

空天力学系列教材

飞行器气动设计

李 桦 田正雨 潘 沙/编著



科学出版社

空天力学系列教材

飞行器气动设计

李 桦 田正雨 潘 沙 编著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书讲述飞行器基本气动特性、理论计算方法和气动布局设计。全书分8章,第1章为气动设计与飞行器发展综述,第2章讨论飞行器涉及的气体与流动基本性质,第3~5章讨论翼型和机翼在低速、亚声速、跨声速和超声速流动中的主要气动理论及其气动特性,第6章主要介绍飞机气动布局与总体参数初步设计步骤,第7章详细介绍飞机部件的气动设计思路与方法,第8章介绍高超声速飞行器气动特性及其设计原理。

本书可作为飞行器设计专业与力学专业的本科教材,也可供有关专业的研究生、教师、科研人员和工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器气动设计 / 李桦, 田正雨, 潘沙编著. —北京: 科学出版社, 2017.3
空天力学系列教材

ISBN 978-7-03-050710-5

I. ①飞… II. ①李… ②田… ③潘… III. ①飞行器—空气动力学—教材 IV. ①V211

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2016) 第 278323 号

责任编辑: 潘斯斯 张丽花 / 责任校对: 郭瑞芝

责任印制: 张 伟 / 封面设计: 迷底书装

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

北京中石油彩色印刷有限责任公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2017年3月第 一 版 开本: 787×1092 1/16

2017年3月第一次印刷 印张: 21 1/2

字数: 500 000

定价: 88.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

前 言

本书是为飞行器设计专业与力学专业本科生编写的飞行器气动设计教材。本书主要以飞机为对象,介绍飞行器设计所需的基本气动理论,以及飞行器初步设计和部件设计时需要考虑的气动问题。在飞行器涉及的气体与流动基本性质的基础上,针对翼型和各类机翼,分别讨论它们在低速、亚声速、跨声速和超声速流动中的主要气动理论及其气动特性,介绍飞机气动布局,讨论总体参数初步设计步骤,并详细介绍飞机部件的气动设计原则、参数计算和选取方法,此外还对处于前沿的高超声速飞行器气动特性及其设计原理进行了介绍。意在提高学生综合运用基本气动原理和理论解决实际飞行器设计问题的能力。

本书是国防科学技术大学新一轮教学改革课程建设工作的一部分,“飞行器气动设计”作为一门综合性专业课程,强调流体力学、空气动力学、飞行器部件空气动力学及高超声速空气动力学等基本理论与概念在飞行器气动设计中的实际应用。本书内容重点针对飞行器设计所需的气动理论,同时又带有相当部分的气动相关的飞行器设计内容,目的在于使学生将气动原理融入飞行器设计进行学习和理解。主要特点是:第一,介绍的空气动力学知识均为理解飞行器流动所需,并未介绍最基本的流动原理,因此读者需要有一定的空气动力学或流体力学基础知识;第二,设计部分重点在气动相关的飞行器设计部分内容,不同于飞行器总体设计内容的大而全;第三,配以大量的图片素材,同时制作了多个三维模型动画或者流场动画,以加深读者对一些重要知识点的理解。

本书根据作者多年讲授“飞行器气动设计”课程的讲稿编写而成。国防科学技术大学早期使用的教材是屈西曼所著的《飞机空气动力设计》,讲授内容结合实际教学反馈以及参考国内相关优秀教材,得以不断修正和完善。教学中参考了国内著名的“飞机设计手册”丛书,以及陆志良编著的《空气动力学》,钱翼稷编著的《空气动力学》,徐华舫编著的《空气动力学基础》,黄志澄编著的《高超声速飞行器空气动力学》,刘君编著的《飞行器部件空气动力学》,杨岷生编著的《飞行器部件空气动力学》,顾诵芬编著的《飞机总体设计》,李为吉编著的《飞机总体设计》,方宝瑞编著的《飞机气动布局设计》等,同时引用了《世界飞机大全》、百度百科、空翼网的部分飞机数据。这里谨向各位作者致以崇高的敬意和深深的感谢!

本书在编写过程中,得到了北京航空航天大学 CFD 重点实验室叶友达研究员和南京航空航天大学程克明教授的宝贵意见和建议,在此向他们表示衷心的感谢!

本书由李桦、田正雨、潘沙编写,最后由李桦统编定稿。由于水平所限,不当之处在所难免,恳请读者批评指正。

李 桦

2016年8月

于国防科学技术大学

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
§1.1 概述	1
1.1.1 飞机的构成	1
1.1.2 飞行器空气动力学与气动设计的任务	2
1.1.3 飞行器气动设计的地位和作用	3
1.1.4 飞行器气动设计的要求	6
1.1.5 气动设计的内容	8
§1.2 飞行器发展历程简介	10
1.2.1 第一个时期——飞行探索时期	10
1.2.2 第二个时期——活塞时期	17
1.2.3 第三个时期——喷气式飞机时期	23
1.2.4 第四个时期——高超声速飞行时期	37
复习与思考	44
第 2 章 气体与流动的基本性质与描述	45
§2.1 气体流动基本规律	45
2.1.1 空气的物理性质	45
2.1.2 气体与流动的基本模型	48
§2.2 无黏流场的描述方法	53
2.2.1 速度位方程	53
2.2.2 线化位流方程	55
2.2.3 压力系数	56
2.2.4 几种带奇点的不可压位流	57
2.2.5 无黏不可压缩流求解——奇点法	58
2.2.6 儒科夫斯基升力定理	60
§2.3 流动的可压缩性模型	60
2.3.1 简单处理模型	61
2.3.2 小扰动线化理论	61
§2.4 黏性作用与流动分离	63
2.4.1 附着流型被破坏的主要原因——黏性的相互作用	63
2.4.2 三维流动分离	65
§2.5 适用于飞机的流动	67
复习与思考	67

第3章 翼型低速空气动力特性	68
§3.1 翼型概述	68
3.1.1 翼型的几何参数	68
3.1.2 翼型的发展与族系	70
§3.2 气动参数	77
§3.3 翼型低速流动的绕流图画	82
3.3.1 翼型低速流动的绕流图画介绍	82
3.3.2 翼型绕流的分离与失速	85
§3.4 翼型气动特性	87
§3.5 翼型低速流动的薄翼理论	89
3.5.1 薄翼理论的思路	89
3.5.2 薄翼理论的推导	89
3.5.3 薄翼理论的气动特性公式	92
复习与思考	98
第4章 机翼低速和亚声速空气动力特性	99
§4.1 机翼及其低速气动模型	99
4.1.1 机翼的几何参数	99
4.1.2 机翼的低速绕流图画	101
4.1.3 气动模型	103
§4.2 大展弦比直机翼的升力线理论	104
4.2.1 诱导速度、升力和诱导阻力	104
4.2.2 用于确定 $\Gamma(z)$ 的基本积分-微分方程	107
4.2.3 椭圆形环量分布无扭转机翼的气动特性	108
4.2.4 一般机翼环量沿展向的分布 $\Gamma(z)$	112
4.2.5 一般无扭转直机翼的气动特性	114
§4.3 升力面理论	122
§4.4 大展弦比后掠机翼的低速气动特性	125
§4.5 小展弦比机翼的低速气动特性	132
4.5.1 三角翼流动分析	132
4.5.2 小展弦比机翼的流动分析	135
§4.6 亚声速可压流中机翼的气动特性	137
4.6.1 普朗特-格劳特法则	138
4.6.2 翼型的亚声速空气动力特性	140
4.6.3 后掠翼的亚声速空气动力特性	141
复习与思考	142
第5章 超声速与跨声速翼型和机翼的空气动力特性	143
§5.1 薄翼型的绕流流动分析	143
5.1.1 超声速薄翼绕流受力分析	143

5.1.2 翼型的超声速绕流图画	144
§5.2 薄翼型超声速绕流的线化理论	145
5.2.1 线化理论	146
5.2.2 一级近似理论结果	147
5.2.3 压力系数的叠加法	148
5.2.4 线化理论薄翼型的空气动力特性	151
§5.3 机翼的超声速空气动力特性	157
5.3.1 超声速三维流场的基本概念	157
5.3.2 无限翼展斜置翼的超声速空气动力特性	161
5.3.3 有限翼展薄机翼的超声速绕流	164
§5.4 跨声速流动与临界参数	165
§5.5 跨声速绕流的流动特征	168
5.5.1 翼型的跨声速绕流	168
5.5.2 超临界翼型	171
5.5.3 翼型主要几何参数对气动特性的影响	172
§5.6 跨声速机翼的空气动力特征	173
复习与思考	177
第6章 飞机气动布局初步设计	178
§6.1 飞机技术指标分析	178
6.1.1 典型任务剖面	178
6.1.2 概念设计与方案论证中的技术要求分析	180
§6.2 飞机气动布局介绍与选择	186
6.2.1 常规布局	187
6.2.2 无尾布局	189
6.2.3 鸭式布局	193
6.2.4 三翼面布局	196
6.2.5 飞翼布局	197
6.2.6 典型类型飞机的气动布局	199
§6.3 飞机初始总体参数的选择	200
6.3.1 飞机的主要总体参数	200
6.3.2 初步重量估算	202
6.3.3 飞机的气动特性估算	205
6.3.4 确定飞机推重比, 选择发动机	210
6.3.5 确定飞机的翼载	215
复习与思考	219
第7章 飞机部件的气动设计	220
§7.1 翼型与机翼的选择与设计	220
7.1.1 翼型特性与飞机性能的关系	220

7.1.2	翼型基本技术指标的确定	221
7.1.3	翼型的选择考虑	224
7.1.4	机翼的气动设计原则	227
§7.2	机身设计	231
7.2.1	机身主要几何外形设计	232
7.2.2	前机身外形设计	234
7.2.3	后机身外形设计	240
7.2.4	面积律修型	241
7.2.5	翼身融合体的气动设计	243
7.2.6	翼身整流	246
§7.3	变后掠机翼	246
7.3.1	变后掠机翼发展概况	247
7.3.2	变后掠机翼的气动特性	248
7.3.3	变后掠机翼的设计	250
§7.4	机翼的增升装置	254
7.4.1	后缘增升装置	255
7.4.2	前缘增升装置	256
7.4.3	增升装置的气动设计	258
7.4.4	涡流发生器	260
7.4.5	动力增升装置	261
§7.5	副翼及横向操纵面	262
7.5.1	飞机的稳定性和操纵性	262
7.5.2	横向操纵面的设计要求	263
7.5.3	横向操纵面形式的选择	263
7.5.4	副翼与襟副翼	263
7.5.5	扰流片和差动平尾	264
§7.6	减速板的气动设计	265
7.6.1	设计要求	266
7.6.2	设计原则	266
§7.7	保证纵向稳定性和操纵性的气动力布局	266
7.7.1	纵向操纵面的设计要求	267
7.7.2	纵向操纵面形式的选择	267
7.7.3	平尾设计	267
7.7.4	升降舵设计	270
§7.8	保证航向稳定性和操纵性的气动力布局	271
7.8.1	航向操纵面的设计要求	271
7.8.2	航向操纵面形式的选择	271
7.8.3	垂尾	272
7.8.4	方向舵	273
7.8.5	腹鳍	273

§7.9 考虑隐身影响的气动设计	274
7.9.1 基本概念	274
7.9.2 外形隐身设计的基本原则	277
7.9.3 外形隐身要求对气动布局及部件的影响	280
复习与思考	282
第 8 章 高超声速飞行器气动设计	283
§8.1 高超声速流动的主要特征	283
§8.2 高超声速飞行器气动特性计算方法介绍	286
8.2.1 高超声速无黏流动计算方法	287
8.2.2 高超声速边界层理论简介	292
§8.3 高超声速飞行器气动设计的特点与要求	293
8.3.1 高超声速飞行器气动设计的特点	293
8.3.2 高超声速飞行器对气动性能的要求	293
§8.4 高超声速飞行器气动设计	295
8.4.1 弹道式再入飞行器的气动设计	296
8.4.2 飞船返回舱的气动设计	298
8.4.3 航天飞机的气动设计	302
复习与思考	305
参考文献	306
附录	307
附录 A 标准大气表	307
附录 B 布雷盖方程的推导	309
附录 C 飞机的翼型及机翼数据	311
附录 D 飞机的前、后缘增升装置形式	314
附录 E 飞机动力增升装置简介	316
附录 F 飞机副翼的几何数据	318
附录 G 飞机绕流片的几何数据	319
附录 H 飞机平尾和升降舵的几何数据	320
附录 I 飞机垂尾和方向舵的几何数据	322
附录 J 本书符号表	324

第 1 章 绪 论

飞行器是利用空气动力原理飞行的，它在发动机的作用下，在空气介质的帮助下产生了推力、升力和控制力，同时消耗着所储备燃料的能量。目前，由于能按照空气动力原理飞行的、已开拓的飞行速度和高度的范围还很有限，而实际中对飞行器的军用和民用需求则在不断增长，因此飞机是其中最为通用而又具有巨大发展潜力的一类。

气动设计是飞机设计中非常重要的一个环节，它主要包括气动外形的设计、飞机布局形式的选择、主要气动参数的确定、部件气动设计以及为满足飞机设计要求而需要采取的气动措施等。

气动设计的内容广泛，需要说明的问题很多。作为绪论，本章重点针对飞行器气动设计相关各环节进行总体介绍，阐述空气动力学设计的任务、地位，说明设计要求、设计步骤和主要内容。除了高超声速飞行器气动设计部分外，本文所讨论的主要对象是飞机，有别于导弹这样的飞行器。本章采用较多的篇幅介绍飞行器的发展脉络，使读者初步了解飞行器气动布局演变历程。

§ 1.1 概 述

1.1.1 飞机的构成

飞机由机体、推进系统和机载设备三大部分构成，图 1.1.1 为飞机组成的系统图。其

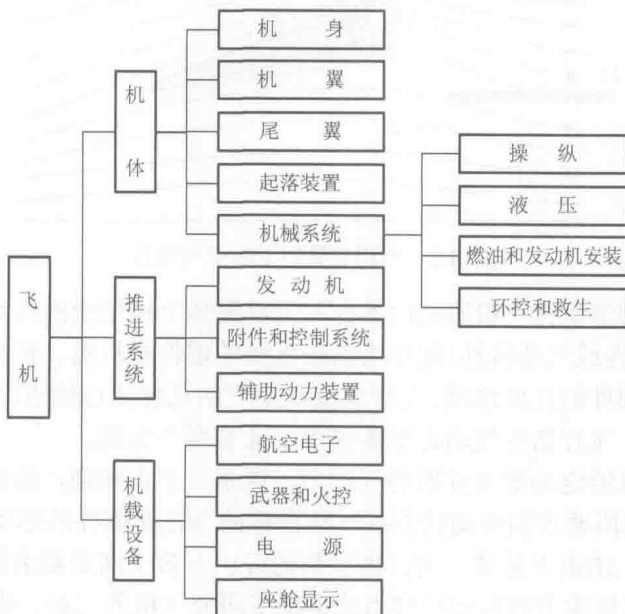


图 1.1.1 飞机的组成

中, 机体一般包括机身、机翼、尾翼、起落装置等部件和机械系统。机械系统是有别于电子/电气系统的一个类别, 一般包括操纵、液压、燃油和发动机安装、环控和救生系统等, 对民用飞机而言还包括客舱设施。推进系统除了发动机本身以外, 还包含复杂的附件和控制系统, 大型飞机还有辅助动力装置。对于机载设备, 早期的飞机只包括简单的通信和导航设备, 以及简单的座舱仪表。由于航空技术和电子技术的发展, 对于现代的先进飞机, 机载设备已是一个非常复杂的功能先进的多门类系统。考虑到飞机有军用和民用之分, 还有先进与普通之分, 因此这里将机载设备大体上分为四个系统, 即航空电子、武器和火控、座舱显示和发动机。

1.1.2 飞行器空气动力学与气动设计的任务

1. 空气动力学的任务

飞行器是在地球大气层中运动的, 这有别于航天器。它的飞行状态取决于它所受的重力、发动机推力及飞行中飞机部件产生的气动力。在各种匀速飞行时, 飞行器处于平衡状态, 重力和推力的合力必须等于气动力的合力。在平飞这种特别简单的飞行状态下, 以翼型代表飞行器, 作用在翼型上的气动力如图 1.1.2 所示。在这种情况下, 平衡条件是: 在垂直方向上重力等于升力, 水平方向上推力等于阻力。其中, 升力和阻力分别是气动力合力在垂直和平行于飞行速度方向上的分力。若飞机处于非匀速飞行状态, 其所受的力还要加上惯性力。

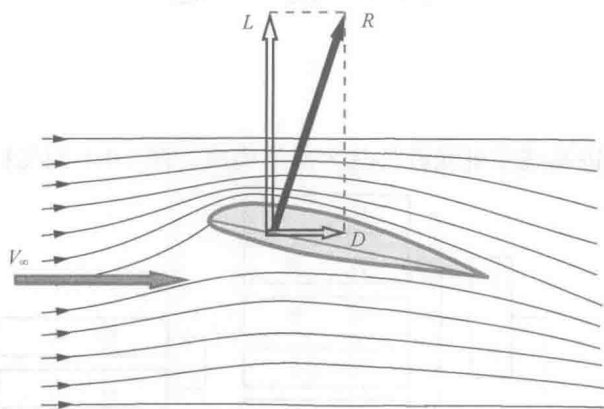


图 1.1.2 作用在翼型上的空气动力

飞行器空气动力学研究飞机运动时其部件乃至整体上所承受的气动力。对空气动力特性(常简称气动力特性或气动特性)起作用的最重要的部件是机翼、机身、尾翼和发动机。气动力与这些飞机部件的几何形状、飞行速度和空气的几种物理性质(如密度和黏度)的关系相当密切和复杂。飞行器空气动力学的任务主要有两个方面。

第一方面, 计算给定外形飞行器的气动力, 这是一个正问题, 结果应当是唯一的。

第二方面, 确定所要求的流动状态或气动指标的飞行器部件的形状, 这是一个设计问题, 也就是反问题, 结果不是唯一的, 也就是说可以有多个满足要求的结果。

给定气动力、飞机重力和发动机推力的情况下研究飞机的运动, 是飞行力学领域的任务。除了包括飞行性能问题以外, 还包括飞行特性的问题, 如飞机的操纵性和稳定性。飞

行力学不是本书讨论范围。此外气动弹性力学领域,即飞机部件变形时气动力和弹性理论相互作用,也不是本书的任务范围。

“飞行器气动计算”主要涉及飞机空气动力学任务的第一个方面,而“飞行器气动设计”则主要涉及上述任务的第二个方面,它是飞机空气动力学内容的深入和发展。由于气动力与飞机部件、飞行速度和空气流动之间的复杂关系,反问题的求解既需要有对正问题的深刻理解和认识,还需要有创造性和实践经验的帮助。因此气体动力学基础和部件空气动力学知识是气动设计的重要基础。

本书所介绍和讨论的内容,这两个方面都有相关,但都是服务于第二个方面。

2. 气动设计的任务

在飞行器设计中,气动设计的任务是:设计飞行器暴露在空气中各部件的气动外形及相对位置,预测并最后确定飞行器气动外形的气动特性。

所谓的气动外形即理论外形,它是飞行器总体部位安排(气动布局)和结构设计的依据。下面给出了一架典型飞机各主要部件的示意图(图 1.1.3)。其中,机翼主要功能是产生升力,机身的主要功能则是承受有效载荷并把各部件连结为一个整体,尾翼的主要作用则是操纵飞机和保持飞机的稳定性。

气动特性包括各种气动系数、压力分布等;它们是进行弹道计算、载荷计算、控制参数选择、发动机推力选择、材料选择的原始依据。飞行条件确定后,飞行器的气动特性只取决于气动外形,而气动外形的优劣又要由气动特性的好坏来衡量。因此,飞行器的气动设计与气动特性预测是紧密相连的。一般来说,每设计一种气动外形,就应当进行一次气动特性预测。当气动外形最后选定时,就要确定该外形的全部气动特性。



图 1.1.3 飞机的主要组成部分

由于气动设计涉及空气动力学领域内的许多问题,从理论上全面分析和解决这些问题是非常复杂而且困难的,而对于一般的气动设计问题,考虑到读者的空气动力学基础,本书将只作定性的、概念上的介绍,重点分析飞行器设计中遇到的空气动力学问题的物理机理和概念,并结合理论分析和已有研究的试验结果,介绍原则性的解决方法。

1.1.3 飞行器气动设计的地位和作用

气动设计是飞行器总体设计的重要组成部分,在飞行器设计中占有重要的地位。飞行

器的许多性能如平飞速度、高度、航程、稳定性及操纵性在很大程度上将取决于气动设计。有时气动设计能否取得关键性突破,将直接影响整个飞行器设计的成败。因此,气动设计常被称为飞行器设计上的“先行官”。

下面我们来看飞机气动设计在整个飞机研制过程中的地位和作用。飞机是一个复杂的系统。新飞机的研制,具有周期长、费用高的特点,因此设计方案一旦决定下来,总是希望能够研制成功,进入批量生产。要做到这一点,就必须按国家的法规和自行研制飞机的经验进行工作。根据相关规定,新飞机的研制可分成五个阶段:论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、设计定型阶段和生产定型阶段。

1. 论证阶段

论证阶段主要是研究设计新飞机的可行性,其工作内容包括拟定新飞机的战术技术要求,新飞机的总体技术方案以及研制经费、保障条件和对研制周期的预测,最后形成“系统研制总要求”。

新飞机的系统研制总要求,是由使用部门根据国家的战略方针和将来面临的作战环境,经过分析后对新飞机提出的任务、使命和主要技术特性。研制部门则根据自己的技术储备和可用新技术的预测,拟定满足使用方需求的新飞机的可能的技术方案。经过最新飞机概念性方案的反复修改,以及针对使用部门提出的初步战术技术要求,从技术可行性、经费、研制周期及风险度等方面反复磋商后,才能形成正式的“系统研制总要求”,如图 1.1.4 所示。在这一阶段为了验证技术方案的可行性,必要时还要对采用的关键新技术进行试验验证,如气动布局方案的风洞试验,以使方案的可行性论证有坚实的技术基础。

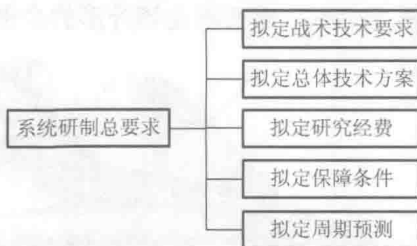


图 1.1.4 系统研制总要求

2. 方案阶段

方案阶段主要是根据批准的“系统研制总要求”设计出可行的飞机总体技术方案,即确定飞机布局形式、总体设计参数、选定动力装置和各主要系统方案,确定主要设备以及机体结构用的主要材料和工艺分离界面,进而形成飞机的总体布置图、三面图、结构受力系统图,进行重心定位,进行性能、操纵稳定性计算,进行结构强度和刚度计算以及提出对各分系统的技术要求;最终要制造出全尺寸的样机,进行人机接口、主要设备和通路布置的协调检查以及使用维护性检查。样机在经过使用部门,特别是经空、地勤人员审查通过后,可以冻结新机的总体技术方案,开始转入工程研制。

此阶段还必须进行方案验证性的风洞试验、结构和系统原理试验,使所有设计验证计算都建立在可靠的技术基础上。在确定总体技术方案的同时,也应对技术方案在经济和进度上作进一步分析和确定。

3. 工程研制阶段

工程研制阶段是根据此方案阶段制订的飞机总体技术方案,进行飞机的详细设计,向制造部门提供生产图纸。在工程研制阶段,制造部门的工艺人员要制定飞机制造工艺总方案,并对详细设计的零部件图纸进行工艺性审查。同时,各分系统的设备要陆续提交设计部门进行分系统的验证,然后对液压、燃油、飞控、空调、电源、航空电子等分系统进行全系统的地面模拟试验。在详细设计过程中还会对总体技术方案在细节上作一些修改和调整,因此还应根据设计更改后的方案,做全机模型的风洞校核试验,以提供试飞用的准确气动力数据,然后进行有飞行员参加的地面模拟器的飞行模拟试验。对于飞机部件及整机要进行静力试验,以验证飞机的强度,对于起落架还要进行动力试验。

飞机总装完以后在试飞前,要做全机地面共振试验,以确定飞机的颤振特性,还要做各系统及其综合的机上地面试验以及全机电磁兼容性等机上地面试验,为放飞前作最后的验证。

飞机在工程研制阶段,应拟定考核其能否满足原定战术技术要求的试飞大纲,并且应尽早培训空、地勤人员。最好在方案设计阶段他们就参加进来,以便熟悉新飞机的设计思想和特性,便于正确使用和处理新飞机在试飞中可能出现的问题;同时还应在该飞机的地面飞行模拟台进行重要的飞行状态的飞行模拟试验,提前发现飞行品质问题和熟悉飞机的操纵稳定性和使用特点。

在放飞前还应进行充分的地面滑行,以进一步验证在动态过程中机上各系统的工作情况,同时进一步对试飞测试系统作一定的检验。

工程研制阶段的最终结果一般是试制出供地面和飞行试验用原型机4~5架。制定试飞大纲并准备好空、地勤人员使用原型机所需的相应技术文件,并具有进行试飞所必需的外场保障设备。

4. 设计定型阶段

新飞机首飞成功后即应按试飞大纲要求,进行定型试飞。但需要进行飞机的调整试飞,以排除新飞机的一些初始性的重大故障,大致要飞到原设计飞行包线的80%左右,再开始正式的国家鉴定试飞,以检查新飞机能否达到设计要求。参与鉴定试飞用的原型机可按不同分工完成各自的试飞任务。如有的主要用于考核飞机的性能,有的评定操纵稳定性,有的检查颤振,有的检验武器和火控系统等。总之,各司其职,以完成试验定型试飞大纲规定的所有任务。

在做调整试飞过程中,新飞机肯定会出现各种故障,必要时还应对飞机做局部的修改。在定型试飞过程中还会有故障,当然比调整试飞中出现的要少得多,而且更改大多是其内系统,设计飞机外形的改动很少。

定型试飞通常需要上千次起落。试飞科目全部完成后,由试飞鉴定部门和飞行员写出正式报告,上报国家鉴定委员会批准后,方可进入小批量生产。

5. 生产定型阶段

经过设计定型后,新飞机可能还会有一定的更改,特别是公益性的更改,之后飞机进入小批量生产。首批生产的飞机也应经鉴定试飞,主要检查工艺质量,通过后即可进入成批生产。

成批生产的飞机,在大量使用中还会出现新的问题,积累到一定程度,可再做一次改进。改进飞机的设计则属于另一循环。当今作战飞机的机体往往有 4000 到 6000 飞行小时的寿命。在其整个寿命期内,机上设备和发动机的更换是必然的,这往往称为寿命中期改进。

以上所介绍的是军用飞机的一般研制过程;至于民用飞机的研制,大体上也要经过这些阶段。

可以看到,在飞机研制的五个阶段中,涉及气动布局等气动设计内容的主要集中在论证阶段、方案阶段和工程研制阶段,尤其是在方案阶段,即主要设计阶段。这充分体现了飞行器气动设计的“先行官”作用。

1.1.4 飞行器气动设计的要求

1. 飞机设计要求

飞机和其他机器的不同,最突出的是要在空中飞行,具有高的运输效率和良好的飞行性能,因此对它的外形要有严格要求,以满足空气动力学的特点。为了能在空中飞行并有一定的运输效率,必须严格控制飞机的空载重量。世界上所有飞机设计部门都有一句共同的名言,即“为减轻飞机的每一克重量而奋斗”。

除此以外,因为飞机是在空中飞行的,一旦出现故障不能停在空中修理,所以从设计开始就必须注意飞行的飞机的高品质要求,包括可靠性、安全性、维修性和技术寿命等。要实现这些要求,设计出好的飞机,必须采用先进的科学技术,还要继承成功的实践经验。

2. 飞行器气动设计要求

在飞行器气动设计中,气动外形设计要按照一定的设计原则进行,气动特性的预测则要求达到一定的准确度。

(1) 气动外形设计原则。

飞行器技术指标是气动外形设计的依据,它主要有飞行速度范围、高度范围、航程、起飞着陆质量、动力装置形式等。气动外形设计在考虑气动特性先进技术的同时,还要考虑到结构的合理性及制造的经济型,一般的设计原则有:

① 气动外形应有良好的气动特性。平飞时升阻比较高,全机纵向、航向静稳定性好,操纵面效率高,且在设计范围内无畸变。

这里对稳定性稍作解释。稳定性是飞机本身固有的一种运动属性,从空气动力学观点来看,它由恢复力矩和阻尼力矩决定。稳定性分为静稳定性和动稳定性,其中静稳定性是指,座舱操纵固持情况下,飞机在平衡(配平)状态受到扰动,在扰动源撤出后,飞机本身具有恢复到原平衡状态趋势的能力;而动稳定性是指,飞机受扰运动在扰动源撤除后,能渐进地回到扰动前的运动状态,所关注的是受扰后的全过程和最终状态。

② 结构上是能够实现的,且保证起飞、降落、机动飞行时安全可靠。

③ 应考虑气动外形的继承性,使飞行器制造的周期短、成本低。

(2) 气动特性预测的准确度及其影响。

在设计中,气动特性预测的准确度越高越好,即要求预测的误差尽可能地小。据统计,目前气动参数预测的结果相对误差一般为 10%~25%,个别(如升力、侧力系数)可低于 10%,少数(如滚转力矩系数、铰链力矩系数和动导数)会超过 30%。

设计飞行器的性能与所获得的气动力系数有着密切的关系,气动性能预测误差必将给性能指标的确定带来相应的误差;因此在确定飞行器技术指标的参评误差范围时,必须考虑到气动系数误差的影响,并找出两者之间的相应关系;如 20% 的升力误差,将给飞行器动力航程带来 10% 的误差;10% 的阻力误差,也将给飞行器的动力航程带来 10% 的误差。这些关系有较大部分是经验关系,其他的需要研究获得。

(3) 气动设计的综合性。

要制造出飞机,并使飞机能在空中安全飞行,飞机必须依靠各种专业技术和系统来完成。在机体本身专业技术方面主要有空气动力学、结构力学、材料学、制造工艺等,此外还需要其他的一些例如动力装置、飞行控制系统、动力系统等等的配合。飞机设计需要是飞机整体性能优化,达到规定的战术技术要求。如果各技术专业都只从本身的角度出发来设计飞机,那得到的飞机将不是一架可用的飞机。最形象的结果如图 1.1.5 所示,这是 1940 年美国著名飞机设计教育家米勒(C.W. Miller)的杰作,为后来几乎所有的飞机设计教科书所引用。

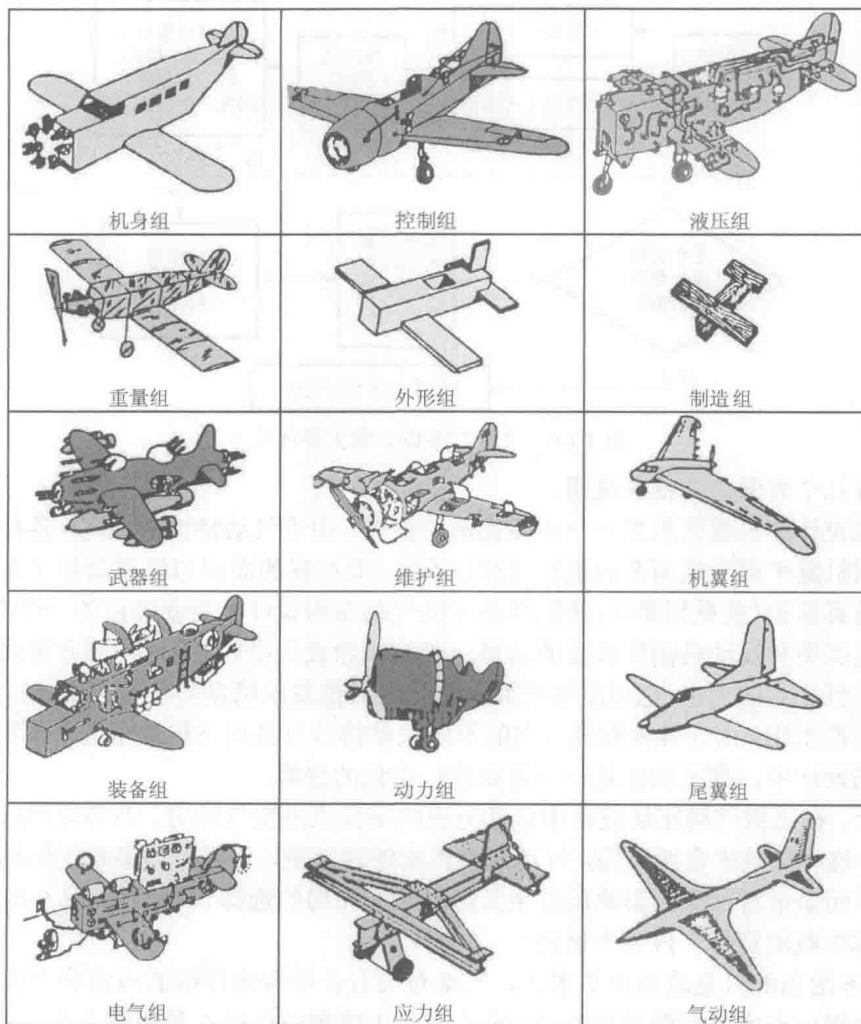


图 1.1.5 从各专业角度出发设计成的飞机(漫画 *Dream Airplanes* by C.W. Miller)

因此,气动设计必须与总体及其他分系统设计互相配合,不能只按气动要求设计。由于其他系统的限制条件,气动设计经常要做必要的让步,其他系统间相互也有协调。

1.1.5 气动设计的内容

飞机气动布局设计不仅限于飞机气动外形的设计,还包括各种气动参数的选择,以及与气动特性有关的综合设计,方案设计的主要环节如图 1.1.6 所示,可以看到,初步方案设计主要包括:从最基本的设计要求出发,需要选择飞机的气动布局形式,计算并确定主要参数(机翼面积、翼载、推重比等),并在此基础上选择适用的发动机。然后围绕飞机的各部件进行外形的设计,这些部件涉及翼型选择、机翼设计、机身设计、尾翼/副翼等操纵面/稳定面的设计,还涉及发动机进气道和喷管出口位置与飞机的融合等较多细节。部件设计完毕后,绘制飞机初步设计方案的三面图,明确部件的安装部位、结构布置。针对该设计外形进行相关重量、气动、性能和结构的分析计算,计算结果同设计要求进行比较,针对不符合要求的指标单独分析,重新设计,进行循环。

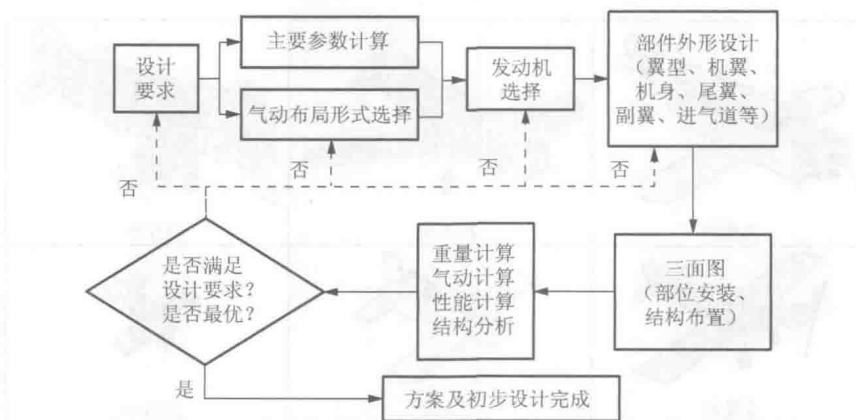


图 1.1.6 飞机方案设计的主要环节

下面有几个方面需要特殊说明。

在机翼设计中机翼面积是一个需要优选的参数。由于气动特性的不同,各种气动布局形式或不同机翼平面形状需要的机翼面积也不同,而尾翼的面积与机翼面积又有一定的关系。因此机翼面积(关系到翼载)的选择是飞机气动布局设计中需要确定的一个重要参数。

发动机类型和发动机循环参数的选择一般是概念设计研究的内容,在方案设计阶段主要确定发动机推力的大小(也可能包括加力比或者其他发动机循环参数的细调),即相当于确定飞机的推重比。由于各种布局方案的不同气动特性以及对飞机重量的不同影响,在飞机气动布局设计中,推重比也是一个需要进行优化的参数。

实际上,在飞机气动布局设计中虽然考虑的出发点是空气动力,但必须同时考虑对重量的影响。这种影响来自两方面,气动效率影响燃油需量,不同布局参数的结构效率影响结构重量。而重量对性能的影响反过来又影响气动布局的选择(具体将在第 6 章 § 6.3 “飞机初始总体参数的选择”内容中讨论)

图 1.1.6 给出的只是总的环节形式,气动布局设计的较为详细的内容列在表 1.1.1 中,其中大部分对应于本书后面的章节中,设计部分主要集中在第 6 章和第 7 章,对应章节已在表中标出,方便读者索引查阅。