动控制技术	63
5.6.1 非常规机动动作的作用	63
5.6.2 几种典型的非常规机动动作	64
5.7 智能飞行控制技术	66
5.7.1 自修复飞行控制技术	67
5.7.2 模糊自组织飞行控制技术	68
5.7.3 神经网络自适应飞行控制技术	69
5.7.4 专家系统飞行控制技术	71
第 6 章 先进组合导航技术	74
6.1 现有飞行器导航技术主要类型	74
6.2 惯性导航技术的改进	75
6.3 卫星导航技术	77
6.4 地形辅助导航技术	79
6.4.1 基本概念	79
6.4.2 利用地形高度数据的地形匹配系统	79
6.4.3 景象匹配地形辅助导航系统	81
6.4.4 地形辅助导航技术的特点	81
6.5 组合导航技术	82
6.5.1 组合导航的组合方式	82
6.5.2 常见几种组合导航系统	82
6.5.3 组合导航技术的特点	86
第 7 章 飞行器计算机辅助设计技术	87
7.1 CAD 与几何构形三维设计技术	87

7.1.1	三维几何造型技术	87
7.1.2	基于特征的产品信息 CAD 建模技术	89
7.1.3	CAD 技术在飞行器几何设计中的应用	89
7.1.4	CAD 技术的发展	90
7.2	空气动力学 CFD 技术	92
7.2.1	CFD 技术在飞行器设计中的作用	92
7.2.2	CFD 目前常用的方法	93
7.2.3	目前 CFD 方法在飞行器设计中的主要应用	94
7.3	结构有限元分析	94
7.3.1	有限元法的基本理论和方法	94
7.3.2	结构有限元法在飞行器设计中的应用	97
7.4	数据可视化技术	98
7.4.1	可视化技术的实现步骤	98
7.4.2	可视化的方法	99
7.4.3	可视化技术在飞行器设计中的应用	100
第 8 章	飞行器多学科设计优化技术	103
8.1	背景概述	103
8.2	多学科设计优化基本内容	104
8.2.1	代理模型技术	106
8.2.2	多学科敏感度分析	108
8.2.3	MDO 方法	108
8.2.4	MDO 环境	113
8.3	飞行器总体 MDO 关键技术	113
8.3.1	飞行器总体多学科设计优化流程	114
8.3.2	参数化飞行器几何模型	114
8.3.3	各学科分析模型的自动生成	115
8.3.4	学科之间的数据关系分析和耦合关系表达	117
8.3.5	数据交换与数据管理	118
8.3.6	飞行器总体 MDO 环境的建立	119
8.4	发展方向	120
8.4.1	面向 IPT 的 MDO	120
8.4.2	基于不确定性的飞行器总体 MDO	120
8.4.3	面向飞机族的 MDO	121
8.5	MDO 对飞行器总体设计的影响	122
第 9 章	航空电子综合系统与信息技术	123
9.1	航空电子系统综合技术	123
9.1.1	综合式航空电子系统	123

9.1.2	先进飞行管理系统	124
9.1.3	航空电子系统网络化技术	126
9.1.4	综合航空电子显示系统	128
9.1.5	驾驶舱的智能化技术	131
9.2	航空通信、电子对抗与信息战	134
9.2.1	数据链	135
9.2.2	航空电子对抗技术	138
9.2.3	航空信息战技术	141
第 10 章	先进大型飞机设计技术	143
10.1	大型飞机的总体特点	143
10.1.1	现代大型飞机的设计要求	143
10.1.2	发动机的设置	145
10.1.3	起落架布置	147
10.2	大型飞机的先进气动布局设计	148
10.2.1	常规布局	148
10.2.2	特殊布局	149
10.2.3	机翼形状	152
10.2.4	尾翼布局的设计	155
10.2.5	总体布局优化设计	156
10.3	大型飞机的先进材料与结构设计	157
10.3.1	先进材料在大型飞机上的应用	157
10.3.2	大型民用飞机的结构型式	158
10.3.3	大型军用运输机的结构型式	161
10.4	大型飞机的降噪设计	162
10.4.1	大型飞机的噪声源分析	162
10.4.2	大型飞机的降噪技术途径	163
10.4.3	“静音”飞机设计的研究探索	164
10.5	大型飞机的安全性与适航性设计	165
10.5.1	适航标准	165
10.5.2	可靠性设计	166
10.5.3	维修性设计	167
第 11 章	其他先进设计技术简介	169
11.1	飞行/推进/火力控制一体化设计技术	169
11.1.1	飞行/推进综合控制设计技术	169
11.1.2	飞行/火力综合控制设计技术	170
11.1.3	飞行/推进/火力控制一体化设计技术	172
11.2	先进结构材料	173

11.2.1	目前飞机常用的材料	173
11.2.2	钛合金	174
11.2.3	复合材料	174
11.2.4	功能材料	179
11.3	高可靠性与高生存力设计技术	180
11.3.1	可靠性设计	181
11.3.2	高生存力设计	183
11.4	飞行器设计仿真技术	188
11.4.1	飞行器仿真技术的基本概念	189
11.4.2	飞机工程模拟器技术	189
11.4.3	飞行模拟器技术	193
11.4.4	工程模拟器与飞行模拟器的区别	196
11.4.5	飞机作战效能的模拟	197
附录	198
附录 1	军用飞机几何参数、飞行性能比较	198
附录 2	四代战斗机的主要特征及其典型机种	200
附录 3	五代干线客机典型机型的主要技术参数与飞行性能比较	202
附录 4	9 种典型武装直升机的几何特征参数、质量参数、发动机参数和 飞行性能比较	203
附录 5	13 种典型无人驾驶飞行器几何参数、质量参数、发动机参数和 飞行性能汇总	204
附录 6	四代直升机的主要特征	206
附录 7	国外典型大飞机布局基本特征	207
附录 8	飞行器先进设计技术常见的英文名词	208
参考文献	215

第 1 章 先进气动控制和外形布局设计技术

空气动力学的发展始终是先进航空器布局设计和总体性能突破的基础,现代飞机的气动设计已从过去的稳定飞行为主的设计要求发展到以气动力控制为主的设计思想。

1.1 超声速巡航能力

超声速战斗机不一定具有超声速巡航的能力,而新一代军用战斗机将“超声速巡航”作为主要指标之一,其主要目的是为了在战斗中具有“超视距作战”性能。具备超声速巡航能力的战斗机可以在敌方发现之前,迅速突防进入战区,先行发射导弹攻击敌机或敌方装备,同时,减少被敌方杀伤的概率,大大提高了自身的生存力。图 1.1.1 所示为航时与速度之间的关系。

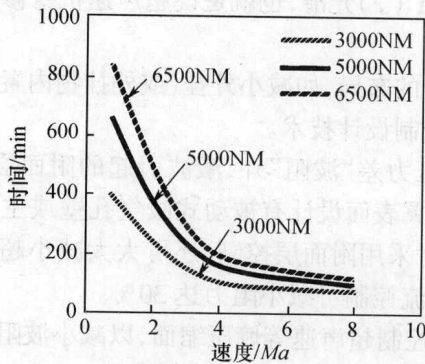


图 1.1.1 航时与速度之间的关系

希望有更快的运输速度始终是民用和军用运输飞机追求的目标之一。目前,唯一较成功的超声速运输机“协和”号客机虽已运行多年,但仍存在耗油量大、噪声、安全性和废气污染等问题,远远不能满足客运和货运的要求,而不得不退役。

实现超声速巡航气动设计的主要问题是减小超声速激波引起的“波阻”和摩擦阻力。图 1.1.2 所示为激波引起阻力的示意图。

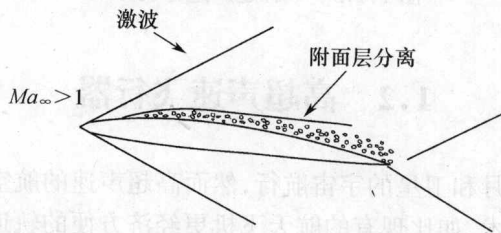


图 1.1.2 激波引起阻力的示意图

减小“波阻”的设计措施通常为：

(1) 增大机翼的后掠角，减小展弦比，减小翼型的相对厚度，这些都能起到减弱激波的作用。

(2) 减小机身的最大截面积，增大机身长轴比。

(3) 整体采用翼身融合体以提高升阻比。

(4) 按面积律来进行机身修形设计。

这里讲的是超声速面积律。超声速面积律与跨声速面积律的基本概念相似，不同的地方是，机翼机身组合体的零升波阻取决于与激波平行的一组组合体斜切面积的正投影面积的分布。理论计算可用斜切面积当量旋成体的阻力来计算：

$$D(\theta) = \frac{PV^2}{4\pi} \int_0^1 \int_0^1 A''(x_1)A''(x_2) \log |x_1 - x_2| dx_1 dx_2$$

而翼身组合体阻力可作为一组当量旋成体阻力的平均值来计算：

$$D = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} D(\theta) d\theta$$

从上式可以看出，要减小波阻，不但要使面积分布 $A(x)$ 曲线分布光滑，而且应使面积分布曲线一次导数分布 $A'(x)$ 光滑，也就是说超声速机身修形在纵向上应比跨声速修形更为缓和些。

(1) 整机采用更加简洁的布局，如减小外挂(或外挂物内置)，采用无尾布局等。

(2) 减弱激波的流动控制设计技术。

除了激波引起的前后压力差“波阻”外，激波引起的附面层分离也会大大增加阻力。目前研究的设计措施，如机翼表面设计有被动式吸气孔壁或主动式吹气孔壁以减弱激波与附面层的相互作用。同时采用附面层控制，还可大大减小超声速时的摩擦阻力。如有有关研究实验显示，超声速层流控制可减小阻力达 30%。

(3) 改进进气道设计，控制超声速等熵压缩面，以减小波阻。

图 1.1.3 所示为欧洲航天总署的一种超声速客机方案。

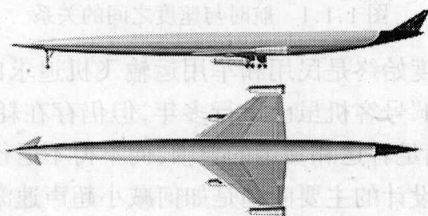


图 1.1.3 一种超声速客机方案

1.2 高超声速飞行器

尽管人类已实现登月和卫星的宇宙航行，然而高超声速的航空器仍然是科学研究、军事和民用十分关注的技术，比如现有的航天飞机更经济方便的轨道运输器、由轨道进入战区的侦察机和数小时就可以运达地球任一地区的民用客座机。

早在 20 世纪 80 年代,美、俄等国就提出研制 $Ma = 4.0 \sim 7.0$ 的高超声速运输机。这种飞机不同于现有的航天飞机。目前的航天飞机基本上采用的是垂直发射和两级入轨(运载级+轨道器)的型式。新研究的高超声速飞机可以从地面水平起飞,然后进入轨道航行,再从轨道进入大气层目标区或返回,所以又被称为“空天飞机(aerospace plane)”。

图 1.2.1 给出了原有的“航天飞机”与新型的“天地往返飞行器”的比较,后者不需要另外的“外储油箱”和“助推器”。

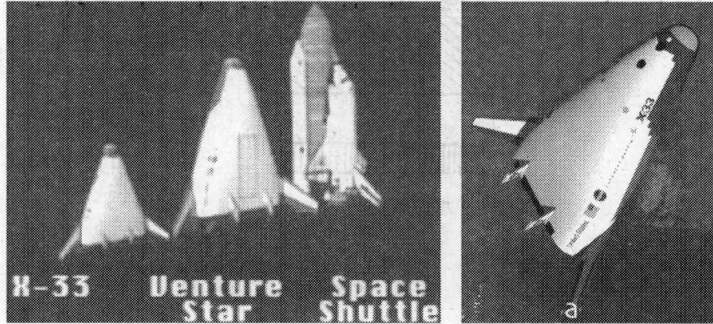


图 1.2.1 “航天飞机”与新型的“天地往返飞行器”

高超声速飞机的设计面临着与常规超声速飞机不同的一系列特殊技术问题。

1. 高超声速气动力分析与设计

当飞行速度 $Ma > 5$ 之后,高超声速飞行器与空气的相互作用会加热,而高温空气分子的振动激发气体发生化学或电离变化,所以高超声速空气动力学还包含电磁流体力学、化学非平衡流体动力学和稀薄空气动力学的内容。通常应对飞行器分别处于连续流区、滑移流区、过渡流区和自由分子流区的气动特性、温度分布做分析和试验,才能为设计理想的高超声速飞行器布局外形和结构提供依据。

由于高超声速边界层厚度与当地马赫数平方成正比,引起大的摩擦阻力,这样就导致了高超声速飞行器的阻力大,从而形成升阻比屏障。著名航空科学家库希曼(Kuchemann)给出高超声速飞行器升阻比与马赫数的关系为

$$(L/D)_{\text{最大}} = \frac{4(Ma + 3)}{Ma}$$

上式说明了在高超声速条件下,常规设计的高超声速气动外形难以突破升阻比屏障。目前适合高超声速飞行器的外形多半采用升力体和乘波体等。升力体是一种不依赖于机翼而靠机身本身产生升力的飞行器气动结构。这种设计可消除无升力机身产生的附加阻力和翼身干扰阻力,从而可获得较高的升阻比和较强的机动能力。

2. 气动加热下的热结构设计

高超声速飞行器表面气动加热温度可达到 $2000\text{K} \sim 3000\text{K}$,所以该飞机结构的设计必须具有散热和隔热措施。通常包括仅为防热目的的热阻结构或烧蚀结构,隔热夹层结构和承力结构,以及相配套的冷却结构和系统。必须要对相对高温下的承力结构作特殊的力学性能分析与设计。图 1.2.2 是航天器结构的一种分层结构模型。

3. 适于高超声速飞行的动力推进系统

正在研究用于高超声速飞行的发动机有:



图 1.2.2 一种航天器分层结构模型

- (1) 超声速亚燃发动机。
- (2) 超声速超燃冲压发动机。
- (3) 空气涡轮/火箭发动机。
- (4) 涡轮/冲压组发动机。

目前使用较多的是“超燃冲压发动机(Scramjet)”。这种发动机是利用飞行器头部的斜激波适当压缩来流,使来流速度降低和温度升高,然后仍然以超声速流进入燃烧室。图 1.2.3 给出超声速发动机发展趋势。

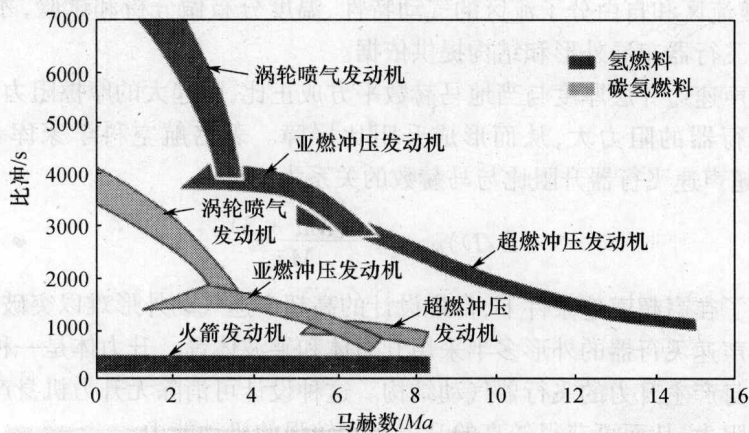


图 1.2.3 超声速发动机发展趋势

4. 关于“乘波飞机”

从气动外形考虑,“乘波飞机”是高超声速飞机一种新概念飞行器。通常“激波”被认为是超声速飞行器一个“有害”的特性,而乘波飞机恰恰是利用“激波”来产生升力。早在 20 世纪 60 年代就有人提出这一设想。

在高超声速下,飞机上、下表面的流动不会相互干扰。图 1.2.4 所示一个二维楔的高

超声速流,上表面平行来流。在前缘下部会产生一道强激波面,由于激波后区域压力会突然增高,而且升力体下方的高压区不会与上表面的相对低压区流动相串通,因而由楔形翼的上下压力差而产生升力。

图 1.2.5 是一种尖劈翼型倒 V 字形的乘波飞机方案,由超声速流形成下方一激波面,从而在下方形成一个高压区,而上方脊线平行于来流方向,就会产生由激波引起的附加升力。

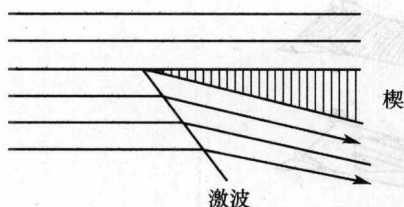


图 1.2.4 流经二维的超声速流动

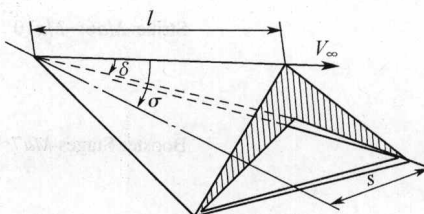


图 1.2.5 一种 V 形乘波机翼方案

图 1.2.6 是另一种曲面型“乘波飞机”设计方案。以圆柱来流面与圆锥激波面相交而给出飞机前缘曲线,再以前缘每一点的锥流流线汇成飞机下表面,飞机上表面以自由来流面来设计,于是形成一个上弧面、下曲面特殊形状的“乘波飞机”。这种“乘波飞机”同样能产生上下压力差。图 1.2.7 是美国 NASA 研制的一种无人乘波试验机。

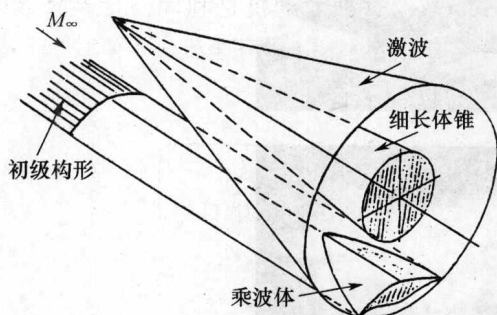


图 1.2.6 一种曲面型乘波机翼方案

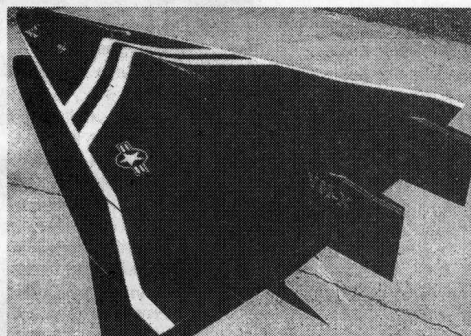


图 1.2.7 NASA 一种无人乘波试验机

图 1.2.8 是美国于 2004 年首次试飞成功的具有“乘波”特征的 X-43 高超声速无人机,飞行速度可达到 9.6 马赫。

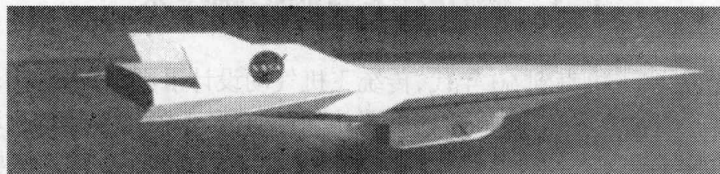


图 1.2.8 X-43 乘波高超声速无人机

图 1.2.9 给出了高超声速飞机的的气动布局特征。高超声速飞机比起普通超声速飞机具有更大的细长比、更小的机翼,以及升力体的机身。图 1.2.10 为几种高超声速飞机的设计方案。

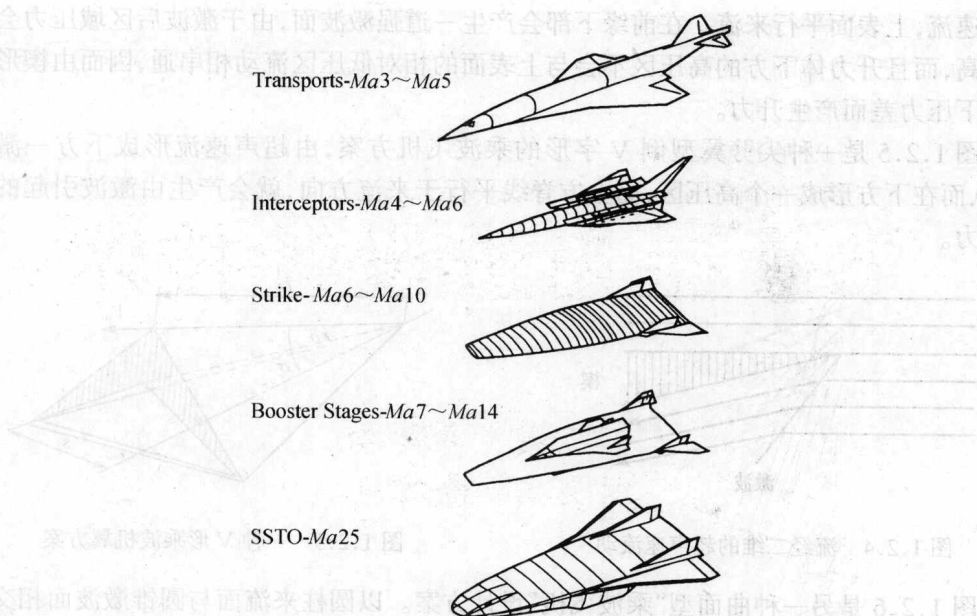


图 1.2.9 高超声速飞机的的气动布局特征

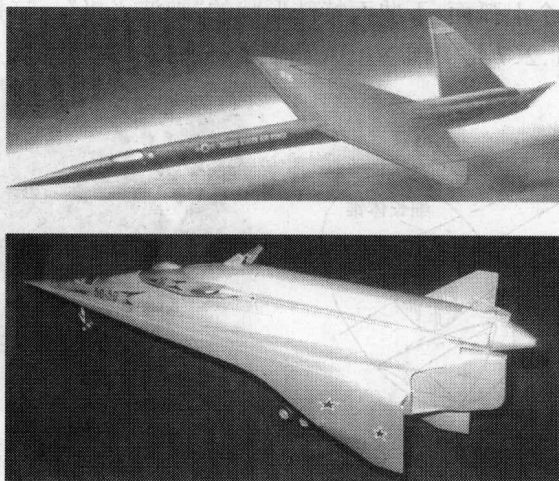


图 1.2.10 几种高超声速飞机的设计方案

1.3 涡动力学与涡控制技术

从 20 世纪初发明飞机直到 60 年代,传统飞机气动设计准则是保持“附着流型”,尽可能减少气流分离。随着大后掠、小展弦比机翼的设计与研究,气动专家们发现了可产生额外非线性升力的脱体涡。人们进一步通过对涡动力学的理论研究、风洞试验和利用涡动力的各种细长翼的设计应用,使得飞机气动设计思想发动了一场革命性的变化。

1.3.1 利用旋涡非线性升力的飞机布局设计

1. 细长机翼平面形状的设计

20 世纪 50 年代,人们最早发现大后掠、小展弦比细长机翼会形成前缘脱体涡,而产

生涡升力。德国空气动力学家 D. 屈西曼研究证实了这种脱体涡在一般情况下具有稳定性,并预言了有效地利用脱体涡机翼形状的设计是:大后掠、尖前缘(及尖侧缘)和几乎平直的尖后缘平面形状,即各种大后掠、细长、锐缘、三角机翼的某种变形。细长后掠翼的前缘脱体涡不但可以在大迎角时产生非线性升力,而且可以抑制机翼的气流分离。图 1.3.1 所示为三角翼的前缘涡,图 1.3.2 所示为细长机翼的涡升力。

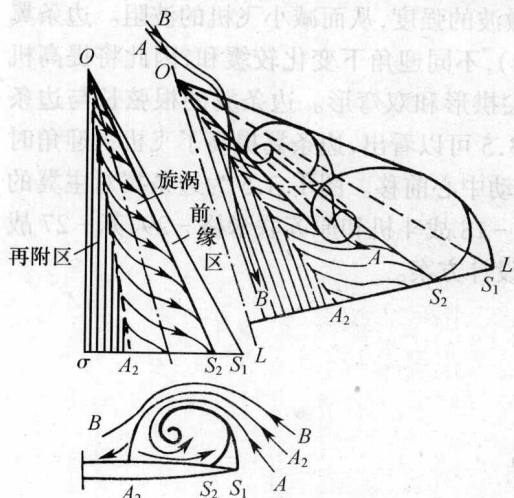


图 1.3.1 三角翼的前缘涡

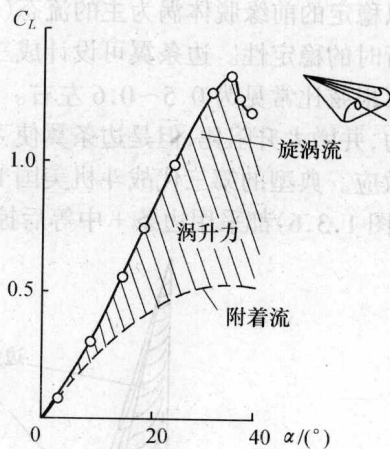


图 1.3.2 细长机翼的涡升力

第二、第三代战斗机中大量设计成三角翼或大后掠机翼布局就是利用脱体涡升力来提高大迎角时性能。

理论上对 S 型前缘细长三角翼的研究,发现其除了具有脱体涡稳定性好、升阻比高等特性外,还有易于设计为重心位于机翼气动中心之前(纵向稳定性好)、并且气动中心变化很小的优点。将这一设计思想应用于“协和”号民用飞机就是一个成功的例子。图 1.3.3 为“协和”号客机。

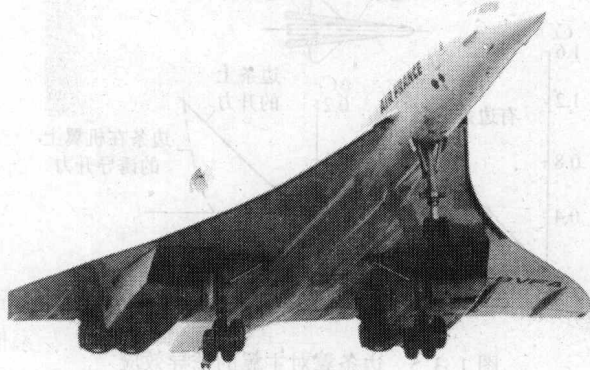


图 1.3.3 “协和”号客机

2. 边条翼

虽然细长后掠翼大迎角时可产生涡升力,但常规低速飞行时,升阻比小,横侧稳定性也较差,因此机动性不好。

60 年代末至 70 年代,出现探索涡动力应用的边条翼设计。所谓边条翼就是在常规

后掠机翼前缘根部延伸加上一对前缘大后掠(通常 $70^\circ \sim 80^\circ$)细长翼片。这样的布局设计,使得边条翼在不大的迎角下,就能形成前缘脱体涡,而主翼可设计成中等后掠形状而保证低速时能产生足够的升力。边条翼的增设可比常规后掠翼增加 $25\% \sim 100\%$ 的升力,其前缘涡还可起到延缓主翼附面层分离的作用。因此边条翼不但可增加飞机适应高速、低速的不同飞行速度范围,而且可以解决大迎角和小迎角不同要求的矛盾。

边条翼在跨、超声速时还可起到减弱机翼激波的强度,从而减小飞机的波阻。边条翼具有以稳定的前缘脱体涡为主的流态(图 1.3.4),不同迎角下变化较缓和,因此将提高机动飞行时的稳定性。边条翼可设计成三角形、尖拱形和双弯形。边条翼的根弦长与边条+机翼根弦比常见为 $0.5 \sim 0.6$ 左右。从图 1.3.5 可以看出,边条翼提高了飞机大迎角时的升力,并增大升阻比,但是边条翼使飞机的气动中心前移。图 1.3.5 为边条翼对主翼的诱导效应。典型的第三代战斗机美国 F-16、F-18 战斗机和原苏联米格-29、苏-27 战斗机(图 1.3.6)都采用边条+中等后掠机翼的设计方案。

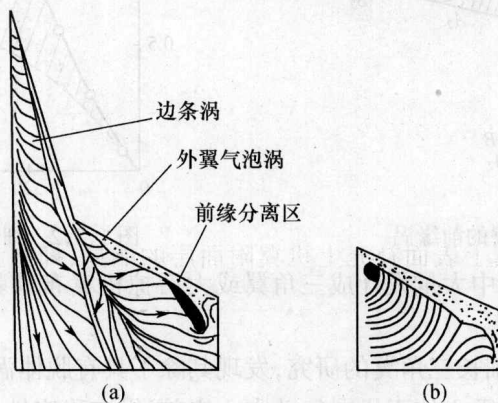


图 1.3.4 边条翼对主翼流态的有利影响
(a) 边条翼; (b) 基本翼。

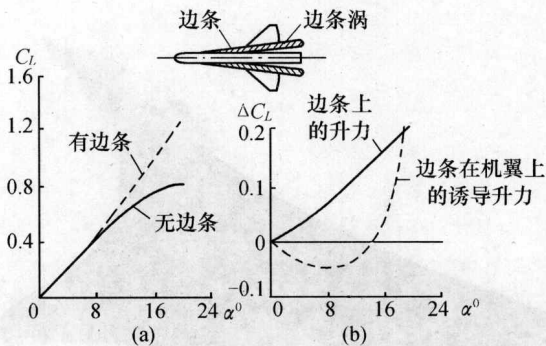


图 1.3.5 边条翼对主翼的诱导效应
(a) 总升力; (b) 边条的升力。

3. 近距离耦合鸭式布局设计

早期飞机的鸭翼和远距离鸭翼的设计,主要起到类似“平尾”的作用,其优点是鸭翼产生正升力时,飞机拉起。与早期鸭式布局设计思想有着本质不同的是,近距离耦合的鸭式布局设计主要利用鸭翼产生的脱体涡及其对主翼的有利干扰(图 1.3.7)。