

# 飞行性能与计划

刘晓明 苏彬 孙宏 编



西南交通大学出版社

责任编辑 刘永淑  
封面设计 朱开文

ISBN 7-81057-721-2



9 787810 577212 >

ISBN 7-81057-721-2/V·013

定价:16.60元

# 飞行性能与计划

刘晓明 苏彬 孙宏 编

王大海 审稿

西南交通大学出版社

· 成 都 ·

-----  
图书在版编目 (C I P) 数据

飞行性能与计划 / 刘晓明, 苏彬, 孙宏 编. —成都: 西南交通大学出版社, 2003.7 (2005.5 重印)  
ISBN 7-81057-721-2

I. 飞... II. ①刘...②苏...③孙... III. ①飞行品质②飞行计划 IV. V212.13

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2003) 第 043188 号  
-----

飞行性能与计划

刘晓明 苏彬 孙宏 编

\*  
责任编辑 刘永淑

封面设计 朱开文

西南交通大学出版社出版发行

(成都二环路北一段 111 号 邮政编码: 610031) 发行部电话: 87600564)

<http://press.swjtu.edu.cn>

E-mail: cbsxx@swjtu.edu.cn

四川森林印务有限责任公司印刷

\*

开本: 787 mm × 1092 mm 1/16 印张: 11.75

字数: 279 千字 印数: 2001—3100 册

2003 年 7 月第 1 版 2005 年 5 月第 2 次印刷

ISBN 7-81057-721-2/V · 013

定价: 16.60 元

图书如有印装问题 本社负责退换

版权所有 盗版必究 举报电话: 028-87600562

# 前 言

“飞行性能与计划”是飞行技术专业的一门主要专业课。它是按照我院(中国民航飞行学院)1995年通过的飞行技术专业“飞行性能与计划”教学大纲的要求编写的,主要供飞行技术专业学生使用,也可以作为航空公司飞行员及有关专业人员的参考书。

本书主要结合多发飞机的实际飞行所需的飞行性能方面的知识,较全面地介绍了多发飞机的飞行性能知识及其在实际飞行中的应用。

由于国外航空文献多数采用英、美制单位,特别是在各型飞机的有关手册中均大量使用英、美制单位,且本书引用的图表、数据大都取自这些文献资料和手册,因此结合目前我国现有机型的实际情况,为了便于读者学习和应用,本书仍采用英、美制单位。并且,根据民航教材的特殊要求,本书采用符合国际民航通用的术语、单位和符号,例如本书出现的“重量”及用“KT”、“kts”表示“节”,用大写“V”表示速度,用“nm”表示“海里”等。

《飞行性能与计划》的内容共六章,全书由刘晓明、苏彬、孙宏同志编写,由刘晓明同志统稿,王大海同志审稿。本书在编写过程中得到了我院飞行技术系、教务处、飞行力学教研室的全体同志的大力帮助和支持,在此表示衷心的感谢。

本教材1997年开始使用,2000年5月进行了第一次修改。在此基础上,又经过三年的教学实践,编者按照有关要求着手教材的第二次修改工作,并于2003年4月完成。修改前,编者广泛征求了授课教师及参考过本教材的其他教师的意见,也征求了使用过本教材的部分学生的意见,另外还针对该教材知识特点的适用性征求了航空公司部分飞行员的意见。综合多方信息,教师、学生、飞行员都对该教材作了充分肯定和较高评价,同时也提出了修改建议。在此基础上,飞行力学教研室全体教师逐章逐节进行讨论,最后确定该教材以教学大纲为依据,以提高教学质量为目的,以存在的问题为重点,由刘晓明、苏彬两位同志执笔,对该教材进行全面修改,使之更适用于学科教学。

鉴于编者的学识及实践经验有限,不妥之处在所难免,欢迎各方面的专家和广大读者批评指正。

编 者

2003年5月

# 目 录

绪 论	1
第 1 章 预备知识	2
1.1 大气和国际标准大气	2
1.1.1 标准大气的物理性质	2
1.1.2 非标准大气	5
1.2 高速飞机的升、阻力变化规律	5
1.2.1 飞行 $M$ 数对飞机升、阻力系数的影响	6
1.2.2 飞机重心位置对飞机升、阻力的影响	8
1.2.3 飞机重量对最大升力系数的影响	9
1.2.4 扰流板的作用	9
1.2.5 一台发动机停车后对飞机阻力的影响	9
1.2.6 FAR 失速和 $1g$ 失速介绍	9
1.3 涡轮风扇发动机性能	11
1.3.1 飞行速度(飞行 $M$ 数)对发动机性能的影响	13
1.3.2 飞行高度对发动机性能的影响	14
1.3.3 气温对发动机性能的影响	15
1.3.4 燃气涡轮发动机常用的工作状态	16
思考题	17
第 2 章 起飞性能	18
2.1 基本概念	18
2.1.1 起飞过程中涉及到的几个速度	18
2.1.2 净空道和安全道	22
2.2 全发起飞	22
2.2.1 全发起飞过程简介	22
2.2.2 全发起飞性能	23
2.3 起飞过程中一台发动机停车的起飞性能	29
2.3.1 中断起飞	29
2.3.2 继续起飞	33
2.3.3 起飞平衡距离和平衡速度	36
2.3.4 起飞决断速度( $V_1$ )的选择和跑道限制的最大起飞重量( $W_{\max}$ )	36

2.3.5	起飞航道性能	47
2.4	限制最大起飞重量的因素	50
2.4.1	场道条件对最大起飞重量的影响	50
2.4.2	起飞航道第二段最大爬升梯度对最大起飞重量的限制	50
2.4.3	轮胎速度的限制	50
2.4.4	最大刹车能量限制	51
2.4.5	障碍物的限制	52
2.4.6	最大着陆重量对最大起飞重量的限制	55
2.4.7	航道最低安全高度的限制	56
2.5	起飞性能的优化	56
2.5.1	优化起飞程序 增大起飞重量	56
2.5.2	减功率和减推力起飞	59
2.6	飞机在污染道面上的起飞性能	65
2.6.1	滑水现象的产生	65
2.6.2	其他污染形式的影响	67
2.6.3	污染道面对加速和减速性能的影响	67
2.6.4	污染道面的减载方式介绍	69
	思考题	71
<b>第3章</b>	<b>飞机上升、巡航和下降性能</b>	<b>73</b>
3.1	上升性能	73
3.1.1	上升方式	74
3.1.2	等表速上升性能分析	76
3.1.3	巡航上升	77
3.2	下降性能	79
3.2.1	常用的几种下降方式	80
3.2.2	等表速下降	81
3.2.3	巡航下降	82
3.2.4	应急下降	83
3.3	巡航性能	84
3.3.1	典型巡航剖面	84
3.3.2	起飞前加装的储备燃油	85
3.3.3	平飞巡航性能分析	86
3.3.4	典型平飞巡航方式	87
3.3.5	影响航程的重要因素	98
3.3.6	空中等待飞行	101
3.3.7	运输飞行的经济性	103
	思考题	105

<b>第 4 章 着陆性能</b> .....	106
4.1 着陆距离及影响因素 .....	106
4.1.1 着陆距离 .....	106
4.1.2 影响着陆距离的因素 .....	107
4.1.3 FAR 着陆距离的定义 .....	114
4.2 最大着陆重量的确定 .....	115
4.2.1 着陆场地长度限制的最大着陆重量 .....	116
4.2.2 复飞爬升性能要求限制的最大着陆重量 .....	117
4.2.3 结构强度限制的最大着陆重量 .....	119
4.3 快速过站最大重量与刹车冷却 .....	119
4.3.1 刹车过热的危害性 .....	119
4.3.2 刹车热能的产生和积累 .....	120
4.3.3 快速过站最大重量 .....	121
4.3.4 刹车冷却时间表 .....	126
4.3.5 刹车残余热能的评估 .....	128
4.3.6 预防刹车过热的方法 .....	128
思考题 .....	129
<b>第 5 章 重量与平衡</b> .....	130
5.1 重量与平衡理论 .....	130
5.1.1 装载平衡图确定重心的力学原理 .....	130
5.1.2 装载与平衡的重量术语 .....	131
5.1.3 装载平衡图确定飞机重心的图解方法 .....	133
5.1.4 装载平衡图上的指数 .....	134
5.2 装载平衡图表使用示例 .....	136
5.2.1 装载情况 .....	139
5.2.2 步骤 .....	139
5.2.3 填写载重量配平图表的几点说明 .....	142
5.2.4 装载配平图上有关缩写和术语的说明 .....	142
思考题 .....	144
<b>第 6 章 飞行计划的制定</b> .....	145
6.1 飞行计划的主要内容、计算方法和主要使用图表 .....	145
6.1.1 飞行计划的主要内容 .....	145
6.1.2 FAR 关于备降场以及加油量的规定 .....	146
6.1.3 计算燃油量时应考虑的因素 .....	147
6.1.4 飞行剖面 .....	147
6.1.5 飞行计划的主要计算方法和主要使用的图表 .....	149
6.2 航班飞行燃油计算方法 .....	154



6.2.1	用简化的飞行计划图表确定飞行燃油量 .....	154
6.2.2	航线风修正的几点说明 .....	158
6.2.3	用简化的飞行计划图表制定国内航线飞行燃油计划 .....	160
6.2.4	用积分航程表制定燃油计划 .....	162
6.2.5	无备降机场的飞行计划和目的地机场不能加油的飞行计划 .....	165
6.3	二次放行和双发飞机延程飞行简介 .....	166
6.3.1	二次放行简介 .....	166
6.3.2	双发飞机延程飞行(ETOPS)简介 .....	169
	附 录 .....	172
	思考题 .....	178
	参考文献 .....	179

# 绪 论

随着国民经济的迅速增长,我国的民用航空运输事业正在蓬勃发展。近年来我国各航空公司已引进了大量先进的现代大型喷气式运输机,同时我国的航空工业也正准备与国外合作生产先进的喷气式运输机。我院在 20 世纪 80 年代末也先后引进了技术先进、飞行性能优良的初高级教练机。由于各种先进飞机的大量使用,大大提高了我国民用航空运输水平和飞行训练水平,同时对航空公司的飞行员和飞行学院的飞行学员也提出了更高的要求。他们不仅要知道飞机飞行的基本理论和小型飞机的飞行性能基础知识,而且对先进运输机的性能知识也应掌握。它既关系到飞机的正确使用,保证飞行安全,又关系到充分利用和发挥飞机性能,提高经济效益,促进我国民航事业更快发展。

飞行性能属于飞行力学的一部分,它的主要任务是研究飞机飞行包线、巡航性能、机动性能、起飞着陆性能。分析研究问题的方法是:假如飞机为一质点,其上作用有空气动力、重力及发动机推力,并且还假定在各种飞行状态下绕飞机重心的力矩平衡,都可以通过飞行员操纵飞机的各舵面来满足平衡的要求。在这些假设条件下,确定飞机在空中和地面的各种运动特性,如飞机的最大飞行速度、最小飞行速度、各种安全限制速度、飞行高度、飞行距离、各种机动飞行性能以及起飞着陆性能等,同时还考虑影响这些性能的因素。

本书结合实际飞行介绍多发飞机的飞行性能,全书共六章。第一章为预备知识,主要介绍国际标准大气以及分析飞行性能常用的气体参数,高速飞机的气动特点,喷气式发动机的推力和燃油特性。第二章为起飞性能,主要介绍计算重要的起飞性能参数的方法,起飞滑跑中一发失效后中断起飞和继续起飞性能分析,减推力起飞和改进爬升方式,污染跑道上起飞分析。第三章为上升、巡航和下降性能,主要介绍现代大型民航运输机上升、巡航和下降的程序,上升、巡航和下降性能参数和确定这些参数的方法,如何最大限度地发挥飞机的飞行性能及提高运输飞行经济性的方法。第四章为着陆性能,主要介绍飞机着陆性能的基本概念及定义,影响飞机着陆距离及最大着陆重量的各种因素,确定飞机着陆距离和最大着陆重量的方法,快速回程飞行中对刹车进行充分冷却的必要性及冷却方法。第五章为重量与平衡,主要介绍民航运输机重量与平衡限制包线的影响因素,重心包线与使用重心包线的区别,民航运输机干使用指数的含义和计算方法,航班飞行重量与平衡有关参数的计算和装载的检查,根据重心位置确定安定面的俯仰配平位置。第六章为飞行计划的制定,主要介绍飞行计划所包括的内容,熟悉制定简易飞行计划所需的图表和计算方法,使用简易飞行计划图表制定航线飞行燃油计划。

飞行性能是与飞行实际联系非常紧密的一门学科,在学习飞行性能时一定要注意理论联系实际,用飞行性能的知识指导飞行实践,保证飞行安全,提高飞机的经济性;反过来又要用飞行实践的经验促进飞行性能理论的提高。本书是高教机改装训练必修的专业理论课,是今后进一步学习改装飞行性能更为复杂的大型喷气式运输机的基础,可为今后提高飞行技术水平和掌握大型飞机飞行性能打下坚实的理论基础。

# 第1章 预备知识

## 1.1 大气和国际标准大气

在大气层中,空气的物理性质(空气密度、温度、压强等)随高度和不同的经度、纬度、不同季节和气象条件及昼夜时间等而变化。而飞机的空气动力特性和发动机的特性又受空气的物理性质的影响。在飞机使用中需要引入一个统一的空气标准,以便于设计计算、整理和比较飞行试验数据,给出标准飞行性能数据,为此引进了国际标准大气。所谓国际标准大气就是一种假想的大气结构,人为地规定了空气的物理性质随高度变化的规律,作为一个统一的基准以便使用。

目前较为通用的是国际民航组织(ICAO)以北半球中纬度地区空气物理性质的平均值为依据制定的国际标准大气。

在实际使用中,认为空气是理想气体,并满足理想气体状态方程

$$P = \rho g R T \quad (1.1)$$

其中  $P$  为大气压强,  $\rho$  为空气密度,  $R$  为气体常数,  $T$  为绝对温度。

### 1.1.1 标准大气的物理性质

#### 1.1.1.1 标准海平面大气参数

标准海平面:

高度	$H_0 = 0$ 英尺
温度	$t_0 = 15^\circ\text{C}$ 或 $59^\circ\text{F}$
大气压	$P_0 = 29.92$ 英寸汞柱或 $1013$ 毫巴(百帕)
空气密度	$\rho_0 = 0.002377$ 磅·秒 <sup>2</sup> /英尺 <sup>4</sup>
音速	$a_0 = 661.5$ 海里/小时
重力加速度	$g_0 = 32.17$ 英尺/秒 <sup>2</sup>

#### 1.1.1.2 温度、密度、压强随高度的变化

1)  $H \leq 36089$  英尺

$$t = t_0 - \lambda \cdot H = 15 - 0.002H \text{ } ^\circ\text{C} \quad (1.2)$$

$$P = P_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{5.2588} = 2116.2 (1 - 6.87488 \times 10^{-6} H)^{5.2588} \text{ 磅/英尺}^2 \quad (1.3)$$

$$\rho = \rho_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{4.2588} = 0.002377 (1 - 6.87488 \times 10^{-6} H)^{4.2588} \text{ 磅} \cdot \text{秒}^2 / \text{英尺}^4 \quad (1.4)$$

由上面的公式可以看出:在高度小于 36 089 英尺(11 000 米)时,高度每增加 1 000 英尺,气温下降大约 2°C;或高度每增加 1 000 米,温度下降 6.5°C,大气压力和空气密度降低。

2) 36089 英尺  $\leq H \leq$  65574 英尺

$$t = -56.5^{\circ}\text{C} \quad (1.5)$$

$$P = P_{36} e^{-(H-36089)/RT_{36}} = 472.759 e^{-(H-36089)/20805} \text{ 磅/英尺}^2 \quad (1.6)$$

$$\rho = \rho_{36} e^{-(H-36089)/RT_{36}} = 0.00070616 e^{-(H-36089)/20805} \text{ 磅} \cdot \text{秒}^2/\text{英尺}^4 \quad (1.7)$$

在这个高度范围内,气温保持  $-56.5^{\circ}\text{C}$  不变,大气压和空气密度继续减小。

使用飞行高度上的压强、温度、密度与国际标准大气海平面相应值的比值有时更方便。它们分别是

$$\text{温度比} \quad \theta = \frac{T}{T_0} \quad (1.8)$$

其中,  $T$  为绝对温度,  $T = 273 + t_0$ 。

$$\text{压强比} \quad \delta = \frac{P}{P_0} \quad (1.9)$$

$$\text{密度比} \quad \sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (1.10)$$

这些参数可以通过上面给出的公式计算,也可以通过国际标准大气表得到。国际标准大气表见表 1.1。

表 1.1 国际标准大气表

标准海平面: $P_0 = 29.92 \text{ inch}$ $t_0 = 15^{\circ}\text{C}$ $\rho_0 = 0.00237 \text{ lb} \cdot \text{S}^2/\text{ft}^4$ $a_0 = 661 \text{ kts}$						
$H$	$P$	$\delta$	$T$	$\sigma$	$1/\sqrt{\sigma}$	$\sqrt{\theta}$
0	29.92	1.000 0	15.0	1.000 0	1.000 0	1.000 0
1 000	28.86	0.964 4	13.0	0.971 1	1.014 8	0.996 6
2 000	27.82	0.929 8	11.0	0.942 8	1.029 9	0.993 1
3 000	26.82	0.896 2	9.1	0.915 1	1.045 4	0.989 6
4 000	25.84	0.863 7	7.1	0.888 1	1.061 1	0.986 2
5 000	24.90	0.832 0	5.1	0.861 7	1.077 3	0.982 7
6 000	23.98	0.801 4	3.1	0.835 9	1.093 8	0.979 2
7 000	23.09	0.771 6	1.1	0.810 6	1.110 7	0.975 6
8 000	22.22	0.742 8	-0.8	0.786 0	1.127 9	0.997 2
9 000	21.39	0.714 8	-2.8	0.762 0	1.145 6	0.968 6
10 000	20.58	0.687 7	-4.8	0.738 5	1.163 7	0.965 0
11 000	19.79	0.661 4	-6.8	0.715 6	1.182 2	0.961 4
12 000	19.03	0.636 0	-8.8	0.693 2	1.201 1	0.957 9
13 000	18.29	0.611 3	-10.8	0.671 3	1.220 5	0.954 3
14 000	17.58	0.587 4	-12.7	0.650 0	1.240 3	0.950 6
15 000	16.89	0.564 3	-14.7	0.629 2	1.260 6	0.947 0

续表 1.1

标准海平面: $P_0=29.92$ inch $t_0=15^\circ\text{C}$ $\rho_0=0.00237$ lb $\cdot$ S <sup>2</sup> /ft <sup>4</sup> $a_0=661$ kts						
$H$	$P$	$\delta$	$T$	$\sigma$	$1/\sqrt{\sigma}$	$\sqrt{\theta}$
16 000	16.22	0.542 0	-16.7	0.609 0	1.281 5	0.943 4
17 000	15.57	0.520 3	-18.7	0.589 2	1.302 8	0.939 7
18 000	14.94	0.499 4	-20.7	0.569 9	1.324 6	0.936 1
19 000	14.34	0.479 1	-22.6	0.551 1	1.347 0	0.932 4
20 000	13.75	0.459 5	-24.6	0.532 8	1.370 0	0.928 7
21 000	13.18	0.440 6	-26.6	0.515 0	1.393 5	0.925 0
22 000	12.64	0.422 3	-28.6	0.497 6	1.417 6	0.921 3
23 000	12.11	0.404 6	-30.6	0.480 6	1.442 4	0.917 5
24 000	11.60	0.387 6	-32.5	0.464 2	1.467 8	0.913 8
25 000	11.10	0.371 1	-34.5	0.448 1	1.493 8	0.910 0
26 000	10.63	0.355 2	-36.5	0.432 5	1.520 6	0.906 2
27 000	10.17	0.339 8	-38.5	0.417 3	1.548 0	0.902 4
28 000	9.725	0.325 0	-40.5	0.402 5	1.576 2	0.898 6
29 000	9.297	0.310 7	-42.5	0.388 1	1.605 2	0.894 8
30 000	8.885	0.297 0	-44.4	0.374 1	1.634 9	0.890 9
31 000	8.488	0.283 7	-46.4	0.360 5	1.665 4	0.887 0
32 000	8.106	0.270 9	-48.4	0.347 3	1.696 8	0.883 2
33 000	7.737	0.258 6	-50.4	0.334 5	1.729 1	0.879 3
34 000	7.382	0.246 7	-52.4	0.322 0	1.762 3	0.875 4
35 000	7.041	0.235 3	-54.3	0.309 9	1.796 4	0.871 4
36 000	6.712	0.224 3	-56.3	0.398 1	1.831 5	0.867 5
37 000	6.397	0.213 8	-56.5	0.284 4	1.875 3	0.867 1
38 000	6.097	0.203 8	-56.5	0.271 0	1.920 9	0.867 1
39 000	5.811	0.194 2	-56.5	0.258 3	1.967 7	0.867 1
40 000	5.538	0.185 1	-56.5	0.246 2	2.015 5	0.867 1
41 000	5.278	0.176 4	-56.5	0.234 6	2.064 5	0.867 1
42 000	5.030	0.168 1	-56.5	0.223 6	2.114 8	0.867 1
43 000	4.794	0.160 2	-56.5	0.213 1	2.166 2	0.867 1
44 000	4.569	0.152 7	-56.5	0.203 1	2.218 9	0.867 1
45 000	4.355	0.145 5	-56.5	0.193 6	2.272 8	0.867 1
46 000	4.151	0.138 7	-56.5	0.184 5	2.328 1	0.867 1
47 000	3.956	0.132 2	-56.5	0.175 8	2.384 8	0.867 1
48 000	3.770	0.126 0	-56.5	0.167 6	2.442 8	0.867 1
49 000	3.593	0.120 1	-56.5	0.159 7	2.502 2	0.867 1
50 000	3.425	0.114 5	-56.5	0.152 2	2.563 0	0.867 1

### 1.1.2 非标准大气

实际上,空气并不是标准大气,因此直接从国际标准大气表得到的某些参数就与实际值之间出现差别,这时,就必须进行非标准大气的修正。根据气压高度的定义,可以根据飞机的标准海压高度直接从国际标准大气表得到或从前面介绍的公式计算出压力比,而根据实际测量温度计算温度比,由理想气体状态方程容易得到

$$\delta = \sigma \cdot \theta \quad (1.11)$$

从而可以得到密度比。

**例** 实际温度为 30°C,标准海压高度为 3 000 英尺,求空气密度?

**解** 由  $\theta = \frac{273+30}{288} = 1.0521$ ,查表 1.1 得  $\delta = 0.8962$ ,由  $\sigma = \delta/\theta = 0.8518$ ,实际空气密度  $\rho = \rho_0 \cdot \sigma = 0.0020247$  磅·秒<sup>2</sup>/英尺<sup>4</sup>。

在性能计算中常常用到另一个重要的参数——音速,用  $a$  表示,音速可用下列公式计算

$$a = 661.5 \sqrt{\theta} \text{ (节)} \quad (1.12)$$

而在飞行中有时又会遇到摄氏温度与华氏温度的换算,它们的关系是

$$^{\circ}\text{F} = 9/5^{\circ}\text{C} + 32 \quad \text{或} \quad ^{\circ}\text{C} = 5/9(^{\circ}\text{F} - 32) \quad (1.13)$$

例如: 25°C 相当于 77°F。

需要说明的是,在进行原始的飞行性能计算时,要用到几何高度与飞机的真速,而在飞行中较多时候用的是气压高度和当量空速,飞行中用到的气压高度有标准海压高度(QNE),修正海压高度(QNH),场压高度(QFE)。这些高度与几何高度之间存在的换算关系以及当量空速与真速之间的换算关系在空中领航教科书中有详细介绍。下面仅以一个例子作为说明。

例如: 飞机在气温为 -20°C,气压高度为 3 000 米的高度上以 200 节的速度飞行,飞机的实际高度为 2 820 米,真速为 225 节。通过该例可知,气温低于国际标准大气,可使飞机仪表指示的飞行高度高于飞机的实际飞行高度。

另外,本节前面介绍的温度都是静温,由于飞行中测量静温有一定的难度,有时还要用到总温(也称全温),用  $T_T$  表示,总温与静温的理论换算关系为

$$T_T = T(1 + 0.2M^2) \quad (1.14)$$

对应的温度比用  $\theta_T$  表示。在实际应用中还要对总温进行修正,具体修正方法见空中领航教科书。

## 1.2 高速飞机的升、阻力变化规律

在高速空气动力学中我们已经知道,高速飞机在高速飞行时的升力系数和阻力系数随迎角的变化规律与低速飞机相似。但在高速飞行时,马赫数是另一个影响飞机升力系数和阻力系数的重要因素,升力系数和阻力系数以及其他气动系数不仅随飞机迎角变化,而且随飞行  $M$  数变化。本节将分析  $M$  数、飞机重心、重量、扰流板、一台发动机停车等对飞机的升力、阻力系数的影响,同时还将介绍 FAR 失速和 1  $g$  失速等几个重要的速度。

### 1.2.1 飞行 $M$ 数对飞机升、阻力系数的影响

在高速飞行中,  $M$  数是另一个重要的相似参数, 它对飞机的气动性能有很大的影响, 在这里主要讨论亚音速和跨音速阶段  $M$  数对升、阻力系数的影响。

#### 1.2.1.1 $M$ 数对飞机升力系数的影响

典型的后掠翼飞机的升力系数随飞行  $M$  数的变化情况见图 1.1。飞行  $M$  数对升力系数的影响表现在两个方面: 一是升力系数曲线斜率的变化, 二是飞机的最大升力系数的变化。在飞行  $M$  数小于临界  $M$  数时, 在机翼表面不会出现等音速点和局部超音速区, 但是由于空气在机翼上表面因流速增加、压力减小引起空气密度减小; 空气密度减小, 会使气流进一步膨胀增速, 压力进一步减小, 使升力系数和升力线斜率增加。在飞行  $M$  数大于临界  $M$  数时, 机翼上表面首先出现局部超音速区域, 在超音速区域内, 压力继续减小使升力和升力系数进一步增加, 但当飞行  $M$  数增加到一定值时, 在机翼下表面也开始出现局部超音速区域, 并迅速扩大, 因此, 又表现为升力系数和升力线斜率随飞行  $M$  数增加而减小。继续增加飞行  $M$  数可能还会出现升力系数增加和再减小的现象。

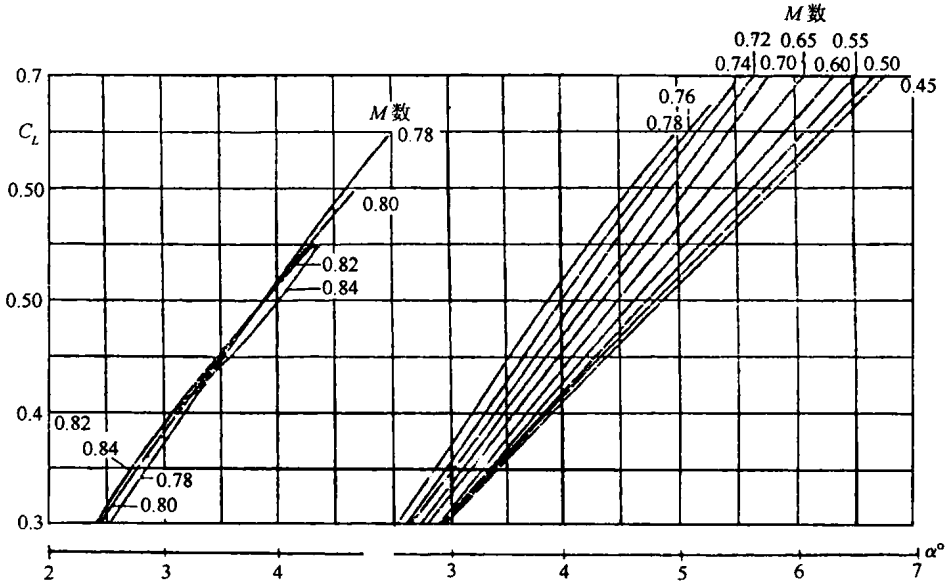


图 1.1  $M$  数对升力系数的影响

例如: 某飞机在迎角等于 4.5 度时, 如果飞行  $M$  数为 0.45, 则升力系数为 0.46, 而以  $M$  数为 0.78 飞行时, 升力系数为 0.585。在迎角等于 4.5 度时, 这两个飞行  $M$  数的升力系数差别为 0.125, 与  $M$  数等于 0.45 相比,  $M$  数等于 0.78 的升力系数增加 27.2%。

#### 1.2.1.2 $M$ 数对飞机最大升力系数的影响

由于在机翼的上表面前段, 流速快, 压力低, 由翼型亚音速相似律可知, 空气膨胀引起机翼上表面前段的压力的进一步降低的效应比机翼上表面后段更强, 因此机翼上表面前后的压力差增大, 形成了较大的逆压梯度, 附面层气流分离点前移, 减小了机翼的临界迎角; 当飞行  $M$  数增大一定值时, 还可能因激波——附面层干扰而出现激波失速, 从而使最大升力随飞行  $M$  数增加而减小。图 1.2 就是某飞机的最大升力系数随飞行  $M$  数的变化示意图。

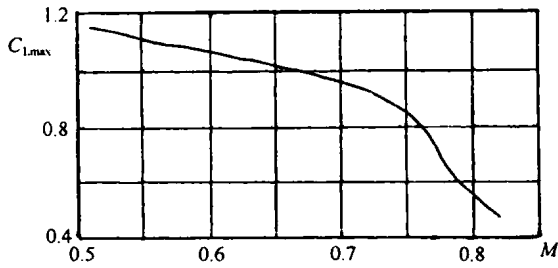


图 1.2 最大升力系数随  $M$  数的变化

例如：某飞机在  $M$  数等于 0.5 时最大升力系数为 1.165，而  $M$  数为 0.8 时最大升力系数为 0.5，最大升力系数变化 0.665；相对于  $M$  数等于 0.5 的最大升力系数而言， $M$  数等于 0.8 的最大升力系数减小了 57.1%。

### 1.2.1.3 $M$ 数对飞机的阻力系数的影响

飞机的阻力系数随飞行  $M$  数的变化规律是：随飞行  $M$  数增加，相同迎角的阻力系数增加（见图 1.3）。飞机的阻力系数之所以随飞行  $M$  数增加而增加，是由于在亚音速范围内，机翼表面的压力系数随飞行  $M$  数增加近似与  $1/\sqrt{1-M^2}$  成正比例增加，而机翼的压差阻力为机翼前后的压力差所形成的阻力，因此机翼的阻力和阻力系数也增加。前面已经分析到由于受到压缩性的影响，机翼上表面的附面层气流分离提前，也使飞机的压差阻力增加。在飞行  $M$  数大于临界  $M$  数后，机翼表面出现局部超音速区域和局部激波，产生了激波阻力，这也使飞机的阻力和阻力系数增加。综上所述，飞机的阻力系数随飞行  $M$  数的增加而增加较多。

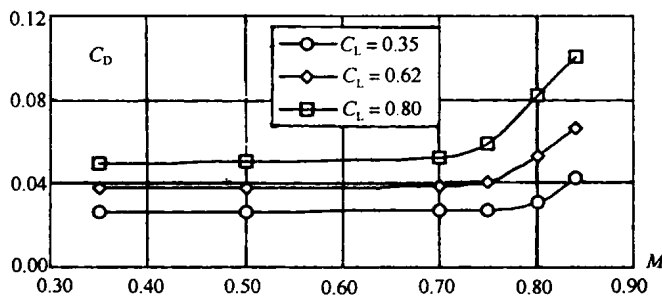


图 1.3 阻力系数随  $M$  数的变化

例如：某飞机在升力系数为 0.6 时， $M$  数等于 0.8 时的阻力系数为 0.05，而  $M$  数为 0.5 时的阻力系数为 0.0385，阻力系数变化量为 0.0115，变化百分比为 29.9%。

### 1.2.1.4 $M$ 数对飞机的最大升阻比的影响

随飞行  $M$  数的增加，同一迎角飞机的升力系数和阻力系数都增加，通过上面的分析可以知道：由于阻力系数随  $M$  数增加而增加较多，使飞机的升阻比随飞行  $M$  数的增加而减小。图 1.4 是某飞机的最大升阻比随飞行  $M$  数变化的示意图。

例如：某飞机在  $M$  数等于 0.4 时的最大升阻比为 16.2，而  $M$  数为 0.82 时最大升阻比为 10.4，最大升阻比改变 5.8，变化的百分比为 35.8%。

在低速飞行时，常常用飞机的最大升阻比来衡量飞机气动性能的好坏，由图 1.4 可以看出，随飞行  $M$  数的增加，飞机的最大升阻比减小，特别是在大飞行  $M$  数下减小更多，如果此时



仍然简单地用最大升阻比来衡量飞机的气动性能的好坏,将得出不正确的结论。在高速飞行时,常常用气动效率来衡量飞机的气动性能的好坏,气动效率等于飞行  $M$  数与飞机升阻比的乘积,用  $MK$  表示。关于气动效率在第 3 章有详细的介绍。

综上所述可以看出:在  $M$  数小于 1 的飞行范围内,相同迎角的升力系数随飞行  $M$  数的变化是先增加后减小,阻力系数随飞行  $M$  数的增加而增加,飞机的最大升力系数和初始抖动升力系数以及最大升阻比随  $M$  数的增加而减小。

通常把升力系数和阻力系数绘制在同一坐标系中,即飞机的极曲线,以便于计算飞行性能使用。图 1.5 就是某飞机在不同飞行  $M$  数下的极曲线。

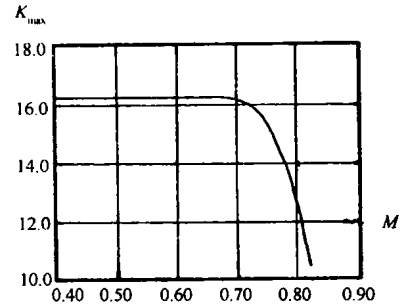


图 1.4 最大升阻比随  $M$  数的变化规律

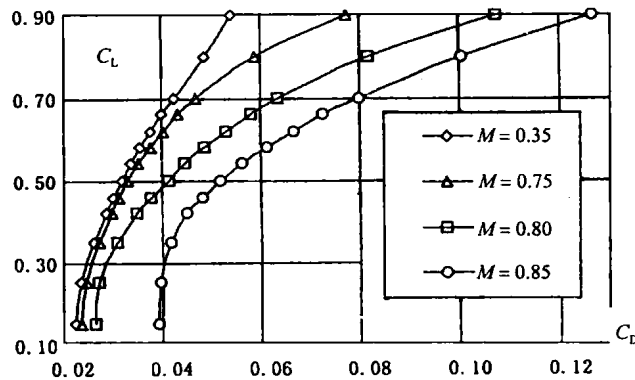


图 1.5 某飞机的极曲线

### 1.2.2 飞机重心位置对飞机升、阻力的影响

飞机的重心前后位置对飞机的升阻力系数也有影响。重心位置越靠前,飞机的升力系数和最大升力系数要减小。这是由于重心越靠前,需要平尾产生更大的向下的升力来维持飞机的俯仰平衡;相同机翼迎角产生的机翼升力不变,但由于平尾的向下的升力作用,使全机升力系数和最大升力系数减小。重心靠前也使飞机的飞行阻力增加,这是由于平尾在平衡飞机的俯仰力矩时,在产生较大的向下的升力的同时,也产生了较大的阻力;同时由于平尾向下的升力削弱了全机的升力,为了平衡飞机的重量,就必须增加机翼的升力,这又使机翼阻力增加。表 1.2 是某飞机在以  $M$  数 0.74 飞行时,不同重心位置和升力系数对应的配平阻力的改变量的百分比。

表 1.2 某飞机重心对配平阻力的影响

重心范围	$C_L=0.4$	$C_L=0.6$	$C_L=0.7$
11%~15%	0.25%	0.75%	1.75%
15%~22%	0	0	0
22%~26%	-0.25%	-0.75%	-1.75%

综上所述,可知飞机重心太靠前,会使飞机相同迎角的升力系数和最大升力系数减小,而使飞机的阻力系数增加。