

飞机气动布局设计与 飞行性能品质

杨威 杜军 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

飞机气动布局设计与 飞行性能品质

杨 威 杜 军 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

飞机气动布局设计和飞行性能品质是评价飞机的重要内容,也是深入理解飞机设计思想的必备知识。本书共分为4篇,第1篇介绍飞机原理和基本知识,第2篇介绍飞机气动布局设计的基本内容,第3篇介绍飞行性能的基本内容和简单计算方法,第4篇介绍飞行品质的基本含义。

本书可作为航空装备管理人员、飞行人员、地勤保障人员及高等院校航空专业师生的参考用书,对于相关专业的工程技术人员也具有一定的参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

飞机气动布局设计与飞行性能品质 / 杨威, 杜军编著. —北京: 国防工业出版社, 2017.3
ISBN 978-7-118-11193-4

I. ①飞… II. ①杨… ②杜… III. ①飞机—总体设计—气动布局 ②飞机—飞行品质 IV. ①V221 ②V212.13

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 036751 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)

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 14½ 字数 330 千字
2017 年 3 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 78.00 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

飞机的气动布局设计和飞行性能品质是评价飞机的重要内容，也是深入理解飞机设计思想的必备知识。其中，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。飞机的飞行性能体现在飞机在空中及地面的各种运动特征上，飞行品质体现在驾驶员感受在定常或机动飞行过程中是否容易驾驶的飞行特性上，二者均是衡量飞机质量的重要组成部分。

作者作为从事航空维修多年的技术人员，在实践中深深体会到，学习掌握飞机气动布局设计和飞行性能品质的相关知识，对于认识理解飞机进而更好地提升维修质量是非常有益的。但是在飞机理论的学习中，发现航空院校现有教科书中的内容，大多侧重于理论研究，对仅需定性了解掌握的维修人员而言，显得过于复杂详实。为此，作者根据多年的学习体会和收集的资料，针对航空维修工程人员的需求，编写了《飞机气动布局设计与飞行性能品质》一书，作为相关专业人员学习的基础教材。

本书共分为4篇，第1篇介绍飞机原理和基本知识，第2篇介绍飞机气动布局设计的基本内容，第3篇介绍飞行性能的基本内容和简单计算方法，第4篇介绍飞行品质的基本含义。本书没有繁复的矩阵和方程，旨在帮助读者对飞机、飞机气动布局设计和飞行性能品质有一个基本而全面的认识。

由于作者水平有限，不足和错误之处在所难免，敬请读者批评指正。

作 者

2016年9月10日

目 录

第 1 篇 飞机基本知识

第 1 章 绪论	1
1.1 飞机的基本概念	1
1.2 飞机总体设计阶段	2
1.3 喷气式作战飞机的分代	4
1.3.1 第一代作战飞机	4
1.3.2 第二代作战飞机	4
1.3.3 第三代作战飞机	5
1.3.4 第四代作战飞机	5
第 2 章 大气的基本知识	7
2.1 空气的组成	7
2.2 大气的垂直分层	8
2.2.1 对流层	8
2.2.2 平流层	9
2.2.3 中间层	9
2.2.4 热层	9
2.2.5 散逸层	9
2.3 大气的基本性质	10
2.4 标准大气	10
2.5 主要气象要素	11
2.5.1 空气温度	12
2.5.2 气压	12
2.5.3 湿度	12
2.5.4 风	13
2.5.5 云量	14
2.5.6 能见度	14
2.6 空气的黏性和压缩性	14
2.7 理想气体状态方程	15
2.8 飞机常用大气参数	15
2.8.1 高度	15
2.8.2 速度	16

2.8.3	大气密度比	17
2.8.4	升降速度	17
2.8.5	静温和总温	17
第3章	低速气流的特征	19
3.1	流场的概念	19
3.1.1	流体	19
3.1.2	流场	19
3.1.3	定常运动与非定常运动	19
3.1.4	流线	19
3.1.5	流管和流束	20
3.2	运动的转换	21
3.3	连续性定理	21
3.4	伯努利定理	22
第4章	高速气流的特征	24
4.1	空气的压缩性与飞行速度的关系	24
4.2	扰动传播、声速	24
4.3	马赫数	25
4.4	弱扰动的传播	26
4.5	压力、密度、温度、速度随流管截面变化的规律	27
4.6	激波与膨胀波	28
4.6.1	激波的形成	28
4.6.2	激波的类型	29
4.6.3	膨胀波	32
4.7	临界马赫数与局部激波	34
4.8	附面层	34
4.9	气动加热与热障	35
第5章	升力和阻力	37
5.1	飞机的四个基本力	37
5.2	升力	38
5.2.1	迎角的概念	38
5.2.2	升力的产生	38
5.2.3	飞行员对升力的控制	40
5.3	阻力	41
5.3.1	摩擦阻力	41
5.3.2	压差阻力	41
5.3.3	诱导阻力	42
5.3.4	干扰阻力	44
5.3.5	激波阻力	45
5.4	影响升力和阻力的因素	46

5.4.1	迎角对升力和阻力的影响	46
5.4.2	飞行速度和空气密度对升力阻力的影响	46
5.4.3	机翼面积、形状和表面质量对升力、阻力的影响	47
第 6 章	飞机基本运动参数	48
6.1	坐标系	48
6.1.1	假设条件	48
6.1.2	常用坐标系	48
6.2	姿态角	50
6.3	气流角	50
6.4	航迹角	51
6.5	角速度	51
6.6	过载	51

第 2 篇 飞机气动布局设计

第 7 章	机翼与尾翼设计	53
7.1	翼型的选用和设计	53
7.1.1	翼型的几何尺寸	53
7.1.2	典型翼型简介	54
7.2	机翼的平面形状	57
7.2.1	机翼的平面参数	58
7.2.2	机翼平面形状对气动特性的影响	59
7.2.3	几种机翼的平面形状的特点	62
7.3	机翼的安装	66
7.3.1	上反角	66
7.3.2	安装角	67
7.4	翼型配置与弯扭设计	67
7.4.1	翼型的展向配置	67
7.4.2	机翼的弯扭设计	68
7.4.3	翼根和翼梢的修形	69
第 8 章	增升装置设计	70
8.1	增升装置的增升机理	70
8.2	后缘增升装置	70
8.2.1	简单襟翼	70
8.2.2	开裂襟翼	71
8.2.3	单缝襟翼	71
8.2.4	富勒襟翼	71
8.2.5	双缝襟翼	72
8.2.6	三缝襟翼	72
8.2.7	各种形式襟翼的剖面升力对比	72

8.3	前缘增升装置	73
8.3.1	前缘襟翼	73
8.3.2	机翼前缘下垂	73
8.3.3	前缘缝翼	74
8.3.4	克鲁格襟翼	74
8.4	动力增升	75
8.4.1	边界层控制	75
8.4.2	喷气襟翼	75
8.4.3	展向吹气技术	76
8.5	几种典型飞机的增升装置	76
第9章	操纵面设计	78
9.1	纵向操纵面	78
9.2	横向操纵面	78
9.3	航向操纵面	79
第10章	机身设计	80
10.1	机身主体	80
10.1.1	机身主体的设计要求	80
10.1.2	机身主体的几何参数	80
10.2	机身头部	81
10.2.1	机身头部的设计要求	81
10.2.2	驾驶舱外形的设计	81
10.3	机身后体	82
10.3.1	后体收缩角和上翘角	82
10.3.2	后体与喷管的综合设计	83
第11章	进气道布局形式	86
11.1	超声速战斗机进气道的布局形式	86
11.1.1	机头进气形式	87
11.1.2	机身侧面进气形式	87
11.1.3	机身腹部进气形式	88
11.1.4	机身背部进气形式	90
11.1.5	机翼边条下的进气形式	90
11.2	超声速运输机(轰炸机)进气道的布局形式	92
11.3	隐身飞机进气道布局形式	92
第12章	战斗机的先进气动力设计	95
12.1	新一代战斗机气动布局的设计要求	95
12.2	新一代战斗机的机翼设计	96
12.2.1	边条翼	96
12.2.2	近耦合鸭翼	102
12.2.3	双三角翼	108

12.2.4	三翼面	113
12.2.5	前掠翼	117
12.3	翼身融合体设计	122
12.3.1	翼身融合体设计的基本原则	123
12.3.2	翼身融合体的气动特性	124
12.4	涡襟翼	125
12.5	推力矢量技术	127
12.5.1	二维和轴对称喷管推力矢量的作用	127
12.5.2	二维喷管的参数选择	128
12.6	隐身性能对飞机气动布局的影响	129
12.6.1	影响可探测性的因素	129
12.6.2	雷达散射截面积 (RCS)	130
12.6.3	简单几何形状的 RCS 比较	132
12.6.4	红外隐身基本概念	135
12.6.5	考虑隐身性能的气动布局原则和措施	136

第 3 篇 飞机飞行性能

第 13 章	基本飞行性能计算	142
13.1	基本方程	142
13.1.1	动力学方程	142
13.1.2	运动学方程	144
13.1.3	重量变化和燃料消耗量方程	144
13.2	性能计算原始数据	144
13.2.1	飞机的升阻特性	144
13.2.2	发动机特性	147
13.2.3	飞机重量数据	148
13.3	速度—高度范围	148
13.3.1	可用推力和需用推力	149
13.3.2	失速速度	149
13.3.3	最大平飞速度与最大使用速度	150
13.3.4	最小平飞速度与最小使用速度	151
13.3.5	飞行速度包线	152
13.4	爬升性能和升限	154
13.4.1	爬升率计算	154
13.4.2	爬升梯度计算	156
13.4.3	加速爬升计算	156
13.4.4	升限	157
13.5	下降性能	158
13.5.1	下降率、下降距离、时间和燃油消耗量	158

13.5.2	稳定下滑	159
13.5.3	应急下降	160
13.6	简单推力法	160
13.6.1	运动方程	160
13.6.2	平飞推力曲线	161
13.6.3	平飞性能	162
13.6.4	爬升性能	162
13.6.5	下滑状态	163
第 14 章	起飞着陆性能	165
14.1	起飞和着陆性能适用的规范	165
14.2	起飞和着陆性能计算原始数据	165
14.2.1	气动力数据	165
14.2.2	发动机数据	165
14.2.3	几何数据	165
14.2.4	地面滑跑摩擦系数	166
14.2.5	风速	166
14.2.6	起飞着陆重量	166
14.2.7	机场条件	166
14.3	起飞性能的有关定义和要求	167
14.3.1	起飞速度	167
14.3.2	起飞场长	170
14.4	着陆性能的有关定义和要求	172
14.4.1	着陆速度	173
14.4.2	着陆场长	173
第 15 章	续航性能	175
15.1	续航性能的有关规范要求	175
15.1.1	民用飞机	175
15.1.2	军用飞机	175
15.2	巡航性能计算	176
15.2.1	巡航特性的初步分析	176
15.2.2	巡航性能计算的基本公式	176
15.2.3	主要的巡航类型	178
15.2.4	风对巡航航程的影响	179
15.3	飞机任务飞行剖面性能	180
15.3.1	民用飞机任务飞行剖面及有关定义	180
15.3.2	军用飞机任务性能计算	181
第 16 章	机动飞行性能	183
16.1	机动性能计算的一般要求	183
16.1.1	机动性能计算的原始数据	183

16.1.2	飞机的速度—过载边界	183
16.1.3	人体生理限制	184
16.1.4	敏捷性的概念	184
16.2	基本机动动作	185
16.2.1	水平加(减)速	185
16.2.2	盘旋	185
16.2.3	跃升	187
16.2.4	俯冲	189
16.2.5	筋斗	190
16.3	特技飞行	190
16.3.1	训练用飞行特技	190
16.3.2	基本飞行特技	192
第 4 篇 飞机的飞行品质		
第 17 章	飞机的平衡	197
17.1	平衡的概念	197
17.2	飞机的平衡条件及保持平衡的方法	198
17.2.1	飞机的纵向平衡及其保持方法	198
17.2.2	飞机的横向平衡及其保持方法	199
17.2.3	飞机的航向平衡及其保持方法	199
第 18 章	飞机的稳定性	201
18.1	稳定性的概念	201
18.2	飞机的静稳定性	202
18.2.1	飞机的纵向静稳定性	202
18.2.2	飞机的航向静稳定性	206
18.2.3	飞机的横向静稳定性	206
18.3	飞机的动稳定性	207
18.3.1	纵向运动模态	208
18.3.2	横侧向运动模态	209
第 19 章	飞机的操纵性	211
19.1	飞机的纵向操纵性	211
19.1.1	杆力杆位移曲线	212
19.1.2	机动飞行中操纵感觉	214
19.2	飞机的横向操纵性	214
19.3	飞机的航向操纵性	215
第 20 章	飞行品质评价与规范	217
20.1	飞行品质评价方法	217
20.2	飞行品质评价等级	219
20.3	飞行品质规范概述	220
参考文献		222

第 1 篇 飞机基本知识

第 1 章 绪 论

1.1 飞机的基本概念

飞机属于飞行器，是航空器的一种。在众多的航空器种类中，需要有准确的定义将其清楚地界定。

1. 飞行器 (Flight Vehicle)

在大气层内或大气层外空间（太空）飞行的器械统称为飞行器。飞行器可分为航空器、航天器、导弹和火箭。

在大气层内飞行的飞行器称为航空器，如气球、飞艇、飞机等。它们靠空气的静浮力或与空气相对运动产生的空气动力升空飞行。

在太空飞行的飞行器称为航天器，如人造卫星、空间站、载人飞船、空间探测器、航天飞机等。它们在运载火箭的推动下获得了必要的速度进入太空，然后在引力作用下完成与天体类似的轨道运动。装在航天器上的发动机可提供轨道修正或改变姿态所需的动力。

火箭是以火箭发动机为动力的飞行器（火箭发动机也常简称为火箭），可以在大气层内，也可以在大气层外飞行。它不靠空气静浮力，也不靠空气动力，而是靠火箭发动机的推力升空飞行。导弹有主要在大气层外飞行的弹道导弹和装有翼面在大气层内飞行的地空导弹、巡航导弹等。有翼导弹在飞行原理上，甚至在结构上与飞机颇为相似。导弹是装有战斗部的可控制的火箭，通常运载火箭和导弹都只能使用一次。

2. 航空器 (Aircraft)

能在大气层内进行可控飞行的各种飞行器统称为航空器。任何航空器都必须产生一个大于自身重力的向上的力，才能升入空中。根据产生向上力的基本原理不同，航空器可划分为两大类，即轻于空气的航空器和重于空气的航空器，前者靠空气静浮力升空，又称浮空器；后者靠空气动力克服自身重力升空。

固定翼航空器主要由固定的机翼产生升力，旋翼航空器主要由旋转的旋翼产生升力。

飞机是最主要的、应用范围最广的航空器。它的特点是装有提供拉力或推力的动力装置、产生升力的固定机翼、控制飞行姿态的操纵面。

滑翔机与飞机的根本区别是，它升高以后不用动力而靠自身重力在飞行方向的分力向前滑翔。虽然有些滑翔机装有小型发动机（称为动力滑翔机），但主要是在滑翔飞行前

用来获得初始速度。

旋翼航空器由旋转的旋翼产生空气动力。旋翼机的旋翼没有动力驱动，当它在动力装置提供的拉力作用下前进时，迎面气流吹动旋翼像风车似地旋转，从而产生升力。有的旋翼机还装有固定小翼面，由它提供一部分升力。直升机的旋翼是由发动机驱动的，升力和水平运动所需的拉力都由旋翼产生。

扑翼机又名振翼机，它是人类早期试图模仿鸟类飞行而制造的一种航空器。它用像飞鸟翅膀那样扑动的翼面产生升力和拉力。但是，由于人们对鸟类飞行时翅膀的复杂运动还没有完全了解清楚，加之制造像鸟翅膀那样扑动的翼面还有许多技术上的困难，扑翼机至今还没有获得成功。

3. 飞机 (Airplane)

由动力装置产生前进推力，由固定机翼产生升力，在大气层中飞行的重于空气的航空器称为飞机。无动力装置的滑翔机，以旋翼作为主要升力面的直升机以及在大气层外飞行的航天飞机都不属于飞机的范围。

飞机按用途可分为军用飞机和民用飞机两大类。军用飞机是按各种军事用途设计的飞机，其中主要包括歼击机（战斗机）、截击机、歼击轰炸机、强击机（攻击机）、轰炸机、反潜机、侦察机、预警机、电子干扰飞机、军用运输机、空中加油机、舰载机等。民用飞机则泛指一切非军事用途的飞机。

4. 直升机 (Helicopter)

以动力驱动的旋翼作为主要升力来源，能垂直起落的重于空气的航空器称为直升机。它既区别于以旋翼作为主要升力来源但不能垂直起落的旋翼机，又区别于不是以旋翼作为主要升力来源的垂直起落飞机。直升机属于旋翼航空器，装有一副或几副类似于大直径螺旋桨的旋翼。旋翼安装在机体上方近于铅垂的旋翼轴上，由动力装置驱动，能在静止空气和相对气流中产生向上的升力。旋翼受自动倾斜器操纵又可产生向前、向后、向左和向右的水平分力。因此，直升机既能垂直上升下降、空中悬停，又能向前后左右任一方向飞行。直升机可以在狭小场地上垂直起飞降落而无需跑道。在超载情况下，有机轮的直升机也可以滑翔起飞。当发动机在空中停车时，直升机还可以利用旋翼自转下滑，安全着陆。

1.2 飞机总体设计阶段

飞机设计是一项既复杂且周期又长的工作，通常分为几个阶段进行。

第一阶段是拟定设计要求。它是由使用方（军方或民航）负责。现代军用飞机根据国家的战略方针和将来面临的作战环境，经过分析提出作战技术要求。现代军用飞机从设计要求的制定到开始服役使用一般都需要 10 年以上的时间，要准确预计 10 年以后的政治、经济、技术环境是相对困难的。一个型号的军用飞机的全寿命费用达数百亿元的量级，因而军用飞机设计要求的研究和制定是一项非常重要和影响巨大的工作。军用飞机设计要求的研究和制定一般都是专门的机构和人员来进行。民用飞机主要强调安全性、经济型和舒适性。其设计要求一般是由飞机公司提出初步设想，经过与可能用户的商讨，

并经过市场调查和分析讨论后制定的。

第二阶段是概念设计。它与设计要求阶段有重叠，因为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。概念设计的目的是对飞机的气动布局、性能、重量水平、航空电子、武器、所需新技术、费用和市场前景等方面进行初步和方向性的探讨。概念设计中还有对设计要求中各项目的指标进行分析，适当降低那些对性能影响不大，但可能降低技术风险和发展费用的设计要求，有可能提出一套合理组合的设计要求。概念设计中设计师的经验和判断力起重要作用，往往采用经验或半经验的分析方法。

第三阶段是初步设计。它包括方案设计和打样设计两部分内容。方案设计，首先根据设计要求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，以及机翼、机身、尾翼的形状、设计参数的确定，并同时进行飞机的内部布置。这时，各个专业都要介入，如结构的传力路线设计、新材料新工艺的使用、各系统的原理设计、全机重量和重心估计、飞机性能计算和飞行品质分析。从各专业技术上检查设计方案能否满足设计要求及协调各专业的分指标。飞机方案设计中充满着矛盾，要通过各种方案的研究来评价、折中和综合，不断进行改进，直到获得一个满足要求的综合最佳方案。打样设计，在方案设计阶段主要是确定飞机总体布局，对结构和系统的考虑比较粗略，在详细设计之前，结构和系统还需要一个初步设计的过程，这个过程就是打样设计。在打样设计阶段主要进行下列工作：

(1) 气动分析和风洞试验，进行全机载荷计算，性能和飞机剖面计算，操纵性和稳定性分析和气动弹性分析等。制造不同的模型，进行高低速风洞试验，提供原始气动力数据。

(2) 结构打样设计。对主要受力部件进行初步设计和分析，选择合适的结构形式，确定采用的新材料、新工艺和进行重量估算。

(3) 系统打样设计。对所有系统进行原理设计，确定主要附件和系统的功能与功率。对管道、电缆进行初步设计和通路协调。

(4) 全机布置协调。一般是在全尺寸图纸上进行，画出全套协调图。随着计算机技术的发展，全机布置协调以及运动机构与间隙检查，可在计算机屏幕上进行。

(5) 样机审查。在打样设计后期要制造全尺寸样机，用户在全尺寸样机和真实座舱环境中检查是否符合使用要求。在样机审查批准后，冻结设计状态，详细设计才能开始。

第四阶段是详细设计。其主要任务是：进行结构和系统的详细和分析，包括所有零部件设计，提供零件图、装配图、总图；进行详细的重量估算和强度校核，并进行最后的飞机性能计算；进行工艺设计，制定飞机制造工艺方案，向制造部门提供生产图纸；进行结构的静强度、动强度和寿命试验；对系统进行地面台架模拟试验；进行飞机维修性、生存力分析和研制费用、经济性评估。

第五阶段为原型机试制。为加快研制速度，现代飞机都制造多架原型机进行试飞。

第六阶段为试飞。在试飞结束获得设计定型或型号合格证后才能进入第七阶段。

第七阶段为成批生产。

第八阶段为使用和改进改型。对已投入使用的飞机进行改进改型，扩大它的功能和延长使用寿命。

飞机总体设计是在使用方提出特定设计要求的条件下，选择并确定飞机布局形式和

总体设计参数,经过计算、分析、修正,使所设计出来的飞机以优良的性能,最大限度地满足使用方的要求。飞机总体设计是反复迭代逐渐逼近的过程,满足设计要求,可以有多种可行的方案,确定总体设计参数和进行分析,也有不同的工作量和确定精度的方法。飞机总体设计涉及多学科领域,如空气动力学、结构强度、航空发动机、自动控制、电子技术、材料和工艺等,特别需要各方面的综合协调。

1.3 喷气式作战飞机的分代

根据不同时期作战飞机战术技术性能质的差别,人们对喷气式作战飞机进行了代的划分。分代的原则:依据战斗机的作战任务和其技术特点,代与代之间得有质的飞跃、跨台阶式的提高。

目前划分战斗机的代数有两种标准。

欧美标准:传统四代分法,从第二次世界大战后出现的喷气式战斗机开始划分,总共有四代。

俄罗斯标准:从喷气式飞机开始出现就划分,总共有五代。

我国采用的是欧美标准,也是本次讨论所用的标准。

1.3.1 第一代作战飞机

指 20 世纪 50 年代初开始交付使用的各类喷气式战机,是首批采用喷气发动机的战斗机,从而使飞机的性能产生了飞跃。飞机大多数采用后掠翼常规布局,可以实现超声速飞行,最大飞行速度达马赫数 1.3~1.5。装有航炮、火箭弹和第一代空对空导弹,机上还装有光学—机电式瞄准具和第一代雷达。

第一代战斗机的技术特征:

(1) 普遍采用后掠机翼,装有带加力燃烧室的涡轮喷气发动机,速度达到高亚声速或跨声速。

(2) 电子设备比较简陋,主要是通信电台、高度表和无线电罗盘以及简单的敌我识别装置。

(3) 武器装置以大口径航炮为主,后期型可以挂装第一代空空导弹。

(4) 飞机的火控系统为简单的光学—机电式瞄准具,后期安装了第一代雷达。

(5) 主要的空战方式:近距格斗,尾随攻击。

(6) 缺陷:使用寿命很短,发动机可靠性差、体积笨重,其功率只能进行缓慢调节;最大平飞速度小,升限、加速度性和爬升率也不高。

1.3.2 第二代作战飞机

主要是指 20 世纪 50 年代至 60 年代研制的战斗机。强调飞机的高空高速性能,其机翼大都采用三角翼,最大飞行速度达马赫数 2.0。作战能力有了大幅度提高,装有第二代空对空导弹和航炮,并装有第二代雷达和具有一定拦射能力的火控系统,有的还装备了有拦射能力的火力控制系统。

第二代战斗机的技术特征包括:

(1) 采用大推力涡轮喷气发动机, 飞机的重型化倾向明显。

(2) 高超声速, 以导弹作为攻击武器。

(3) 具有全天候作战能力, 装备了中距空空导弹, 而且兼顾对地攻击, 对地攻击能力较强。

(4) 新的设计层出不穷, 如后掠翼、三角翼、变后掠翼以及按面积律设计的机身等。

(5) 电子设备和武器系统的性能有了较大改进, 开始装备独立的航空电子设备系统, 如单脉冲雷达、导航计算机、惯性导航系统等。

(6) 开始使用 AIM-9 “响尾蛇”、AIM-7 “麻雀” 等制导导弹进行视距外攻击, 雷达也作为标准配置用于确定敌方攻击目标。

(7) 缺陷: 亚声速机动性不好, 甚至还比不上第一代战斗机; 起降滑跑距离长 (多数都超过 1000m); 体积小, 载油系统低, 航程和外挂能力明显不足; 机载设备比较简单, 全天候能力有限。

1.3.3 第三代作战飞机

主要是指 1960—1970 年出现的战斗机。重点是强调格斗空战能力和全天候作战能力, 十分重视飞机在亚、跨声速范围内的机动性。机载设备和武器系统的性能水平有了突破性进展。配备先进雷达设备、加强导弹应用。

第三代战斗机的技术特征包括:

(1) 采用推重比达到 8 的涡扇发动机 (小涵道比涡扇发动机), 推重比大、耗油率低、可靠性高、噪声低, 提高飞机的机动性能并增大作战半径。

(2) 武器以空空导弹为主, 航炮为辅, 有较好的火控雷达系统, 增加了中距和近距格斗导弹、速射航炮。

(3) 采用以计算机为核心的多余度电传操纵系统, 机动性能增强。

(4) 翼根前部采用边条翼, 充分利用气动旋涡, 显著增大飞机的失速迎角, 为飞机提供额外的涡升力, 从而使空战机动能力和起降性能得到了改善。

(5) 机身许多部位采用碳纤维和玻璃纤维等复合材料, 具有重量轻、强度大、耐高温、抗疲劳的优点。

(6) 机鼻进气口已经几乎完全被放弃, 以配合大型雷达天线的安装需求。

(7) 采用腹部进气道, 具有结构简单、重量轻、大迎角状态下进气效率高的优点。

(8) 座舱采用气泡式设计, 可为飞行员提供良好的视野, 十分有利于飞行员在视距范围内尽快地探索、发现目标。

(9) 采用翼身融合体设计 (即机翼和机身之间实现圆滑过渡, 等于对机翼和翼根进行了整流), 显著减小了浸润面积, 从而达到降低干扰阻力和摩擦阻力、提高机身升力的目的。

1.3.4 第四代作战飞机

第四代战斗机是目前最先进的战斗机, 它的技术战术指标是根据现代高技术局部战争的实战经验提出的, 通常以空中预警机以及空中指挥机引导作战。第四代飞机在短距

离起降、可靠性和维修性方面普遍比第三代飞机有所改善，飞机的平均故障间隔时间延长一倍，可以在更远的距离上发现和识别目标，并对多个目标进行跟踪和实施超视距攻击。

第四代战斗机的技术特征包括：

- (1) 发动机在不开加力时具有超声速巡航的能力。
- (2) 良好的隐身性能。
- (3) 高敏捷性和机动性，特别是过失速机动能力。
- (4) 短距/垂直起降性能。
- (5) 目视格斗、超视距攻击和对地攻击能力。
- (6) 高可靠性和维护性。

表 1-1 给出了喷气式作战飞机代的划分和各国或地区各代飞机的典型代表。

表 1-1 喷气式作战飞机的发展

时期划代	代表机型			
	美国	俄罗斯	中国	欧洲
第一代（20 世纪 50 年代）	F-86 F-100	米格-15 米格-19	歼-5 歼-6	—
第二代（1950 年—1970 年）	F-104 F-4	米格-21 米格-23	歼-7 歼-8	“幻影” III Saab-37
第三代（1970 年—1980 年）	F-15 F-16	米格-29 苏-27	歼-10 FBC-1	“幻影” 2000
第三代半（1980 年—1990 年）	—	苏-30 苏-35	—	阵风， JAS-39 EF-2000
第四代（1990 年—）	F-22 F-35	1.44 S-37	歼-20	—