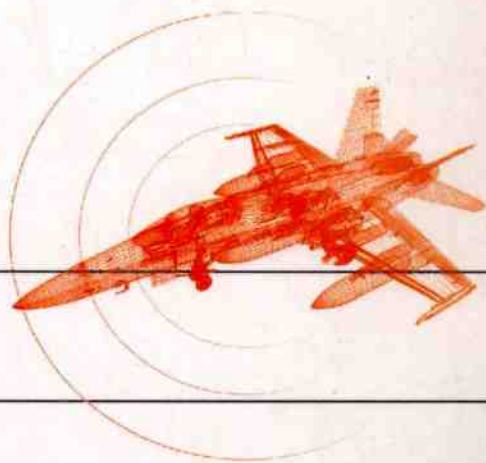


高等学校教材 · 航空、航天、航海系列
TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION

战斗机气动布局设计

武文康 张彬乾 编著



西北工业大学出版社

／ 高等学校教材

战斗机气动布局设计

武文康 张彬乾 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本教材以全新的概念和观点对现代战斗机的气动布局设计进行了重点的介绍。其内容包括:战斗机气动布局形式及其比较;综合性的气动设计问题,如旋涡空气动力学的应用、大迎角空气动力设计的特点和问题,以及矢量推力、隐身气动设计的现状和发展趋势方面的内容;还涉及正常式(有尾布局)、无尾布局、鸭式布局、三翼面布局、前掠翼设计、无人机设计等;预测了 21 世纪的战斗机到战斗-轰炸机、空天一体化的高超声速飞行器和第五代战斗机的发展趋势。

本教材适合于航空院校飞行器设计与工程专业的本科生和相关专业的研究生教学使用。

图书在版编目 (CIP) 数据

战斗机气动布局设计/武文康,张彬乾编著. — 西安:西北工业大学出版社,2005.7
ISBN 7-5612-1931-8

I. 战… II. ①武… ②张… III. 歼击机 气动构型 设计 IV. V271.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 036291 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpu.com

印刷者:陕西东江印务有限责任公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:16.25

字 数:400 千字

版 次:2005 年 8 月第 1 版 2005 年 8 月第 1 次印刷

定 价:25.00 元

前 言

飞机气动布局设计是飞机设计中非常重要的一个环节,它包括依据战术技术要求对飞机气动布局形式的选择,主要气动参数的确定,飞机气动外形的设计,以及要达到飞机设计性能要求必须采取的气动技术和措施等。它是飞行器空气动力的总体设计。

在航空院校现有的教科书中,一类是偏重于理论空气动力学内容的,虽然也涉及飞机气动布局方面的某些问题,但主要是从理论方面进行分析的,不能直接应用于先进飞行器的工程设计;另一类是工程空气动力学方面的,主要研究、论述的是气动力分析方法,如针对某种气动外形已经确定的飞机,讨论如何进行性能计算、飞机稳定性和操纵性的估算等方面的内容。上述两类教科书均没有专门介绍现代先进战斗机气动布局设计的内容,以致于学生对国内外现代先进战斗机有关的内容和发展知之甚少,造成学生在撰写毕业论文或进行毕业设计时甚至在参加工作以后对飞机气动布局设计的问题仍很生疏。

近年来,我国飞机气动布局设计的专家和学者方宝瑞根据国内外理论研究和工程设计的主要成果与最新进展,以及航空技术的发展对气动布局提出的新课题,如旋涡空气动力学的应用、矢量推力的应用、过失速机动以及隐身气动设计等方面的问题,结合工程实际,以高机动性飞机的风洞试验结果为依据,编写了《飞机气动布局设计》一书。该书涉及内容全面,材料新颖,结合实际,是我国第一部论述和指导飞机气动布局设计的专著。但该书对于航空院校有限学时的学生来说,就显得内容繁多,论述过于详实,不适于作为教材使用,且价格较贵。为此,编者以多年来从事飞机气动布局设计方面的体会和收集的资料,结合国内外飞机气动布局发展的现状,以及 21 世纪战斗机、战斗-轰炸机和无人机迅猛的发展趋势等,针对航空院校飞机设计与工程专业教学的要求,编写了《战斗机气动布局设计》一书,作为相关专业本科生和研究生学习的基础教材。

由于编著者水平所限,不足和错误之处在所难免,敬请读者批评指正。

编 者

2005 年 5 月

目 录

第一章 绪论	1
1.1 飞机设计	1
1.2 飞机气动布局设计	8
1.3 提高飞机性能的气动布局措施	14
1.4 气动布局设计与气动布局设计师	17
1.5 飞机外形的演变	18
1.6 战斗机(歼击机)	20
1.7 战斗机气动布局的分类	21
第二章 战斗机气动布局设计的特点	24
2.1 大迎角气动设计的特点	24
2.2 大迎角空气动力学的特点	27
2.3 改善大迎角气动特性的措施	36
第三章 旋涡空气动力学	40
3.1 引言	40
3.2 机翼边条	44
3.3 前缘涡襟翼	53
3.4 升力面的吹气旋涡控制	55
3.5 机头边条	56
3.6 机身边条和机身侧板	56
第四章 矢量推力和反推力	59
4.1 矢量推力的优势和发展潜力	59
4.2 非轴对称(二维)喷管与后体综合设计	63
第五章 隐身飞机的气动设计	67
5.1 引言	67
5.2 隐身气动设计措施	68
5.3 结束语	72

第六章 鸭式布局设计	74
6.1 引言	74
6.2 远距鸭式布局	75
6.3 近距鸭式布局	76
6.4 鸭式布局与其他布局形式的比较	91
6.5 鸭式布局飞机在气动上的特点	96
第七章 三翼面布局	98
7.1 引言	98
7.2 纵向气动特性	101
7.3 横侧稳定性	104
7.4 操纵性	105
7.5 直接力控制	110
7.6 结束语	111
第八章 无尾布局飞机的气动特点	113
8.1 无尾与固定和变后掠翼有尾布局的比较	114
8.2 有尾和无尾布局方案的比较	117
8.3 有尾、无尾布局 and 鸭式布局的比较	127
8.4 稳定性、操纵性和静不稳定性限制	129
8.5 无尾布局的应用和发展趋势	135
第九章 前掠机翼的气动特性	137
9.1 前掠机翼布局飞机的发展和气动特点	137
9.2 前掠机翼和后掠机翼飞机布局方案的比较	141
9.3 跨声速高机动性战斗机方案	149
9.4 前掠机翼在飞机设计中的应用示例	153
第十章 21 世纪战斗机的发展趋势	156
10.1 从战斗机到战斗-轰炸机	156
10.2 战斗-轰炸机受青睐的战争需求和技术基础	156
10.3 典型战斗机增设对地攻击能力的转变	157
10.4 空天一体化的高超声速飞行器	158
第十一章 未来无人机的发展趋向	164
11.1 未来无人机的技术发展趋向	164
11.2 无尾飞翼气动布局是 UCAV 总体设计的最佳选择	167
11.3 军用无人机急需研究解决的问题	173

11.4	展望未来第五代战斗机	174
第十二章	国内外战斗机	177
12.1	中国军机	177
12.2	美国军机	183
12.3	俄罗斯军机	194
12.4	欧洲军机	209
第十三章	现役战斗机改进的方向	223
附录		226
附录一	飞机研制	226
附录二	空气动力学研究的对象	229
附录三	军用飞机的划代	229
附录四	军用飞机的类型及用途	230
附录五	从 44 天伊拉克战争看战斗机的作用	232
附录六	世界上部分国家军用飞机	235
附录七	随控布局	238
附录八	JSF——先进设计概念的典型机型	241
附录九	展翅高飞的无人机	244
附录十	航空名词	250
参考文献		254

第一章 绪 论

1.1 飞机设计

1.1.1 飞机设计的内容和阶段

飞机气动布局设计是飞行器设计中的一个重要组成部分,为了深入理解飞行器气动布局设计和飞机设计之间的关系,首先需要对飞机设计有一个比较全面的了解。

飞机由 3 大部分组成:飞机的机体、推进系统和机载设备。机体包括机身、机翼、尾翼、起落装置和机械系统。机械系统是有别于电子/电器系统的一个类别,该类一般包括操纵、液压、燃油和发动机安装、环控和救生系统等。推进系统除了发动机本身以外,还有一套复杂的附件和控制系统。机载设备对于现代先进战斗机而言是一个非常复杂的功能先进的通信、导航、仪表全面电子化的计算机控制的多门类系统,它包括航空电子、武器和火控、座舱显示和电源系统。

对于飞机公司来说,推进系统、机载设备和机械系统的复杂附件都由相关部门协调、设计、加工,属于“外购件”。因此飞机设计只包括以下 5 个方面:

(1)总体设计:包括气动布局、飞机内部布置、重量和重心。

(2)空气动力分析和试验:包括稳定性和操纵性、进排气系统、气动载荷、气动弹性、风洞试验。

(3)结构设计、分析和试验:包括机身、机翼、尾翼和起落装置。

(4)机械系统的设计、分析和试验:包括操纵、液压、燃油发动机安装、环控救生。

(5)机载设备的设计、分析和试验:包括航空电子、武器火控、座舱显示、电源。

飞机设计是一项非常复杂和周期很长的工作,通常分为 8 个阶段。

(1)第一阶段(拟定设计要求):一般由用方(军方)负责。

(2)第二阶段(概念设计):它与拟定设计要求阶段有重复,有时要通过概念设计来使设计要求制定得更为合理和具体化。

(3)第三阶段(初步设计):其中主要包括飞机方案设计及结构和系统的打样设计。

(4)第四阶段(详细设计):主要任务是发出生产图纸和资料。

(5)第五阶段(原型机试制):为加快研制进度,现代飞机都制造多架原型机进行试飞和供静力强度试验用。

(6)第六阶段(试飞)。

(7)第七阶段(成批生产):在试飞结束获得设计定型或型号合格证以后,才能进入成批生产。

(8)第八阶段(使用和改进改型):研制一种新型的飞机要花费大量的人力、财力和时间,只要可能就应对已经研制出来的飞机进行改进、改型,增加它的功能和延长使用寿命。这对于飞机研制来说是非常重要的。

总的来说,飞机的生命一般包括5个时期:设计、试制、批生产、使用和改进改型。

现代先进战斗机的飞机设计要求包含以下9个方面的内容:

(1)性能要求。典型的作战剖面,如空中优势作战剖面、超声速截击剖面、对地攻击剖面等。

稳定性和操纵性要求。

机动性要求,包括各种机动性指标,敏捷性要求,大迎角飞行品质,抗失控/抗尾旋性,过失速机动性要求等。

起飞着陆性能要求。

(2)推进系统要求。可能有单发和双发的要求,也可能规定具体的发动机型号,有无矢量推力和反推力要求等。

(3)重量要求。

(4)航空电子的功能要求。可能要指明主要设备的配套。

(5)武器装载方案。

(6)出勤率要求。再次出动的准备时间,维护性要求,以及在有辐射、化学和生物污染环境中的维护要求等。

(7)生存性要求。

(8)隐身性要求。如雷达隐身性、降低红外信号和声强的要求等。

(9)经济性要求。如单机采购价格和有关安全、寿命费用的一些要求等。

设计要求中包括很多项目,而每一项目又包括许多具体的要求和指标,主要通过对作战效率的分析来确定这些具体的要求和指标。归根结底,设计要求的目的是保证战斗机具有高于敌机的作战效率。评价战斗机的作战效率主要通过以下4个方面的分析。

1. 近距作战

虽然在20世纪60年代就出现了中距空空导弹,但由于可靠性的问题,长期以来战斗机的空战方式主要为近距作战。近距作战有两个特点,一是攻击距离近,机炮的最有效距离在100~200 m,红外导弹的最有效距离在1 000 m左右。二是尾随攻击,必须“咬住”敌机的尾巴才能实施有效的攻击。因此激烈的缠斗是近距空战的特点。影响战斗机近距作战效率的主要性能为:

(1)单位剩余功率。

(2)稳态转弯率。

(3)瞬态转弯率。

(4)加速性。

2. 超视距作战

由于航空电子武器系统的发展,出现了各种性能优越的远距目标信号传感器,如远距作战识别系统、中程和远程全方位空空导弹。因此,超视距作战已成为现代先进战斗机的一种重要

的作战方式。21 世纪 90 年代的海湾战争已证明这种作战方式的有效性和威胁性。现在典型的超视距作战距离为 70~90 km,随着技术的进步,这个距离还在加大。而近距作战的典型距离开始为 5 km 左右。影响超视距作战效率的主要因素有:

(1)超声速巡航和超声速机动性。在这方面占有优势可以扩大目标跟踪角度和导弹攻击区,缩小敌方导弹攻击区,增加再次攻击的机会。

(2)目标识别能力(雷达、红外、激光等)。

(3)导弹的攻击区和可靠性。

(4)隐身性。在双方速度相等时,增加机动性和隐身性都能提高获胜率,特别是在速度优势大时,隐身性对战斗胜负的影响更大一些。但要注意到,如果速度处于劣势,会逐渐蚕食机动性和隐身性优势带来的好处。例如,当我方和敌方速度比小于 0.5 时,即使具有机动性和隐身性的优势,我方仍处于劣势。

3. 对地攻击

对于现代战斗机,即使是空中优势为主要任务,仍然需要一定的对地攻击能力。对地攻击能力能增加战斗机使用的灵活性,减少空军装备飞机的型别。特别在战区的形势迅速变化时,战斗机具有一定的对地攻击能力非常重要,实战经验也证明了这一点。影响对地攻击效率的主要因素有:

(1)生存性。

(2)目标识别能力。

(3)目标命中率和杀伤率。

(4)直接力控制和精确飞行轨迹控制。

(5)航程和武器装载方案。

(6)其他支持,如电子对抗、压制敌方的防卫系统等。

这是以“保存自己,消灭敌人”为目的的主要因素。

4. 出勤率

即使上述 3 项作战效率都很高,但如果出勤率低,总的作战效能还是会降低,所以,世界各国对减小战斗机的维护时间和简化维护的工作都非常注意。虽然战斗机的先进性和复杂性不断增加,但维护性也在不断改善。这需要在设计和产品质量上付出巨大的努力才能达到。影响出勤率的因素有:

(1)平均故障间隔时间(MTBF)。

(2)平均再次修理时间(MTTR),包括作战损伤的修复时间。

(3)再次起飞装备时间。

(4)短距起落性能,可以在被攻击跑道的剩余长度上起落。

(5)在未铺设跑道面上起落的可能性。

飞机设计中许多要求的具体指标都要通过上述的作战效率的分析才能确定。现在已有可能在计算机上进行广泛的空战模拟和作战效率分析。计算机模拟的优点是可以迅速和经济地进行各种作战方式的分析,但真实性较差,基本没有应变性。双机空战模拟器有飞行员的参加,模拟的真实性强,但需要飞机的详细气动原始数据。用实际战斗机进行的空战模拟最为逼真,但只能用现有的飞机进行,比较适合不同战术的对抗研究。最后是对实际空战的分析,它对发现现有战斗机的缺点,指出未来的发展方向有重要的价值。

1.1.2 飞机设计的阶段任务

1. 概念设计

概念设计的要求是初步的和方向性的,它一般只指明需要什么样和什么技术水平的飞机,而且还可能同时有几种不同的概念设计要求,以探讨不同要求对飞机的影响。概念设计要求既可能是使用方提出的,也可能是飞机公司自己提出来的。飞机公司为了提高自己在竞争中的地位,往往对未来可能需要的飞机进行概念设计,在技术上做好准备。

概念设计的目的是研究和探讨以下 6 个方面的内容:

- (1)有利的气动布局形式,一般要对几种布局方案进行比较。
- (2)发动机的类型、循环参数、推力水平和重量。
- (3)需要的新技术,可能达到的效果,付出的代价和技术风险。
- (4)航空电子和武器的要求。
- (5)飞机的性能和重量水平。
- (6)研制费用和市场前景。

当然,不是所有的概念设计都要研究以上的全部内容,也可能只侧重研究其中的某些方面。

在概念设计中还可以对设计要求中的指标进行修订,对不同的指标下飞机的作战效能和经济性及敏感性进行分析。在这样的分析中可能发现,若将某些要求适当降低,则对性能影响不大,但可降低技术风险和发展费用。反之也可能发现,若适当地提高某些要求,则对飞机的作战效率有很大的好处,但带来的技术风险和费用的增加并不大。经过这样的敏感性分析,就可能提出一套合理组合的设计要求。

概念设计一般是在纸面和计算机上进行的,方法是经验的和半经验的估算方法,但对影响很大的新的设计概念往往也需要进行风洞试验和初步验证,在概念设计中,设计师的经验和判断力起着重要的作用。

2. 初步设计

初步设计阶段包括两部分的内容:方案设计和打样设计。

(1)方案设计。方案设计与概念设计的不同是前者有正式而全面的设计要求,最终必须设计出一个“最佳”方案,作为详细设计的基础。概念设计则可以是提供几种可供比较的方案。方案设计的流程图如图 1.1(a)所示,工作内容如图 1.1(b)所示。

首先根据设计要求和在概念设计的基础上进行多种气动布局方案的对比和研究。包括不同的布局形式(正常式布局、鸭式布局、无尾布局、三翼面布局或其他形式)、机翼平面形状和参数、机身外形、尾翼的布置和参数、进气道/发动机/喷管的综合设计、外挂物布局等。飞机气动布局的主要工作是方案设计阶段。

气动布局设计必须与内部布置内容同时进行,为了形成可供比较的飞机方案,各个领域都要涉及。结构要进行承力路线的设计,考虑选用新材料和新工艺。各系统要进行原理设计,确定系统的主要附件和设备配套,定出外购项目。在这些设计和分析的基础上,才能估算出飞机的重量和重心位置。

风洞试验是方案设计中一项重要工作,不同的气动布局方案主要依靠风洞试验来对比。为了检查是否满足设计要求,需要进行性能计算。对于高机动性战斗机还要对大迎角的飞行

品质和抗失控/抗尾旋性能进行分析。进行这些分析的气动力原始数据主要来自风洞试验。

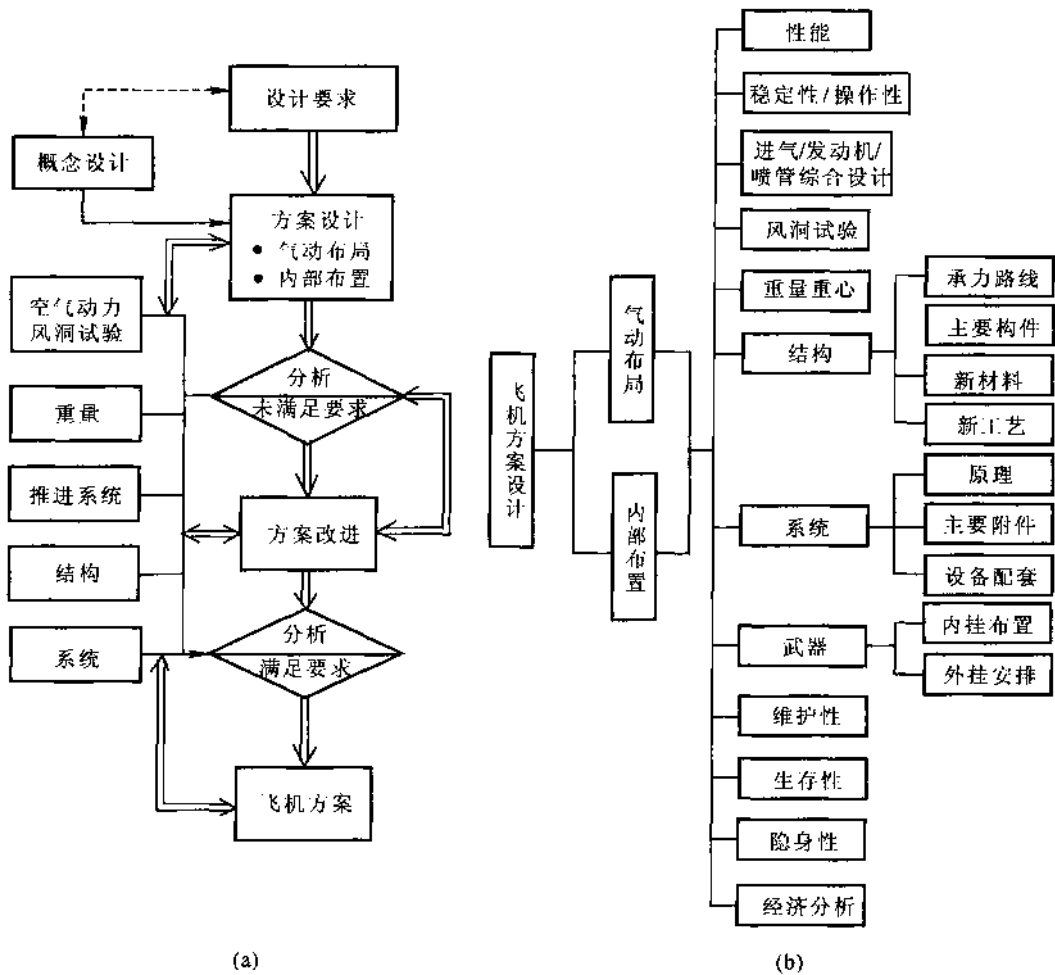


图 1.1 飞机方案设计
(a) 设计流程; (b) 设计内容

这说明一个“最佳”的飞机方案对每个领域并不是“最佳”的。飞机方案设计中充满着矛盾,而这些矛盾要通过各种方案的研究来评价、折衷和综合。方案设计的特点是多方案的对比,不断地进行改进迭代,直到获得一个满足要求的最佳综合方案为止。

20 世纪 60 年代以来,由于计算机和计算流体力学的发展,西方各个主要飞机公司都发展了计算机辅助飞机设计一体化系统,我国的飞机公司也开发了自己的系统。这个系统的特点是将各个环节之间的数据转换和传递都通过计算机接口进行,并设有各种数据库,如几何数据库、气动力数据库、重量数据库等。存储设计中出现的大量数据,以便需要时调用。利用这种计算机辅助一体化系统,可以将方案设计中的顺序作业基本变为平行作业。这不但加快方案设计的过程,还可以进行更大范围的参数选择和方案对比的研究,减少风洞选型试验的盲目性和工作量。

计算机辅助飞机设计一体化系统不仅用在方案设计阶段,它还应用在飞机研制的整个过

程。在详细设计阶段可以利用图形终端绘制图纸,通过计算机进行图纸的发放或更改。飞机的几何数据可以通过计算机直接传递到制造工厂。现在的发展趋势是取消有形的图纸,各种图形和技术资料全部存储在计算机的各种数据库中,制造工厂通过计算机网络可以获取需要的图纸和资料。这样不但进一步缩短了研制的过程,而且还可以降低成本和提高质量。

(2)打样设计。方案设计中虽然也涉及结构和系统,但它主要是为确定总体方案和布局服务,所以这时结构和系统的考虑是比较粗略的。在详细设计之前,结构和系统还需要一个初步设计的过程,这个过程为打样设计。但在打样设计过程中,还要进行许多其他方面的工作,如气动力分析、风洞试验、设备安装和通路的协调等。

1)气动力分析和风洞试验。在飞机设计方案确定以后,气动布局设计已大部分完成,剩下的只是一些细节方面的设计,如稳定面和操纵面的面积和偏度的确定,前后缘襟翼的优化,外挂物布局和减速板的安排,进气道的细节设计如唇口、隔道、管道、激波板的角度和调节规律等。在打样设计阶段还要开展全面的风洞试验,为气动力分析和详细设计提供原始气动力数据。要制造各种不同的模型进行高、低速风洞试验,如全机测力模型、测压模型、进气道性能和畸变试验模型、尾喷管和后体综合喷流试验模型、大迎角试验模型、动导数试验模型、吹气试验模型(在利用吹气控制的情况下)等。

气动力的分析工作主要是在打样阶段进行,它包括性能和作战剖面计算、稳定性和操纵性分析、大迎角气动特性分析、全机气动载荷计算、进气道和尾喷管性能分析、气动弹性分析以及初步的颤振分析。

2)结构打样设计。结构打样就是结构的初步设计,虽然不要求细节,但对结构的所有主要受力部件都要进行初步设计,分析,选择合适的结构形式、新材料和新工艺,并进行重量估算等。

3)系统打样设计。对所有系统首先要进行原理设计,确定主要的附件,对自己研制的附件进行初步设计,对外购附件提出技术要求并与承制厂协调。对于本系统有关的各方面进行协调,确定本系统的全部功能和功率。对管道和电缆的铺设进行初步的设计和通路协调。

由于现代战斗机的航空电子系统的功能复杂,子系统和设备繁多,因此对整个航空电子系统必须首先进行总体设计,一般称之为航空电子顶层设计。顶层设计往往在方案设计阶段就要开始,但主要工作在打样阶段进行。顶层设计一般包括以下内容:

- (a)系统规范。规定全系统的功能和组成;
- (b)子系统规范。规定子系统功能;
- (c)接口控制文件。包括总线接口和非总线接口;
- (d)飞行员操作程序。规定在飞行和作战过程中飞行员的操作程序和各種操纵器的功能;
- (e)精度分配。武器攻击的精度取决于有关系统和传感器的精度,因此要进行精度分配,以保证总的精度要求;
- (f)软件需要说明。为执行航空电子系统的各项任务,需要编制许多专用的软件,提出要求;
- (g)总线通讯规范。

4)全机布置协调。在方案设计的内部布置中,虽然对主要的设备和附件的安装都作了安排,也考虑了管道和电缆的通路,但都是粗略的。在打样设计中要确定飞机上所有设备和附件的准确安装位置,保证安装要求以及相互之间与结构之间的必要间隙。对运动部件要进行运

动空间和间隙的检查,如起落装置和操纵系统。对各种管道和电缆要定出准确的通路及通孔的位置和大小。在座舱内部,由于有众多的显示器、仪表、操纵器、操纵杆和座椅,布置协调不但要非常细致,而且还要使用方参与提出意见。全机布置协调是与结构和系统的打样设计同步进行的。这种协调一般是在全尺寸的图纸上进行的,画出全套的协调图。对运动部件有时还要制造实体模型进行检查。由于计算机和三维图形技术的发展,运动机构及有关间隙的检查也可在计算机上进行。其发展的方向是将全机布置协调转移到计算机上进行。

5)样机审查。在打样设计的后期,要制造全尺寸的样机。它有两个作用:一是进行复杂部位的布置检查,如设备舱、座舱和发动机舱;二是请用户审查,以便在全尺寸飞机和真实座舱的环境中检查是否符合使用的要求。在样机审查的同时要提供必需的设计和分析报告供用户审查。

在样机审查批准以后,冻结设计状态,详细设计才能进行。

3. 详细设计

详细设计阶段的主要任务为:

(1)结构和系统的详细设计和分析,如结构的应力分析,损伤容限和安全寿命分析;对系统要进行可靠性和使用维护方面的分析。发出原型机制造的全套图纸和技术资料。

(2)在详细设计阶段仍要进行大量的风洞试验和气动力分析工作,根据初步设计中气动布局 and 参数调整的大小,进行新一轮全机或某些局部的风洞试验,在有了准确的全机质量分布数据以后,要进行颤振风洞试验和全面的气动弹性分析。

为大迎角气动特性和为尾旋试飞作准备,要进行大迎角的静力和动力试验,包括风洞旋转天平试验、风洞自由飞试验(如条件允许)、尾旋(垂直)风洞试验、直升机投放模型自由飞试验。对于强调大迎角机动性的战斗机,有时还要进行高空投放的无人驾驶自由飞模型试验(如美国的 F-15 和 F-16 飞机所做过的)。保证良好的抗失控/抗尾旋性是现代高机动战斗机的一项非常重要的要求,所以要进行大量的设计和试验工作。

现代战斗机外挂方案很多,外挂不但影响飞机的性能和稳定性,而且是否能安全和顺利地投放也是一个问题。另外内部装载武器的安全和顺利投放更需要注意。为此,对各种外挂方案不但要进行风洞测力试验,还要在风洞内进行投放试验,包括在风洞内进行计算机控制的投放轨迹试验。

根据详细设计阶段的数据和最新的风洞试验结果,进行全面的气动力分析,并给出正式报告。

(3)对飞机的维护性和出勤率进行全面的分析。对使用维护的工具和设备进行分析,有的由飞机公司自己研制,有的向承包商提出研制要求。

对飞机的易损部位和生存性进行全面分析。

对飞机的研制费用和经济性进行全面分析。

对于有隐身性要求的飞机,还要通过必要的试验验证,给出隐身性是否符合要求的分析报告。

由于工作量大和有的数据要在详细设计的后期才能得到,所以上述第(2)和第(3)项的许多工作内容要延续到原型机制造阶段。

4. 原型机制造

原型机制造阶段的主要任务是非常明确的,即制造试飞用的原型机,原型机制造阶段与详

细设计阶段有重叠,在飞机外形几何数据确定以后,制造工厂就可以开始生产准备工作。

全机静力试验在原型机制造的后期进行,全机动力试验由于试验周期长,一般要延续到试飞阶段,甚至在飞机投入使用后还要继续进行。

在试飞以前,为验证系统工作的可靠性,飞机的各系统都要进行全尺寸的地面物理模拟试验。如液压和操纵系统试验、主动控制系统试验、燃油系统综合试验、环控系统试验、航空电子和火控系统试验、电源和电气系统试验、电磁兼容性试验、救生系统试验、飞行模拟器试验等。这些试验非常重要,工作量和投资都非常大,是飞机设计的一项重要内容。

5. 试飞和成批生产

试飞是飞机满足设计要求和使用要求的最终验证。由于现代飞机的复杂性,在试飞中一般都会出现许多故障和问题,需要对设计进行修改和调整。但试飞阶段出现较大的设计修改会造成严重的进度拖延和经济损失。因此,必须强调在设计上要十分细致,地面试验要特别充分,在这方面宁可多花点时间和资金,但最终可以得到更大的收益。

在试飞合格后要批准设计定型(军用机)或颁发型号合格证(民用机),才能开始成批生产和投入使用。

6. 使用和改进改型

飞机投入使用以后,要密切监视使用中出现的問題,需要即时做出处理或设计上的更改,提高出勤率和使用性。

现代飞机的使用寿命一般都在 20 年以上,由于使用要求的变化和技术的进步,一般飞机都得改进、改型,这是延长飞机使用寿命,提高使用效率的最经济的途径。

1.2 飞机气动布局设计

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,以及一些与气动特性有关的综合设计。飞机气动布局设计就是飞机空气动力的总体设计。

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,各种气动布局形式不同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(翼载)及其形状选择是飞机气动布局设计中需要同时确定的一个参数。

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大小(但可能包括加力比或其他发动机循环参数的细调),也就是确定飞机的推重比,由于各种布局方案的不同气动特性和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同时进行优化的参数。

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,这种影响来自两个方面,气动效率和燃油需要量,以及不同布局参数影响结构重量,而结构重量对性能的影响反过来又影响气动布局的选择。其关系如图 1.2 所示。

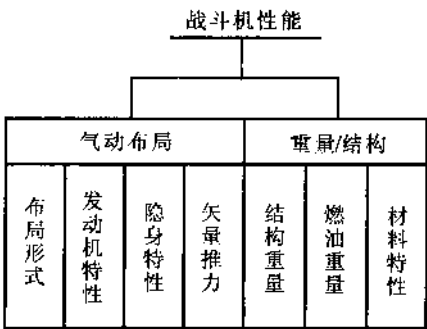


图 1.2 结构重量和气动布局的关系

1. 气动布局的形式

在飞机气动布局的设计中,首先要确定的是气动布局形式,主要有以下几种形式(见图 1.3):

- (a)正常布局(机身、机翼、平尾、垂尾);
- (b)鸭式布局(机身、机翼、鸭翼、垂尾);
- (c)无尾布局(无平尾和垂尾);
- (d)变后掠布局(F-111,F-14,B-1,米格-23,米格-27,图-26,狂风等型号);
- (e)变斜翼布局(高速飞行时机翼偏转、一侧前掠、一侧后掠);
- (f)三翼面布局(苏-30 系列飞机、机身、机翼、鸭翼、平尾、立尾)。

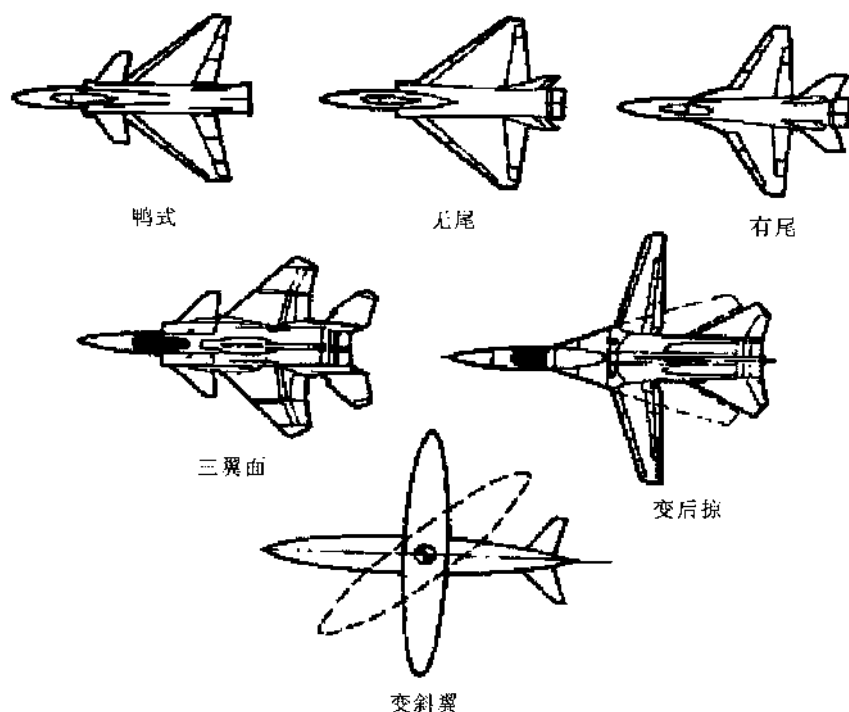


图 1.3 各种不同的气动布局形式

2. 机翼设计

(1)机翼平面形状。比较常用的机翼平面形状有以下几种形式(见图 1.4):

- (a)平直机翼(适用于低速飞机);
- (b)后掠机翼,可分为单后掠机翼和双后掠机翼(适用于高速飞机);
- (c)前掠机翼(适用于高速飞机);
- (d)三角机翼,可分为单三角机翼和双三角机翼(适用于高速飞机);
- (e)菱形机翼(适用于高速飞机);
- (f)曲线前缘机翼(适用于高速飞机)。

(2)机翼平面参数。不同类型,不同用途的飞机其机翼的平面形状参数,主要有:

- (a)展弦比;

- (b)尖削比；
- (c)后掠角；
- (d)机翼面积。

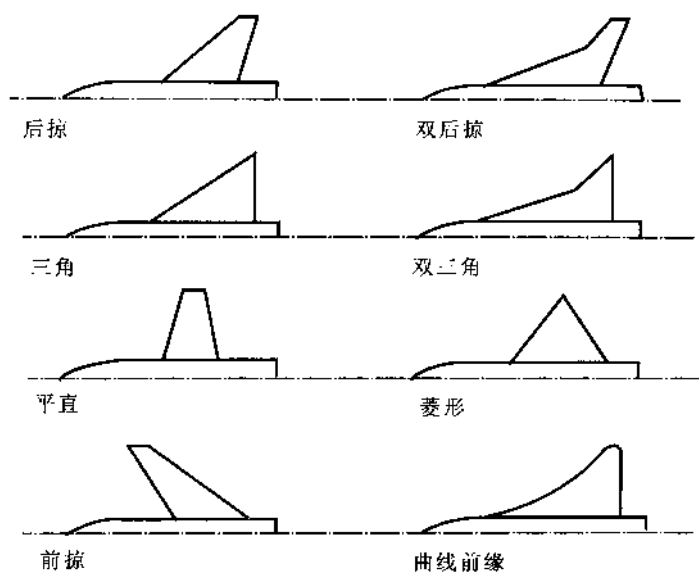


图 1.4 各种机翼平面形状

- (3)翼型(见图 1.5)。机翼沿气流方向的剖面称为翼型。设计中考虑以下主要因素：
- (a)标准翼型,有对称和非对称两种；
 - (b)尖头翼型,有双弧形翼型,普通翼型前缘削尖和平板削尖翼型；
 - (c)超临界翼型；
 - (d)层流翼型,有自然层流翼型和层流控制翼型两种；
 - (e)特殊设计翼型；
 - (f)翼型相对厚度。

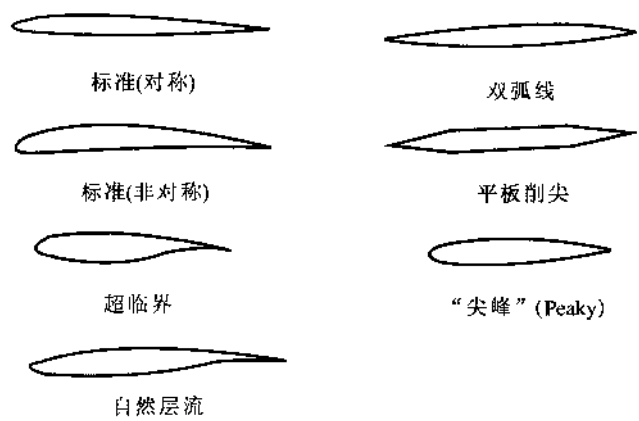


图 1.5 各种不同的翼型