



基础知识

本章关键词

飞行性能(flight performance)

飞行剖面(flight profile)

机场气压高度(airport pressure altitude)

海拔高度(elevation)

国际标准大气

(International Standard Atmosphere, ISA)

翼尖小翼(winglet)

临界马赫数(critical Mach number)

超临界翼型(supercritical airfoil)

单位推力耗油率

(thrust specific fuel consumption)

民航运输机的飞行性能是指飞机完成一个特定飞行任务的安全性和经济性。分析飞行性能需要知道飞机设计性能、飞机气动特性、发动机特性、大气状态、机场条件、航空公司业务和航空法规。根据飞行剖面,飞行性能分为起飞性能、爬升性能、巡航性能、下降性能、进近和着陆性能。

1.1 民航运输机飞行性能定义

1.1.1 民航运输机的设计性能与飞行性能

民航运输机的设计性能是在飞机设计时确定的、经过试飞验证并经过适航当局批准的飞机性能,是同一机型的每架飞机都必须满足的最低性能。民航运输机的设计性能指标分为业务载荷和飞行任务剖面两个方面。业务载荷的主要指标是乘客人数、货物重量、货舱容积;飞行任务剖面的主要指标是航程、航速。民航运输机的设计性能指标包括:

(1) 重量和载荷指标:最大滑行重量、最大起飞重量、最大着陆重量、最大无燃油重量、最大燃油容积、额定座位数。

(2) 飞行剖面指标:航程、巡航速度、巡航高度、起飞距离、着陆距离。这些性能数据是在海平面标准大气条件下的数据。

本书中的飞行性能是指民航运输机安全而且经济地完成一次具体航班飞行任务的能力。民航运输机的飞行性能不仅与飞机的设计性能有关,而且与该次航班的气象条件(温度、风)、起飞和着陆机场条件(跑道长度、道面情况、机场气压高度、障碍物)、业务载荷和航



程有关。本书主要论述以涡轮风扇发动机为动力的大型民航运输机的飞行性能。

1.1.2 民航运输机的飞行性能研究范围

飞行性能是飞机设计性能、发动机性能、大气状态、机场条件、航空公司业务等的综合，它研究各飞行阶段的飞机气动特性和发动机特性。典型的飞行任务剖面如图 1.1 所示：飞机在滑行道上滑行，在跑道上加速滑跑、离地、起飞，爬升、巡航，在机场附近下降、进近着陆、减速滑跑、停稳。研究飞行性能的目的是确保飞机安全地起飞、安全而且经济地飞行、安全地着陆。在本书中，飞行性能分为起飞性能、爬升性能、巡航性能、下降性能、进近和着陆性能。

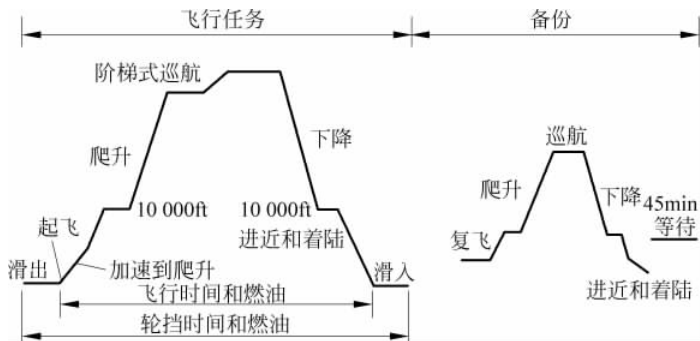


图 1.1 国内航线的飞行剖面^①

1.2 民航运输机气动性能特点

1.2.1 飞行马赫数对升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的影响

1. 飞行马赫数对升力系数 C_L 的影响(迎角不变时)

低速飞行时，升力系数有如下特点：①影响升力系数的主要因素是机翼构型和迎角；②使用扰流板和襟翼可显著改变机翼构型，所以可使升力系数显著改变；③在机翼构型不变的情况下，升力系数先随着迎角的增大而增大，当迎角达到一临界值时升力系数达到最大值，然后升力系数随着迎角的增大而急剧下降，如图 1.2 所示。民航运输机的起飞飞行阶段和进近着陆飞行阶段是低速飞行，但巡航阶段是高速飞行，所以还需要知道高速飞行时的升力系数特点。

从经济性、安全性和舒适性考虑，目前民航运输机的巡航阶段主要以亚声速飞行。为了提高经济性，现代大型民航运输机的巡航速度采用高亚声速。高亚声速飞行性能与低速飞行性能不同：低速飞行时，升力系数和阻力系数可以认为不随飞行速度变化；高亚声速飞

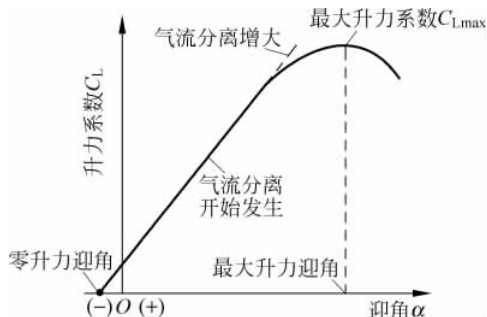


图 1.2 升力系数与迎角的关系

^① 1ft=0.3048m。



行时,飞行马赫数成为影响升力系数和阻力系数的一个重要因素,尤其是当飞行马赫数超过临界马赫数之后。

下面简述飞行马赫数对升力系数的影响。由于机翼上表面的气流速度比下表面的大,所以当马赫数增大到一临界值时,机翼上表面首先出现局部超声速区,此时的马赫数就是临界马赫数。如图 1.3 所示,当飞行马赫数小于临界马赫数时,升力系数随马赫数的增大而非常缓慢地增大;飞行马赫数大于临界马赫数时,升力系数先随着马赫数的增大而增大,达到一定值后降低;临近 $Ma=1$ 时,升力系数又再次增大,达到 $Ma=1$ 后逐渐变小。

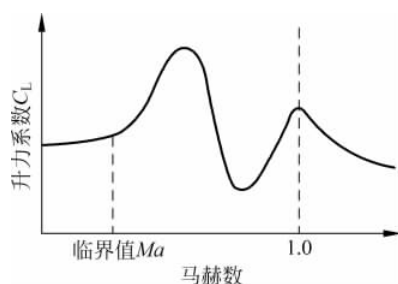


图 1.3 在高亚声速和跨声速阶段,升力系数 C_L 随马赫数的变化规律

对高亚声速时的升力系数随飞行马赫数的变化规律解释如下:当飞行马赫数超过临界马赫数时,机翼上表面首先出现局部超声速区,这些局部超声速区的压力迅速减小,引起机翼升力系数的上升。随着飞行马赫数的增大,机翼上表面的超声速区增大,所以升力系数随着马赫数的增大而增大。但是当飞行马赫数继续增大到某一值时,机翼下表面也出现局部超声速区并随着飞行马赫数的增大而迅速扩大,使机翼下表面的压力迅速减小,导致升力系数随着飞行马赫数的增大而降低。

2. 飞行马赫数对阻力系数 C_D 的影响

如图 1.4 所示,在亚声速阶段,当飞行马赫数低于临界马赫数时,阻力系数不随飞行马赫数变化。例如,对于 B777-300 飞机,如果升力系数为 $C_L=0.5$,那么当飞行马赫数小于 0.8 时,阻力系数 C_D 保持在 0.026 不变。当飞行马赫数超过临界马赫数后,阻力系数随着飞行马赫数的增大而增大。

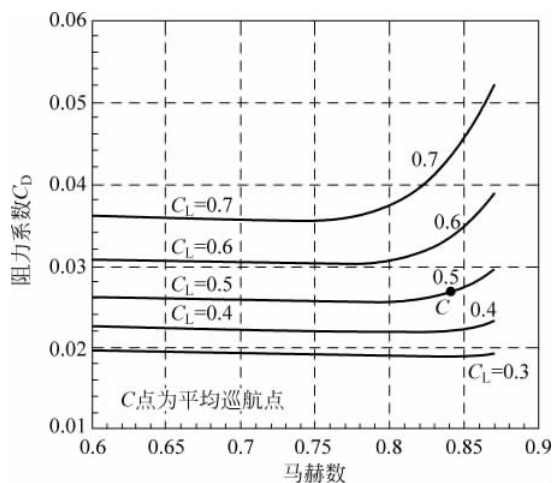


图 1.4 在亚声速阶段 B777-300 飞机的阻力系数 C_D 随马赫数的变化规律



1.2.2 民航运输机的机翼特点

民航运输机的机翼是大展弦比的后掠下单翼,采用超临界翼型,许多机型还加装翼尖小翼。下面介绍超临界翼型和翼尖小翼。

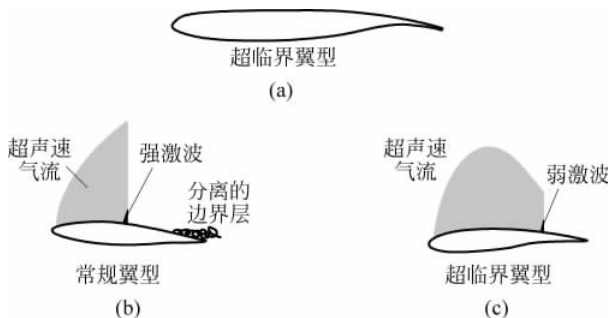


图 1.5 超临界翼型与常规翼型比较

(a) 超临界翼型的形状特征; (b) 马赫数为 0.7 时的常规翼型上表面气流特点;

(c) 马赫数为 0.8 时的超临界翼型上表面气流特点

1. 超临界翼型

气流绕过常规翼型的前缘时,上表面流速增加较快。高亚声速飞行时,若飞行速度达到临界马赫数,翼型上表面的局部气流速度达到声速。飞行速度继续增加就会产生强烈的激波阻力,发动机功率会被大量消耗,甚至会引起飞行事故。因此高亚声速飞机要提高巡航速度就必须提高机翼的临界马赫数。超临界翼型(supercritical airfoil)就是为提高临界马赫数而设计的。

1967年,美国 NASA 的空气动力学专家 R. T. 惠特科姆(Richard T. Whitcomb)提出了超临界翼型概念,目的是提高临界马赫数,使机翼在高亚声速时阻力剧增的现象推迟发生。与常规翼型相比,超临界翼型的特点是前缘钝圆,上表面平坦,下表面在后缘处有反凹,且后缘较薄并向下弯曲,如图 1.5 所示。1969 年美国科恩设计出超临界翼型,在巡航状态时机翼上表面大部分区域为超声速区而下表面无超声速区,即超临界翼型飞机的巡航马赫数大于临界马赫数。超临界翼型有利于推迟出现激波并可减小附面层分离的程度,能提高临界马赫数 0.06~0.1。采用超临界翼型还有利于减轻飞机的结构重量,同时改善低速飞行性能。但超临界翼型上表面平坦,减缓了气流速度,所以减小了升力系数。为克服这一缺点,超临界翼型增加了下表面后缘部分的弯曲来弥补升力的不足。目前高亚声速大型民航运输机的机翼普遍采用了超临界翼型。

2. 翼尖小翼

飞机正常飞行时的升力是靠机翼上、下表面的压力差产生的。由于上、下表面压力差的存在,翼尖附近机翼下表面的空气会绕流到上表面,形成翼尖涡流(图 1.6),使翼尖区上、下表面的压力差降低,从而导致翼尖区域的升力降低。为削弱这种绕流现象对升力的影响,越来越多的民航运输机安装了翼尖小翼(winglet,图 1.7),用以阻碍上、下表面的空气绕流,减小绕流对升力的破坏并降低阻力,提高升阻比。翼尖小翼也是美国 NASA 的空气动力学专



家惠特科姆提出的,他从鸟翅膀尖部的小翅得到启发,于1976年提出了翼尖小翼的概念。翼尖小翼不仅提高了巡航经济性,还改善了起飞性能。



图 1.6 翼尖涡流示意图



图 1.7 B737 NG 系列飞机的翼尖小翼

1.2.3 重力和重心位置对升力系数和阻力系数的影响

1. 重力对升力系数的影响

若飞机重力增大,则作用在机翼上的升力必须增大,而升力增大会使机翼向上弯曲变形增大。对于矩形和梯形机翼,翼尖向上弯曲不会导致翼尖扭转,所以对升力系数的影响很小。亚声速民航运输机的机翼都采用大展弦比的后掠翼形式,翼尖向上弯曲使机翼产生负扭转,减小了机翼翼尖附近的迎角,所以减小了升力系数。重力越大,翼尖的负扭转变形越大,升力系数和最大升力系数也就越小。

2. 重心位置对升力系数和阻力系数的影响

民航运输机在飞行过程中,燃油消耗、人员走动、起落架收放、襟翼构型改变等因素会使飞机重心移动。下面简述重心前移对升力系数和阻力系数的影响。

(1) **重心前移,升力系数减小。**民航运输机的重心位于机翼升力中心之前。为了平衡机翼升力对飞机重心的低头力矩,水平尾翼(水平安定面和升降舵)的升力方向朝下,如图 1.8 所示。重心前移,则机翼升力产生的低头力矩增大。为了平衡低头力矩,升降舵需要增大向下的升力以增大抬头力矩,这使飞机的升力系数减小。

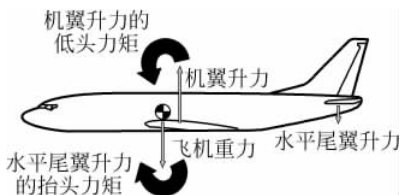


图 1.8 飞机重力、机翼升力、水平尾翼升力、低头力矩和抬头力矩

(2) **重心前移,阻力系数增大。**重心向前移,水平尾翼需要增大向下的升力,这减小了全机的升力。为了平衡飞机的重力,必须增大机翼迎角以提高升力,而机翼迎角的增大会使阻力增大。此外,水平尾翼向下升力的增大来自于升降舵和水平安定面偏转角的增大,这使水平尾翼的阻力增大。

1.2.4 扰流板的作用

民航运输机的扰流板位于机翼上表面后段,每侧机翼的扰流板数量通常有 5~7 块,分为飞行扰流板和地面扰流板。当扰流板打开时,扰流板前面的气流受到阻滞,气流速度降



低,压力升高,导致升力减小;扰流板后面形成气流分离区,也使升力减小。地面扰流板在飞机着陆接地和中断起飞时自动或人工打开,主要作用是减小机翼升力以增大刹车效率,同时也增大空气阻力以利于飞机减速。飞行扰流板在空中飞行时的作用有两个:一是用于辅助副翼进行横侧操纵(只打开一侧机翼的飞行扰流板);二是增加飞行阻力以达到减速或增大下降率的目的(两侧机翼的飞行扰流板同时打开)。飞行扰流板在地面使用时,其作用与地面扰流板相同。

1.3 民航运输机的发动机性能特点

1.3.1 涡轮风扇发动机的特点

大型民航运输机通常采用涡轮风扇发动机。与普通涡轮喷气发动机相比,涡轮风扇发动机加装了由涡轮带动的风扇和一个外涵道。风扇转动对气流增压,经增压的气流分为外涵道气流和内涵道气流。外涵道气流平行流动,经外涵道直接排出,产生推力;内涵道气流与普通喷气发动机的一样,经过压气机、燃烧室和涡轮之后由喷管排出,如图 1.9 所示。外

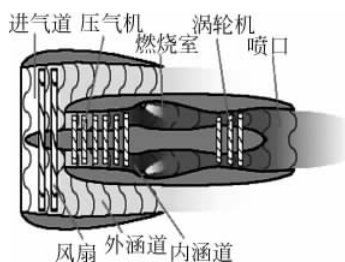


图 1.9 涡轮风扇发动机示意图

涵道与内涵道的空气质量流量之比称为涵道比。涵道比对发动机性能影响较大,民航运输机的涡扇发动机采用高涵道比(大于 5)。A380 和 B787 飞机的发动机涵道比已高达 8~11。高涵道比的涡扇发动机具有耗油率低、噪声低、排气污染小的特点,适合在大型民航运输机上使用。高涵道比也带来一些缺点,例如发动机迎面面积增加使飞机的机动性降低。所以,军用飞机的涡扇发动机采用小涵道比。

1.3.2 发动机性能与大气温度和飞行高度的关系

1. 大气温度对发动机性能的影响

大气温度下降使空气密度增大,在发动机转速一定时进入压气机的空气就增多,这使驱动压气机所需的功率增大,燃油控制系统会自动增加燃油流量,导致发动机推力增大。当大气温度降低到某个值之后,燃油流量达到最大,燃油控制系统可保持最大供油流量不变,以防止发动机压气机出口压力或压气机增压比超过规定值,因此发动机转速下降;但由于空气密度增加而保持了空气质量流量基本不变,使发动机推力保持基本不变。

图 1.10 所示为大气温度和气压高度对最大起飞推力的影响。在给定的气压高度上,当大气温度低于基准温度(T_{ref})时,发动机推力不随温度变化;当大气温度高于基准温度时,发动机的推力受到排气温度(EGT)的限制,推力随大气温度的上升而减小。

2. 飞行高度对发动机性能的影响

随飞行高度的增加,空气密度减小,在发动机转速一定时,进入发动机的空气质量流量减小,燃油控制系统自动调节供油流量使之与空气质量流量相匹配,燃油流量的减小导致发动机推力减小。从图 1.10 可以看出,在给定的大气温度下,气压高度的增加导致可用推力

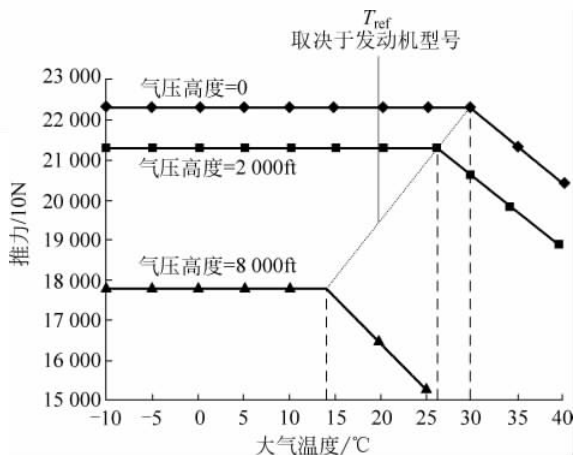


图 1.10 发动机推力与大气温度和气压高度的关系

降低。由于发动机推力和燃油流量都随着飞行高度的增大而减小,所以发动机单位推力耗油率几乎不随高度变化。

1.3.3 发动机性能与飞行速度的关系

1. 发动机推力与飞行速度的关系

由喷气发动机原理可知推力 F_N 可用下式表示:

$$F_N = m_a(V_j - V) \quad (1.1)$$

式中, m_a 为发动机排出的空气质量流量; V_j 为排气速度; V 为飞机速度。 m_a 和 V_j 是飞机速度 V 的函数,随着 V 的增大而增大。

发动机入口处的总压 p 等于净压 p_0 与动压 $\frac{1}{2}\rho V^2$ 之和,即

$$p = p_0 + \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (1.2)$$

当飞机速度由 $V=0$ 开始增大时,动压 $\frac{1}{2}\rho V^2$ 增加较慢,速度冲压效应还不明显,发动机排出的空气质量流量 m_a 和喷气速度 V_j 没有明显增加, $(V_j - V)$ 随着飞机速度 V 的增大而明显减小,所以由式(1.1)可知,推力随着飞机速度的增大而减小。随着飞机速度的增大,动压 $\frac{1}{2}\rho V^2$ 增大的速率变大,进入发动机的空气质量流量 m_a 增大,发动机喷气速度 V_j 增大。当飞机速度增大到某一值时,推力开始随着飞机速度的增大而增大,这一特征在涡轮喷气发动机上比较明显,如图 1.11 所示。

由式(1.1)可知,速度差 $(V_j - V)$ 的减小和空气

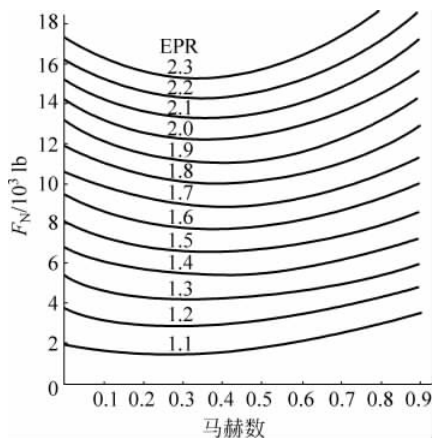


图 1.11 涡轮喷气发动机推力与飞行马赫数的关系曲线



质量流量 m_a 的增大对推力的作用相反。由于涡轮风扇发动机的平均排气速度比涡轮喷气发动机的排气速度小,当飞行速度提高时,涡轮风扇发动机排气速度与飞行速度之差的减小量 $(V_j - V)$ 相对比较明显,所以推力的减小比较明显。随着飞行马赫数的增大,发动机排出的空气质量流量增大,使发动机推力增大。在飞机速度比较大后, $(V_j - V)$ 减小的作用与 m_a 增大的作用相抵消,使推力保持平稳。涡轮风扇发动机推力与飞行马赫数的关系曲线如图 1.12(a) 所示,飞行马赫数比较小时,推力随着飞机速度的增大而减小;飞行马赫数较大时,推力随飞行马赫数的增大变化不大。

2. 发动机耗油率与飞行速度的关系

随着飞机速度的增大,进入发动机的空气质量流量增大,如图 1.12(b) 所示,燃油系统自动增加供油量以保证空气质量流量与燃油流量之间的比例关系,从而保持选定的发动机转速或 EPR 值。所以燃油流量随飞行速度的增大而增大,如图 1.12(c) 所示。

单位推力耗油率(thrust specific fuel consumption, TSFC)是单位时间产生单位推力所

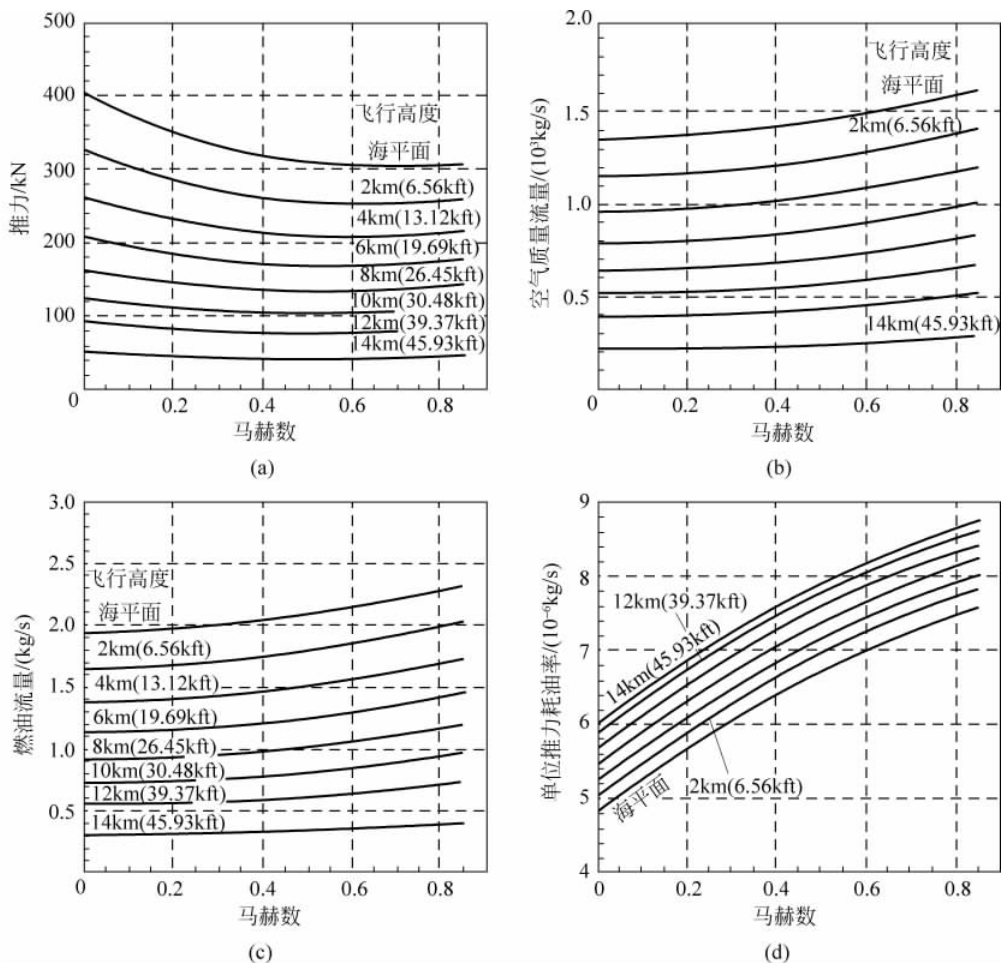


图 1.12 GE90-92B 涡轮风扇发动机在最大油门时的性能参数与马赫数和飞行高度的关系曲线

(a) 推力; (b) 空气质量流量; (c) 燃油流量; (d) 单位推力耗油率



消耗的燃油重量。随飞行速度的增大,燃油流量一直增加。发动机推力在飞机速度低时随着速度的增大而减小,当飞机速度增大到某个值后,推力几乎不随飞机速度的增大而变化。所以,TSFC 随着飞机速度的增大而增大,如图 1.12(d)所示。

1.3.4 民航运输机的发动机常用工作状态

民航运输机的涡扇发动机常用工作状态如下。

1) 最大起飞/复飞推力工作状态

最大起飞/复飞推力(TO/GA)是发动机的最大推力,只在起飞和复飞时使用,有时间限制(双发 5min、单发 10min)和高度限制。在不同机场起飞或复飞,可以根据飞机使用手册查出或用飞行管理计算机算出应使用的推力。

2) 最大爬升推力工作状态

最大爬升推力是正常爬升中使用的最大推力,没有使用时间限制。当飞机起飞后爬升到减推力高度或达到越障高度时,使用最大爬升推力工作状态进行爬升。

3) 最大连续推力工作状态

最大连续推力是发动机能够连续保持的最大推力,正常情况不使用这种推力状态。该状态是飞行中一台发动机失效后其他发动机应采用的工作状态,没有使用时间的限制,产生的推力比最大爬升推力工作状态的推力稍大,可以保证飞机在一台发动机失效后能尽快爬升或在尽可能高的高度上巡航。

4) 最大巡航推力工作状态

该状态是飞机巡航飞行时能使用的最大推力状态。

以上四种发动机工作状态都是以发动机不超温和不超压为前提的,对应各飞行阶段的最大可用推力。

5) 减推力起飞工作状态

在跑道长而飞机起飞重量轻的情况下,为了减轻发动机负荷、降低发动机维护费用、提高发动机使用可靠性和延长发动机的使用寿命,可以使用比最大起飞推力小的推力起飞。减推力起飞油门设置情况应根据飞机重量和机场条件来确定。

6) 慢车推力工作状态

这是飞机在下降或在地面时使用的工作状态。发动机处于小转速工作状态,其功率足以维持液压系统和空调组件、电气、防冰等系统的正常工作,此时推力很小。

7) 反推工作状态

这是着陆和中断起飞时使用的工作状态,用于减轻刹车和轮胎磨损。可根据飞机速度和道面等情况选择使用不同大小的反推力。

1.4 民航运输机飞行高度范围内的大气特性

1.4.1 标准大气的物理性质

1. 标准大气的定义

飞机的空气动力学特性和发动机性能与空气的物理性质(温度、压强、密度)密切相关,



所以要分析飞行性能必须了解大气结构和空气特性。亚声速民航运输机的飞行性能分析主要关心对流层和平流层底部的空气性质。

在大气层中,空气的物理性质随高度、纬度变化,也随季节、昼夜时间、气象条件而变化。所以,在飞机使用中需要一个统一的空气标准,以便于计算、整理和比较飞行数据,给出标准飞行性能数据,这就需要使用国际标准大气。国际标准大气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。它是以北半球中纬度地区的空气物理性质平均值为依据制定的。

在标准大气中,空气是理想气体并满足理想气体状态方程

$$p = R\rho T \tag{1.3}$$

式中, p 为大气压强; ρ 为空气密度; T 为热力学温度; R 为气体常数, $R=287.053 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

2. 标准海平面大气参数

高度: $H_0 = 0$

温度: $T_0 = 15^\circ\text{C} = 288.15\text{K}$

气压: $p_0 = 1013.25\text{hPa}$

密度: $\rho_0 = 1.225\text{kg}/\text{m}^3$

声速: $a_0 = 661\text{kt}(\text{节}) = 340.3\text{m}/\text{s}^{\text{①}}$

3. 温度、气压、密度、声速随高度的变化

1) 温度

标准大气的对流层顶高度为 11 000m(36 089ft)。在对流层顶以下,温度以 $-6.5^\circ\text{C}/1000\text{m}$ ($-2^\circ\text{C}/1000\text{ft}$)的变化率随高度变化。从对流层顶向上,保持恒定温度 -56.5°C 。标准大气温度随高度的变化规律如图 1.13 所示。大气温度这样的变化规律是太空辐射在大气层和地面的吸收、反射、对流换热共同作用的结果。在对流层内,

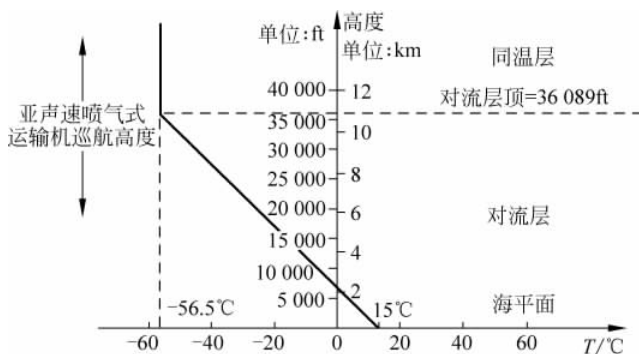


图 1.13 国际标准大气的气压高度-温度关系

① kt(节)为航空中的速度单位, $1\text{kt} = 1\text{n mile}/\text{h} = (1852/3600)\text{m}/\text{s}$ 。国际标准中“节”的单位符号为“kn”,为尊重业内读者阅读习惯,本书仍用 kt 表示。