

飞机性能工程

黄太平 编著



科学出版社
www.sciencep.com

飞机性能工程

黄太平 编著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书以干线民航班机为主要对象,分析飞机的运营性能。它结合了飞机、发动机的设计性能、航空公司的运营管理、具体航班的情况和环境条件,是一门涉及飞机设计、发动机设计、空气动力学、飞行力学、管理学的多学科综合性的工程应用课程。

为了便于学生学习与理解,本书第一章概述了有关飞机性能、大气、空气动力学、发动机特性等基础知识。从第二章起,分别对完成一个飞行任务的起飞、爬升、巡航、下降、进场与着陆的全部过程进行具体的分析。第六章介绍关于飞行计划的制订。第七章介绍有关飞机的机动飞行、飞机的稳定性与操纵性的问题。

本书参考了国内、外最新出版的相关著作,参考了世界主要飞机制造商(波音商用飞机集团)的培训教材,参考了航空公司的有关运营资料,并收集国际上有关杂志、文献资料,比较全面地反映了民航的当前信息。

本书主要作为航空高等学校有关民航专业的教学参考书,也可供从事民航机务、维修、空管、飞行与运营管理的人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机性能工程/黄太平编著. —北京:科学出版社, 2005

ISBN 7-03-014938-6

I. 飞… II. 黄… III. 飞机-性能 IV. V21

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 011898 号

责任编辑:胡 凯/责任校对:刘小梅

责任印制:钱玉芬/封面设计:黄华斌

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>

新蕾印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2005 年 8 月第 一 版 开本: B5(720×1000)

2005 年 8 月第一次印刷 印张: 14

印数: 1—2 000

字数: 265 000

定价: 38.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换〈路通〉)

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 飞机性能概述	2
1.1.1 飞机的设计性能	3
1.1.2 飞机的重量定义	3
1.1.3 飞机的运行性能	5
1.1.4 飞机性能研究的范围	5
1.2 地球大气与大气数据	6
1.2.1 地球大气	6
1.2.2 关于高度的定义	12
1.2.3 速度的定义	13
1.2.4 大气数据测量	14
1.3 空气动力学基础	15
1.3.1 气流的某些属性	15
1.3.2 机翼的气动力特性	17
1.4 发动机特性	23
1.4.1 涡轮喷气发动机的特性	24
1.4.2 涡轮风扇发动机的特性	25
1.4.3 发动机的可用推力	27
第 2 章 飞机的起飞性能	29
2.1 起飞段	30
2.1.1 起飞的几种情况	30
2.1.2 有关起飞的几个速度	31
2.1.3 起飞过程飞机受力分析与起飞距离	34
2.1.4 平衡场地长度与非平衡场地长度	43
2.1.5 场地长度限制的起飞性能曲线	48
2.2 起飞爬升段	49
2.2.1 起飞爬升段的组成	49
2.2.2 主要爬升性能参数	50
2.2.3 第二爬升段 CG 限制的最大起飞重量	53
2.2.4 确定收襟翼速度的原则	55

2.3 超越障碍物	56
2.3.1 净航迹及越障方式	56
2.3.2 影响起飞飞行航迹的主要因素	58
2.3.3 越障限制的最大起飞重量及改善越障能力的措施	59
2.4 刹车能量与轮胎速度对起飞重量的限制	60
2.4.1 刹车能量对起飞重量的限制	60
2.4.2 轮胎速度对起飞重量的限制	62
2.5 在湿的或污染跑道上起飞	63
2.6 最大起飞重量的确定	67
2.6.1 计算内容与影响因素	67
2.6.2 最大起飞重量的确定过程	68
2.6.3 灵活推力起飞	69
第3章 飞机的爬升与下降	70
3.1 爬升性能	70
3.1.1 主要爬升特性参数及爬升性能计算	70
3.1.2 爬升方式	72
3.1.3 最快爬升方式	74
3.1.4 爬升航段燃料最省的爬升方式	77
3.1.5 常用的爬升性能数据表示形式	80
3.2 下降性能	84
3.2.1 主要下降特性参数及下降性能计算	84
3.2.2 下降方式和下降速度	89
3.2.3 下降性能数据常用的表示形式	91
第4章 飞机的续航性能	94
4.1 巡航性能	94
4.1.1 航程的基本公式	94
4.1.2 参数 $\left(M \frac{L}{D}\right)$ 与航程因子 w_r	95
4.1.3 影响飞机航程的因素	98
4.2 巡航类型	99
4.3 巡航性能计算	101
4.3.1 比航程曲线	101
4.3.2 巡航性能计算方法	104
4.4 巡航性能参数的表示形式	107
4.4.1 分析计算巡航性能的各种图线	107

4.4.2 飞机使用手册中常用的巡航性能表	110
4.5 大气温度和风对巡航性能的影响	117
4.5.1 大气温度的影响	117
4.5.2 风对巡航性能的影响	120
4.6 最低成本巡航	122
4.6.1 最低成本巡航主要参数的确定	122
4.6.2 飞行成本指数(CI)	124
4.6.3 以 CI 法求最佳最低成本巡航速度	129
4.7 一发停车巡航	130
4.7.1 返航点与等时点	130
4.7.2 一发(或数发)停车对巡航的影响	132
4.7.3 飘降	134
4.8 续航力	137
4.8.1 等待飞行速度	137
4.8.2 等待飞行计划数据表	138
第 5 章 进场与着陆	141
5.1 复飞或中断进场	143
5.1.1 复飞的原因与要求	143
5.1.2 进场爬升与着陆爬升	143
5.1.3 爬升梯度限制的最大着陆重量	144
5.2 着陆距离和 FAR 着陆场地长度	145
5.2.1 飞机的着陆过程	145
5.2.2 空中段	146
5.2.3 地面减速滑跑段	148
5.2.4 影响着陆距离的因素	149
5.3 最大着陆重量和着陆速度	151
5.3.1 最大着陆重量	151
5.3.2 着陆速度	152
5.4 快速过站最大重量及刹车冷却	154
5.4.1 刹车能量的转化与积累	154
5.4.2 快速过站最大重量及刹车冷却表	155
5.4.3 预防保险塞熔化的措施	159
第 6 章 飞行计划	161
6.1 飞行计划	161
6.1.1 制定飞行计划的作用	161
6.1.2 航班飞行计划的制定	162

6.1.3 飞行计划表的内容	166
6.2 航行中的再次放行	168
6.2.1 飞机放行的有关规定	168
6.2.2 航行中再次放行的效益	168
6.2.3 航行中再次放行点的最佳选择	169
6.2.4 备降机场	171
6.2.5 应注意的问题	172
6.3 延长航程飞行	172
6.3.1 延长航程飞行的由来与好处	172
6.3.2 延长航程飞行的条件	174
6.3.3 延长航程飞行计划示例	176
6.4 飞机的性能监控	179
6.4.1 飞机性能监控的特点和作用	179
6.4.2 性能监控的主要参数	181
第7章 飞机的机动飞行及操纵性与稳定性	182
7.1 飞机的机动性与过载	182
7.1.1 飞机的机动性	182
7.1.2 载荷系数	182
7.2 飞机在铅垂平面内的机动飞行	184
7.2.1 运动方程	184
7.2.2 运动方程的求解	186
7.2.3 跃升与动升限	187
7.3 飞机在水平平面内的机动飞行	188
7.3.1 控制方程	188
7.3.2 水平机动飞行性能	189
7.3.3 对水平机动飞行的限制条件	191
7.4 飞机的机动性包线	192
7.4.1 结构限制边界	192
7.4.2 速度限制边界	193
7.5 飞机的稳定性与操纵性	194
7.5.1 纵向稳定性与操纵性	194
7.5.2 横向与航向稳定性与操纵性	196
7.5.3 飞机的动稳定性	198
参考文献	199
附录 I 国际标准大气参数表	200
附录 II 世界主要民航机性能数据	205

第1章 绪 论

自从1903年莱特兄弟首次成功地飞行了载人的动力飞行器,人类就进入了航空时代,航空被誉为20世纪十大技术成就之一。

20世纪初到20世纪40年代是活塞式发动机-螺旋桨推进的时代。飞行速度从几十公里/时提高到400km/h,飞行高度从几米提高到5000m左右。飞机出现后很快就被应用到军事方面。第一次和第二次世界大战,飞机在一定程度上发挥了关键作用。

在最初发展的20年,飞机飞行速度低,不超过200km/h,采用双翼结构,框架机身。20世纪30年代以后,战争的需要促使飞机迅速发展,由双翼机发展为单翼机,由单发动机发展为多发动机,飞行速度与高度迅速提升,开始采用气密座舱。二战末期,美国的重型轰炸机B29是发展完善的活塞式飞机的代表。

二战末期,喷气推进原理被应用到航空。德国的“容克”飞机以轴流式涡轮喷气发动机BMW-003、Jumo-004为动力,使飞机的飞行速度超过400km/h。英国二战后期也研制了离心式涡轮喷气发动机Nene。第二次世界大战战后,美、苏、英等国获取了德国人的技术,并迅速地发展了喷气式发动机,使航空由活塞式螺旋桨时代一跃进入到喷气时代,到20世纪50年代初期,军用飞机市场已逐步被喷气式飞机所占据。

1950年在朝鲜战场上,美国的喷气战斗机F84、F86首次与我国的苏制米格-15、米格-17喷气战斗机交战,宣告了喷气式飞机空战史的开始。这时的喷气式飞机也仅是在高亚音速飞行, $M < 0.85$ 。在后期的米格-17,可以短时间以低超音速飞行($M \approx 1.05$)。

喷气式发动机的出现,飞机气动设计的改进,终于使飞机突破了音障,实现了超音速飞行。到20世纪60年代,喷气式战斗机的飞行速度已超过2000km/h,飞行高度达到25000m。当前的喷气式战斗机F16、幻影4000、米格-31、苏-27、苏-37、狂风等的战术技术性能大体相当, $M = 2.0 \sim 2.5$,高度25000m左右,主要在机动性能、作战能力、隐身能力、活动半径等方面不断改进与提高。在军用飞机方面,可以说,喷气式飞机——包括涡轮螺旋桨式飞机与涡轴推动的直升机,已完全取代了活塞式螺旋桨飞机。

同时,民用航空也迅速采用涡轮喷气发动机,在20世纪50年代后期便投入航线运行。英国在喷气民航的发展上是起步领先的,彗星(Comet)是最早投入市场的民航旅客机。现在,世界民用干线飞机基本上形成了两大集团:美国波音商用飞

机集团公司(Boeing Commercial Airplane Group)和欧洲空中客车工业公司(Airbus Industries)。俄罗斯的图波列夫(Туполев)和伊留申(Илюшин)设计集团的产品主要在俄罗斯及东欧国家使用。

尽管喷气推进器可以使喷气式飞机超音速飞行,但世界民航飞机除了曾经服役的个别机种——英法联合研制采用 4 台 Olympus 593 发动机的“协和”(Concorde)和俄罗斯的图-144(与“协和”类同)外,全部都只在亚音速飞行。这主要是安全性、舒适性、经济性以及环境要求所决定的。民用航空器从最小的只装载 1~2 人的超轻型飞机,到装载 500 人以上的大型旅客机;航程从几百公里到超过一万公里。现在,民用航空不仅已经成为交通运输的一个极为重要的方面,而且在国民经济发展中起着重要的作用。

当前世界民航的发展是适应不同航程、不同地区的各种需要,而最代表发展水平的是中长航程的干线飞机。世界航线运行最多的民航机是美国的波音公司、欧洲的空中客车公司以及俄罗斯的图波列夫与伊留申设计局的飞机: B707、B717、B727、B737、B747、B757、B767、B777, MD82、MD90、MD11、DC-9、DC-10、L-1011、A300、A310、A320、A330、A340, 图-154、依尔-86 等。目前最大的民航客机是 B747-400 双层宽体(10 排)客舱,标准座位 416,航程 13040km,平均巡航速度约 925km/h,四台 BR211-524H(CF6-50 或 PW4000)起飞推力达 1080kN。欧洲空客公司正在研制的 A380,是一种全双层宽体客机,其设计载客量初期拟定达到 550 人。波音公司将发展经济型的全新 B787 旅客机,设计载客量为 200~250 人。

根据 2003 年初的统计资料,全世界目前在航线上的干线民航机共有 13809 架,支线飞机 7093 架,共计 20902 架。我国民航机队目前大约有 600 多架,占全世界机队数大约 3% 左右。预计在今后 15 年中,我国的民航机队将增加到 1500 架左右,全世界的民航机队也将增加到约 30000 架。

1.1 飞机性能概述

飞机性能可以定义为飞机完成一个特定飞行任务的能力的尺度,同时,也可以认为是飞机安全飞行的尺度。因此,飞机性能与适航性是紧密联系的。航空公司为了获取最大的利润,力求充分发挥飞机的能力,即“多装快飞”;然而,这必须以服从适航性要求为前提。也就是说,当经济性要求与飞行安全性要求发生冲突时,安全要求是首位的,是必须保证的。

飞机性能包括飞机的设计性能(aircraft design performance)和飞机的运行性能(aircraft operational performance),前者是由飞机设计和制造决定的、经过试飞验证的在标准大气条件下的飞机性能,并经过适航当局的批准,该性能指标是同一机型的每一架飞机都能达到的平均最低性能。后者是指飞机在交付给航空公司之

后,作为班机执行每一次具体航班飞行任务时的性能,它不仅与飞机本身的设计性能有关,而且与该飞行任务的航线情况、气候条件、起飞和降落机场条件、业务载荷情况等都有关系。

1.1.1 飞机的设计性能

飞机的设计是从评估该飞机要执行的与航线有关的性能开始的,基本性能的评估主要与要求飞机携带的业务载荷及完成的飞行任务剖面有关。民用运输机的业务载荷可定义为旅客数、货物的吨位、货舱容积、或者货物与旅客的组合。与飞行任务剖面有关的性能指航程或续航能力。

民航飞机的主要设计性能是在飞机设计时确定,经过制造、试飞验证的在标准大气条件下的飞机性能,并通过适航当局的批准,成为该型飞机的设计性能。该性能指标是同一机型的每一架飞机都能达到的平均最低性能,通常包括如下指标:

(1) 重量及载荷:飞机的最大起飞重量(MTOW)、飞机的最大着陆重量(MLW)、飞机的最大无燃油重量(MZFW)和最大燃油容量(MFC)。这些设计性能参数是与飞机结构、强度有密切关系的,在任何情况下都不允许超过。

(2) 性能数据:额定座位数、设计航程、巡航速度、FAR 起飞场长、FAR 着陆场长。这些性能数据是根据海平面标准大气条件给出的,并不是每一个航班的真实性能数据,它还要受到具体条件的制约。表 1.1 列举了一部分主要民航飞机的设计性能数据。

表 1.1 部分主要民航飞机的设计性能数据

型 号	B737-700	A320-200	B767-300ER	A330-300	B777-300	B747-400
MTOW/t	70	76.919	186.636	232.69	298.98	396.375
MLW/t	58.53	65.912	144.96	186.727	237.37	295.356
MZFW/t	54.66	60.5	114.76	164.0	190.50	242.67
MFC/l	26020	23860	91380	97170	171160	204350
额定座位数	126	150	218	335	368	416
航程/km	6230	5631	11310	10378	11028	13444
巡航速度/M	0.776	0.78	0.80	0.82	0.84	0.85
FAA 起飞场长/m	1676	1800	2713	2652	3703	3033
FAA 着陆场长/m	1433	1463	1676	1790	1844	2180

1.1.2 飞机的重量定义

一架飞机,在设计时就应确定有关的几个重要的重量数据。这些有关的重量

数据与飞机的性能有密切的关系。

1. 最大起飞重量 W_{T0max}

飞机开始松开刹车进行起飞滑跑时的最大允许重量。主要取决于飞机的结构强度的限制。在第二章里还要分析各种因素限制的最大起飞重量,那些最大起飞重量的限制比飞机结构强度限制的最大起飞重量更为严格。但是,飞机结构强度限制的最大起飞重量是绝对不可超过的。

2. 最大滑行重量 W_{GRmax}

有些航空公司为了更充分利用飞机的运输能力,在最大起飞重量之外,附加一定数量的滑行油量,即在最大起飞重量的基础上增加一部分滑行用的油料,即起飞滑行的最大允许重量。附加的地面滑行油量必须在起飞前用完,以保证最大起飞重量的限制。

3. 最大着陆重量 W_{LDmax}

又称最大落地重量,取决于飞机结构强度及起落架承受冲击的能力。一般最大着陆重量小于最大起飞重量。大型飞机的最大起飞重量和最大着陆重量的差别较大,轻型飞机的差别较小。在第五章中,还要进一步分析各种其他因素对最大着陆重量的限制。

4. 最大无燃油重量 W_{NF}

指燃料烧尽、无燃料时的最大允许飞机结构重量,主要受机翼承载能力的限制。由于燃料箱主要在机翼中,燃料的重量平衡了相当一部分机翼的载荷。当燃料烧尽时,机翼失去了燃料重量的平衡,气动载荷将使机翼受到巨大的弯矩。因此,对此重量有所限制。

5. 营运空机重量 W_{OE}

除了业务载重和燃料以外的飞机重量。包括空机重量、附加设备重量、服务设备和供应物的重量,这是反映飞机重量的有效利用率的一个参数。

6. 基本空重 W_B

制造厂的空机重量。包括飞机结构重量、动力装置和固定设备重量,油箱内无法使用或无法放出的油料、滑油重量,散热、降温系统中的液体重量等。

飞机的总重 W_0 可包括结构重量 W_s 、发动机重量 W_e 、业务载重 W_{pl} 及燃料重量 W_f 几大部分,即

$$W_0 = W_s + W_e + W_{pl} + W_f \quad (1.1)$$

或写成

$$\frac{W_s}{W_0} + \frac{W_e}{W_0} + \frac{W_{pl}}{W_0} + \frac{W_f}{W_0} = 1 \quad (1.2)$$

发动机的重量分数,按照目前民用涡扇发动机的推重比水平(5~6)及飞机推重比的水平(对于高亚音速民航机约为0.2~0.4),大约在0.02~0.1之间。进一

步提高发动机的推重比和飞机的升阻比,可以降低发动机的重量分数。

目前,飞机结构重量分数大约在 0.4~0.5 范围内;燃料重量分数约为 0.3;业务载重分数约为 0.2 左右。

1.1.3 飞机的运行性能

飞机的运营性能是指飞机在交付给航空公司之后,作为班机执行每一次具体航班飞行任务时的性能,它不仅与该型号飞机的设计性能有关,而且与该航班的航线情况、气候条件、起飞和降落机场条件、业务载荷情况等都有关系。

任何一架民用运输机执行一次飞行任务时必须保证是安全的,飞行安全的基本要求是飞机在执行任务的任意时刻所作的运动都不会超出可利用的空间,而且携带足够的燃油。这些基本要求就构成了航班性能计划和燃油计划的基础。

作为航班出发前必须制定好的飞行计划的一个主要部分就是性能计划,它应确保飞机在飞行中的任意点都具有充分的性能以便能够在可利用的空间范围内运动,这个要求包括在飞机可能由于一台发动机意外停车造成的性能降低的情况。

飞机作任意运动所需要的空间是飞机重量的函数,随着重量的增加,需要的空间也增加。在飞机运行性能的所有参数(飞机重量、大气条件、机场条件等)中,只有飞机重量是可控制的参数,因此,只有飞机重量可以调整用来确保飞机运动所需的空间不超过可利用的空间。这就决定了飞机在各个飞行阶段均能满足适航性要求的最大重量,于是得到能够满足整个飞行过程各阶段的适航性要求的最大允许起飞重量(MTOW)。所以说,最大允许起飞重量是飞行性能计划的最终产品。

燃油计划确保飞机携带足够的燃油,满足整个飞行任务的需要,并且考虑到意外、转场和安全保障所需要的储备量,而燃油需要量又取决于飞机的起飞重量。

飞行计划的性能数据包含在飞机的性能手册中,每架飞机都有自己的性能手册,虽然同一型号的飞机本应具有大体相同的性能,但在以后的使用过程中,各自有不同的经历、不同的维护记录和修理情况,从而使每一架飞机的具体性能发生差异。

由于飞机的运营性能不仅与飞机本身的设计性能有关,而且与外界大气条件(温度和风)、机场条件(跑道长度、路面情况、气压高度、周围环境)以及航班实际业务载荷情况等有关,飞机的运营性能就不是单纯的飞机结构和气动力特性的问题,而是结合飞机设计性能、空气动力学、发动机特性、大气状态、机场条件以及航空公司业务情况等的综合性工程问题,因此,又把它称为飞机性能工程。

1.1.4 飞机性能研究的范围

飞机如何离地升空?飞机如何飞行?飞机如何安全着陆?飞机在停机坪上,从松开刹车滑出,在滑行道上滑行,在跑道上滑跑加速,离地、起飞、爬升、巡航、下

降、初始进近、最后进近到着陆、减速滑行,到完全停止,整个飞行过程涉及空气动力学的许多问题。飞机的飞行离不开空气,飞机的性能涉及飞机与空气之间的相互作用关系,包括飞机的气动力特性、发动机特性和飞机的总重量,以及大气和环境条件。飞机性能所要研究的范围则包括整个飞行任务过程中,飞机的飞行速度、高度及各个飞行阶段的特性与飞机气动力特性、发动机特性、飞机总重量及大气、环境条件之间的关系。

飞机性能与飞机的适航性、安全性、可靠性有密切的关系,飞机的维护与修理也是为了使飞机的性能在整个服务期内,始终保持不低于设计水平。

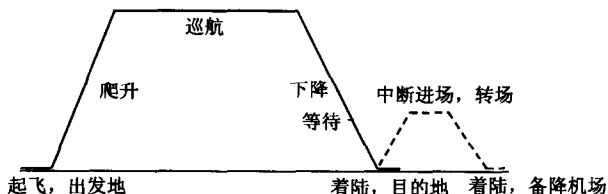


图 1.1 飞机从滑出到着陆刹车停止的飞行任务过程示意图

1.2 地球大气与大气数据

1.2.1 地球大气

1. 大气的组成与特性

地球是由一层厚厚的大气层所包围的,由于太空的辐射和热量的传播与散失,以及气流的复杂运动,大气的结构是复杂而多变的。空气的温度、压强、密度在不同的高度、经度和纬度都不完全一样,不同的季节和时刻也不一样。而飞机的飞行又和它所依赖的空气密切不可分离,因此,具体了解大气的结构对于分析飞机的飞行及性能变化,具有至关重要的意义。

图 1.2 表示大气温度随着高度变化的一般规律。由图可见,在大气的主要层中,温度以不同的规律发生变化。在最靠近地球表面的第一层,即对流层(troposphere),温度随着高度的增加而降低。在第二层,即平流层(stratosphere),大气的温度在平流层的内层部分(离地球表面 30km 以内)基本上保持不变,故又通常称为同温层;而在平流层的外层,温度又不断升高。从离地球表面 50~80km 的大气层,称为散逸层(mesosphere),在这层大气中,温度又随着高度的增加而下降。第四层是热电离层(thermosphere),温度又随高度的增加而提高,到离地球表面约 400km 起温度达到 1000K,然后温度保持不变,一直到 800km 以外的大气外层,即外逸层(exosphere)。

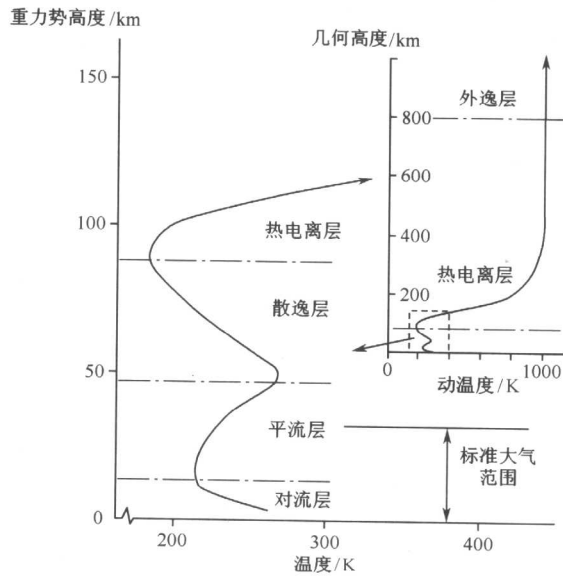


图 1.2 大气温度结构

大气的温度结构之所以这样变化,主要是由于太空辐射在地球大气层和地面的吸热、反射与对流换热共同作用的结果。图 1.3 表示太空辐射热在地球大气层及地面之间的平衡关系。

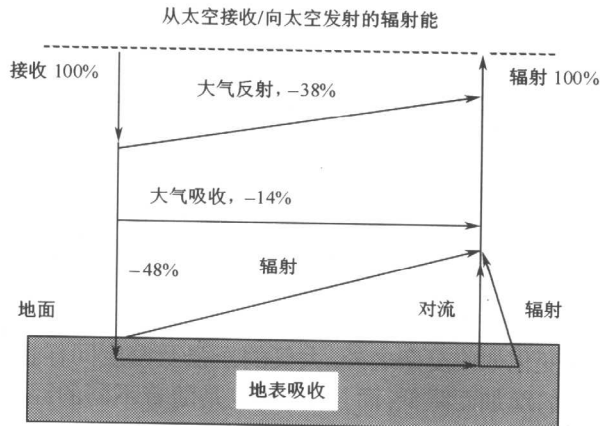


图 1.3 地球的热平衡

上面所说的只是地球大气层的平均情况,实际上,不同的季节,气温差别是很

大的;而且,同一个时间,在地球的不同地方,温度差别也是很大的。尤其是在目前人类航空所关切的大约高度为 30km 以内的大气层内,特别是对流层内,由于高低压气团的相互强烈影响,温度的差异和变化更大。

图 1.4 表示地球表面温度随季节和纬度的变化情况,图 1.5 表示在不同的纬度大气平均温度沿高度变化,图中可以看到,对流顶在不同的纬度上也是不同的,越靠近赤道,对流顶越高。

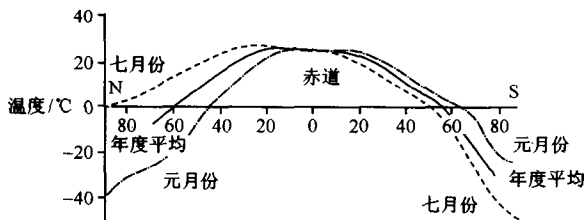


图 1.4 地球表面季节平均温度分布

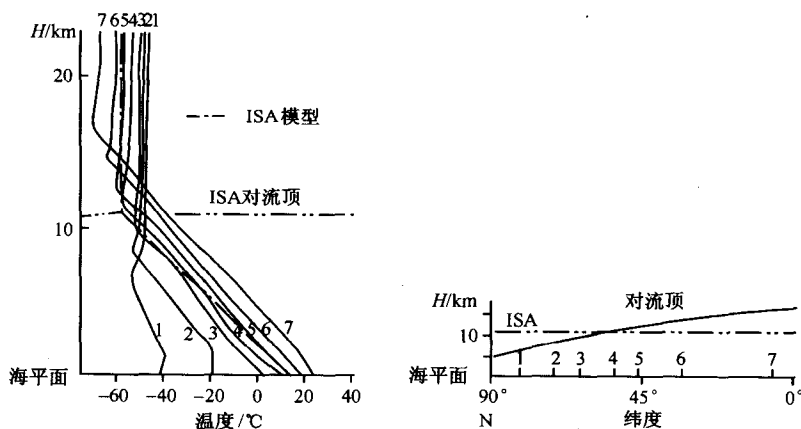


图 1.5 测量的温度沿高度分布图

除了大气温度变化如此复杂之外,大气的压强及密度同样也是变化的。压强和密度都随着高度的增加而降低,而且,同样也是随着不同的经度和纬度而变化,随着季节、时间而变化。

2. 标准大气模型

鉴于大气参数如此的变化不定,而飞机的飞行又与大气数据有着密切的关系,飞机的性能随着大气的参数变化而改变。因此,必须有一个公共的标准,作为衡

量、比较飞机性能的依据,这就是国际标准大气(International Standard Atmosphere, ISA)。

国际标准大气模型是以人类聚居的北半球中纬度年平均大气物理属性测量数据为依据,建立起来的国际公认的大气标准模型。并视大气为理想气体,满足理想气体状态方程

$$p = \rho RT \quad (1.3)$$

式中,气体常数 $R = 287.05287 \text{ N} \cdot \text{m} / (\text{kg} \cdot \text{K})$ 。同时,大气又是静止的,符合静力学方程

$$\frac{dp}{dH} = -\rho g \quad (1.4)$$

根据这个国际标准大气模型,海平面上的标准大气参数是:标准大气温度 $T_0 = 288.15 \text{ K}$;标准大气压强 $p_0 = 101325 \text{ N/m}^2 (0.101325 \text{ MPa})$;标准大气密度 $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 。标准大气模型的温度随高度的变化规律按如下公式确定

$$T = T_i + L_i(H - H_i) \quad (1.5)$$

式中,下标 i 代表所考虑的高度所属的大气层的下边界的高度,在对流层内, $i = 0$;在内平流层(同温层), $i = 11 \text{ km}$;在中平流层, $i = 20 \text{ km}$ 。在这三个大气层中,大气温度的变化率分别是 $L_0 = -0.0065 \text{ K/m}$; $L_{11} = 0.00$; $L_{20} = +0.001 \text{ K/m}$,如图 1.6 所示。因此,在这三层大气层中,标准大气模型的温度随高度的变化规律分别为:

$$\begin{aligned} \text{对流层内} \quad T &= 288.15 - 0.0065 \times H \\ \text{内平流层(同温层)} \quad T &= 216.65 \\ \text{中平流层} \quad T &= 216.65 + 0.001 \times (H - 20000) \end{aligned} \quad (1.6)$$

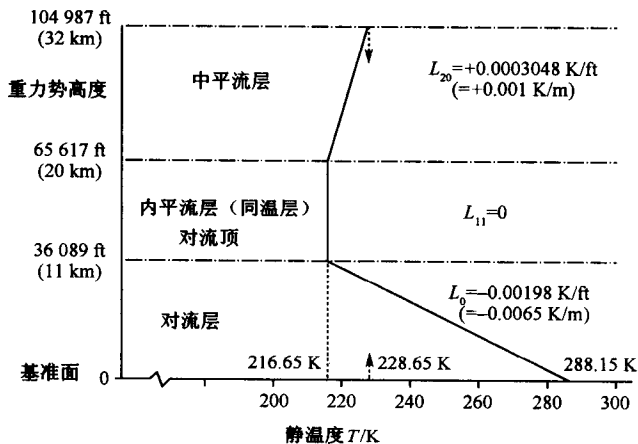


图 1.6 国际标准大气模型温度-高度关系

式中, T 为所求的高度 H (单位 m) 上的标准大气温度值 (单位 K)。

在确定了标准大气模型的温度变化规律后, 就可以相应地确定标准大气模型的压强和密度的变化规律。

由理想气体状态方程(1.3)和静力平衡方程(1.4)可以导出

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g dH}{RT} \quad (1.7)$$

将温度变化规律式(1.5)、(1.6)代入上式, 积分得到

$$\begin{aligned} \text{对流层内} \quad p &= p_0 \left[1 + \frac{L_0}{T_0} H \right]^{\frac{-g}{RL_0}} \\ \text{内平流层(同温层)} \quad p &= p_{11} e^{-g \left(\frac{H-11000}{RT_{11}} \right)} \\ \text{中平流层} \quad p &= p_{20} \left[1 + \frac{L_{20}}{T_{20}} (H - 20000) \right]^{\frac{-g}{RL_{20}}} \end{aligned} \quad (1.8)$$

已知温度和压强随高度的变化规律, 就可以根据理想气体的状态方程求得大气密度随高度的变化规律。

$$\begin{aligned} \text{对流层内} \quad \rho &= \rho_0 \left[1 + \frac{L_0}{T_0} H \right]^{1 - \frac{g}{RL_0}} \\ \text{内平流层(同温层)} \quad \rho &= \rho_{11} e^{-g \left(\frac{H-11000}{RT_{11}} \right)} \\ \text{中平流层} \quad \rho &= \rho_{20} \left[1 + \frac{L_{20}}{T_{20}} (H - 20000) \right]^{1 - \frac{g}{RL_{20}}} \end{aligned} \quad (1.9)$$

为了方便起见, 通常以相对参数的形式来表示, 即相对温度、相对压强和相对密度, 或称为温度比、压强比和密度比。他们分别是以当地参数值与相应的海平面上的标准大气参数数值的比值来表示, 即

$$\begin{aligned} \text{相对温度(温度比)} \quad \theta &= \frac{T}{T_0} = \frac{T}{288.15} \\ \text{相对压强(压强比)} \quad \delta &= \frac{p}{p_0} = \frac{p}{101325} \\ \text{相对密度(密度比)} \quad \sigma &= \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{\rho}{1.225} \end{aligned} \quad (1.10)$$

根据理想气体状态方程, 可以建立相对温度、相对压强和相对密度之间的关系如下

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

利用这个关系式, 可以用来通过部分大气测量参数确定其余参数。