

# 飞行性能与运行

Flight Performance and Operations

余江 编 著



西南交通大学出版社

· 成都 ·

## 内容简介

本书是民航院校交通运输工程（一级学科）和交通运输（类别）研究生专业课教材。

本书对民航运输航空中复杂环境下的运行性能进行了系统论述。在民航院校运行类（飞行、签派、管制、程序）本科专业的的基础上，通过研究生阶段使用本书进一步学习，学生可较为全面地掌握民航实际运行中涉及的高级性能专题。

本书以民航现实应用为导向，以具体机型（B737-700、A319-112）为实例，围绕运行性能主题展开，涉及飞行程序、飞机系统、发动机、航空气象、民航规章、测绘学、软件工程等内容，具有综合性、多学科交叉的特点，并注重理论与实际相结合。

本书要求读者具备一定的飞行性能基础知识和民航实际运行经验。

本书可作为相关高等院校和航空公司飞行性能与运行方面的专业教材，适合性能工程师、飞行机组、飞行签派、飞行程序、运行控制、空中交通管理、飞行安全等相关领域人员使用。

---

### 图书在版编目（CIP）数据

飞行性能与运行 / 余江编著. —成都：西南交通大学出版社，2021.8  
ISBN 978-7-5643-8167-7

    . 飞... . 余... . 民用飞机 - 飞行品质 -  
研究生 - 教材 民用飞机 - 运行 - 研究生 - 教材 .  
V271.1

---

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2021）第 150807 号

---

Feixing Xingneng yu Yunxing

## 飞行性能与运行

余 江 编著

---

责任编辑 李 伟  
封面设计 何东琳设计工作室

---

出版发行 西南交通大学出版社  
（四川省成都市金牛区二环路北一段 111 号  
西南交通大学创新大厦 21 楼）

邮政编码 610031  
发行部电话 028-87600564 028-87600533  
网址 <http://www.xnjdcbs.com>  
印刷 成都中永印务有限责任公司

---

成品尺寸 185 mm × 260 mm  
印张 20.5  
字数 512 千  
版次 2021 年 8 月第 1 版  
印次 2021 年 8 月第 1 次  
定价 58.00 元  
书号 ISBN 978-7-5643-8167-7

课件咨询电话：028-81435775

图书如有印装质量问题 本社负责退换

版权所有 盗版必究 举报电话：028-87600562

## 前 言

飞机的性能是飞行运行的基础，航空公司必须按照规章要求来确定航线和日常飞行运行数据。例如，确定最大起飞重量便是典型的日常性能工作。飞行性能工作不但要求从业者具有一定的飞行力学、空气动力学、飞机设计基础，要求具备广博的机型知识和民航实际运行经验，更为重要的是，还必须对民航相关规章和要求有深入的理解。

常规的飞行性能教材和相关资料，已对大部分基本性能知识进行了讲授。但是，针对民航实际运行相结合的性能分析、民航实际运行中经常遇到的若干高级性能专题等内容，在公开出版的书籍中尚未见到。中国民用航空飞行学院作为民航局直属的两所本科院校之一，一直起着民航专业人才培养的主力军作用。在本科民航院校知识学习的基础上，学生及业内相关从业人员一直有进一步深入学习的需求。但遗憾的是，国内并没有一本能够结合民航实际，对飞行性能工作中的高级问题进行深入阐述的书籍或教材，导致这一需求长期得不到满足。

本书主要内容自 2007 年开始，一直在交通运输工程(一级学科)和交通运输(类别)研究生的专业课“飞行性能与运行”中讲授。编者在多年性能培训、教学经验和科研工作的基础上，对相关内容一直进行持续更新。2017 年开始，本课程内容不但针对学校工程类的研究生，还针对飞行类的研究生展开了深入教学，最终在学校研究生处的鼓励和资助下，本书得以正式出版，以期填补这一空白。

本书在大部分内容和细节上，有别于现有民航院校的性能课程教材。首先，本书读者要求具备一定水平的飞行性能基础和民航实际运行经验，因此，并没有对一些基础的飞行性能理论进行详细讲授。其次，本书大量基于案例学习，充分以 B737-700 和 A319-112 机型在样例机场的分析为基础，大量使用性能软件及其结果作为分析手段，力图全方位展示民航实际运行中面临的各种性能问题及其解决方法。第三，本书以实用为目的，重点对运行中需要的性能知识及其应用进行了深入阐述，并对起飞分析、起飞一发失效应急程序(EOSID)设计、飞行程序与飞行性能、航线分析、着陆分析中的难点进行了重点阐述。第四，本书综合程度较高，覆盖了较广的学科知识领域，考虑到学习者基础的不同，以及跨专业情况，本书对学习中所涉及的必要知识进行了适当的展开，便于自学。

全书共分 9 章，具体为基础知识、飞机的速度与限制、起飞性能基础、起飞性能分析、离场程序性能分析、起飞一发失效应急程序、航路飘降分析、航路供氧分析、进近与着陆等。

由于飞机的运行是按照规章和手册来进行的，它们均大量使用英美制，这已经成为全球民航界飞机运行的标准。本书的大量数据图表取自于这些法规和手册，其中部分单位符号多采用大写，如 KG (kg)、FT (ft)、M (m) 等，本书保留使用这些国际民航界的通用术语、单位和符号，以方便民航界读者学习和使用。

本书除了用于院校教学，也适用于民航运行领域的技术工作者阅读，特别是性能、签派、飞行、程序设计、管制、规章标准、安全、机场、净空管理等领域人员。

本书仅用于相关知识和技能的学习，其数据不能用于具体飞机的运行。如本书内容和具体飞机手册冲突，以飞机手册为准。由于编者水平所限，书中疏漏和不当之处在所难免，望广大读者批评指正。

余 江

2021 年 5 月

# 目 录

|                           |     |
|---------------------------|-----|
| 第 1 章 基础知识 .....          | 1   |
| 1.1 国际标准大气 .....          | 1   |
| 1.2 高 度 .....             | 6   |
| 1.3 涡扇发动机 .....           | 15  |
| 1.4 手册、性能软件概览 .....       | 25  |
| 第 2 章 飞机的速度与限制 .....      | 39  |
| 2.1 指示空速、校正空速和当量空速 .....  | 39  |
| 2.2 空气动力学基础 .....         | 42  |
| 2.3 传统失速速度与 1g 失速速度 ..... | 45  |
| 2.4 限制速度 .....            | 49  |
| 2.5 运行限制 .....            | 52  |
| 第 3 章 起飞性能基础 .....        | 63  |
| 3.1 起飞速度 .....            | 63  |
| 3.2 起飞场道 .....            | 65  |
| 3.3 起飞飞行航迹 .....          | 73  |
| 3.4 起飞性能的优化 .....         | 83  |
| 3.5 AFM 起飞性能计算 .....      | 87  |
| 第 4 章 起飞性能分析 .....        | 95  |
| 4.1 起飞分析所需数据 .....        | 95  |
| 4.2 波音起飞分析表 .....         | 104 |
| 4.3 空客起飞分析表 .....         | 110 |
| 4.4 深入理解起飞分析表 .....       | 115 |
| 第 5 章 离场程序性能分析 .....      | 135 |
| 5.1 标准仪表离场程序 .....        | 135 |
| 5.2 SID 的全发性能验证 .....     | 140 |
| 5.3 SID 的一发失效性能验证 .....   | 154 |
| 第 6 章 起飞一发失效应急程序 .....    | 175 |
| 6.1 背 景 .....             | 175 |
| 6.2 标准、规范与资料 .....        | 180 |
| 6.3 应急程序航迹的确定 .....       | 183 |
| 6.4 一发失效性能验证 .....        | 191 |
| 6.5 决策点与全发性能验证 .....      | 197 |

|              |              |     |
|--------------|--------------|-----|
| 6.6          | EOSID 结束点    | 202 |
| 6.7          | 应急程序的完成      | 203 |
| 第 7 章 航路飘降分析 |              | 205 |
| 7.1          | 下降模式         | 205 |
| 7.2          | 飞机的一发失效性能    | 207 |
| 7.3          | 规章要求         | 211 |
| 7.4          | 飘降分析的内容      | 221 |
| 7.5          | 其他需要考虑的事项    | 232 |
| 7.6          | 航路越障分析算例     | 234 |
| 第 8 章 航路供氧分析 |              | 241 |
| 8.1          | 缺氧对人体生理的影响   | 242 |
| 8.2          | 机载供氧系统的类型与特点 | 243 |
| 8.3          | 规章要求         | 246 |
| 8.4          | 氧气剖面与性能剖面    | 250 |
| 8.5          | 航路供氧分析算例     | 268 |
| 第 9 章 进近与着陆  |              | 277 |
| 9.1          | 进近与着陆概述      | 277 |
| 9.2          | 着陆限制与操纵速度    | 280 |
| 9.3          | 复飞爬升与着陆距离    | 281 |
| 9.4          | 湿与污染道面性能     | 292 |
| 9.5          | 刹车热能         | 299 |
| 9.6          | 审定着陆性能计算     | 305 |
| 9.7          | 着陆分析表        | 307 |
| 9.8          | 复飞程序性能分析     | 311 |
| 参考文献         |              | 313 |
| 附 录          |              | 315 |
| 附录 1         | 符号表          | 315 |
| 附录 2         | 缩略语表         | 316 |
| 附录 3         | 单位制及其转换      | 319 |

# 第 1 章 基础知识

## 1.1 国际标准大气

### 1.1.1 国际标准大气概述

地球大气是多种气体的混合体，其中氮气约 78%，氧气约 21%，氩气约 0.9%，同时还有其他小比例的气体。大气中始终存在水蒸气，其量是变化的，取决于温度和相对湿度，通常比例小于 1%。

太阳能量加热地球大气，但大部分能量加热地表，地表升温反过来又加热底层大气。受热后的大气上升，然后膨胀、降压并冷却，其温度随高度的降低在对流层顶达到平衡，之上某一高度范围内温度保持恒定。民用运输类飞机通常在对流层顶附近飞行。

实际的大气是随时变化的。例如：包裹着地球大气的最低层是温度随高度增加而递减的对流层，多年观测表明，对流层顶随纬度和季节而变化，在热带平均为 17~18 km；温带平均为 10~12 km；高纬和两极地区只有 8~9 km。夏季对流层顶高于冬季。对流层虽薄，但却集中了整个大气质量的 3/4，90% 以上的水汽，云、雾、降水等天气基本都在这一层。

飞机和发动机的性能取决于飞机和发动机与空气的相互作用，时刻变化的大气不便于衡量这种相互作用。因此我们需要一个标准参照来计算和比较飞机性能、飞行试验与风洞试验数据。

历史上存在过许多标准大气模型，但现在飞机、发动机制造商以及航空界普遍使用的标准大气是国际民航组织（ICAO）在 20 世纪 60 年代建立的国际标准大气模型。

国际标准大气（International Standard Atmosphere, ISA）是一个人为规定的一个不变的大气环境，该模型包括温度、密度、气压等随高度的变化关系，以北半球中纬度地区大气物理特性的平均值为依据建立。

其主要规定参数如下：

ISA 海平面（ISA Sea Level），温度 15 °C 或 288.15 K，气压 29.92 inHg（1 inHg 33.86 hPa）或 1013.25 hPa，密度 0.002 376 89 slug/ft<sup>3</sup>（1 slug/ft<sup>3</sup> = 515.379 kg/m<sup>3</sup>）或 1.225 kg/m<sup>3</sup>，重力加速度 32.174 05 ft/s<sup>2</sup>（1 ft/s<sup>2</sup> = 0.304 8 m<sup>2</sup>/s）或 9.806 65 m/s<sup>2</sup>。

ISA 海平面参数通常用下标 0 来表示，如  $T_0$ 、 $P_0$ 、 $\rho_0$ 、 $g_0$  等。

对流层（Troposphere）厚度 36 089 ft 或 11 km，温度递减率 - 1.981 2 °C/1 000 ft 或 - 6.5 °C/1 000 m。

对流层顶（Tropopause）之上为同温层（Stratosphere），同温层下部温度为常值 - 56.5 °C，65 618 ft 或 20 km 之上，气温随高度增加又开始增加。

大气的这种分层主要是依据温度的垂直变化特点进行的。

ISA 模型中，温度、密度、气压等随高度的变化是由以下数学公式描述的。

气温可计算为

$$0 \sim 36\,089 \text{ ft} : T_{\text{ISA}} = 288.15 - 0.001\,981\,2 \times H_p \text{ (K)}$$

$$36\,089 \sim 65\,618 \text{ ft} : T_{\text{ISA}} = 216.65 \text{ (K)}$$

气压（静压）可计算为

$$0 \sim 36\,089 \text{ ft} : P_{\text{ISA}} = 1013.25 \times \left( \frac{288.15 - 0.001\,981\,2 \times H_p}{288.15} \right)^{5.255\,877\,4} \text{ (hPa)}$$

$$36\,089 \sim 65\,618 \text{ ft} : P_{\text{ISA}} = 1013.25 \times 0.223\,36 \times e^{\left( \frac{36\,089 - H_p}{20\,805.8} \right)} \text{ (hPa)}$$

密度可计算为

$$0 \sim 36\,089 \text{ ft} : \rho_{\text{ISA}} = 0.002\,376\,89 \times \left( \frac{288.15 - 0.001\,981\,2 \times H_p}{288.15} \right)^{4.255\,877\,4} \text{ (slug/ft}^3\text{)}$$

$$36\,089 \sim 65\,618 \text{ ft} : \rho_{\text{ISA}} = 0.002\,376\,89 \times 0.297\,07 \times e^{\left( \frac{36\,089 - H_p}{20\,805.8} \right)} \text{ (slug/ft}^3\text{)}$$

上面几个公式中， $H_p$  为以英尺表示的压力高度（Pressure Altitude, PA）。ISA 模型气压-高度变化关系如图 1.1 所示。

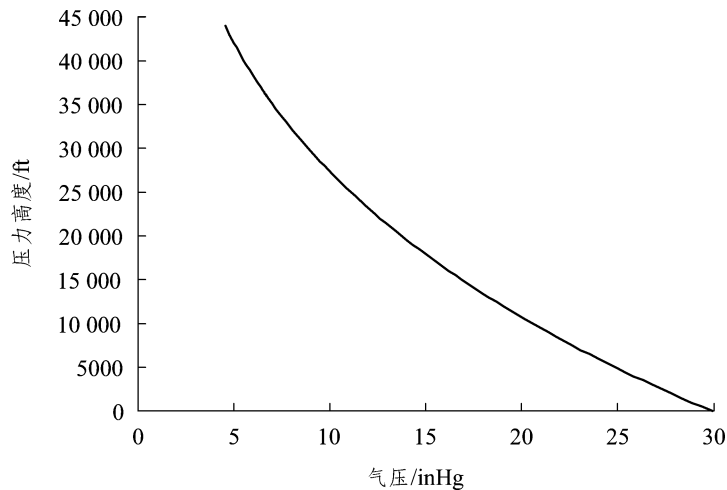


图 1.1 ISA 模型气压-高度变化关系

实际大气很少和标准大气重合。使用 ISA 温差（ISA Deviation）来表示实际温度与 ISA 标准温度的差值。

【例 1.1】某机场外部大气温度（OAT）为  $20^\circ\text{C}$ ，PA 为 2000 ft，确定机场的 ISA 温差。

解：机场 PA 2000 ft 处的标准温度为

$$T_{\text{ISA}} = 15 - 2 \times 2000 / 1000 = 11$$

$$\text{ISA Dev.} = 20 - 11 = 9 \text{ (}^\circ\text{C)}$$

可文字表述为 ISA +  $9^\circ\text{C}$ 。

【例 1.2】温度 ISA +  $15^\circ\text{C}$ ，计算 PA 31 000 ft 处的实际温度。

解：实际温度为



$$T = 15 - 0.0019812 \times 31000 + 15 = -31.4 \text{ (}^\circ\text{C)}$$

实际运行中，通常假设同一垂直空气柱各高度具有相同的 ISA 温差。

飞机、发动机性能取决于空气密度，空气密度是气压和气温的函数。

例如，如果现在某处的气压为 908 hPa (约 26.8 inHg)，则该处对应的 PA 为 3000 ft (见图 1.1)。参见国际标准大气表 (见表 1.1)。飞机、发动机将表现出等同于 ISA 大气下 3000 ft 高度处的性能。

表 1.1 国际标准大气表

| Geopotential altitude/ft | Temperature      |                  | $\theta$ | $a/a_0$ | Pressure |                      |        | $\delta$ | $\sigma$ |
|--------------------------|------------------|------------------|----------|---------|----------|----------------------|--------|----------|----------|
|                          | $^\circ\text{F}$ | $^\circ\text{C}$ |          |         | inHg     | lb / ft <sup>2</sup> | mb     |          |          |
| 0                        | 59.0             | 15.0             | 1.0000   | 1.0000  | 29.920   | 2116.3               | 1013.2 | 1.0000   | 1.0000   |
| 1000                     | 55.4             | 13.0             | 0.9931   | 0.9966  | 28.854   | 2040.9               | 977.1  | 0.9644   | 0.9711   |
| 2000                     | 51.9             | 11.0             | 0.9862   | 0.9931  | 27.820   | 1967.7               | 942.1  | 0.9298   | 0.9428   |
| 3000                     | 48.3             | 9.1              | 0.9794   | 0.9896  | 26.816   | 1896.7               | 908.1  | 0.8962   | 0.9151   |
| 4000                     | 44.7             | 7.1              | 0.9725   | 0.9862  | 25.841   | 1827.7               | 875.1  | 0.8637   | 0.8881   |
| 5000                     | 41.2             | 5.1              | 0.9656   | 0.9827  | 24.895   | 1760.8               | 843.0  | 0.8320   | 0.8617   |
| 6000                     | 37.6             | 3.1              | 0.9587   | 0.9792  | 23.977   | 1695.9               | 812.0  | 0.8014   | 0.8359   |
| 7000                     | 34.0             | 1.1              | 0.9519   | 0.9756  | 23.087   | 1633.0               | 781.8  | 0.7716   | 0.8106   |
| 8000                     | 30.5             | - 0.8            | 0.9450   | 0.9721  | 22.224   | 1571.9               | 752.6  | 0.7428   | 0.7860   |
| 9000                     | 26.9             | - 2.8            | 0.9381   | 0.9686  | 21.387   | 1512.7               | 724.2  | 0.7148   | 0.7620   |
| 10 000                   | 23.3             | - 4.8            | 0.9312   | 0.9650  | 20.576   | 1455.4               | 696.8  | 0.6877   | 0.7385   |
| 11 000                   | 19.8             | - 6.8            | 0.9244   | 0.9614  | 19.790   | 1399.8               | 670.2  | 0.6614   | 0.7156   |
| 12 000                   | 16.2             | - 8.8            | 0.9175   | 0.9579  | 19.029   | 1345.9               | 644.4  | 0.6360   | 0.6932   |
| 13 000                   | 12.6             | - 10.8           | 0.9106   | 0.9543  | 18.291   | 1293.7               | 619.4  | 0.6113   | 0.6713   |
| 14 000                   | 9.1              | - 12.7           | 0.9037   | 0.9507  | 17.577   | 1243.2               | 595.2  | 0.5875   | 0.6500   |
| 15 000                   | 5.5              | - 14.7           | 0.8969   | 0.9470  | 16.885   | 1194.3               | 571.8  | 0.5643   | 0.6292   |
| 16 000                   | 1.9              | - 16.7           | 0.8900   | 0.9434  | 16.216   | 1147.0               | 549.1  | 0.5420   | 0.6090   |
| 17 000                   | - 1.6            | - 18.7           | 0.8831   | 0.9397  | 15.568   | 1101.1               | 527.2  | 0.5203   | 0.5892   |
| 18 000                   | - 5.2            | - 20.7           | 0.8762   | 0.9361  | 14.941   | 1056.8               | 506.0  | 0.4994   | 0.5699   |
| 19 000                   | - 8.8            | - 22.6           | 0.8694   | 0.9324  | 14.335   | 1014.0               | 485.5  | 0.4791   | 0.5511   |
| 20 000                   | - 12.3           | - 24.6           | 0.8625   | 0.9287  | 13.750   | 972.5                | 465.6  | 0.4595   | 0.5328   |
| 21 000                   | - 15.9           | - 26.6           | 0.8556   | 0.9250  | 13.183   | 932.5                | 446.4  | 0.4406   | 0.5150   |
| 22 000                   | - 19.5           | - 28.6           | 0.8487   | 0.9213  | 12.636   | 893.7                | 427.9  | 0.4223   | 0.4976   |
| 23 000                   | - 23.0           | - 30.6           | 0.8419   | 0.9175  | 12.107   | 856.3                | 410.0  | 0.4046   | 0.4807   |
| 24 000                   | - 26.6           | - 32.5           | 0.8350   | 0.9138  | 11.596   | 820.2                | 392.7  | 0.3876   | 0.4642   |

续表

| Geopotential altitude/ft | Temperature |        | $\theta$ | $a/a_0$ | Pressure |                      |       | $\delta$ | $\sigma$ |
|--------------------------|-------------|--------|----------|---------|----------|----------------------|-------|----------|----------|
|                          | °F          | °C     |          |         | inHg     | lb / ft <sup>2</sup> | mb    |          |          |
| 25 000                   | - 30.2      | - 34.5 | 0.8281   | 0.9100  | 11.103   | 785.3                | 376.0 | 0.3711   | 0.4481   |
| 26 000                   | - 33.7      | - 36.5 | 0.8212   | 0.9062  | 10.627   | 751.7                | 359.9 | 0.3552   | 0.4325   |
| 27 000                   | - 37.3      | - 38.5 | 0.8144   | 0.9024  | 10.168   | 719.2                | 344.3 | 0.3398   | 0.4173   |
| 28 000                   | - 40.9      | - 40.5 | 0.8075   | 0.8986  | 9.725    | 687.8                | 329.3 | 0.3250   | 0.4025   |
| 29 000                   | - 44.4      | - 42.5 | 0.8006   | 0.8948  | 9.297    | 657.6                | 314.8 | 0.3107   | 0.3881   |
| 30 000                   | - 48.0      | - 44.4 | 0.7937   | 0.8909  | 8.885    | 628.4                | 300.9 | 0.2970   | 0.3741   |
| 31 000                   | - 51.6      | - 46.4 | 0.7869   | 0.8870  | 8.488    | 600.4                | 287.4 | 0.2837   | 0.3605   |
| 32 000                   | - 55.1      | - 48.4 | 0.7800   | 0.8832  | 8.105    | 573.3                | 274.5 | 0.2709   | 0.3473   |
| 33 000                   | - 58.7      | - 50.4 | 0.7731   | 0.8793  | 7.737    | 547.2                | 262.0 | 0.2586   | 0.3345   |
| 34 000                   | - 62.2      | - 52.4 | 0.7662   | 0.8753  | 7.382    | 522.1                | 250.0 | 0.2467   | 0.3220   |
| 35 000                   | - 65.8      | - 54.3 | 0.7594   | 0.8714  | 7.040    | 498.0                | 238.4 | 0.2353   | 0.3099   |
| 36 000                   | - 69.4      | - 56.3 | 0.7525   | 0.8675  | 6.712    | 474.7                | 227.3 | 0.2243   | 0.2981   |
| 36 089                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 6.683    | 472.7                | 226.3 | 0.2234   | 0.2971   |
| 37 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 6.397    | 452.4                | 216.6 | 0.2138   | 0.2844   |
| 38 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 6.097    | 431.2                | 206.5 | 0.2038   | 0.2710   |
| 39 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 5.810    | 411.0                | 196.8 | 0.1942   | 0.2583   |
| 40 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 5.538    | 391.7                | 187.5 | 0.1851   | 0.2462   |
| 41 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 5.278    | 373.3                | 178.7 | 0.1764   | 0.2346   |
| 42 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 5.030    | 355.8                | 170.3 | 0.1681   | 0.2236   |
| 43 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 4.794    | 339.1                | 162.3 | 0.1602   | 0.2131   |
| 44 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 4.569    | 323.2                | 154.7 | 0.1527   | 0.2031   |
| 45 000                   | - 69.7      | - 56.5 | 0.7519   | 0.8671  | 4.355    | 308.0                | 147.5 | 0.1455   | 0.1936   |

已知某处大气静压，则可通过下式计算对应的 PA。

$$0 \sim 36\,089 \text{ ft} : H_p = 145\,442.15 \times \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{0.190\,263} \right]$$

$$36\,089 \sim 65\,618 \text{ ft} : H_p = 36\,089 - 20\,805.8 \times \ln \left[ 4.477\,06 \times \left( \frac{P}{P_0} \right) \right]$$

上式中，高度单位符号为 ft，分子分母气压必须是同一单位。

需要特别指出，压力高度（Pressure Altitude，PA）是飞行性能中一个非常重要的概念，它是 ISA 模型下，按气压-高度的对应关系所确定的高度。气压值确定，则 PA 确定。性能图上的高度基本上均为 PA。

### 1.1.2 常用大气参数计算

引入三个概念：密度比、温度比、压强比。

温度比是当地高度大气温度与 ISA 海平面大气温度之比，用符号  $\theta$  表示，因此：

$$\theta = T/T_0$$

上式中温度单位为绝对温度“开”。对流层内，温度比还可直接计算为

$$\theta = \frac{288.15 - 0.0019812 \times H + \Delta ISA}{288.15}$$

压强比是当地高度大气压强与 ISA 海平面大气压强之比，用符号  $\delta$  表示，因此：

$$\delta = P/P_0$$

对流层内，压强比还可直接计算为

$$\delta = \left( \frac{288.15 - 0.0019812 \times H}{288.15} \right)^{5.2558774} = (\theta_{ISA})^{5.2558774}$$

密度比是当地高度大气密度与 ISA 海平面大气密度之比，用符号  $\sigma$  表示，因此：

$$\sigma = \rho/\rho_0$$

此密度单位符号为 slug/ft<sup>3</sup>。

密度比通常使用实际大气的压强比与温度比计算得到：

$$\sigma = \delta/\theta$$

**【例 1.3】** PA 33 000 ft，温度 ISA + 10 °C，计算温度比、压强比和密度比。

解：温度比为

$$\theta = (288.15 - 0.0019812 \times 33\,000 + 10) / 288.15 = 0.807\,739$$

压强比为

$$\delta = \left( \frac{288.15 - 0.0019812 \times 33\,000}{288.15} \right)^{5.2558774} = 0.258\,581$$

密度比为

$$\sigma = \delta/\theta = 0.258\,581 / 0.807\,739 = 0.320\,129$$

注意，大气温度的变化不影响相同 PA 处的压强比，但温度的变化，相同 PA 对应的几何高度不同。

【例 1.4】 某机场的 OAT 为 30 °C，PA 为 3 000 ft，求空气密度。

解：温度比为

$$\theta = T/T_0 = (273.15 + 30)/288.15 = 1.0521$$

查国际标准大气表（见表 1.1）得到，3000 ft 处的压强比  $\delta = 0.8962$ ，因此，密度比为

$$\sigma = \delta/\theta = 0.8962/1.0521 = 0.8518$$

所求的空气密度为

$$\rho = \rho_0 \times \sigma = 0.002\ 376\ 89 \times 0.8518 = 0.002\ 024\ 7 \text{ (slug/ft}^3\text{)}$$

## 1.2 高度

### 1.2.1 高度的概念

日常生活中的高/高度一般均指距某基准面的垂直物理距离，也称为皮尺高/高度 (Tapeline Height/Altitude) 或几何高/高度 (Geometric Height/Altitude)。

地图上地形、山峰的标高或海拔 (Elevation)，是距平均海平面 (Mean Sea Level, MSL) 的几何高度，它不随气象条件而变。其数值是通过测绘学方法和仪器得到的。

MSL 是不考虑潮汐、风、波浪影响的静止海平面。由于地球密度的不均匀，MSL 并不是一个数学球体或椭球体，而是一个不规则的曲面。在 MSL 中，水面始终与重力线垂直。在陆地区域，MSL 是海洋沿假设的水槽延伸过来的水面。我国 MSL 为青岛附近的常年平均海平面，称黄海国家高程基准。

基准面不同，就有不同的高/高度概念（见图 1.2），常见的包括：

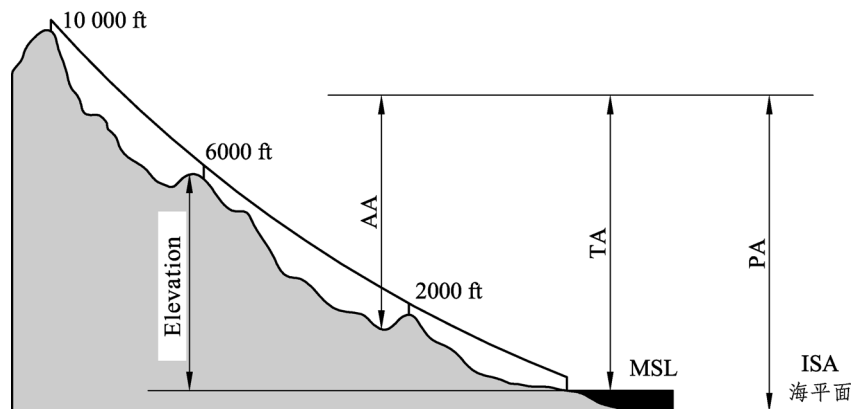


图 1.2 几个高度的概念

真实高度 (True Altitude, TA)：飞机距 MSL 的垂直物理距离。在地图上，真实高度是山头、物体的标高 (Elevation)，如机场、塔台、障碍物的高度都是真实高度。

绝对高度 (Absolute Altitude, AA)：飞机距地表的垂直物理距离。这一概念也称为离地高度 (Above Ground Level, AGL)。飞机上无线电高度 (Radio Altitude, RA) 是绝对高度。

RA 仅在起降阶段使用，通常只在 2500 ft 以下才显示。

需要特别指出的是，本书所使用的真实高度与绝对高度是英文直译的名词，这是国际民航界普遍接受的概念。在国内不少资料上，“真实高度”对应“Absolute Altitude”，而“绝对高度”对应“True Altitude”，在定义上正好是相反的。读者在阅读资料时须注意这一不同。

飞机上所使用的高度表（见图 1.3）实际上是气压表，环境大气压（静压）是其唯一的输入参数。得到气压后，按 ISA 气压随高度的关系得到高度。高度表的读数即指示高度（Indicated Altitude, IA），反映的是测量处的气压与参考面气压在 ISA 大气中的高度差。如果今天的大气为 ISA，则 IA 等于 TA。

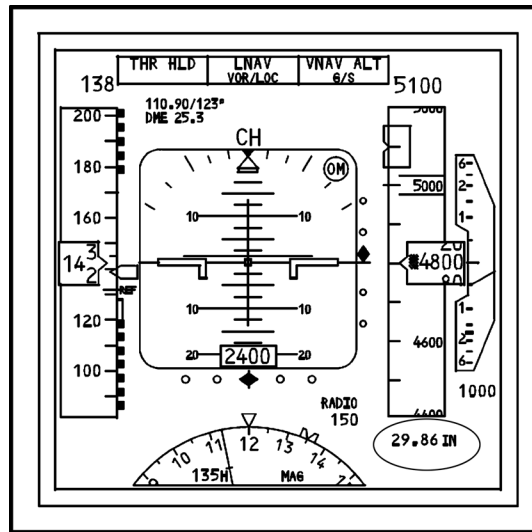


图 1.3 主飞行显示器（PFD）上的高度表设定显示（QNH29.86）

民用航空中，通常区分高度（Altitude）与高（Height）的概念。一般情况下，高度是指距海平面的垂直物理距离，而高是指距地表的垂直物理距离。

可通过设置高度表参考面气压（基准），得到不同的指示高度。

经常使用的高度表基准是：场压（QFE）、修正海压（QNH）、标准海压（QNE）。对应的指示高度分别称为场压高、修正海压高度、标准海压高度。

场压（QFE）：跑道面上的气压。如果以 QFE 作为参考气压，飞机停在地面上，高度表指零，飞机在空中时，高度表指示的是相对于机场表面的高。

修正海压（QNH）：当地平均海平面（MSL）上的气压。如果以 QNH 作为参考气压，飞机停在地面上，高度表指示的是机场的标高，飞机在空中时，高度表指示的是相对于 MSL 的高度。这种高度表设置有利于飞行中判断飞机相对地形障碍物的垂直距离，因为地形标高是从 MSL 开始测量的，从而有利于飞行安全。起飞着陆阶段所有过渡高度（Transition Altitude）以下的飞机均使用 QNH 设定。

QNH 是根据测量的场压和标高，按照 ISA 模型中气压随高度的变化曲线计算得到的。即下式，式中 QFE 的单位符号为 inHg，Elev 的单位符号为 ft。在民航实际运行中，QNH 可通过情报通播（Automatic Terminal Information Service, ATIS）得到。

$$QNH = 29.92 \times \left[ \left( \frac{QFE}{29.92} \right)^{0.190263} + \left( \frac{\text{Elev}}{145442.16} \right) \right]^{5.25588} \quad (\text{inHg})$$

标准海压 (QNE): ISA 海平面上的气压, 该值恒等于 1013.25 hPa。如果以 QNE 作为参考气压, 高度表指示的是 PA。为便于统一高度分层, 所有过渡高度层 (Transition Level) 以上的飞机均必须使用 QNE 设定。

需要特别指出的是, 不管实际大气如何, 上面三个气压高度实际上均为 ISA 大气条件下测量点到参考面气压的高度差。

飞行性能工作中, 常常需要对高度有更深入的理解。

根据气体状态方程:

$$P = \rho RT$$

根据大气静力学方程:

$$dP = -\rho g dh$$

两式相除, 得到描述一般大气的方程:

$$\int \frac{dP}{P} = -\frac{1}{R} \int \frac{g}{T} dh$$

为简化计算, 假设重力加速度  $g$  为 ISA 海平面的值, 不随高度而变, 则上式变为

$$\int \frac{dP}{P} = -\frac{g_0}{R} \int \frac{1}{T} dh_{\text{geopotential}}$$

我们把这种  $g$  不随高度而变化的大气模型称为位势模型 (Geopotential Model), 对应的高度称为位势高度 (Geopotential Altitude)。

位势高度的物理含义和势能相关。

质量为  $m$  的物体, 在恒定  $g$  和变化  $g$  的重力场中升高, 取得相同势能对应的高度分别称为位势高度和几何高度, 则下式相等:

$$mg_0 \int dh_{\text{geopotential}} = m \int g \cdot dh_{\text{geometric}}$$

例如, 在不变  $g$  重力场中物体升高 100 ft (位势高) 取得的势能, 在真实变化  $g$  重力场中, 必然要求上升更大的高度 (几何高度) 才能取得。上述公式实际上描述了位势高度和几何高度的关系。

国际标准大气 ISA 是一种特殊的位势模型, 压强、温度随 PA 的变化满足前面 ISA 模型中所列的数学公式。PA 是位势高度而不是几何高度。即 ISA 大气符合下列方程:

$$\int \frac{dP}{P_{\text{ISA}}} = -\frac{g_0}{R} \int \frac{1}{T_{\text{ISA}}} dh_p$$

ISA 中, 只要给定温度随高度的变化, 则可通过上式得到压强随高度的变化, 进而通过状态方程得到密度随高度的变化, 这也是上一节给出的 ISA 参数计算公式。

由于几何高度需考虑变化的重力加速度，而  $g$  随高度、纬度而变。可通过下列简化公式，将位势高度转换为几何高度：

$$h_{\text{geometric}} = \frac{r \cdot h_{\text{geopotential}}}{r - h_{\text{geopotential}}}$$

式中， $r$  为参考地球半径 20 855 531 ft。海平面上，几何高度总是大于位势高度。

【例 1.5】 已知位势高度为 39 000 ft，确定对应的几何高度。

解：

$$h_{\text{geometric}} = \frac{20\,855\,531 \times 39\,000}{20\,855\,531 - 39\,000} = 39\,073 \text{ (ft)}$$

可以看出，位势高度和几何高度相差很小，一般情景下，可看作两者相同。

在飞行性能相关计算分析工作中，需要进行越障判定，常常需要将非标准/标准大气条件下的指示高度转换为几何高度，才能与同为几何高度的地形障碍物进行比较，以进行越障判定。

### 1.2.2 非标准大气的高度修正

如果实际大气等于标准大气，则飞机的指示高度近似等于几何高度（IA 没有考虑  $g$  的变化）。

气压式高度表是按照 ISA 模型下的气压随高度的变化曲线，将测量的空气静压转换为高度，来指示相对基准气压面的高度的。因此，任何非标准大气情况，都将导致指示高度和几何高度（或位势高度）不同。

非标准大气的一种情况是 QNH 不等于 ISA 海平面压强。

这种情况相当于用于校准高度表的气压-高度变化曲线出现了平移，如图 1.4 所示。通过设置高度表参考面不同的气压值，可处理这一情况。

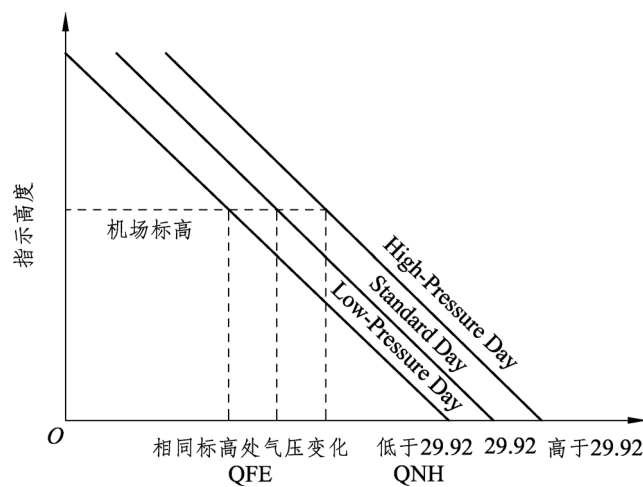


图 1.4 QNH 的变化导致气压-高度曲线出现平移

如果知道场压，则可直接计算对应的 PA（见 1.1.1）。实际运行中，大部分情况是只知道机场标高  $H_{\text{elve}}$  和 QNH 值，则通过下式计算对应的 PA。

$$PA = H_{\text{elve}} + 14\,542.15 \times \left[ 1 - \left( \frac{\text{QNH}}{P_0} \right)^{0.190\,263} \right]$$

【例 1.6】 已知机场标高 600 ft，QNH 997 hPa，确定机场 PA。

解：直接使用上面公式计算，可得

$$H_p = 600 + 145\,442.15 \times \left[ 1 - \left( \frac{997}{1013.25} \right)^{0.190\,263} \right] = 600 + 446.7 = 1047 \text{ (ft)}$$

波音、空客的飞行机组操作手册（FCOM）中，对这一问题一般使用以下简化算法。

在对流层底部，气压随高度的变化可近似为线性变化，每升高 30 ft，气压降低 1 hPa。因此，该机场的气压高度可用下式计算得出：

$$H_p = 600 + 30 \times (1013.25 - 997) = 600 + 480 = 1080 \text{ (ft)}$$

图 1.5 表示了这一计算过程。需要指出的是，有的机型手册不是以 30 ft（如使用 28 ft）气压降低 1 hPa 这一数据进行估算的，这个并不重要，只要最后的结果偏于保守就是可接受的。例如：如果计算得到的 PA 偏高，则对应的飞行性能就偏低。用偏低的飞行性能去评价跑道是否够用，是否能够越障，则会得到偏保守的结果，这是可接受的。这种保守评估原则的使用在运行性能中是一个普遍现象。

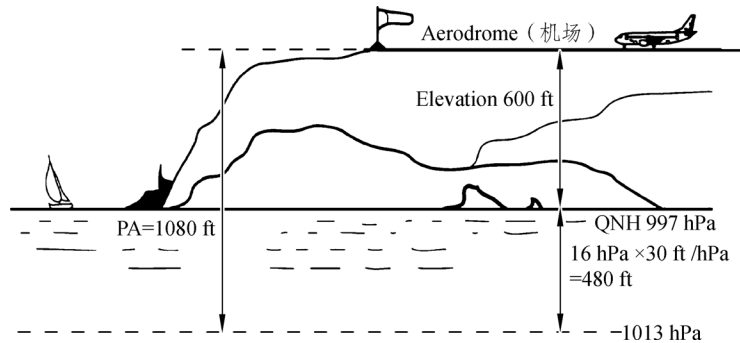


图 1.5 已知 QNH 和标高简化确定计算 PA

另外一种简化算法，是利用预先算好的表格（见表 1.2）进行。

表 1.2 通过标高与 QNH 确定 PA

| QNH/inHg       | Correction to Elevation for Pressure ALT/ft | QNH/mbar   |
|----------------|---|------------|
| 28.81 to 28.91 | 1000  | 976 to 979 |
| 28.91 to 29.02 | 900   | 979 to 983 |



续表

| QNH/inHg       | Correction to Elevation for Pressure ALT/ft | QNH/mbar     |
|----------------|---|--------------|
| 29.02 to 29.12 | 800   | 983 to 986   |
| 29.12 to 29.23 | 700   | 986 to 990   |
| 29.23 to 29.34 | 600   | 990 to 994   |
| 29.34 to 29.44 | 500   | 994 to 997   |
| 29.44 to 29.55 | 400   | 997 to 1001  |
| 29.55 to 29.66 | 300   | 1001 to 1004 |
| 29.66 to 29.76 | 200   | 1004 to 1008 |
| 29.76 to 29.87 | 100   | 1008 to 1012 |
| 29.87 to 29.97 | 0   | 1012 to 1015 |
| 29.97 to 30.08 | - 100                                       | 1015 to 1019 |
| 30.08 to 30.19 | - 200                                       | 1019 to 1022 |
| 30.19 to 30.30 | - 300                                       | 1022 to 1026 |
| 30.30 to 30.41 | - 400                                       | 1026 to 1030 |
| 30.41 to 30.52 | - 500                                       | 1030 to 1034 |
| 30.52 to 30.63 | - 600                                       | 1034 to 1037 |
| 30.63 to 30.74 | - 700                                       | 1037 to 1041 |
| 30.74 to 30.85 | - 800                                       | 1041 to 1045 |
| 30.85 to 30.96 | - 900                                       | 1045 to 1048 |
| 30.96 to 31.07 | - 1000                                      | 1048 to 1052 |

该表假设气压随高度的变化关系为线性变化，大小为 1.06 inHg/1000 ft，或 36.1 hPa/ 1000 ft。这个变化关系在海平面 1000 ft 范围内是准确的。

【例 1.7】 已知机场标高 600 ft，QNH 997 hPa，确定 PA。

解：通过 QNH 997，从表 1.2 中可以得出对标高的修正量为 500 ft，则对应的 PA 为

$$PA = 600 + 500 = 1100 \text{ (ft)}$$

非标准大气的另一种情况是温度不等于 ISA 标准温度。

温度不等于标准温度，将导致空气的密度发生变化。温度越低，单位体积内的空气质量越大，密度越高。空气密度的变化会改变气压-高度的关系，改变了气压随高度变化曲线的斜率，如图 1.6 所示。高度表通常不具备能力修正这样的斜率变化，而总是使用 ISA 模型下的气压-高度变化斜率来指示高度。

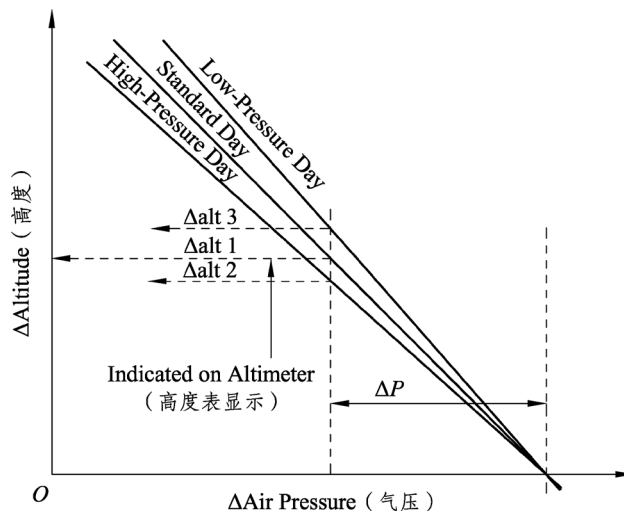


图 1.6 空气密度对气压-高度曲线的影响

实际温度与标准温度的偏差越大，指示高度与真实高度的差越大。使用相同指示高度飞行，气温越高，真实高度越高，气温越低，真实高度越低。在相对 ISA 很冷的天气时，这种高度偏差可能会达 1000 ft 以上。图 1.7 说明了这种高度偏差。

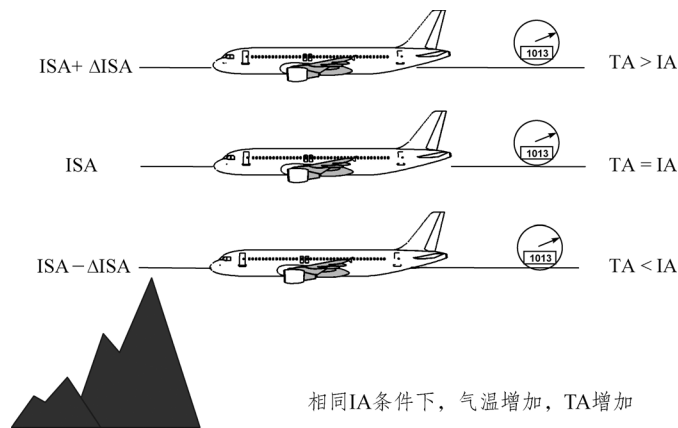


图 1.7 相同指示高度飞行时温度对真实高度的影响

正常航路飞行情况下，这种偏差不危及飞行安全。但是，在高原山区机场全发或一发失效的起飞着陆飞行阶段，或在高原航线的一发失效飘降飞行和释压后的紧急下降飞行中，如果不考虑这种指示高度偏差，不进行低温对指示高度的修正，将大大减少越障的安全裕度，甚至危及飞行安全。

由于大部分进离场飞行程序 (SID/STAR) 设计中，并没有考虑 ISA 温差修正。各定位点要求的最低高度是按照几何高度给出的。在低温情况，在地形复杂机场，如果按照程序图上要求的高度，操纵飞机以相同的指示高度飞越，可能导致飞机实际高度低于飞行程序要求的高度，从而触发近地警告 (EGPWS)。

一般来说，当天气很冷 ( $-30^{\circ}\text{C}$  或更低) 时，应考虑指示高度修正问题。此外，在某些情况下，在  $-30\sim 0^{\circ}\text{C}$  也应做指示高度修正。

由上节 1.2.1 已知，对包括 ISA 在内的所有位势大气模型，下式成立：

$$\int \frac{dP}{P} = -\frac{g_0}{R} \int \frac{1}{T} dh_{\text{geopotential}}$$

对于气压高度表，它始终是按 ISA 来对待感知大气的，因此：

$$dP = -\frac{g_0 \cdot P \cdot dh_{\text{PA}}}{R \cdot T_{\text{ISA}}}$$

而对于任意实际大气，只要满足不同高度存在相同的 ISA 温差，则

$$dP = -\frac{g_0 \cdot P \cdot dh_{\text{geopotential}}}{R \cdot (T_{\text{ISA}} + \Delta\text{ISA})}$$

高度变化不大时，两式相等，可得

$$\Delta h_{\text{PA}} = \Delta h_{\text{geopotential}} \cdot \left( \frac{T_{\text{ISA}}}{T_{\text{ISA}} + \Delta\text{ISA}} \right)$$

上式给出了压力高度 PA 与位势高度在有 ISA 温差时的对应关系。从推导过程可以看出，由于气压随高度的变化并不是线性关系，高度变化范围越大，则上述公式误差也越大。如果  $T_{\text{ISA}}$  使用高度变化中间的温度值，则可使这种误差适当减小。下面举例说明。

**【例 1.8】** 机场标高 1000 ft，场温 -30 °C，离场程序上某定位点的公布最低高度为 4000 ft，确定该起飞条件下过该点的最低指示高度。

解：首先确定 ISA 温差为

$$\Delta\text{ISA} = -30 - \left( 15 - 1000 \times \frac{2}{1000} \right) = -43 \text{ (}^\circ\text{C)}$$

离场程序图上某定位点要求的最低高度为 4000 ft，它是相对 MSL 基准面的几何高度。机场标高 1000 ft 同样也是相对 MSL 基准面的几何高度。已知机场标高之上的几何高度（视同位势高度）变化量为 3000 ft，需要确定这一几何高度变化量对应的压力高度变化量（等同指示高度变化量）。

几何高度变化量中间值对应的高度为

$$1000 + 3000/2 = 2500 \text{ (ft)}$$

标准温度为

$$T_{\text{ISA}} = 15 - 2500 \times \frac{2}{1000} = 10 \text{ (}^\circ\text{C)} = 283.15 \text{ (K)}$$

因此，3000 ft 几何高度（近似位势高度）变化量对应的压力高度变化量为

$$\Delta h_{\text{PA}} = 3000 \times \frac{283.15}{283.15 - 43} = 3537 \text{ (ft)}$$

故过该定位点的应飞指示高度为

$$3537 + 1000 = 4537 \text{ (ft)}$$

为进一步简化计算，在 ICAO Doc 8168 Vol 1 飞行程序设计标准，以及 Boeing、Airbus FCOM 中，均使用下面的表格（见表 1.3）进行低高度温度修正。

表 1.3 温度对低高度指示高度的影响（Boeing FCOM）

| Airport Temperature<br>/°C | Height Above Altimeter Source/ft |     |     |     |     |     |     |     |      |      |      |      |
|----------------------------|----------------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|------|------|------|
|                            | 200                              | 300 | 400 | 500 | 600 | 700 | 800 | 900 | 1000 | 1500 | 2000 | 3000 |
| 0                          | 20                               | 20  | 30  | 30  | 40  | 40  | 50  | 50  | 60   | 90   | 120  | 170  |
| - 10                       | 20                               | 30  | 40  | 50  | 60  | 70  | 80  | 90  | 100  | 150  | 200  | 290  |
| - 20                       | 30                               | 50  | 60  | 70  | 90  | 100 | 120 | 130 | 140  | 210  | 280  | 420  |
| - 30                       | 40                               | 60  | 80  | 100 | 120 | 140 | 150 | 170 | 190  | 280  | 380  | 570  |
| - 40                       | 50                               | 80  | 100 | 120 | 150 | 170 | 190 | 220 | 240  | 360  | 480  | 720  |
| - 50                       | 60                               | 90  | 120 | 150 | 180 | 210 | 240 | 270 | 300  | 450  | 590  | 890  |

该表的用法是：将需要修正的公布高度减去机场标高，得到“Height Above Altimeter Source”，和机场温度一起，查表得到修正量。将修正量加上公布高度，即得到应飞的指示高度。如果“Height Above Altimeter Source”超出表中最大值（3000），可以使用线性外插方法处理，即如果修正的高度为 6000 ft，则使用两倍 3000 ft 的修正量。

使用前例同样的算例数据：

首先确定定位点公布高度与机场标高的差值为 3000 ft（几何高度）。在表第一列中根据场温 - 30 °C，和表第二行中 3000 ft 数据，查表得到高度修正量为 570 ft。因此，应飞的指示高度为 3570 ft。

表 1.3 是基于海平面机场计算的，所有数据被圆整到更高的 10 ft。对于海平面以上的机场，其数据是保守的。

【例 1.9】 某海平面机场，场温 - 20 °C，确定 1000 ft 几何高度对应的指示高度。

解：ISA 温差为 ISA - 35，1000 ft 高度变化量中间值对应的标准温度为 14 °C，则

$$\Delta h_{PA} = 1000 \times \frac{14 + 273.15}{14 + 273.15 - 35} = 1139 \text{ (ft)}$$

增量 139 ft 向上圆整到最近的 10 ft 后，为 140 ft，和表中数据相同。

典型的，下列公布高度应进行低温修正：MSA、FAF 高度；非精密进近中的阶梯下降高度和 MDA（最低下降高度）、MDH（最低下降高）；ILS（仪表着陆系统）进近中的 OM 高度（远距信标）；GPS（全球定位系统）进近中的 waypoint（航路点）高度等。除非航行资料上公布的高度已经进行了低温修正。

上述修正公式和修正表格并不适用于大高度变化量的情况，对进离场阶段的高度修正是适用的。

Airbus FCOM 3.05.05 提供了图 1.8，用于高高度压力高度与几何高度的近似转换。图中，横坐标 True Altitude 为几何高度，纵坐标 Altitude 为压力高度或指示高度。

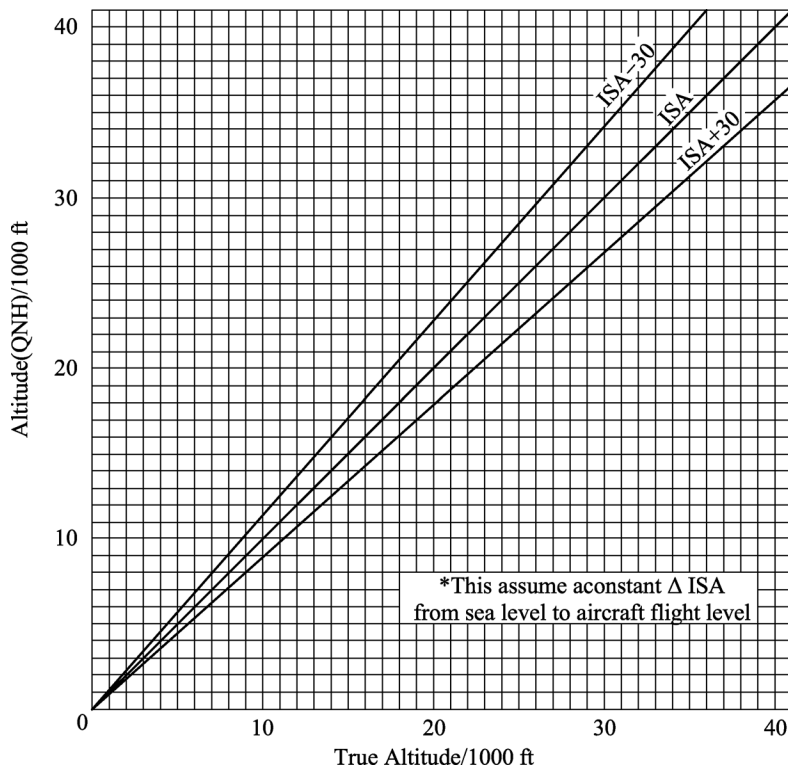


图 1.8 高高度温度偏差的指示高度修正 (Airbus)

实际大气中任意点的压力高度 PA 与位势高度间的关系可用下式确定：

$$h_{\text{geopotential}} = h_{\text{PA}} - 96.0343 \times \Delta \text{ISA} \times \ln \delta$$

式中，高度单位符号为 ft， $\Delta \text{ISA}$  单位符号为  $^{\circ}\text{C}$ ， $\delta$  为压力高度  $h_p$  对应的压强比。

在航路飞行阶段，出现一发失效的飘降飞行和座舱释压的紧急下降时，飞机可能处于高地形上空的近地飞行状态，评估能否安全飞越航路障碍物，也需要进行压力高度与几何高度的转换。

【例 1.10】 已知压力高度 30 000 ft， $\Delta \text{ISA} = -10^{\circ}\text{C}$ ，确定对应的位势高度和几何高度。

解：从标准大气表中可查到，PA 30 000 ft 对应的压强比为 0.2970，则位势高度为

$$h_{\text{geopotential}} = 30\,000 - 96.0343 \times (-10) \times \ln 0.2970 = 28\,834 \text{ (ft)}$$

对应的几何高度为

$$h_{\text{geometric}} = \frac{20\,855\,531 \times 28\,834}{20\,855\,531 - 28\,834} = 28\,874 \text{ (ft)}$$

### 1.3 涡扇发动机

民航运输类固定翼飞机主要使用涡轮风扇喷气发动机(简称涡扇发动机)作为动力装置。喷气发动机于 1939 年首次在德国 He178 飞机上使用，涡扇发动机于 1959 年首次在英国

VC-10 客机上使用。喷气发动机由早期的单轴轴流式涡轮喷气（见图 1.9），演变到现今普遍使用的双轴/三轴轴流式大涵道比涡轮风扇发动机（见图 1.10）。

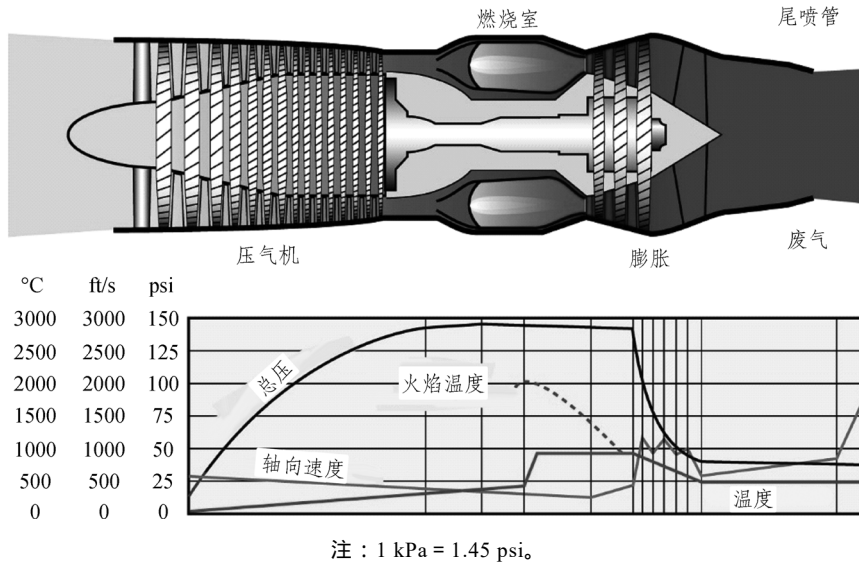


图 1.9 典型单轴轴流式涡轮喷气发动机剖面几个参数的变化

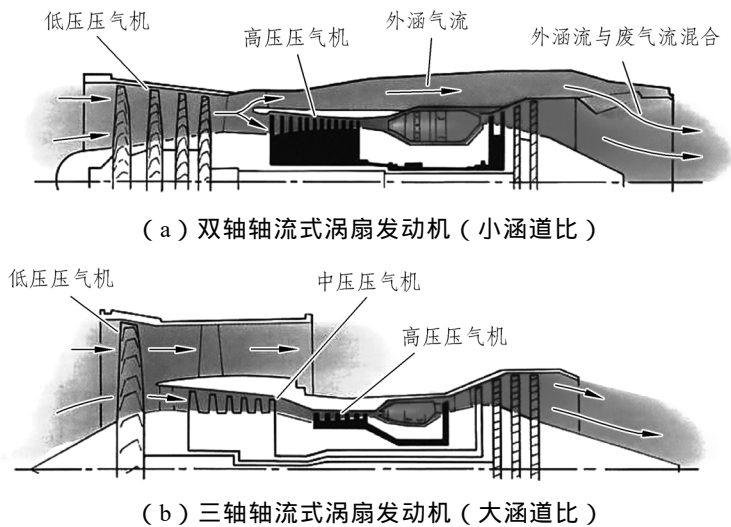


图 1.10 小涵道比与大涵道比涡轮风扇发动机

今天的喷气发动机是非常精密复杂的机器，能够在起飞时以超过 14 000 r/min 的转速工作，涡轮入口处温度超过 1600 °C，内部压力最高处可超过 50 个大气压。

喷气发动机由五部分组成：进气道、压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管。进气道输送空气；压气机压缩空气；燃烧室喷油燃烧气体，膨胀加速后推动涡轮旋转；涡轮反过来通过连接轴驱动压气机；气体在尾喷管膨胀高速喷出，产生推力。

发动机性能对飞行性能影响极大，我们需要更多地了解一些发动机的知识。

表 1.4 列出了目前在产的主要商用涡扇发动机型号参数及其安装机型。

表 1.4 在产主要商用涡扇发动机与安装机型

| 型号             | 年份   | 涵道比        | 长度/m        | 风扇尺寸/m      | 质量/t        | 推力/kN         | 主要机型                                      |
|----------------|------|------------|-------------|-------------|-------------|---------------|---|
| GE GE90        | 1992 | 8.7 ~ 9.9  | 5.18 ~ 5.40 | 3.12 ~ 3.25 | 7.56 ~ 8.62 | 330 ~ 510     | B777                                      |
| P&W PW4000     | 1984 | 4.8 ~ 6.4  | 3.37 ~ 4.95 | 2.84        | 4.18 ~ 7.48 | 222 ~ 436     | A300/A310, A330, B747, B767, B777, MD-11  |
| R-R Trent XWB  | 2010 | 9.3        | 5.22        | 3.00        | 7.28        | 330 ~ 430     | A350XWB                                   |
| R-R Trent 800  | 1993 | 5.7 ~ 5.79 | 4.37        | 2.79        | 5.96 ~ 5.98 | 411 ~ 425     | B777                                      |
| EA GP7000      | 2004 | 8.7        | 4.75        | 2.95        | 6.09 ~ 6.71 | 311 ~ 363     | A380                                      |
| R-R Trent 900  | 2004 | 8.7        | 4.55        | 2.95        | 6.18 ~ 6.25 | 340 ~ 357     | A380                                      |
| R-R Trent 1000 | 2006 | 10.8 ~ 11  | 4.74        | 2.85        | 5.77        | 265.3 ~ 360.4 | B787                                      |
| GE GEnx        | 2006 | 8.0 ~ 9.3  | 4.31 ~ 4.69 | 2.66 ~ 2.82 | 5.62 ~ 5.82 | 296 ~ 339     | B747-8, B787                              |
| R-R Trent 700  | 1990 | 4.9        | 3.91        | 2.47        | 4.79        | 320           | A330                                      |
| GE CF6         | 1971 | 4.3 ~ 5.3  | 4.00 ~ 4.41 | 2.20 ~ 2.79 | 3.82 ~ 5.08 | 222 ~ 298     | A300/A310, A330, B747, B767, MD-11, DC-10 |
| R-R Trent 500  | 1999 | 8.5        | 3.91        | 2.47        | 4.72        | 252           | A340-500/600                              |
| P&W PW1000G    | 2008 | 9.0 ~ 12.5 | 3.40        | 1.42 ~ 2.06 | 2.86        | 67 ~ 160      | A320neo, A220                             |
| CFM LEAP       | 2013 | 9.0 ~ 11.0 | 3.15 ~ 3.33 | 1.76 ~ 1.98 | 2.78 ~ 3.15 | 100 ~ 146     | A320neo, B737Max                          |
| CFM56          | 1974 | 5.0 ~ 6.6  | 2.36 ~ 2.52 | 1.52 ~ 1.84 | 1.95 ~ 2.64 | 97.9-151      | A320, A340-200/300, B737, KC-135, DC-8    |
| IAE V2500      | 1987 | 4.4 ~ 4.9  | 3.20        | 1.60        | 2.36 ~ 2.54 | 97.9-147      | A320, MD-90                               |

### 1.3.1 推力及影响因素

发动机推力  $F$  可用下式表示：

$$F = \dot{m}(V_2 - V_1)$$

式中， $\dot{m}$  为空气流量； $V_2$ 、 $V_1$  分别为发动机气体的出口速度与入口速度。

对于涡轮风扇发动机，上式可进一步表述为

$$F_{\text{net}} = (\dot{m}_{\text{core air}} + \dot{m}_{\text{fuel}}) \times v_{\text{core exhaust}} + \dot{m}_{\text{fan air}} \times v_{\text{fan exhaust}} - \dot{m}_{\text{air}} \times V_{\text{airplane}}$$

式中， $F_{\text{net}}$  为净推力；等号右侧由加号分开的三个部分分别为核心机的排气动量变化率、外涵道的排气动量变化率、发动机进气动量变化率。

许多因素会影响发动机的推力。空气密度是温度和压力的函数，温度或压力的任何变化都会影响发动机的推力。

对于给定的发动机型号，最大起飞推力受到 PA 和 OAT 的影响。在对流层，气温随高度的增加而线性递减，标准递减率为 1.98 °C/1000 ft。这种温度递减可以抵消掉一部分随高度

增加引起的空气密度减小，但空气密度总是减小的。在平流层，由于温度保持不变，空气密度随高度增加的减幅更快。

由于空气密度的这一变化特性，使得随起降机场高度的增加，起飞最大推力减小。虽然现代发动机普遍使用全权限数字电子控制（FADEC）方式，通过燃油流量的自动调节，以弥补高度和温度的变化对推力的影响，但这种推力随高度增加而减小的特性，仍是不可避免的。

飞机的速度对发动机推力也有显著的影响（见图 1.11）。这种影响分两个方面：一方面，随着飞机速度的增加，发动机入口的空气会变得越来越大，从而导致更高的空气密度。这称之为冲压效应，这将增加发动机的推力。另一方面，随着飞机速度的增加，进气处的空气动量（质量乘速度）将增加。发动机推力是排气动量和进气动量之间的差，因此将降低发动机推力。

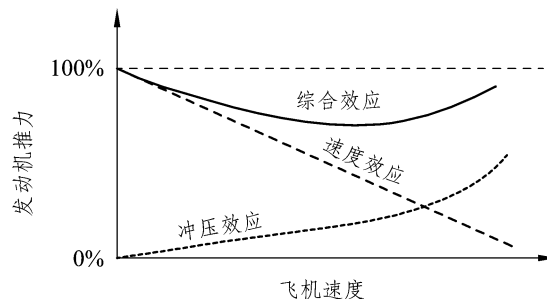


图 1.11 速度对发动机推力的影响

发动机不但需要为飞机提供推力，还需要给飞机其他部件提供动力，所有这些消耗都将导致排气动量的减少，最终减少发动机的可用推力。例如：

- 为液压系统液压泵提供动力；
- 驱动发电机，为飞机电子系统提供电力；
- 为飞机环境控制系统（空调、增压）提供高压空气；
- 为飞机除冰/防冰系统提供热空气。

发动机在试车台上运行时，进气口和排气口的形状可能与安装到飞机上的形状有很大不同，这导致发动机在试车台上的推力，会超过在飞机上的推力。因此，修正后用于性能计算的发动机推力称为“安装净推力”，这是飞机上可用的推力。

同型号的发动机个体并不会表现得完全一样。某些发动机在同样功率设定下，可能会比其他发动机产生更大的推力。这种发动机个体间的差异主要源自制造上的微小容差。飞机制造商在确定飞机性能的时候，往往使用两个不同的推力定义：平均发动机推力和最低发动机推力。前者是飞机制造商测试的发动机中的平均值，后者是飞机制造商保证的最低值。作为一般性的保守要求，在起飞着陆这种关键阶段，应使用最低发动机计算飞行性能。在非关键性的阶段，例如，航路爬升和巡航阶段，可使用平均发动机计算飞行性能。波音、空客性能软件中，均可见到这样的发动机选项。

涡扇发动机的主功率指示一般有 EPR 和  $N_1$ ，辅助功率指示有 EGT 和 FF（见图 1.12），下面分别阐述。



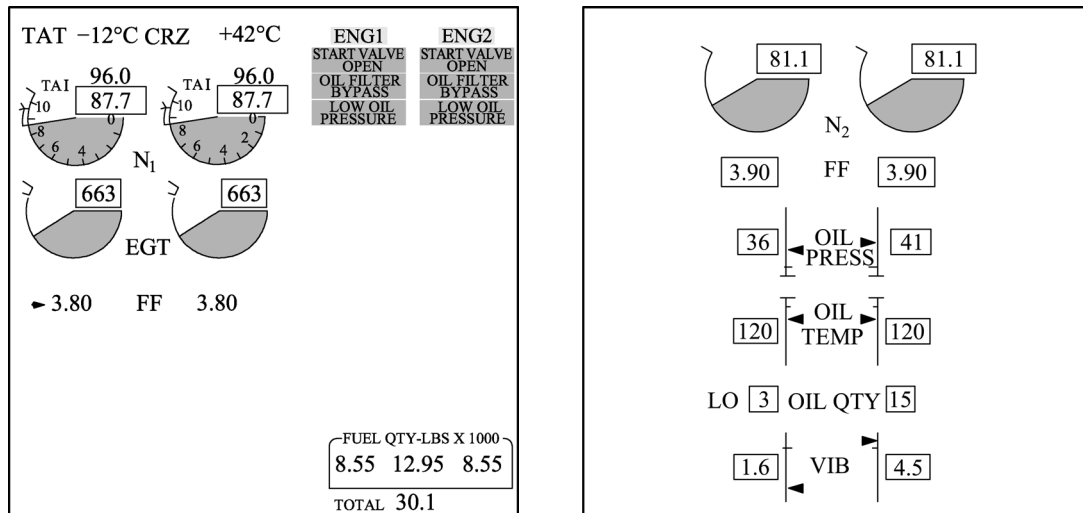


图 1.12 B737NG 系列典型发动机参数显示 (左:上;右:下)

EPR (Engine Pressure Ratio) 为发动机压力比。它是发动机排气口总压与风扇入口总压之比。但在某些发动机上, EPR 的定义有少许的不同。EPR 与推力的线性跟随特性关系较好。

$N_1$  为风扇或低压压气机转速。 $N_1$  的单位可以是转/分 (r/min), 但实际上使用的  $N_1$  基本上均为百分比的  $N_1$ , 即风扇或低压压气机转速相对某参考转速的百分比。例如, 装备于 B747-400 机型上的 RB211 发动机, 参考转速是 3900 r/min, 因此, 如果风扇或低压转子的转速是 3900 r/min, 则  $N_1$  表述为 100%  $N_1$ 。参考转速通常设定为接近典型的起飞推力状态, 因此, 起飞  $N_1$  推力设定通常接近 100%。某些发动机上, 起飞  $N_1$  可能比 100% 稍大, 这不能理解为超出发动机极限。 $N_1$  不像 EPR, 它与推力的关系不是单调线性的关系。

另外一个关于  $N_1$  的概念是修正的  $N_1$  (Corrected  $N_1$ ), 对于大部分发动机型号, 修正  $N_1$  定义为

$$N_{1 \text{ corrected}} = N_1 / \sqrt{T_T / T_0}$$

式中,  $T_T$  为总温;  $T_0$  为 ISA 海平面标准温度。

同样的, 通常定义  $N_2$  为高压压气机转子转速。

EPR 和  $N_1$  是用于发动机推力设定的最主要的两个参数。 $N_1$  是通用电气 (General Electric, GE) 和 CFMI (法国 SNECMA 与美国 GE 的合资公司) 发动机的主推力设定参数; EPR 则是普惠 (Pratt and Whitney, PW) 和罗罗 (Rolls-Royce, RR) 发动机的主推力设定参数。

EGT (Exhaust Gas Temperature) 为涡轮出口处的排气温度。EGT 是涡扇发动机的主要使用限制, 该温度近似反映了涡轮前的温度大小。涡轮叶片的材料限制决定了最高的温度限制。EGT 与极限值之间的温度差, 称为 EGT 裕度。

FF (Fuel Flow) 为进入燃烧室的燃油流量。前推油门杆, FF 增加, 转速增加, EGT 增加, 内外压差增加, 推力增加。调节 FF 是 FADEC (全权限数字电子控制) 发动机的主要手段。