

飞机飞行力学

飞机的飞行性能

绪 论

航空发展初期，人们所关心的是设计制造出来的飞机能否安全起着陆，能否在空中安全飞行。长期的飞行实践向从事航空工作的提出了一系列复杂的问题和要求，促使他们深入研究航空理论和科学实验。后来，由于空气动力学、风洞试验、飞行力学等科学发展，又反过来促进飞机设计和制造技术的提高。这时，人们已经满足于知道飞机“能不能飞”，而是要知道飞机具有“什么样的飞行性能”——能飞多么快，多么高，多么远，以及飞机在飞行中是否安全，是否具有必要的稳定性和操纵性等。航空发展的这一过程，反映了“实践、认识、再实践、再认识”这一辩证唯物论的认识论的正性。

到目前，世界上已出现了多种多样的飞机。最大飞行速度每小时达三千公里以上，飞行高度可达三十公里。由于高速高空飞行带来许多新的问题，人们又把高速飞机作为一个自动控制的对象，在飞上装上各种自动器，以保证飞机的稳定性、操纵性和必要的飞行品质。

飞机飞行力学是研究飞机在空中和地面（起飞和着陆）运动规律
一门科学。为了研究的方便，人们往往把它分成飞机的飞行性能和
机的稳定性和操纵性（包括飞行品质）两类。

第一类问题——飞机的飞行性能，是把飞机看作一个全部质量集中在重心的质点，以飞机的重心运动代替整架飞机的运动，并认为在所有飞行情况下，绕飞机重心的力矩平衡，已由飞行员操纵飞机得到保证。至于因舵面偏转而产生的附加气动力，则认为很小，~~不致~~

影响原有的力平衡关系。这种处理方法，对于以机翼作为产生升力的主要部件的飞行器来说，是完全容许的。因此，这部分飞行力学属于质点动力学，着重研究作用在飞机上的外力和飞机重心运动之间的关系，依据重心运动方程确定飞机的飞行性能。

第二类问题——飞机的稳定性和操纵性，不仅要考虑飞机所受的力的平衡问题，而且将着重研究飞机的力矩平衡问题。在此情形下，我们把飞机看作一个在外力和外力矩作用下的质点系，所以这部分飞行力学属于质点系动力学，主要研究飞机在受到外界干扰后保持原来飞行状态的能力，为了实现某一飞行状态应如何操纵飞机，操纵力的大小，以及飞机对于操纵的反应等。

飞机飞行力学分为上下两篇，上篇讨论飞机的飞行性能，下篇讨论飞机的稳定性和操纵性。应当指出，飞机的飞行性能和操稳特性可以通过飞行试验确定。但在飞机制成以前，往往需要进行理论估算，以预测所设计飞机的性能等是否符合战术技术要求，或者在使用条件改变或飞机改型情况下，预测飞机的飞行性能和操稳特性。为了进行计算，事先必须建立描绘飞机运动规律的运动方程，并提供计算所必需的原始数据。为此，在上篇第一章中，首先讨论飞机重心运动方程和原始数据。第二章介绍飞机基本性能的确定方法。第三章研究飞机的续航性能。第四章介绍主要的飞机机动飞行性能。第五章讨论飞机的起飞和着陆性能。

第一章 飞机重心在垂直平面内的运动方程原始数据

飞机重心在空间的运动有三个自由度，即在空间垂直（铅垂）平面内的前进运动和上升下降运动，以及垂直于该垂直平面的横侧运动，因而可以写出三个动力学方程。但研究飞机飞行性能时，通常将飞机的重心运动分为在空间垂直平面内的运动（如平飞、俯冲、上升等），重心在水平面内的运动（如盘旋），以及重心在空间的运动（如战斗转弯等）。本章将只讨论前一运动，并建立相应的运动方程。飞机的大部分主要性能，可从这类方程求得。至于重心在水平面内和在空间的运动方程将在第四章中讨论。计算起飞和着陆性能所需的运动方程见第五章。

为了求解运动方程以获得飞行性能，首先必须计算作用在飞机上的外力——重力、空气动力和发动机推力。不同的飞行性能计算，采用不同的飞行重量，而且是事先给定的。故在飞机重量已知的情况下，只须确定空气动力和发动机推力。因此本章的另一任务是讨论计算飞行性能所必需的两种原始数据——确定空气动力所需的飞机升阻力特性曲线和确定发动机工作性能所需的发动机可用推力和耗油特性曲线。

§ 1-1 飞机重心在垂直平面内的运动方程

所谓飞机在垂直平面内的飞行，是指飞机不倾斜、无侧滑，其对称面与重心运动航迹所在的空间垂直平面相重合的飞行，此时作用于飞机的外力均在飞机对称面内，并认为都作用在重心上。

为了建立运动方程，我们采用速度坐标系（见图 1-1）：取原点 O 位于飞机重心， x 轴沿飞行速度方向，向前为正； y 轴垂直于 x 轴，向上为正。

作用在飞机上的外力有：

- (1)重力 G ——通过重心垂直向下；
- (2)升力 Y ——垂直于飞行速度矢，方向向上；
- (3)阻力 Q ——沿飞行速度矢的负向，即顺气流方向；
- (4)发动机推力 P ——沿发动机轴线向前。

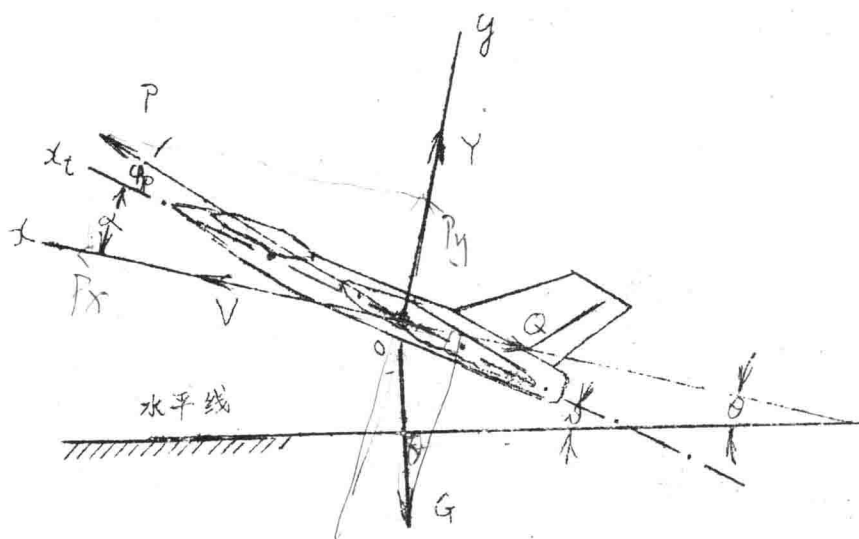


图 1—1 在垂直平面内飞行时作用在飞机上的外力

应当指出，升力、阻力和发动机推力一般都不通过飞机重心，所以会产生绕重心的俯仰力矩。但因我们假定飞机的俯仰力矩平衡已由飞行员操纵升降舵获得，只讨论飞机重心的运动，故上述各力都认为通过重心，构成了汇交于飞机重心的平面力系。

图 1—1 中各角度的意义是：

θ ——航迹倾斜角，即沿 Ox 轴的飞行速度矢与水平线所成的夹角，飞机上升时 θ 为正，下滑时为负。

θ ——飞机俯仰角，即机体轴线或机翼平均气动力弦线在对称面上的投影 Ox_z 与水平线所成的夹角， Ox_z 朝上时 θ 为正，朝下时为负。

α ——飞机迎角，即 Ox_z 与飞行速度矢所成的夹角。

φ_p ——发动机安装角，即发动机推力线与 Ox_x 所成的夹角，当推力线向上时 φ_p 为正，向下时为负。

由图 1-1 可见， θ 、 φ 和 α 三个角之间存在以下关系：

$$\theta = \varphi - \alpha \quad (1-1)$$

当飞机重心在垂直平面内作非定常曲线运动时，依据牛顿第二定律，沿 x 轴和 y 轴的运动方程为：

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - G \cos \theta \end{aligned} \right\} (1-2)$$

以上方程可用于分析飞机在垂直平面内作机动飞行（如俯冲、跃升、爬升等）时的性能。一般情况下飞行迎角 α 不大， φ_p 角也不大，故推力分力 $P \sin(\alpha + \varphi_p)$ 也较小， $P \sin(\alpha + \varphi_p) \ll Y$ ，在工程计算中常认为 $\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1$ ，并略去 $P \sin(\alpha + \varphi_p)$ 项，于是 (1-2) 式简化为：

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} &= P - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} &= Y - G \cos \theta \end{aligned} \right\} (1-3)$$

如果飞机在垂直平面内作非定常直线飞行，则 $\frac{d\theta}{dt} = 0$ ，方程 (1-3) 简化为：

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P - Q - G \sin \theta \quad (1-4)$$

$$Y = G \cos \theta$$

以上方程可用于非定常直线上升和非定常直线下降等性能计算。

若令上式中 $\theta = 0$ ，则有：

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P - Q \quad (1-5)$$

$$Y = G$$

以上方程适用于计算平飞加减速性能。

定常运动方程

所谓定常运动，是指飞机运动参数（如速度 V 、迎角 α 等）不随时间而改变的运动，然而这种运动实际上是不存在的。因为，例如当飞机作等速直线上升或下降时，飞行高度要发生变化。由 $Y = C, \frac{1}{2} \rho V^2 S = G \cos \theta$ 可见，当高度（因而 ρ 值）变化时，为保持飞行速度不变，飞行员应当操纵升降舵，改变飞行迎角（因而改变 C, θ 值），以满足飞机平衡的要求。否则，飞行速度 V 或航迹倾斜角 θ 必将改变。甚至飞机作等速直线水平飞行时，由于燃料的消耗，飞机的重量在不断减轻，这时为了保证等速直线水平飞行，迎角亦应作相应的变化。严格地说，飞机在飞行中只要有一个运动参数发生变化，便不能称为定常运动。然而，如果只限于研究在较短时间内的运动，飞行高度和重量的变化都很小时，则可认为是定常运动。这种定常运动常称为准定常运动，用它来估算某些飞行性能，不会引起很大的误差。

当飞机作等速直线运动时， $\frac{dV}{dt} = 0, \frac{d\theta}{dt} = 0$ 。以此代入 (1

- 2) 和 (1-3) 式, 分别得到定常运动方程:

$$\left. \begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_p) &= Q + G \sin\theta \\ P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y &= G \cos\theta \end{aligned} \right\} \quad (1-6)$$

$$\left. \begin{aligned} P &= Q + G \sin\theta \\ Y &= G \cos\theta \end{aligned} \right\} \quad (1-7)$$

方程 (1-6)、(1-7) 常用于计算飞机定常上升和定常下滑性能。

如果限于研究 θ 角不太大的等速直线飞行, 在近似计算中还可认为 $\cos\theta \approx 1$ 。于是 (1-7) 式进一步简化为:

$$\left. \begin{aligned} P &= Q + G \sin\theta \\ Y &= G \end{aligned} \right\} \quad (1-8)$$

由上式第一式可见, 如飞机上升 ($\theta > 0$), 则 P 必须为正, 且须大于 Q , 即发动机推力不仅要克服飞机阻力, 还须克服飞机重力分力 $G \sin\theta$ 。如飞机下降 ($\theta < 0$), 可以减小油门, 直至开慢车, 即 $P \approx 0$ 。

当飞机作等速直线水平飞行时, $\theta = 0$, (1-8) 式变成:

$$\left. \begin{aligned} P &= Q \\ Y &= G \end{aligned} \right\} \quad (1-9)$$

上式用以估算等速直线平飞性能。此时升力恰与重力平衡, 推力恰与阻力平衡 (见图 1-2)。

运动学方程

计算飞机飞行性能时, 还要用到运动学方程。

飞机在垂直平面内飞行时,

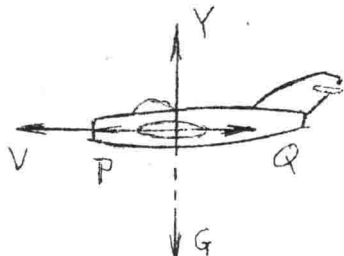


图 1-2 等速直线平飞时各外力相平衡

质点运动学方程为：

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_d}{dt} &= \frac{dL}{dt} = V_x = V \cos \theta \\ \frac{dy_d}{dt} &= \frac{dH}{dt} = V_y = V \sin \theta \end{aligned} \right\} \quad (1-10)$$

式中 x_d 、 y_d 分别为飞机重心在地面坐标系中 x 、 y 的座标。

飞机在水平面内飞行时，质点运动学方程为：

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_d}{dt} &= \frac{dL}{dt} = V_x = V \cos \psi_s \\ \frac{dz_d}{dt} &= \frac{dz}{dt} = V_z = -V \sin \psi_s \end{aligned} \right\} \quad (1-11)$$

式中 ψ_s 为水平面内航迹偏转角。

如果飞机作水平直线飞行，则 $\theta = 0$ ， $\psi_s = 0$ ，以上方程简化为：

$$\frac{dx_d}{dt} = \frac{dL}{dt} = V_x = V \quad (1-12)$$

§ 1-2 飞机的升阻力特性；飞机极曲线

飞机在无测滑（即气流方向与飞机对称面平行）飞行中所产生的空气动力 R ，其大小和方向决定于飞行速度、高度和迎角。空气动力 R 可分解为升力 Y 和阻力 Q ，其表达式为：

$$\left. \begin{aligned} Y &= C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \\ Q &= C_x \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \end{aligned} \right\} \quad (1-13)$$

式中 C_y 、 C_x 分别为升力系数和阻力系数，它们主要决定于 M 数、 R_e 数和迎角。

一 升力特性

在小迎角范围以及忽略平尾偏转对升力的贡献时, C_y 可表为:

$$C_y = C_{y\alpha} (\alpha - \alpha_c) \quad (1-14)$$

(1-14) 式称为

升力特性, 亦即升力

曲线直线段的表达式,

如图 1-3 所示。升

力曲线斜率 $C_{y\alpha}$ 主要

由机翼平面形状、翼

型及 M 数决定。零升

迎角 α_c 。主要由翼型

弯度及 M 数决定。此

外, 表征升力特性的主

要参数是: 最大升力系数 $C_{y_{max}}$ 及其对应的临界迎角 α_{cr} ; 从飞

机的稳定性操纵性考虑而规定的最大允许使用升力系数 $C_{y_{uz}}$ 及其对

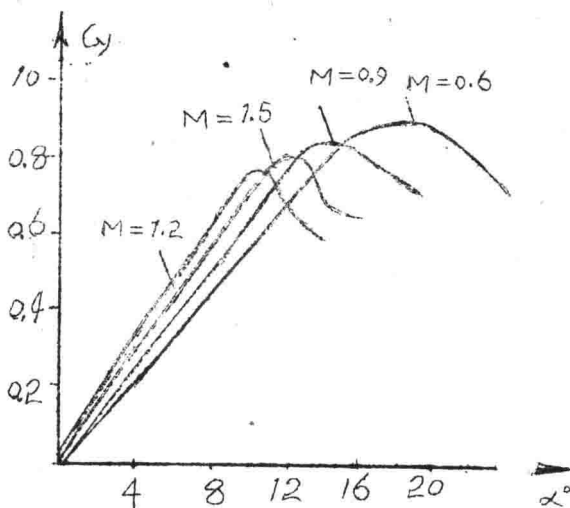


图 1-3 升力特性曲线

主要参数是: 最大升力系数 $C_{y_{max}}$ 及其对应的临界迎角 α_{cr} ; 从飞机的稳定性操纵性考虑而规定的最大允许使用升力系数 $C_{y_{uz}}$ 及其对

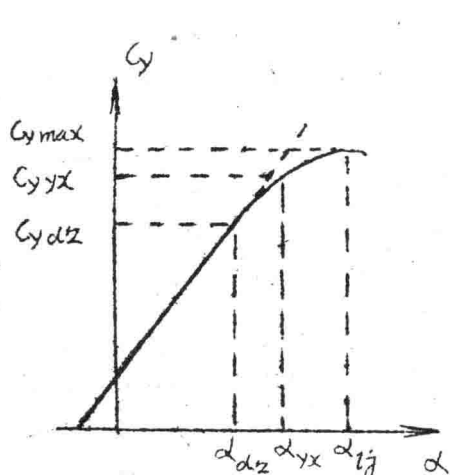


图 1-4 $C_{y_{max}}$, $C_{y_{yx}}$, $C_{y_{dz}}$ 示意图

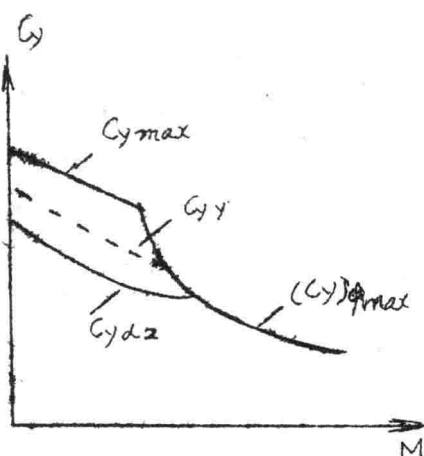


图 1-5 $C_{y_{max}}$, $C_{y_{yx}}$, $C_{y_{dz}}$ 随 M 数的变化

应的迎角 $\alpha_{y, x}$;大展弦比机翼升力特性开始呈现非线性时的抖振升力系数 $C_{y, d, x}$ 及其对应的迎角 $\alpha_{d, x}$ (见图 1-4) ;在超音速时由操纵面配平能力所限制的升力系数 $(C_y)_{\text{max}}$, 等等。它们随 M 数的变化情况见图 1-5。

三 阻力特性

飞机的阻力按其产生的原因或性质, 可分为摩擦阻力、旋涡阻力(压差阻力)、诱导阻力、干扰阻力、激波阻力等。在性能计算中, 我们常把阻力分为零升阻力(与升力无关的阻力)和升致阻力(由升力引起的阻力)两部分, 其系数的表达式为:

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + AC_y^2 \quad (1-15)$$

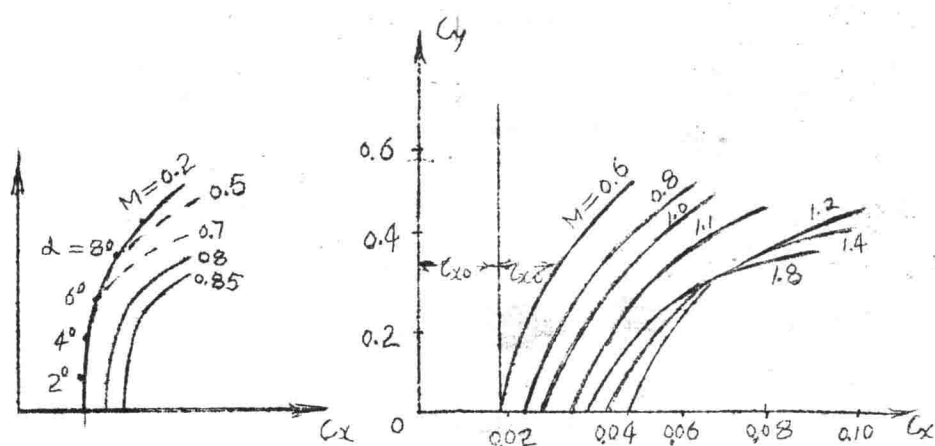


图 1-6 亚音速飞机极曲线 图 1-7 超音速飞机极曲线
上式称为阻力特性或飞机极曲线表达式, 其中 C_{x_0} 和 A 都是 M 数和 R_e 数的函数。亚音速和超音速飞机极线图示于图 1-6 和 1-7, 它以一定的形式表达了空气动力的变化规律, 即在不同 M 数时全机升力系数和全机阻力系数之间的关系。

极曲线可用理论估算确定^{*}，也可由风洞试验求得。极曲线上 C_y 、 C_x 、 M 三个数中，只要知道任意二个，便可确定第三个。极曲线上每一点都对应飞机的一个迎角。当 M 数很小（例如 0.3 以下）时， C_y 和 C_x 基本上不随 M 数变化，各 M 数的极曲线是重合的，这是因为这时空气压缩性的影响还不明显。由图 1-6 可以看出，当 M 数增加（例如增加到 0.5）时，尽管小迎角处的极曲线仍然重合，但大迎角处的极曲线出现了分支，这是由于在大迎角下机翼上表面的气流速度增加较多，空气压缩性的影响已开始显著起来，使得 C_x 稍有增大， $C_{y_{max}}$ 降低。当 $M > M_1$ 时，出现了波阻， C_x 中包含波阻系数，故极曲线向右移动。

图 1-8 表示典型超音速飞机的 C_{x_0} 随 M 数变化的曲线。亚音速时， C_{x_0} 中主要是摩阻系数，它随 M 数变化很小；跨音速时，由于波

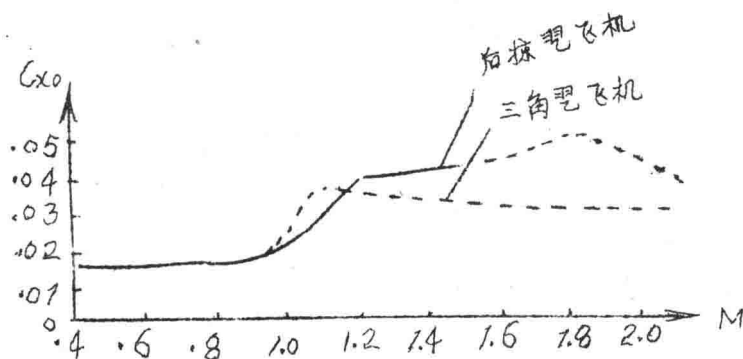


图 1-8 典型超音速飞机的 $C_{x_0} \sim M$ 曲线

^{*}注：理论计算极曲线，首先要计算各给定 M 数和 C_y 值下的飞机各部件的阻力系数然后考虑各部件之间气动干扰的影响将阻力系数汇总，求出全机的各 M 数下的 C_y 和 C_x 的关系曲线，即极曲线。其具体计算方法可参阅有关参考书籍（如奥斯道斯拉夫斯基著飞机空气动力学上册）和有关资料。

阻的出现,使 C_{x_0} 倍增;超音速时,波阻系数又随 M 数增大而稍有降低。

亚音速时,升致阻力系数 C_{xi} 中的系数 A ,与机翼有效展弦比 λ_{yx} 成反比:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{yx}} \quad (1-16)$$

其中

$$\lambda_{yx} \approx \frac{\lambda}{1 + \frac{S_{f.s.}}{S}} \quad (1-17)$$

式中 λ ——机翼几何展弦比;

$S_{f.s.}$ ——机身和发动机短舱所占据的机翼面积。

当 $M > M_1$ 时, A 值将随 M 数而增大;超音速($M > 1.8$)时,

$$A = \frac{1}{C_p^a} \approx \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} \quad (1-18)$$

由(1-15)式可见,

$$A = \frac{\partial C_x}{\partial(C_p^a)} \quad \text{故在极曲线}$$

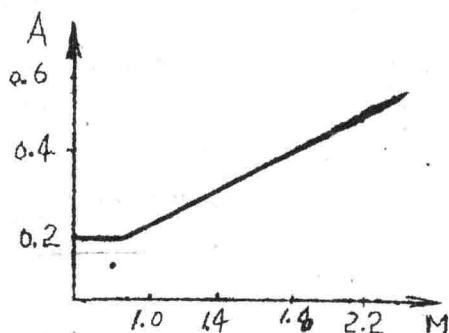


图 1-9 系数 A 随 M 数的变化

已知的情况下,可绘制给定 M 数下 C_x 对 C_p^a 的曲线,并求其斜率以确定 A 值。

系数 A 随 M 数的变化见图 1-9。由于在大 M 数飞行时, A 随 M 数的增加而增加,就使得 C_p 不变时 C_{xi} 随 M 数增加而急速增大(参阅极线图 1-7 中 C_{xi} 部分)。

飞机极曲线(或 C_{x_0} 、 A 值)一般是对应于飞机的基本气动外形

状态（指飞机外形干净光滑）给出的，如果飞机气动外形改变（如带外挂物或空中飞行时打开减速板、扰流器，起飞着陆时打开襟翼、起落架等），则应加上相应于该气动外形状态的阻力系数增量。又极曲线系对某一基准高度（我国常用五公里高度）绘制的，由于随着飞行高度的增减，空气粘性系数（因而飞行 R_e 数）有所改变，所以也改变阻力系数，计算时需要加上（或减去）高度修正量 ΔC_{xH} ，它亦以曲线形式给出。

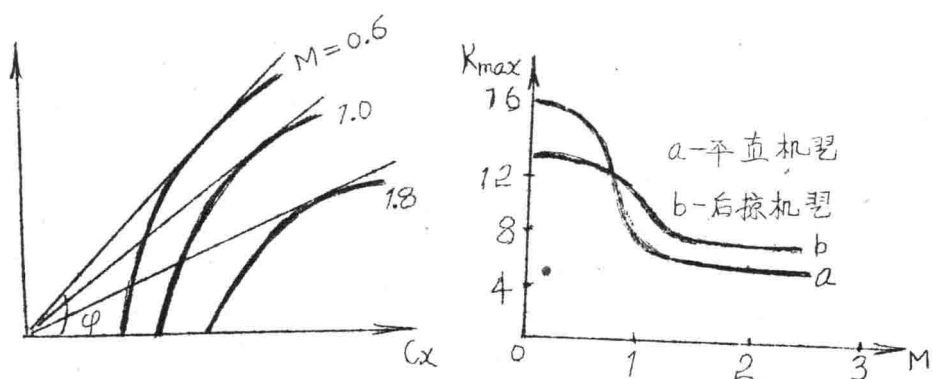


图 1—1 0 由极线图确定 K_{max} 图 1—1 1 K_{max} 随 M 数变化情形

若由极线图原点引出各条极曲线的切线，则这些切线与横轴所成之角的正切（见图 1—1 0），即代表该 M 数时的最大升阻比。若令该角为 φ ，则有：

$$K_{max} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{max} = \operatorname{tg} \varphi \quad (1-19)$$

图 1—1 1 表示 K_{max} 随 M 数的变化，小 M 数时 K_{max} 基本不变，在跨音速区，由于出现波阻，阻力系数 C_x 增大，所以 K_{max} 随 M 数增加而急剧减小。在超音速区， M 数增大时， C_y 和 C_x 几乎按同一比例变化，所以 K_{max} 基本上又不随 M 数而改变。

§ 1—3 涡轮喷气发动机的可用推力和耗油特性

近代航空发动机种类很多，目前高速飞机大多采用带加力燃烧室的涡轮喷气发动机。本节将着重介绍这类发动机的推力特性和耗油特性，附带述及其它类型的发动机。

一 涡轮喷气发动机工作原理

涡轮喷气发动机由进气道、压气机、燃烧室、涡轮、点火装置、加力燃烧室、喷管及许多附件所组成，如图 1—12 所示。当发动机起动时，由起动机带动压气机转子旋转，使空气进入压气机，空气经

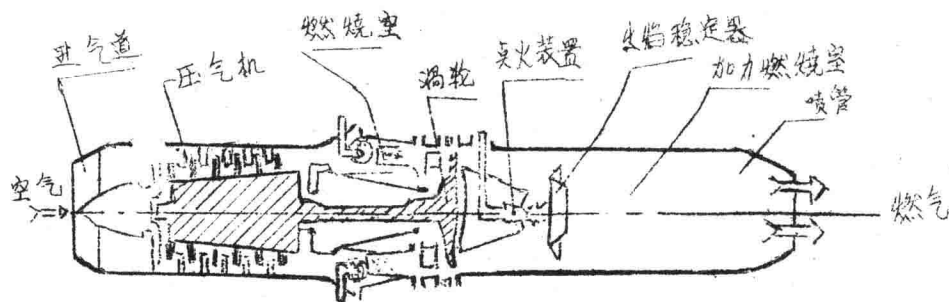


图 1—12 有加力燃烧室的涡轮喷气发动机工作原理示意图

压缩后压强增大，然后进入燃烧室。这时空气与由燃油咀喷出的燃料（航空煤油）混合后点火燃烧，燃烧后大量的温度很高压强很大的燃气冲击涡轮，使其高速旋转，并带动压气机和附件工作。然后燃气进入喷气装置，在尾喷管中进行膨胀，以很大的速度从喷口喷出。由于进入发动机的空气速度较低，而喷出的燃气速度很高，此种情况说明发动机必有一个力作用于流过发动机的气流，这个力的方向是向后的。根据作用与反作用原理，喷出的燃气流必有一个反作用力作用于发动机，此反作用力的方向是向前的。因为发动机是固定在飞机上的，所

以此反作用力就是发动机给予飞机的推力。按照动量定理，此力等于气体动量的变化率。每秒钟从尾喷口喷出的气体的质量，可近似地认为等于每秒钟进入发动机的空气质量 G_{kq} / g (G_{kq} 系每秒进入发动机的空气重量， g 为重力加速度)。设空气进入进气管之前的速度（即飞机飞行速度）为 V ，燃气从尾喷口喷出的速度为 V_p ，则气体通过发动机后的速度增量等于 $(V_p - V)$ 。因此，根据动量定理，发动机推力 P 为：

$$P = \frac{G_{kq}}{g} (V_p - V) \quad (1-20)$$

其单位为： G_{kq} ——公斤/秒， g ——米/秒²， V_p 、 V ——米/秒
 P ——公斤。

由上式可见，当飞行速度增加时，推力 P 将减小，但因 V 增加，每秒进入发动机的空气重量 G_{kq} 也增加，使得 P 加大。当飞行高度增加时，因空气密度减小，每秒进入发动机的空气重量 G_{kq} 将减少， P 随之减小。当发动机转速减小时， V_p 将降低，故 P 随之减小。可见对于一定的涡轮喷气发动机，其推力 P 的大小，决定于发动机转速 n 、飞机的飞行速度 V （或 M 数）和飞行高度 H 。

目前新型涡轮喷气发动机都带有加力燃烧室，它装在涡轮之后。加力燃烧室开动时，涡轮后燃气温度进一步提高（例如某型发动机可达 $1337^{\circ}K$ ，有的发动机温度更高），燃气以更高的速度从尾喷管喷出，从而增大了发动机推力。

三 涡轮喷气发动机的推力曲线

发动机推力曲线系表示推力 P 随转速 n 、速度 $V(M)$ 和高度 H 的变化关系。飞机在飞行中，可根据飞行状态的需要，选择适当的发动机工作状态，使发动机在飞行中能最有利地工作（既省油又能产生需要

的推力)。

4. 油门特性 (转速特性)

改变油门位置能改变发动机转速和发动机推力, 油门特性曲线表示发动机推力 P 随转速 n 的变化关系, 如图 1-13 所示。试验表明, 发动机推力大致与转速的三次方成正比, 但在接近最大转速时, 推力大致与转速的四次方成正比。涡轮喷气发动机通常有如下几种工作状态:

(1) 加力工作状态——

这时加力燃烧室喷嘴喷出补充燃料, 燃烧后进一步提高燃气温度, 增大喷气速度, 从而增大发动机推力。一般说来, 使用加力状态

后, 推力大约可增大 25 %。

(飞行 M 数愈大增大得愈多些) 飞机在起飞时为了缩短起飞距离和在平飞加速或上升时为了缩短时间, 多使用此种状态。为了避免发动机

损坏, 使用加力工作状态的连续工作时间, 一般都有严格规定。例如某型发动机规定: 飞行高度小于 6000 米一般不允许超过 6 分钟, 高度大于 6000 米一般不允许超过 10 分钟。

(2) 最大工作状态——

对应于最大许用转速的发动机工作状态, 发出的推力最大, 仅次于加力状态, 连续工作时间的限制与加力工作状态相同。飞机在起飞、上升、以最大速度平飞或平飞加速时, 多使

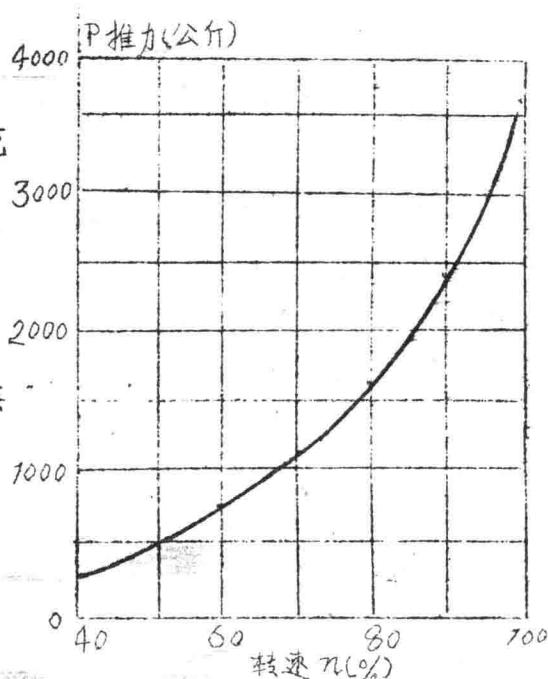


图 1-13 某型涡轮喷气发动机油门特性曲线