

方振平 编著



高等学校研究生教材

# 飞机飞行动力学

 北京航空航天大学出版社

高等学校研究生教材

# 飞机飞行动力学

方振平 编著

V212.1  
F1

北京航空航天大学出版社

## 内 容 简 介

本书系统地介绍了现代飞机的飞行动力学特性。全书共分5章。前2章着重分析飞机质心运动规律,确定飞机的基本飞行性能、续航性能、起落性能、机动性能和飞机的敏捷性。后3章分析讨论刚体飞机的运动特性,包括飞机的纵向、横航向以及空间运动的平衡、稳定和操纵特性,飞控系统对飞行动力学特性的影响及相应的飞行品质等。

本书可以作为高等航空院校有关专业研究生的教材或参考书,亦可供从事航空专业的工作者参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

飞机飞行动力学/方振平编著. —北京:北京航空航天大学出版社,2005.6

ISBN 7-81077-610-X

I. 飞… II. 方… III. 飞机—飞行力学  
IV. V212.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 028509 号

### 飞机飞行动力学

方振平 编著

责任编辑 刘晓明

责任校对 戚 爽

\*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100083) 发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail: bhpress@263.net

北京市松源印刷有限公司印制 各地书店经销

\*

开本:787×1092 1/16 印张:12.25 字数:314千字

2005年6月第1版 2005年6月第1次印刷 印数:2000册

ISBN 7-81077-610-X 定价:18.00元

## 前 言

飞行动力学是应用力学的一个分支,是研究飞行器在大气层内运动规律的学科。它以空气动力学、刚体力学、结构力学、控制理论、应用数学和计算机技术等作为主要的理论基础,直接为飞行器设计和使用服务。

由于涉及的研究对象不同,所研究的飞行动力学问题性质也不完全相同,因此有飞机飞行动力学、直升机飞行动力学和导弹飞行动力学等研究学科。这里仅限于介绍飞机飞行动力学范畴内的问题,主要研究飞机飞行性能以及飞机的稳定性和操纵性。

飞机的飞行性能着重分析飞机质心的运动规律,即确定飞机的基本飞行性能、续航性能、起落性能、机动性能和设计合理的飞行剖面等。这类问题可将飞机作为一个可控质心来处理。对于现代飞机的敏捷性,虽属于飞行性能范畴,但研究时则必须将飞机作为刚体处理。

飞机的稳定性和操纵性着重分析在外界扰动或操纵作用下的飞机动力学特性,即所谓飞机的飞行品质。其中包括如何实现各种平衡状态、平衡飞行状态受外界扰动后呈现的运动稳定性以及飞机对操纵的反应等。这类问题须将飞机作为刚体或弹性体来处理。对于现代飞机,由于机上装有各类自动器,故研究其稳定性和操纵性时,还须将飞机本体加上自动器组成系统来处理。

飞行动力学的研究方法有理论分析和实验研究两类。实验研究主要包括模拟试验和飞行试验两个方面。可以认为理论分析是飞行动力学的研究基础,用以指导实验将可减少试验盲目性,避免危险飞行状态,确保飞行安全;而实验研究又将给理论分析提供依据。

根据教材编写宗旨,要求为目前从事航空专业的人才提供必须具备的知识,除了要对本专业有较深的造诣外,还要对其他专业有一定的了解。本教材则是为非飞行力学的其他航空专业人才编写的,故教材编写原则仍以基本概念和基本原理为主,结合工程实践,突出重点;同时,介绍在采用新的气动布局、先进的飞行控制技术后,对飞机动力学带来的新变化、新特点,以适应航空事业发展的需要。

全书内容共分5章,包括飞机的飞行性能;飞机的机动性和敏捷性;飞机的纵向稳定性和操纵性;飞机的横航向稳定性和操纵性;飞机空间运动稳定性和操纵性。

本书稿承西北工业大学高浩教授全面审阅,提出了许多宝贵意见和建议,在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限,书中出现的不妥和错误之处,敬请读者批评指正。

作 者

2003年6月

## 主要符号表

$A$	升致阻力因子
$b_A$	平均气动弦
$b_x, b_y, b_z$	副翼转轴、方向舵转轴、升降舵转轴后面积的平均几何弦长
$C_x, C_y, C_z$	阻力系数、升力系数、侧力系数
$C_{x0}$	零升阻力系数
$C_x^\alpha$	阻力系数对迎角的导数
$C_x^{Ma}$	阻力系数对马赫数的导数
$C_x^{\delta}$	阻力系数对升降舵偏角的导数
$C_{y, \max}$	最大升力系数
$(C_y)_{\varphi, \max}$	受平尾极限偏角限制的最大升力系数
$C_y^\alpha$	升力系数对迎角的导数(升力线斜率)
$C_y^{Ma}$	升力系数对马赫数的导数
$C_y^{\delta}$	升力系数对升降舵偏角的导数
$C_z^\beta$	侧力系数对侧滑角的导数
$C_z^{\delta}$	侧力系数对方向舵偏角的导数
$c_e$	发动机耗油率
CAP	操纵期望参数
$E$	总能量
$F$	外力
$f$	摩擦系数
$f_k$	弹性模态形状函数
$G$	飞行重量、传递函数
$g$	重力加速度
$H$	飞行高度
$H_{nl}$	能量高度
$I_x, I_y, I_z$	飞机绕 $Ox, Oy, Oz$ 轴的转动惯量(惯性矩)
$I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$	飞机对相应轴的惯性积
$K$	升阻比、反馈系数、净增益
$K_x, K_y, K_z$	副翼传动比、方向舵传动比、升降舵(或平尾)传动比
$k_q$	尾翼处速度阻滞系数
$K_z^\alpha$	迎角反馈系数
$K_z^\beta, K_z^{\omega_z}$	俯仰角、俯仰角速度信号反馈系数
$K_z^n$	法向过载信号反馈系数
$K_z^x$	杆位移信号前馈增益
$K_z^H, K_z^{\dot{H}}$	高度、高度微分信号反馈系数

$K_p$	驾驶员环节增益
$K_{x^{\omega}}$	滚转角速度信号反馈系数
$K_x^r$	倾斜角信号反馈系数
$K_y^{\beta}$	侧滑角信号反馈系数
$K_y^{\omega}$	偏航角速度信号反馈系数
$K_{\delta_x}$	副翼方向舵交联系统增益
$l$	机翼翼展
$L$	航程、距离
$L_{pw}$	平尾尾臂长度
$L_{pc}$	平均场地长度
$LA$	横向敏捷性尺度
LCDP	横向操纵偏离参数
$M$	力矩
$Ma$	马赫数
$M_x, M_y, M_z$	滚转力矩、偏航力矩、俯仰力矩
$m_{z0}$	零升俯仰力矩系数
$m_z^{\alpha}$	纵向静稳定性
$m_z^{Ma}$	纵向力矩系数对马赫数的导数
$m_y^{\beta}$	航向静稳定性(风标静稳定性)
$m_x^{\beta}$	横向静稳定性(上反效应)
$m_x^{\delta_x}, m_y^{\delta_y}, m_z^{\delta_z} (m_z^{\varphi})$	副翼操纵效能、方向舵操纵效能、升降舵(平尾)操纵效能
$m_x^{\delta_y}, m_y^{\delta_x}$	纵向推力矢量喷管操纵效能、航向推力矢量喷管操纵效能
$m_z^{\bar{\alpha}}, m_y^{\bar{\beta}}$	纵向、航向洗流时差导数
$m_x^{\omega_x}, m_y^{\omega_y}, m_z^{\omega_z}$	滚转阻尼导数、偏航阻尼导数、纵向阻尼导数
$m_x^{\omega_y}$	滚转引起的偏航力矩导数
$m_x^{\omega_x}$	偏航引起的滚转力矩导数
$m_{j_x}, m_{j_y}, m_{j_z}$	副翼铰链力矩系数、方向舵铰链力矩系数、升降舵(平尾)铰链力矩系数
$m$	飞机质量
$N$	功率
$n$	过载因子、发动机转速
$n_x$	切向(或轴向)过载因子
$n_f = \sqrt{n_y^2 + n_z^2}$	法向过载因子
$n_{f_x}, n_{f_k}, n_{f_j}$	需用、可用和极限法向过载因子
$P$	发动机推力
$p$	大气压强
$P_x, P_y, P_z$	副翼操纵力、方向舵操纵力、升降舵(平尾)操纵力
POP	功率剧增参数
PLP	功率消散参数

$Q$	阻力
$Q_0, Q_i$	零升阻力、升致阻力
$q$	动压
$q_k$	弹性模态位移
$R$	空气动力、飞机活动半径、转弯(盘旋)半径
$r$	尾旋半径
$S$	机翼面积
$S_x, S_y, S_z$	副翼转轴、方向舵转轴、升降舵转轴后的面积
SEP	单位重量剩余功率
$T$	周期、时间常数
$T_{1/2}, T_2$	半衰时、倍扩时
$v$	飞行速度
$v_d$	地速
$v_1$	决策速度
$v_y$	上升率
$v_\theta$	最陡上升速度
$W$	风速、燃料重量
$X_x, X_y, X_z$	副翼操纵位移、方向舵操纵位移、升降舵(平尾)操纵位移
$x_F$	平均气动弦前缘到焦点的距离
$x_G$	平均气动弦前缘到质心的距离
$Y$	升力
$Z$	侧力
$\alpha$	迎角
$\beta$	侧滑角
$\gamma$	滚转角
$\gamma_s$	轨迹滚转角(绕速度矢的滚转角)
$\delta_x, \delta_y, \delta_z$	副翼偏角、方向舵偏角、升降舵偏角
$\delta_s$	水平鸭翼偏角
$\delta_{px}, \delta_{py}$	纵向推力矢量喷管偏角、航向推力矢量喷管偏角
$\zeta$	相对阻尼比
$\eta$	发动机效率系数、螺旋桨效率
$\vartheta$	俯仰角
$\theta$	轨迹倾角
$\lambda$	特征根值
$\tau$	洗流时差、延迟时间
$\varphi$	平尾偏角
$\varphi_v$	发动机安装角
$\chi$	后掠角



$\psi$	偏航角
$\psi_s$	航迹偏角
$\omega$	振荡频率
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度
$\omega_{BW}$	带宽
下标	
cr	临界
dd	抖动
d	荷兰滚模态
jd	接地
jh	久航
jx	继续起飞
ky	可用
ks	快升
ld	离地
max	最大
min	最小
px	需用
pj	平均
p	长周期模态
qf	起飞
R	滚转模态
sc	实际场地长度
ss	上升
sp	短周期
s	螺旋模态
tc	停车瞬时
yh	远航
yl	有利
yx	允许
xh	巡航
zl	着陆
zz	中断飞行



# 目 录

## 第 1 章 飞机的飞行性能

1.1 飞机质心运动方程 .....	1
1.1.1 飞行操纵原理 .....	1
1.1.2 质心运动方程 .....	2
1.2 平飞性能 .....	3
1.2.1 定直平飞时运动方程 .....	3
1.2.2 最大平飞速度 $v_{\max}$ .....	5
1.2.3 最小平飞速度 $v_{\min}$ .....	6
1.2.4 平飞速度范围 .....	7
1.3 上升性能 .....	8
1.3.1 定常直线上升时运动方程 .....	8
1.3.2 定常上升运动性能 .....	8
1.3.3 非定常上升运动性能 .....	10
1.4 定常飞行状态及其与操纵的关系 .....	13
1.4.1 平飞范围的划分 .....	13
1.4.2 飞行状态与操纵的关系 .....	15
1.4.3 定常飞行状态的主要因素分析 .....	17
1.5 续航性能 .....	19
1.5.1 航程和航时的基本关系式 .....	19
1.5.2 等高等速巡航时的航程和航时 .....	21
1.5.3 飞机的最佳续航性能 .....	23
1.5.4 风对续航性能的影响 .....	24
1.6 起落性能 .....	25
1.6.1 起飞性能 .....	26
1.6.2 着陆性能 .....	27
1.6.3 单发停车故障的对策 .....	29
1.6.4 风切变下的起落过程 .....	31
1.6.5 改善起落性能的措施 .....	32
1.7 涡轮螺旋桨飞机的飞行性能 .....	33
1.7.1 螺旋桨飞机的平飞和上升性能 .....	34
1.7.2 螺旋桨飞机的续航性能 .....	35

## 第 2 章 飞机的机动性和敏捷性

2.1 机动飞行时的过载 .....	36
2.1.1 运动与过载的关系 .....	37

2.1.2	过载限制	38
2.2	铅垂平面内的机动性能	39
2.2.1	平飞加减速	39
2.2.2	跃升	40
2.2.3	俯冲	41
2.3	水平平面内的机动性能	42
2.3.1	正常盘旋界限图	43
2.3.2	极限盘旋	43
2.3.3	非定常盘旋	45
2.4	机动性能的综合分析	46
2.4.1	能量机动性	46
2.4.2	定常或极限角速度	47
2.4.3	定常或瞬态转弯半径	48
2.4.4	综合机动性指标	50
2.5	飞机的敏捷性	52
2.5.1	敏捷性概念	52
2.5.2	敏捷性分类	53
2.5.3	瞬态敏捷性尺度	54
2.5.4	功能敏捷性尺度	56
2.5.5	敏捷性潜力	58
2.6	过失速机动	59
2.6.1	尾冲和眼镜蛇机动	60
2.6.2	Herbst 机动	62
<b>第3章 飞机的纵向稳定性和操纵性</b>		
3.1	作用在飞机上的外力矩	64
3.1.1	俯仰力矩 $M_x$	64
3.1.2	偏航力矩 $M_y$ 和滚转力矩 $M_z$	68
3.1.3	铰链力矩	73
3.2	刚性飞机的运动方程	74
3.2.1	飞机的动力学方程	74
3.2.2	飞机的运动学方程	75
3.2.3	运动方程组讨论	76
3.3	飞机纵向运动稳定性	77
3.3.1	纵向小扰动运动方程	77
3.3.2	典型运动模态	78
3.3.3	短周期模态分析	82
3.3.4	长周期模态分析	83
3.3.5	现代飞机纵向模态特点	84





# 第 1 章 飞机的飞行性能

研究飞机飞行性能时,常将飞机作为一可控质心处理。可控的意思就是说飞机的飞行轨迹是可以人为改变的,而轨迹的变化则决定于作用在飞机上的外力。为此本章首先介绍作用在飞机上的外力,建立飞机质心运动方程;随后按不同飞行状态,讨论飞机的平飞性能、上升性能、续航性能和起飞及着陆性能。

在飞机设计时,总是提出一些典型飞行状态的性能指标作为标准来评价飞机性能好坏。如定常直线运动状态,是一种运动参数不随时间而改变的运动。而严格地讲,定常运动在飞机飞行中是不存在的。因为,即使飞行速度不变,但随着燃油的消耗,飞机重量将不断减小,从而飞机的迎角也随之变化。如果飞机运动参数变化十分缓慢,则在一段时间间隔内可近似认为运动参数不变。这种运动状态虽不是定常运动,但与其差别不大,称之为“准定常”运动。飞机的基本性能就是在这个假设下计算得出的。

飞机飞行性能与飞机的气动外形、发动机工作状态和飞机重量密切相关。计算中一般认为:飞机处于基本气动外形状态,发动机处于给定工作状态(加力、最大和额定),飞机重量取平均飞行重量或给定的其他重量。所谓平均飞行重量是指正常装载的飞机重量减去 50% 机内燃油的重量。

当然,不同飞行任务的飞机,设计时可以侧重不同性能指标的选择。特别是现代飞机的出现,飞机性能有了新的发展,仅用基于定常运动或准定常运动的基本性能指标,已经不足以全面评价飞机的性能。为此还提出飞机总能量的大小及其积累的快慢作为重要的性能评定尺度。这部分内容将在第 2 章介绍。

## 1.1 飞机质心运动方程

### 1.1.1 飞行操纵原理

如图 1.1 所示,作用在飞机上的外力有重力  $G$ 、推力  $P$  和气动力  $R$ ,通常气动力  $R$  又由升力  $Y$ 、侧力  $Z$  和阻力  $Q$  组成。其中重力  $G$  虽能引起轨迹变化,但不能人为控制,而  $P$  和  $R$  则可通过相应的操纵机构人为控制,从而改变飞机飞行轨迹。故将能人为控制的力合成为  $N$ ,称为可控力。

$$N = P + R$$

将上式各力沿飞行速度和垂直于飞行速度方向分解为

$$N_t = P_t + Q, \quad N_n = P_n + Y + Z$$

$N_t$  称为可控切向力,可以用来改变飞机的飞行速度大小; $N_n$  称为可控法向力,可以用来改变飞机的飞行速度方向。

对于常规飞机,可控切向力可以通过调节发动机油门或反推力机构来改变切向推力分量  $P_t$  的大小,或打开减速板增加阻力  $Q$  来达到调整飞行速度的目的。

可控法向力常通过操纵升降舵,改变飞机俯仰姿态,形成迎角变化,随之升力  $Y$  改变;或操纵副翼,改变飞机倾斜姿态,造成升力  $Y$  方向改变;或通过操纵方向舵,改变飞机偏航姿态,形成侧滑角变化,随之侧力  $Z$  改变。同时改变飞机的俯仰、倾斜和偏航姿态,则升力  $Y$  和侧力  $Z$  同时变化,从而可以实现飞机在空间任何方向的操纵。由此可以说,常规飞机的轨迹控制是通过姿态控制实现的。

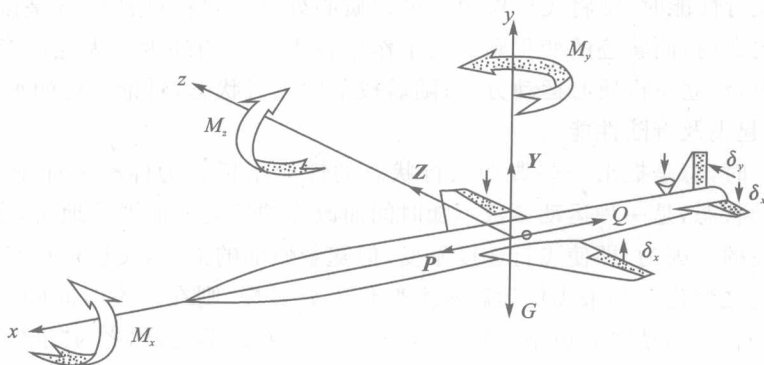


图 1.1 作用在飞机上的外力和外力矩

对于现代飞机的飞行操纵,除了具有常规飞机的飞行操纵特点外,还可以通过调整推力矢量喷管方向,直接改变推力法向分量  $P_n$  的大小;或采用附加操纵面(如襟翼、垂直鸭翼等)与常规舵面协调控制,只产生空间任意方向法向力,改变飞机飞行轨迹,实现飞行轨迹和姿态运动之间的解耦。这将提高飞机的机动性,增强飞机的空战效能。

正是通过这些可操纵力,飞机才能满足各种性能要求。

### 1.1.2 质心运动方程

根据动力学基本定理,在航迹坐标系\*内建立的飞机质心动力学方程为

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = Y \cos \gamma_s - G \cos \theta \\ -mv \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = Y \sin \gamma_s \end{cases} \quad (1.1)$$

式中  $\theta$  为轨迹倾角,  $\psi_s$  为轨迹偏角,  $\gamma_s$  为轨迹滚转角(绕速度矢的滚转角)。方程是在认为飞机无侧滑、推力矢量沿着速度方向的条件简化得出的。从上式可清楚地看到,采用在航迹轴系内来描述质心运动是较直观的,第一式表示飞机速度大小变化,第二、三式分别表示飞机在垂直和水平面内的速度方向变化。

相应的描述飞机质心在空间位置变化的运动学方程为

\* 航迹坐标系原点取飞机质心  $O$ 。轴  $x_h$  沿飞机速度  $v$  方向。轴  $y_h$  位于含  $v$  矢量的铅垂面内,垂直于轴  $x_h$ ,指向上方。轴  $z_h$  垂直于铅垂面,指向右方。

$$\begin{cases} \frac{dx_d}{dt} = v \cos \theta \cos \phi_s \\ \frac{dy_d}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{dz_d}{dt} = -v \cos \theta \sin \phi_s \end{cases} \quad (1.2)$$

式中  $x_d, y_d, z_d$  为飞机质心在某惯性坐标系中的坐标。

考虑到本章所研究的飞行性能部分,均可从飞机在铅垂平面内的运动获得,即飞机作不倾斜、无侧滑运动。此时的飞机对称面与质心运动轨迹所在的铅垂平面相重合,飞行速度矢量和作用于飞机的外力均在飞机对称面内。于是方程式(1.1),(1.2)可进一步简化为

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} v \frac{d\theta}{dt} = Y - G \cos \theta \\ \frac{dL}{dt} = \frac{dx_d}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dH}{dt} = \frac{dy_d}{dt} = v \sin \theta \end{cases} \quad (1.3)$$

## 1.2 平飞性能

飞机平飞运动中最常见的一种运动是等速水平直线飞行,由于运动中飞机运动参数均不随时间变化,故又称定直平飞运动。这种运动无论是军用机,还是民用机都占据了飞行的大部分时间,研究它具有重要意义。飞机平飞性能的好坏通常用飞机最大平飞速度  $v_{\max}$ 、最小平飞速度  $v_{\min}$  和可能平飞的速度范围来评价。

### 1.2.1 定直平飞时运动方程

由方程式(1.3)可知,此时  $\frac{dv}{dt} = 0, \frac{d\theta}{dt} = 0, \theta = 0$ , 故其相应的运动方程为

$$\begin{cases} P = Q \\ Y = G \end{cases}$$

即推力等于阻力,升力等于重力,飞机处于平衡状态。满足该条件的飞机推力,称为定常平飞需用推力,以  $P_{px}$  表示。其表示式可由上述方程组中两式相除直接得出。

$$\frac{P_{px}}{G} = \frac{Q}{Y}, \quad P_{px} = \frac{G}{K} = \frac{G_{pj}}{K}$$

式中  $K$  为升阻比,是飞行速度  $v$  或  $Ma$  的函数,  $G_{pj}$  为飞机的平均重量。

图 1.2 绘出的是  $H=8 \text{ km}$  上的某机平飞需用推力随  $Ma$  数的变化曲线。曲线上每一点都表示一个平飞速度对应着一个平飞需用推力,同时也对应着一个平飞迎角。由于平飞所需升力系数随  $Ma$  数增加而减小 ( $C_y = \frac{G}{qS} = \frac{2G}{\rho S (Ma \cdot c)^2}$ ), 故迎角将随速度增加而减小。

$P_{px}$  的变化规律从本质上讲就是飞机平飞时的阻力  $Q$  的变化规律。将飞机总阻力分为零

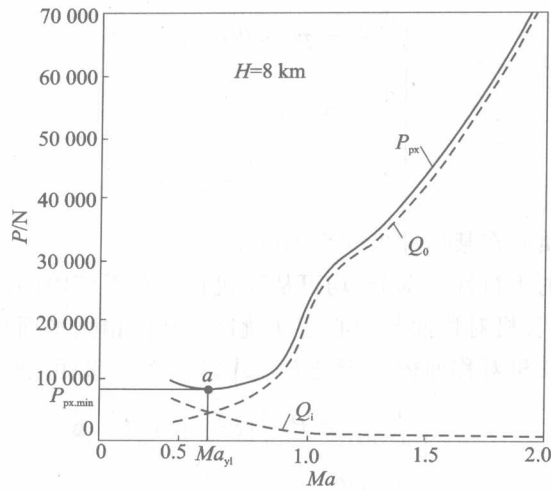


图 1.2 飞机平飞需用推力曲线

升阻力和升致阻力两部分,于是有

$$P_{px} = Q = Q_0 + Q_i = C_{x_0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + AC_y^2 \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

式中  $C_y$  应满足平飞条件  $C_y = \frac{2G}{\rho v^2 S}$ , 代入后则

$$P_{px} = C_{x_0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + \frac{AG^2}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (1.4)$$

由上式可以看出,零升阻力  $Q_0$  与  $v^2$  成正比增加,而升致阻力  $Q_i$  与  $v^2$  成反比降低,如图 1.2 中虚线所示。当  $Q_i = Q_0$  时,  $P_{px}$  为最小值,对应的升阻比  $K$  最大 ( $P_{px, \min} = Q_{\min} = \frac{G_{pj}}{K_{\max}}$ )。故  $a$  点平飞状态称为有利状态,其迎角和速度分别称为有利迎角  $\alpha_{y1}$  和有利速度  $v_{y1}$ 。

随着飞行高度增加,密度  $\rho$  减小,  $Q_0$  与  $\rho$  成正比减小,而  $Q_i$  与  $\rho$  成反比增加,结果使平飞需用推力最小值  $P_{px, \min}$  向右移动,如图 1.3 所示。

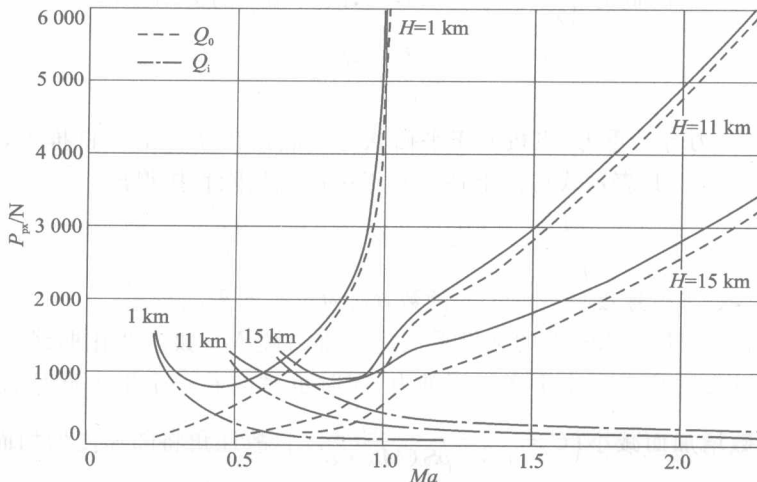


图 1.3 平飞需用推力曲线随高度的变化



式(1.4)中的零升阻力系数  $C_{x0}$  和升致阻力因子  $A$  均随  $Ma$  数变化,因此不同的飞机其  $P_{px}$  曲线会有很大的不同。正如图 1.4 和图 1.5 所示,前者为某跨声速飞机推力曲线图,后者为某超声速飞机推力曲线图。

飞机能否实现定直平飞运动,还取决于发动机能够提供的推力,称为发动机的可用推力  $P_{ky}$ 。它同样随飞行高度和速度变化,且与发动机工作状态(油门大小)有关。图 1.4 上可用推力  $P_{ky}$  曲线,发动机处于最大工作状态;图 1.5 上可用推力  $P_{ky}$  曲线,发动机处于加力工作状态。飞机实现定直平飞时,可用推力  $P_{ky}$  必须等于平飞需用推力  $P_{px}$ ,即

$$P_{ky} = P_{px} \quad (1.5)$$

按上述条件,就可确定飞机的平飞性能。利用推力曲线图来确定飞机飞行性能的方法,称为简单推力法。

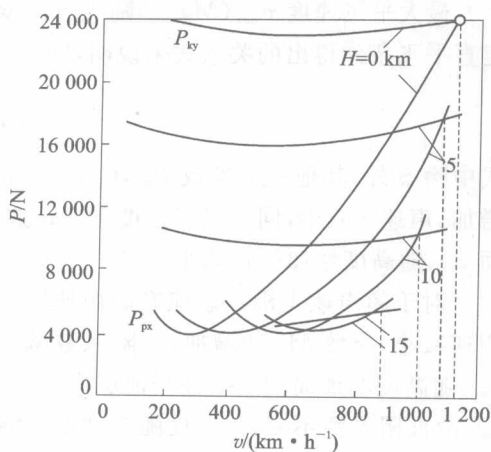


图 1.4 跨声速飞机推力曲线图

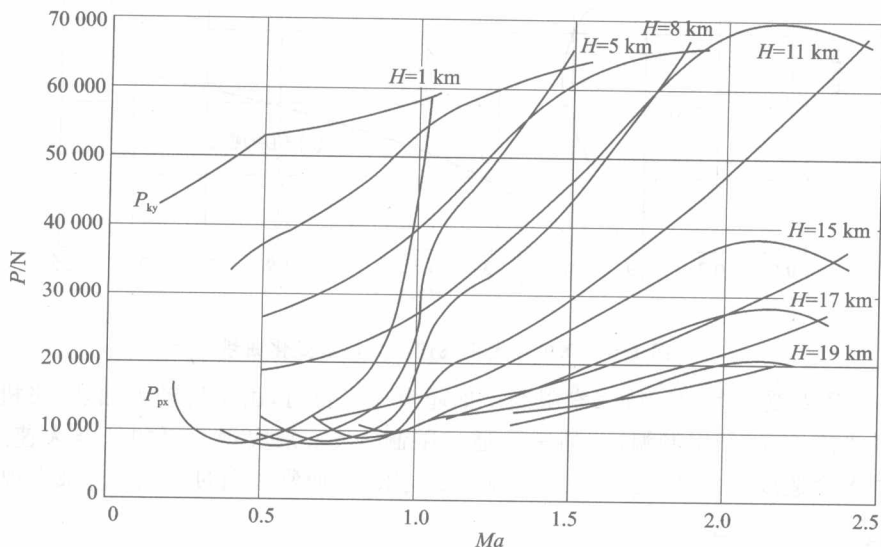


图 1.5 超声速飞机推力曲线图

### 1.2.2 最大平飞速度 $v_{max}$

最大平飞速度  $v_{max}$  是衡量一架飞机飞行速度大小的指标,是飞机性能的主要指标之一。无论是军用机还是民用机都需要大的  $v_{max}$ 。不过对于歼击机来讲  $v_{max}$  更为重要,歼击机常以  $v_{max}$  来追击敌机。

最大平飞速度  $v_{max}$  可由对应各高度上的可用推力曲线和平飞需用推力曲线在右方的交点来确定,此时满足实现定直平飞条件  $P_{ky} = P_{px}$ 。在交点右方即  $v > v_{max}$  区域,  $P_{ky} < P_{px}$ , 飞机不能保持等速平飞;而在交点左方即  $v < v_{max}$  区域,  $P_{ky} > P_{px}$ , 此时可以通过关小油门,降低  $P_{ky}$ , 使之等于  $P_{px}$ , 飞机可以实现平飞,但速度不是最大。