

前 言

本讲义包括上、中、下三册，是我们两所院校合作编写的。

上册讨论飞机的飞行性能，中册讨论飞机的静稳定性和静操纵性，下册分析飞机的动稳定性和动操纵性。上、中、下册各按 100 学时的内容编写。

教育革命实践使我们深切体会到，“教材要彻底改革”是教育革命的一个重要方面。为了使飞机飞行动力学教材更适应社会主义革命和社会主义建设的需要，大破唯心论和形而上学，坚持政治和业务、理论和实际的统一，我们感到两院校共同编写，可以集中人力，更好地反映这几年教育革命的成果，提高教材质量，促进彻底改革。

整个编写工作从一九七六年三月开始，预期到一九七七年五月为止。在编写过程中，共同研究了指导思想，拟定了大纲，然后分头执笔、讨论定稿。

由于我们两院校气动专业合作编写缺乏经验，加上时间仓促，水平有限，讲义中的缺点和错误一定不少，请阅读本讲义的同志和工农兵学员提出宝贵意见，使之不断改进。

北京航空学院五〇六教研室

西北工业大学五〇三教研室

1976年7月

引 論

毛主席教导我们：“在生产斗争和科学实验范围内，人类总是不断发展的，自然界也是不断发展的，永远不会停止在一个水平上。因此，人类总得不断地总结经验，有所发现，有所发明，有所创造，有所前进。”

航空科学和其它科学一样，是劳动人民从事生产斗争和科学实验的产物。自从出现飞机以来，实践就向人们提出了各式各类有关飞行的问题。随着这些问题的逐步解决，引起了《飞行动力学》这门学科的产生和发展。

《飞行动力学》是应用力学的一个分支。它利用已有的一些力学和空气动力学的知识来解决有关飞行器飞行特性（包括起飞、着陆时的地面运动特性）的一系列问题。随着科学的发展，出现的飞行器类型越来越多，例如：飞机、直升机、导弹、人造地球卫星、航天（宇宙）飞船等等。飞行器的类型不同，飞行器所受外力及运动规律也有所不同。本讲义研究的对象是飞机，所以也可更明确地称为《飞机飞行动力学》。

实践中按问题的性质，往往将《飞机飞行动力学》问题分成两类：

一、飞机飞行性能计算——对给定的飞机确定它在已知外力（空气动力、发动机推力和重力）作用下的运动特性。通常用来解决飞机飞多快、多高、多远、多久以及飞机的机动能力、起落特性等这类问题。

处理本问题时，常可将飞机的运动，归结为飞机的质心（一般也就是重心）运动，即着重研究外力与质心运动的关系。而认为在各种飞行情况下，只要力的平衡关系满足了，绕飞机质心的力矩平衡问题，就可由驾驶员操纵相应的操纵机构而实现；同时，此种操纵作用不致改变已取得的力的平衡关系。这种处理方法对于以机翼作为产生升力的主要部件的一般飞机来说是完全可以接受的，通常不会带来显著的误差。

从力学观点考虑，采用这种处理方法研究飞机飞行性能，属于质点动力学范畴。

二、飞机的稳定性和操纵性——研究飞机对于外加干扰或操纵作用的反应特性。包括如何通过操纵面偏转获得一定的飞行姿态；为了实施这类操纵需化多大操纵力或要求多大功率，是否超过客观条件所容许的范围（如驾驶员体力，驱动自动驾驶仪舵机的额定功率等）；以及飞机自身对于保持特定飞行状态的能力如何；对于驾驶员的操纵反应如何等等。

处理这类问题时，一般需要同时考虑力和力矩的平衡问题。此外，在性能计算的基础上，还要着重研究力矩平衡问题。从力学观点考虑，研究飞机的稳定性和操纵性属于质点系动力学范畴。

目前的飞机种类繁多，为了避免内容庞杂，本课程将限于讨论普通的涡轮喷气式飞机的飞行性能计算。

讨论飞机飞行性能时，认为空气相对地面是静止不动的，其物理状态符合标准大气情况；不考虑地球的运动及其球形的曲率（即视为固定平面考虑）；并视重力加速度为常值。后两个假定对本课程所约定的飞机对象来说，是比较合适的。第一个假定通常与真实大气情况有出入。例如，空气本身往往是紊动的，而其物理状态也不符合标准大气情况。考虑紊动大气要应用统计的观点。在性能计算中只考虑其平均运动以常值风形式出现的最简单情况。而物理状态与标准大气情况的偏差，则作为大气参数变动的影响而加以考虑。

飞机飞行性能计算目录

前言

引论

第一章 性能计算所需的原始数据

§ 1—1 引言	1
§ 1—2 涡轮喷气发动机特性	1
(一) 涡轮喷气发动机工作原理简介	1
(二) 涡轮喷气发动机的单台特性	5
§ 1—3 飞机的升力及阻力特性	14
(一) 飞机的升力特性	15
(二) 飞机的阻力特性	15
§ 1—4 发动机可用推力及相应的单位耗油率	20

第二章 飞机的基本飞行性能计算

§ 2—1 引言	22
§ 2—2 飞机的等速直线运动方程及平飞需用推力曲线	22
(一) 垂直对称平面内的飞机等速直线运动方程式	22
(二) 飞机作等速直线平飞时的需用推力曲线	24
(三) 平飞需用推力曲线的分析	25
§ 2—3 确定飞机基本飞行性能的简单推力法	31
(一) 推力曲线图的绘制	31
(二) 飞机平飞性能的确定	31
(三) 飞机上升性能的确定	35
(四) 简单推力法确定飞行性能的可靠性	40
§ 2—4 确定飞机基本飞行性能的功率法简介	42
§ 2—5 实现各定常飞行状态的操纵及飞行范围	44
§ 2—6 考虑动能变化时的上升性能	47
(一) 考虑动能变化时的上升率	47
(二) 考虑动能变化时的上升时间	48
(三) 考虑动能变化时, 确定上升时间的图解分析法	49
§ 2—7 飞机的气动参数、构造参数和使用条件对基本飞行性能的影响	49
(一) 气动参数变化的影响	51
(二) 构造参数变化的影响	51
(三) 空气温度变化的影响	52

§ 2—8 超音速飞机基本飞行性能的主要特点	54
(一) 超音速飞机的平飞性能特点	54
(二) 超音速飞机的上升性能特点	55
小 结	58
复习题	59

第三章 飞机的续航性能计算

§ 3—1 引言	60
§ 3—2 续航性能基本关系式	61
(一) 可用燃料量 Q_{KY}	61
(二) 燃料消耗量	61
(三) 喷气式飞机巡航段航程和航时的一般计算公式	62
§ 3—3 给定高度和速度时喷气式飞机续航性能计算	64
§ 3—4 喷气式飞机最佳续航性能计算	67
(一) 喷气式飞机最佳巡航飞行特点	68
(二) 喷气式飞机最佳续航性能计算	69
§ 3—5 上升、下滑段续航性能计算	73
(一) 上升段续航性能特点及其计算	73
(二) 下滑段续航性能特点及其计算	74
§ 3—6 喷气式飞机的最大活动半径	75
§ 3—7 影响飞机续航性能的诸因素	76
(一) 使用付油箱和空中加油对续航性能的影响	76
(二) 风对续航性能的影响	76
(三) 气温对续航性能的影响	79
§ 3—8 超音速飞机续航性能的特点	80
小 结	82
复习题	82

第四章 飞机的机动飞行性能计算

§ 4—1 引言	83
§ 4—2 飞机在垂直平面内的机动飞行性能	83
(一) 飞机的平飞加速和减速性能的计算	83
(二) 跃升性能(或俯冲性能)的近似计算	85
(三) 动升限的概念及近似算法	89
(四) 机动飞行时的过载和驾驶员的感觉	91
§ 4—3 飞机在水平平面内的机动飞行性能	94
(一) 飞机作正常盘旋时的运动方程式	94
(二) 盘旋半径 R 与盘旋一周的时间 T	95
(三) 极限盘旋	96
(四) 极限盘旋性能图	93

第一章 性能计算所需的原始数据

§1—1 引言

计算飞机的飞行性能，需要有一些原始数据。这些数据通常包括：给定飞机各种构形（基本外形或无外挂正常飞行外形；起飞、着陆外形以及各种外挂方案的组合外形等）的几何尺寸、重量、重心位置及相应的升、阻力特性*；安装在飞机上的发动机推力及耗油特性；燃料装载方案等。性能计算的可靠程度与这些数据能否给准有很大关系。笼统地讲，取得这些原始数据的途径不外乎估算和实测。具体到发动机特性和飞机的气动力特性，则通常得自：理论估算、风洞试验、台架试验（仅适用于单台发动机特性）和试飞测量。

本章打算着重就发动机特性和飞机的气动力特性的有关问题作一扼要介绍。

先简单介绍涡轮喷气发动机的工作原理及其单台特性，这部分内容是适应没有学过涡轮喷气发动机原理的学员的需要而写的；其次，一般地介绍飞机的升、阻力特性；最后，谈谈安装在飞机上的发动机推力（即习惯称为发动机可用推力）及单位耗油率的有关问题。

§1—2 涡轮喷气发动机特性

近代高速飞机采用的发动机种类很多，有涡轮喷气发动机（带加力或不带加力）、涡轮风扇（或内外涵）发动机（带加力或不带加力）、冲压发动机、火箭发动机以及混合型式的涡轮冲压发动机、冲压火箭发动机等等。这里只着重介绍涡轮喷气发动机。

（一）涡轮喷气发动机工作原理简介

涡轮喷气发动机是一个热机，它把燃料所含的热能转换为通过发动机内的空气（工质）的机械能。当空气经发动机内部从燃料获得热能然后从尾喷管加速喷出时，因动量变化而产生了发动机推力。把发动机安装到飞机上，就可以作为推进器推动飞机运动。

（1）涡轮喷气发动机的主要组成部分及其功用

涡轮喷气发动机的主要部件有：扩压管（进气道）、压气机、燃烧室、涡轮、（加力燃烧室）和尾喷管，并有相应的附件及传动装置等如图1—1(a)所示。

发动机起动时，由起动机带动压气机转子旋转，使空气由扩压管（进气道）进入压气机。经压缩后，空气压强及温度增高，增压后的气流进入燃烧室。在燃烧室内，大部分气流与燃料混合后由点火装置点燃，进行连续燃烧；小部分气流则用于冷却燃烧室壁。燃烧后的高温高压燃气进入涡轮膨胀做功，驱动涡轮高速旋转，以带动压气机及附件运转。通常燃气中还含有未参与燃烧的空气，故对带加力的涡轮喷气发动机，可在涡轮后的加力燃烧室内，再次喷入燃料，进行复燃加力，进一步提高燃气的总温（可达 1600° — $2000^{\circ}K$ ）。其后，燃气在尾喷管内膨胀加速，从喷口高速喷出。由于气体离开发发动机的速度大于进入发动机的速度，

* 如果平尾升力贡献不能忽略，则还需给出飞机的力矩特性。

气流动量增加，其反作用力即为发动机推力。

图1—1(b)给出气流参数：压强 p ，温度 T ，及流速 V 在发动机内的变化示意图。

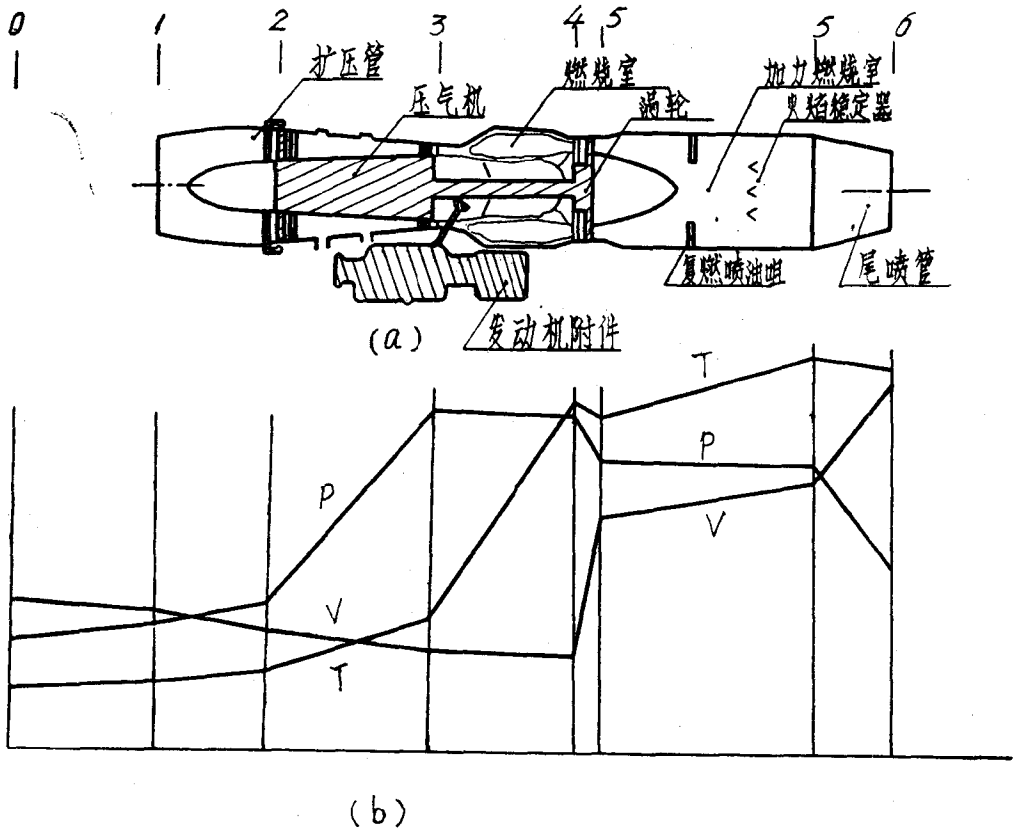


图 1—1

(2) 推力公式

发动机推力是表征发动机性能的主要参数之一。下面我们利用动力学普遍定理——动量定理导出推力公式。

根据相对性原理，一台发动机以 V_∞ 速度通过静止空气时，相当于气流以 V_∞ 速度反向流过静止的发动机（图1—2）。对于工作着的发动机来说，由于燃料的燃烧，给通过发动机内部的气流添加了能量，使尾喷管出口截面的流速增加为 V_6 。设进气秒流量为 G （公斤/秒），每秒加入的燃油量为 G_Y （公斤/秒），则尾喷口的燃气秒流量为 $G + G_Y$ 。现取控制区 $0166'1'0'$ 如图1—2中虚线所示：其中 $00'$ 截面取自远前方未受发动机影响的气流截面，其面积为 F_∞ 。 01 及 $0'1'$ 是流入发动机气流的侧表面，称为预入流管外表面。 16 及 $1'6'$ 是沿发动机内部与气流接触的零件表面取的。 $66'$ 是喷口截面，其面积为 F_6 。整个控制区内部不包括任何发动机

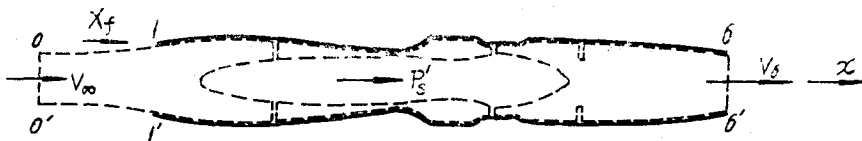


图 1—2

的组成部件。设远前方气流压强为 p_∞ 。66' 截面气流压强为 p_6 。预入流管外空气对侧表面作用的相对压强在气流方向 (X 向) 形成的分力为 X_f 。11'、66' 截面间所有部件对气流的作用力沿 X 向的分量为 P'_S 。忽略质量力, 并用相对压强, 则沿 X 向应用动量定理可得:

$$\frac{G+G_Y}{g}V_6 - \frac{G}{g}V_\infty = (p_\infty - p_6)F_\infty + X_f + P'_S - (p_6 - p_\infty)F_6 \quad (1-1)$$

即
$$X_f + P'_S = \frac{G+G_Y}{g}V_6 - \frac{G}{g}V_\infty + (p_6 - p_\infty)F_6 \quad (1-2)$$

式中 g 为重力加速度 (米/秒²)。根据牛顿第三定律, 控制区内气流给控制区外物体的反作用力, 大小相等、方向相反。设以 P_S 表示气流给发动机的反作用力 ($\vec{P}_S = -\vec{P}'_S$), 称为发动机的实际推力。 X'_f 表示预入流管气流给侧表面外部空气的反作用力 ($\vec{X}'_f = -\vec{X}_f$), 称为预入流推力。并定义 $X'_f + P_S$ 为发动机的净推力, 以 P_j 表示。则 P_j 的大小就可表成:

$$P_j = \frac{G+G_Y}{g}V_6 - \frac{G}{g}V_\infty + (p_6 - p_\infty)F_6 \quad (1-3)$$

这里 P_j 的方向指向负 X 向。这就是涡轮喷气发动机的推力公式。一般 G_Y 仅为 G 的 (1~2)%, 可以忽略。如果 $p_6 = p_\infty$, 则称喷管处于完全膨胀状态。此时推力公式为:

$$P_j = \frac{G}{g}(V_6 - V_\infty) \quad (1-4)$$

这里采用 P_j 而不用发动机实际推力 P_S , 是考虑发动机安装到飞机上时, 随着进气道设计和发动机工作状态不同, 预入流推力也不同, 事先不好估计。引用净推力概念就避开了这个问题。至于多算的预入流推力, 将来根据使用情况, 在飞机的阻力中加一项进气道附加阻力 X_f 就行了。今后为简单起见我们将以 P 表示 P_j 。此外, 习惯上也有将 $\frac{G}{g}V_6$ 称为发动机的毛推力, 而 $\frac{G}{g}V_\infty$ 则称为冲压阻力。

顺便指出, 推导推力公式时, 并没有具体描述发动机的内部构造及其相应的气流流动情况。只是根据控制区 00' 和 66' 截面气流参数确定出推力。因此, 上述推力公式同样适用于以空气为工质的冲压发动机及涡轮风扇发动机以至混合型式的涡轮冲压发动机。

(3) 理想热力过程及共同工作方程 *

图 1-3 给出带加力燃烧室的涡轮喷气发动机的理想热力循环过程。

远前方气流进入发动机进口前, 一般在预入流管内先进行等熵压缩。对应的理想热力过程相当于图 1-3 中由“0”状态变为“1”状态, 气流流过扩压管 1-2 段继续进行等熵压缩, 由“1”状态变为“2”状态。在 2-3 段内由涡轮带动的压气机进一步对气流进行等熵压缩, 使气流状态由“2”变到“3”。扩压管及压气机的功用就是提高来流的压强及温度, 以便使燃料的热量能更有效地转换为燃气的机械能 (即提高热效率)。压气机出口和

* 这部分内容供选学用。

进口的气流总压比称为增压比 $\pi_{\text{压}}$ ，它是发动机的一个重要参数，增压比越高，热效率也越高。目前所用压气机增压比 $\pi_{\text{压}}=7\sim 13$ 。增压后的气流进入燃烧室与燃料混合进行连续等压燃烧。从燃料中获得热量 $\Delta Q_1 > 0$ ，气流状态由“3”变到“4”。根据涡轮叶片材料规定的涡轮前总温 T_{04} 越高，则允许加入的热量也越多，转换成气流的机械能也越大。 T_{04} 也是发动机的一个重要参数。目前所用的涡轮前总温 $T_{04}=1140^\circ\sim 1300^\circ K$ 。高能燃气由燃烧室进入涡轮进行等熵膨胀，驱动涡轮高速旋转。气流状态由“4”

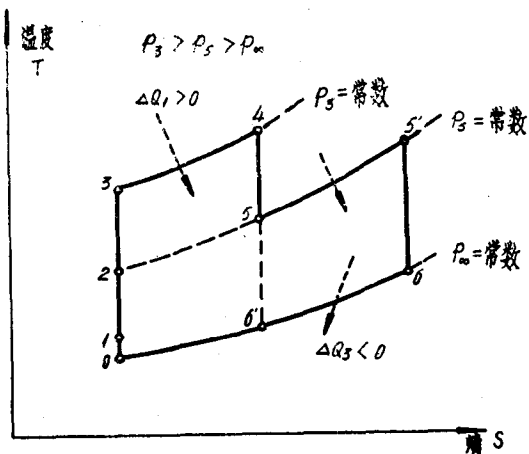


图 1—3

变到“5”。其后，燃气在加力燃烧室内复燃加力，进行等压燃烧。加入热量 $\Delta Q_2 > 0$ ，气流状态由“5”变到“5'”。经加力燃烧后的燃气在尾喷管内进行等熵膨胀。在完全膨胀情况下，燃气高速喷出喷口时，其压强恰为远前方值 p_∞ 。尾喷流流至远后方，通过向周围放出热量 $\Delta Q_3 < 0$ ，恢复到远前方气流状态。这在图 1—3 中表现为 6—0 曲线。 $T-S$ 图中 0123455'60 所围面积反映了气流通过发动机所获得的机械能。面积越大，则机械能也越大。一般说，获得的推力也越大。图 1—3 中 2—3 段内压气机对气流所作的压缩功，正好等于 4—5 段内燃气膨胀对涡轮所作的功。无加力燃烧情况，燃气由状态“5”等熵膨胀而变为状态“6'”，如图中虚线所示。其相应的气流机械能增量由 0123456'0 所围面积确定。

整个发动机稳定工作时，各部件工作不是彼此孤立的，而是相互联系、相互影响的。为了研究整个发动机的工作情况，必须弄清各部件的共同工作条件。显然，流过涡轮的流量应等于流过尾喷管的流量；涡轮得自燃气的膨胀功应等于压气机对空气的压缩功等等。为了便于理解发动机单台特性的某些变化规律，我们仅就上述提到的条件来建立相应的共同工作方程。

先考虑流过涡轮的流量应等于流过尾喷管的流量这个条件。

根据一维管流的流量公式，上述条件可表为：

$$m'q(\lambda_w)F_w \frac{\sigma_w p_{04}}{\sqrt{T_{04}}} = m'q(\lambda_{WP})F_{WP} \frac{\sigma_{WP} p_{05}}{\sqrt{T_{05}}} \quad (1-5)$$

式中 m' 为常数， $q(\lambda)$ 为密流， F 为截面积。脚注“ w ”表示涡轮导向器出口处，“ WP ”表示尾喷管最小截面处。 σ_w 是由“4”截面(涡轮入口)到“ w ”截面的总压恢复系数， σ_{WP} 是“5”截面(涡轮出口)到“ WP ”截面的总压恢复系数。在发动机主要工作范围，可假定“ w ”及“ WP ”截面均处于临界或超临界工作状态，即当地流速等于当地音速。于是， $q(\lambda_w)=q(\lambda_{WP})=1$ 。此外假定 $\sigma_w \approx \sigma_{WP}$ 。由此，(1-5)式可改写为：

$$\frac{p_{04}}{p_{05}} = \frac{F_{WP}}{F_w} \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{05}}} \quad (1-6)$$

燃气在涡轮中膨胀是有损失的，可用多变膨胀过程来表示。由多变过程的压强与温度的

关系，得出：

$$\pi_{\text{落}}^{\%} = \frac{p_{04}}{p_{05}} = \left(\frac{T_{04}}{T_{05}} \right)^{\frac{n}{n-1}} \quad (1-7)$$

式中 $\pi_{\text{落}}^{\%}$ 称为涡轮落压比， n 为多变指数。

由 (1-6) 及 (1-7) 两式解得：

$$\pi_{\text{落}}^{\%} = \left(\frac{F_{WP}}{F_W} \right)^{\frac{2n}{n+1}} \quad (1-8)$$

对一台给定的发动机， F_W 是常值。于是 (1-8) 式给出了涡轮落压比 $\pi_{\text{落}}^{\%}$ 与尾喷管最小截面 F_{WP} 之间的联系。 F_{WP} 增加，则 $\pi_{\text{落}}^{\%}$ 增大， F_{WP} 不变，则 $\pi_{\text{落}}^{\%}$ 也不变。

如打开加力燃烧室，经过类似的推导可得：

$$\pi_{\text{落}}^{\%} = \left(\sqrt{\frac{T_{05}}{T_{05}'}} \frac{F_{WP}}{F_W} \right)^{\frac{2n}{n+1}} \quad (1-9)$$

式中 T_{05}' 为加力时总温。

再讨论第二个条件：涡轮膨胀功应等于压气机压缩功。

设对单位重量气体的压气机压缩功以 L_y 表示；涡轮膨胀功以 L_w 表示，并以 η_j 表示传动效率，则上述条件可表为：

$$L_y = \eta_j L_w \quad (1-10)$$

单位重量燃气给予涡轮的膨胀功 L_w 可由能量方程求出：

$$C_p' T_{05} = C_p' T_{04} - A L_w \quad (1-11)$$

注意到 (1-7) 式，可得：

$$L_w = \frac{C_p'}{A} T_{04} \left(1 - \frac{1}{\frac{T_{04}}{T_{05}}} \right) = \frac{C_p'}{A} T_{04} \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{落}}^{\frac{n-1}{n}}} \right) \quad (1-12)$$

以 (1-8) 关系代入后，上式还可改写为：

$$L_w = \frac{C_p'}{A} T_{04} \left[1 - \left(\frac{F_W}{F_{WP}} \right)^{\frac{2(n-1)}{n+1}} \right] \quad (1-13)$$

以此代入 (1-10) 式，得出：

$$\frac{L_y}{T_{04}} = \frac{C_p'}{A} \eta_j \left[1 - \left(\frac{F_W}{F_{WP}} \right)^{\frac{2(n-1)}{n+1}} \right] \quad (1-14)$$

式中 A 为机械功的热当量。(1-14) 式已将涡轮和尾喷管流量相等以及压气机压缩功等于涡轮膨胀功的条件联系在一起。这个共同工作方程可用来讨论尾喷管调节问题。

(二) 涡轮喷气发动机的单台特性

涡轮喷气发动机的主要性能参数有推力 P (即净推力 P_j)、单位推力 P_d 和单位耗油率 C_d 。

所谓单位推力 P_d 指推力 P 与空气流量 G 之比。在完全膨胀情况， P_d 可表成：

$$P_d = \frac{P}{G} = \frac{V_0 - V_\infty}{g} \quad (1-15)$$

P_d 表示发动机利用空气来产生推力的完善程度。当要求的推力一定时, P_d 越大, G 就可越小, 从而发动机的尺寸以至重量也就随之越小。

所谓单位耗油率 C_d 指产生一公斤推力一小时所耗的燃油量:

$$C_d = 3600 \frac{G_y}{P} = 3600 \frac{f}{P_d} \quad (1-16)$$

其中 $f = G_y/G$ (公斤油/公斤空气) 称为油气比。 C_d 反映了发动机的经济性。

发动机的单台特性指的是单独一台发动机的特性。通常给具体使用部门提供的大多数是推力 P 和单位耗油率 C_d 随油门 (或发动机转速)、飞行速度、高度变化的特性曲线, 分别称为发动机油门 (或转速) 特性、速度特性及高度特性。

(1) 油门 (或转速) 特性 *

油门特性指一定 H 、 V 下, P 、 C_d 随发动机油门控制 (控制供油量、调节尾喷管以及放气带等) 变化的情况。

一般发动机油门 (或转速) 特性给出如下几个主要状态:

1. 最大工作状态: 转速为 n_{max} , 涡轮前总温 T_{04} 为最大允许值。这两个最大使叶片等零件的机械负荷及热力负荷都达到最大值, 因此, 一般只允许连续工作 5—10 分钟。其时提供的推力为无加力时的最大值。通常用于起飞及短时间的加速或爬高。

2. 额定工作状态: 推力约为最大状态的 (80—90)%, 而 C_d 比最大状态时小。涡轮前总温也比最大状态时小。工作时间不限。转速一般小于 n_{max} 。通常用于长时间的高速飞行及爬高。

3. 巡航工作状态: 推力约为最大推力的 (70—75)%, C_d 为最小。巡航转速一般约为 n_{max} 的 90%。工作时间不限。用于远航飞行。

4. 慢车工作状态: 推力约为最大推力的 (3—5)%, C_d 最大。转速约为 n_{max} 的 (25—30)%。涡轮前总温稍小于最大允许值。一般规定连续工作不超过 5—10 分钟。这种状态用于进场及着陆滑跑。

5. 加力工作状态: 转速及涡轮前总温与最大状态相同。其推力及耗油率随加力总温、飞行状态而有较大变化。

图 1—4 为某发动机 P 、 C_d 随转速的变化规律。这台发动机设计, 在最大转速 n_{max} 上有三种不同的工作状态: 额定、最大和加力。它是通过调节尾喷管面积 F_{wp} 和改变供油量来实现的, 而且由油门杆单一控制。

下面我们先不考虑调节尾喷管面积和放气带的影响, 简单说明曲线变化的主要原因。

推力 P 等于空气流量 G 与单位推力 P_d 的乘积, 即 $P = GP_d$ 。当 n 增加时, 吸入发动机的流量 G 通常是增加的, 因而使 P 增加。此外 n 增加时, 压气机的增压比 π_φ 及涡轮前总温 T_{04} —

* 油门特性与转速特性不完全一样, 前者以油门杆位置 δ_p 为参数, 后者以转速 n 为参数。通常两者是一一对应的。

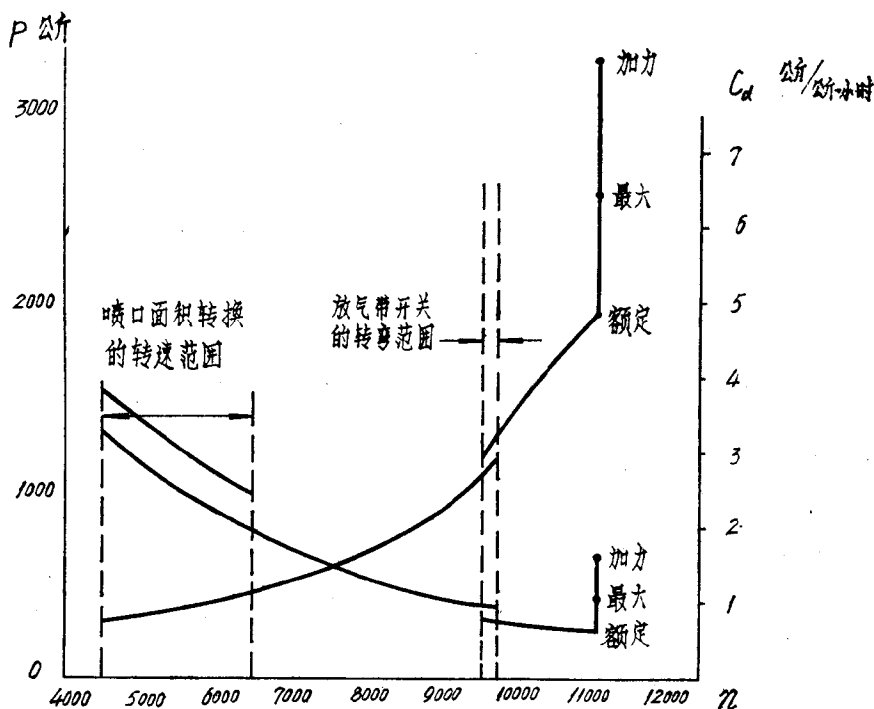


图 1-4*

般也是增加的。 $\pi_{\text{喷}}$ 及 T_{04} 的增加也就是理想热效率及注油量增加，因而 P_d 也增加。 G 及 P_d 随 n 增加而增加，故 P 也随 n 增加而增加。一般在小转速下， P 约与 n^2 成正比；中等转速下， P 与 n^3 成正比；在接近 n_{max} 时， P 与 n^4 成正比。所以 P 在接近 n_{max} 时增加很快。

$C_d = 3600 \frac{G_y}{P}$ 。 C_d 随 n 增加而减小是因为 P 随 n 的增加比 G_y 随 n 的增加更快造成的。

不过在接近 n_{max} 时，由于注油量大增，而压气机效率又有所降低，故 C_d 有所增加。

**下面我们再简单说明尾喷管面积调整及采用放气带对油门（或转速）特性的影响。

上述发动机的尾喷管面积 F_{wp} 调整规律为：低转速时， F_{wp} 最大；当 $n=5500 \pm 1000$ 转/分时， F_{wp} 减至中等大小；当 $n=n_{\text{max}}=11150$ 转/分时， F_{wp} 减为最小。 F_{wp} 减小使 P 增加的原因是：根据(1-8)式， F_{wp} 减小， $\pi_{\text{喷}}$ 将减小，同时，进气量也减少。供油不变时， T_{04} 将加大。此外转速不变时，随着进气量减少，单位重量气流所获得的压缩功大，增压比 $\pi_{\text{喷}}$ 高，从而提高了热效率。两者均使 P 增加。其作用胜过 G 减少对 P 的影响，结果 P 就增大。 F_{wp} 减小使 C_d 减小的原因是：在 $n=5500 \pm 1000$ 转/分处， G_y 不变而 P 增大；在 $n=n_{\text{max}}$ 处 G_y 虽增加，但 P 增加的作用更大，结果 C_d 仍减小。该发动机由小转速增至 $n=9700$ 转/分左右时，放气带自动关闭，使参与燃烧的空气流量增加，所以 P 增加， C_d 减小。

打开加力时，进一步提高燃气的总温，单位推力大大增加。但总温提高后，尾喷管临界截面通过的流量减少了（见流量公式：流量反比于总温的平方根）。为了保证流量不变，应将 F_{wp} 调至最大。此时 P 增加， C_d 也增加。

* 图1-4中的“转弯范围”应为“转变范围”。

** 这部分内容供选学用。

(2) 速度特性

发动机的速度特性是指给定高度及油门状态下，推力 P 及单位耗油率 C_d 随飞行速度 V （或 M 数）的变化规律。

图 1—5 是 P 及 C_d 随 V 变化的曲线。

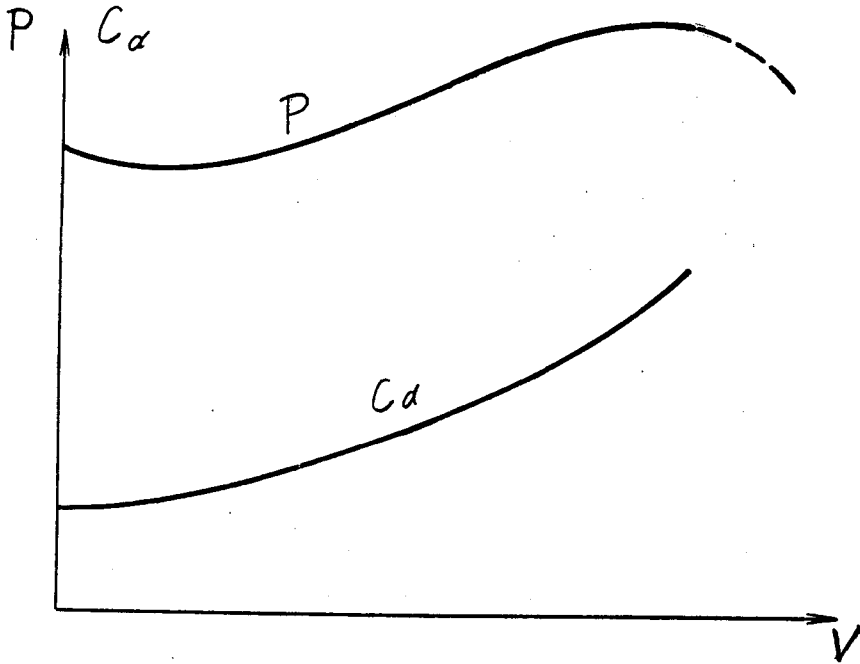


图 1—5

随来流速度 V_∞ 的增加， P 先略减小，然后增加，最后又减小； C_d 则是一直增加的。原因如下：

由 $P = P_d G = G \frac{V_0 - V_\infty}{g}$ 来看，随着 V_∞ 增加，空气流量 G 是增加的。气流总温也是增加的。当涡轮前总温 T_{04} 一定时，允许加进空气的热量将减少。导致 $V_0 - V_\infty$ 减小，即单位推力 P_d 随 V_∞ 增加而减小。这种变化表示在图 1—6 中。其综合结果，导致图 1—5 中 P 随 V_∞ 的变化规律。 C_d 随 V_∞ 的变化是由于油气比 f 随 V_∞ 增加而减少，其效果抵不上 P_d 随 V_∞ 增加而减小，结果 C_d 随 V_∞ 增加而增加。表明随来流速度增加经济性变坏。

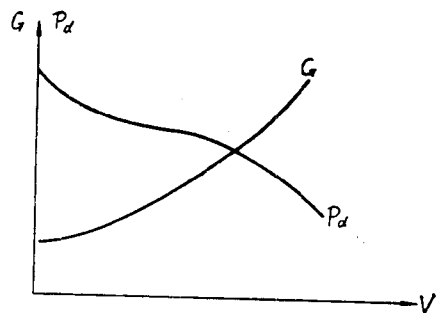


图 1—6

油气比 f 随 V_∞ 增加而减少，其效果抵不上 P_d 随 V_∞ 增加而减小，结果 C_d 随 V_∞ 增加而增加。表明随来流速度增加经济性变坏。

(3) 高度特性

发动机的高度特性是指给定飞行速度及油门状态下，推力 P 及单位耗油率 C_d 随飞行高度 H 的变化规律。

图 1—7 是 P 及 C_d 随 H 的一般变化情况。

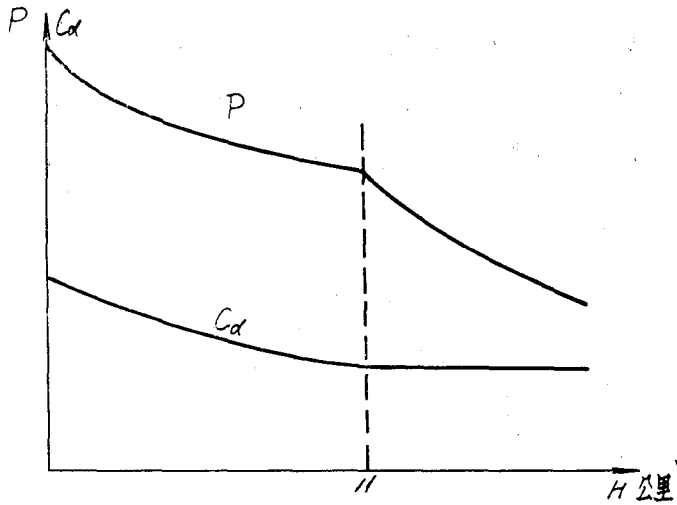


图 1-7

P 随高度 H 增加一直是减小的。 C_d 则先减小至 $H \geq 11$ 公里后不变。其理由大致说明如下：

H 增加时，同一速度的来流总温随空气温度降低而减小。当 T_{0a} 不变时，允许加入的热量增多。此外，增压比 $\pi \propto$ 随气温降低而有所增加，理想热效率提高。这两种作用都使 $H < 11$ 公里时，随 H 增加 P_d 增加。当 $H > 11$ 公里以后，气温不变，故 P_d 不随 H 继续增加而增加（限于 $H < 25$ 公里）。 H 增加流量 G 一直减小（图1-8）。主要是 H 增加后，大气压强下降，故涡轮前总压也下降，而总温不变，根据流量公式，总压下降、流量减少。 $H < 11$ 公里时， G 和 P_d 随 H 增加的变化是相反的。但 G 下降得更快，起主要作用。故 P 随 H 增加而减少。 $H > 11$ 公里后， P_d 不变，而 G 随 H 增加而减少，故推力 P 随 H 增加下降更快。

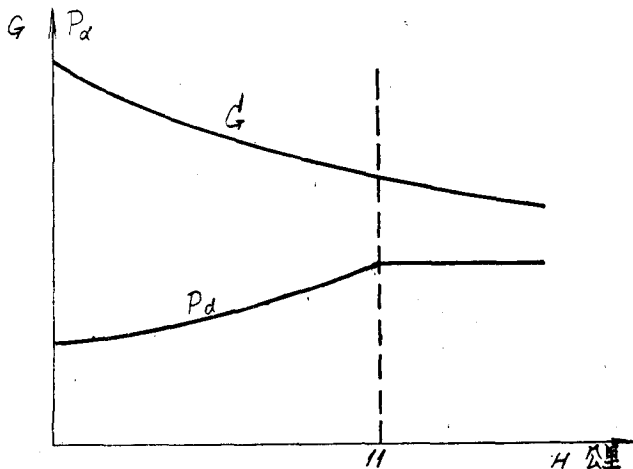


图 1-8

$C_d = 3600 \frac{f}{P_d}$ 。 $H < 11$ 公里时，增加 H 虽使油气比 f 加大，但不如 P_d 增加快。故随 H

增加 C_d 减小。 $H > 11$ 公里后，因压气机出口总温不随 H 增加而改变， T_{04} 不变时，允许加入的热量也不变即 f 不变。加之 P_d 不随 H 改变，故 C_d 也不随 H 而变化。

以上介绍了涡轮喷气发动机的有关特性曲线。下面给出某发动机的特性曲线，供本课程各章计算性能时应用。其曲线形式多少有些不同。实质上无非是油门、速度及高度特性的综合表示。

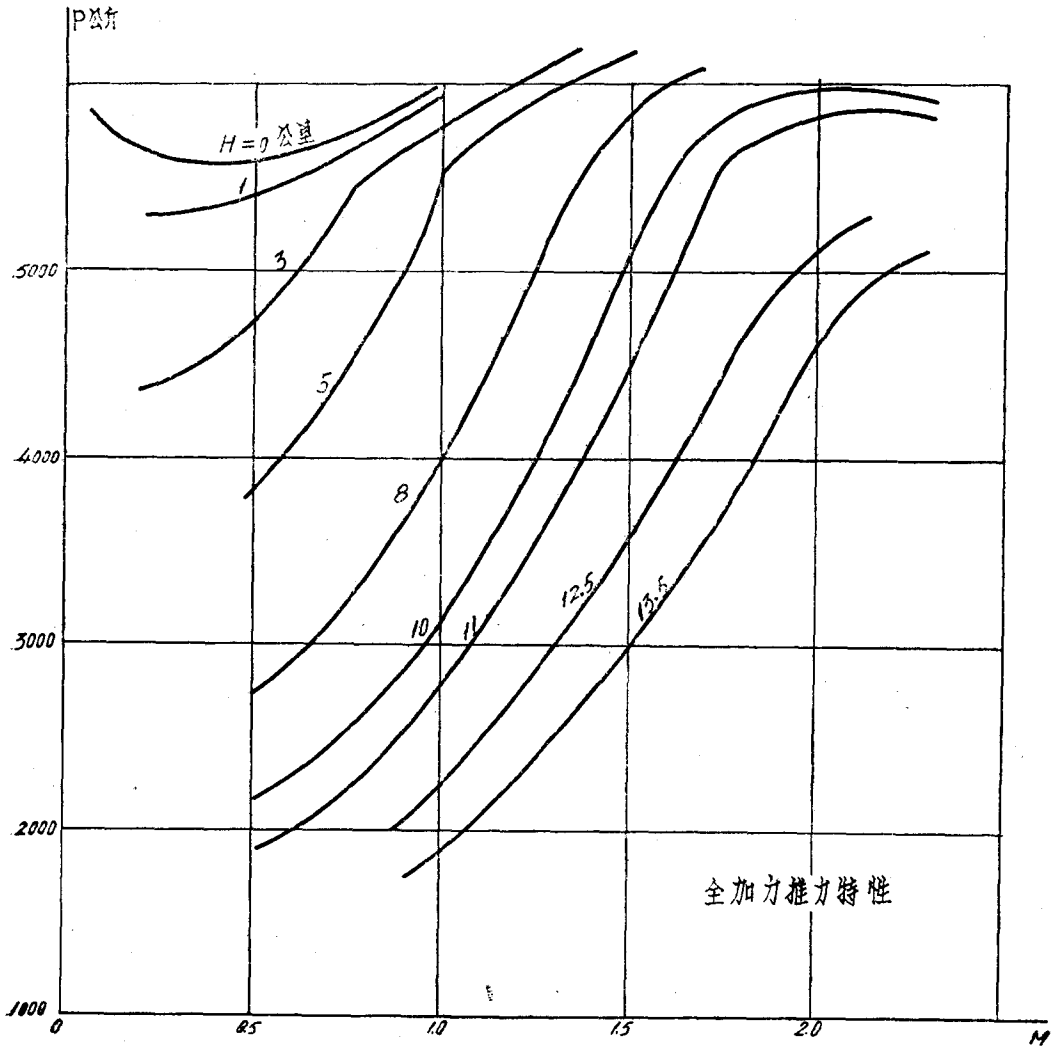


图 1-9 (1)

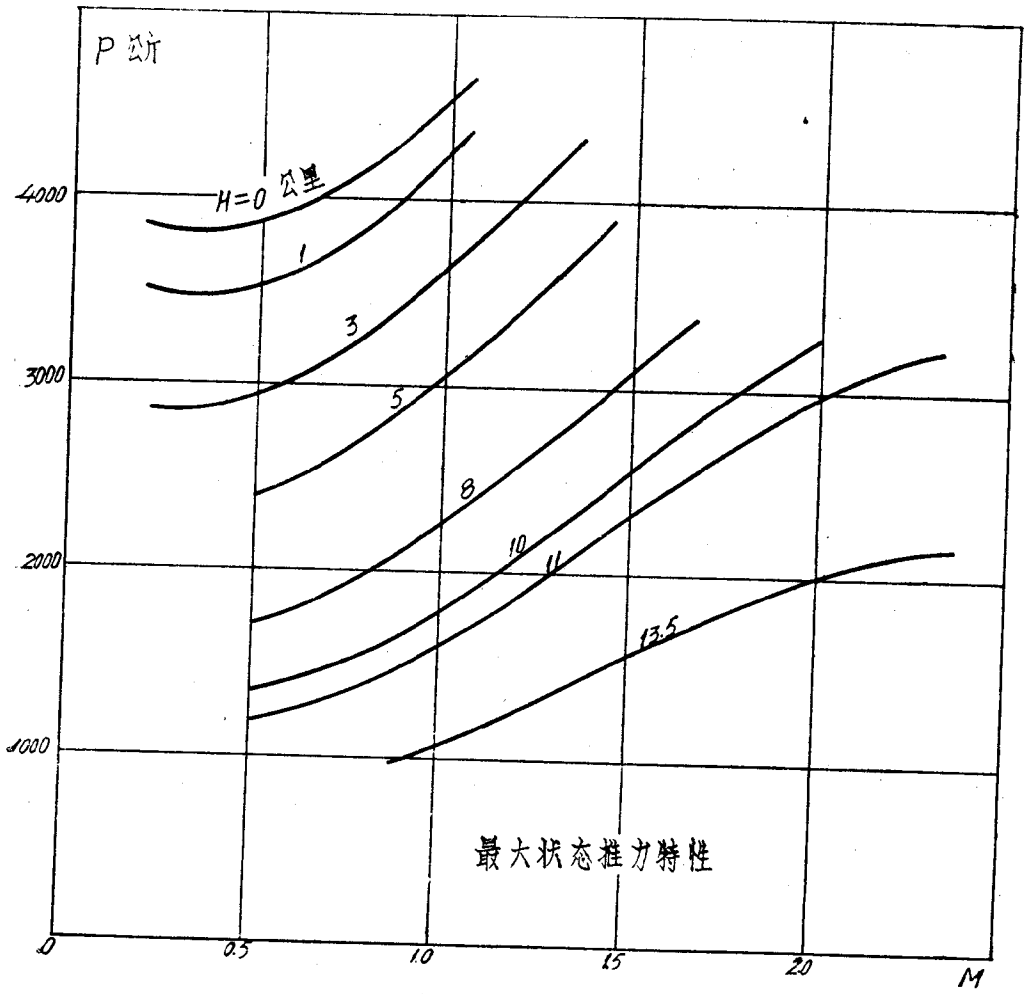


图 1-9 (2)

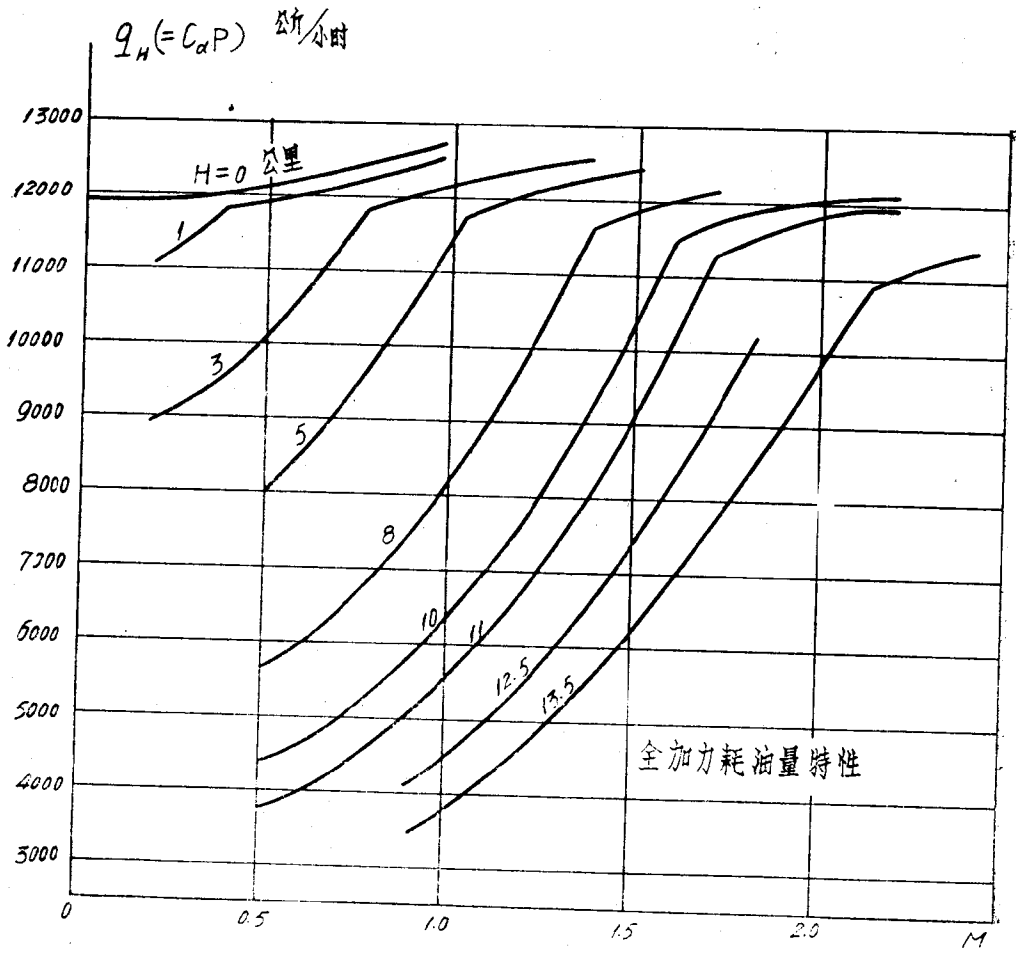


图 1—9 (3)*

* 图中纵座标 q_H 应为 q_h

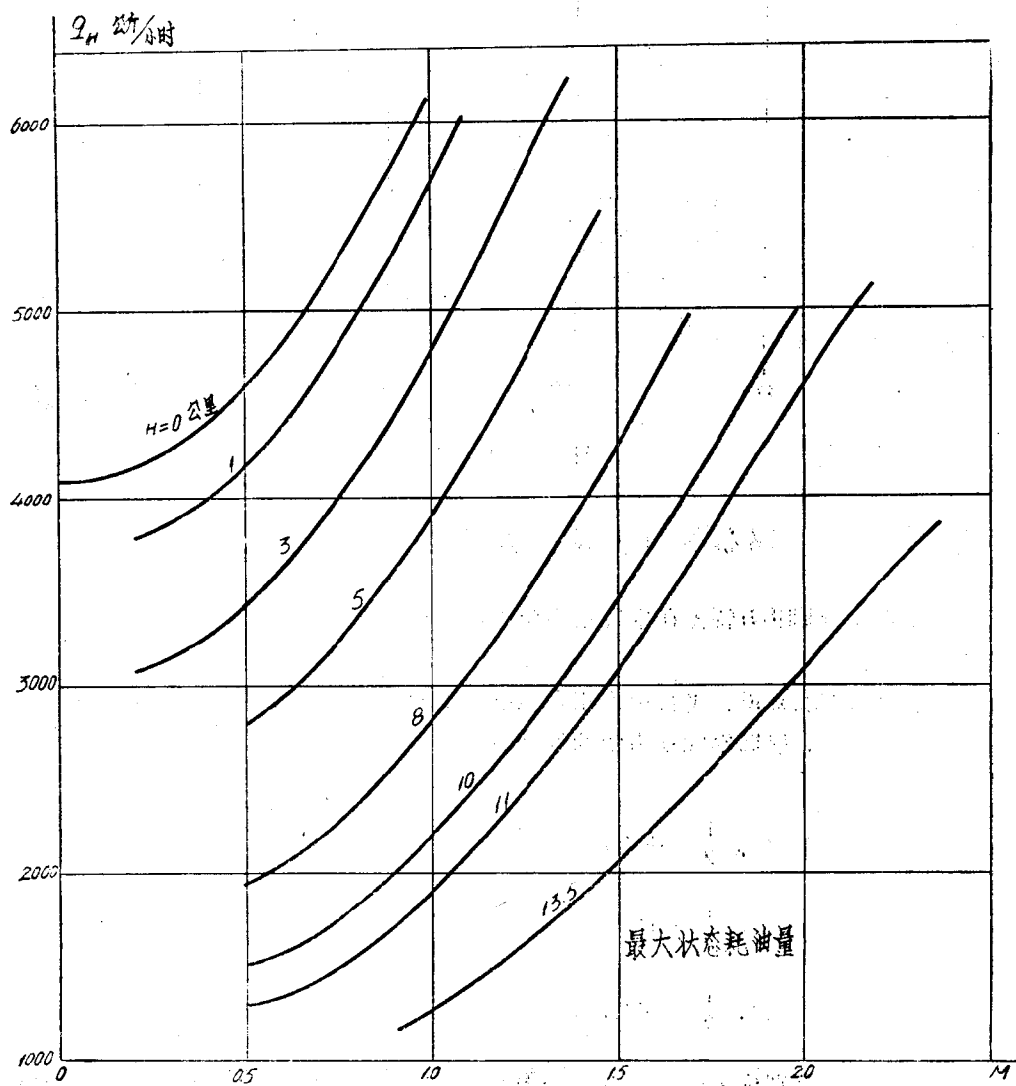


图 1—9 (4)*

* 图中纵座标 q_H 应为 q_A