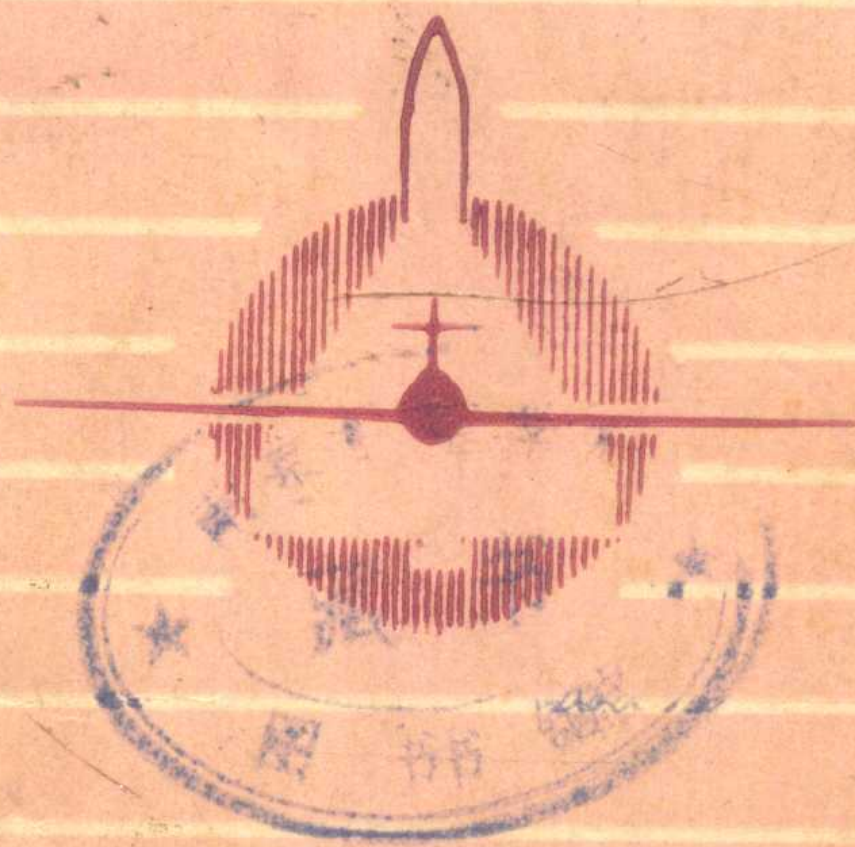


# 航空动力装置控制

## (系统部分)

西北工业大学 管彦深 张加桢 主编



国防工业出版社



V228  
1003

# 航空动力装置控制

(系统部分)

西北工业大学 管彦深 张加桢 主编



30271824



国防工业出版社

0533696

## 内 容 简 介

本书讲述航空动力装置的控制、数学模型、控制系统的组成、设计与试验。对现代控制理论及数字计算机在航空动力装置控制方面的应用也作了简要的介绍。

本书是高等航空院校航空动力装置控制工程专业的教材，也可供从事飞行器、航空与航天推进系统以及其它动力装置控制工程的设计、研究、使用与修理工作人员的参考。

### 航空动力装置控制

(系统部分)

西北工业大学 管彦深、张加桢 主编

\*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

\*

787×1092<sup>1</sup>/<sub>16</sub> 印张17<sup>1</sup>/<sub>4</sub> 403千字

1985年4月第一版 1985年4月第一次印刷 印数：0,001—10册

统一书号：15034·2879 定价：2.65元

## 前 言

本书是根据高等航空院校航空动力装置控制工程专业“航空动力装置控制”课程教学大纲统编的教材。

本书讲述航空动力装置控制系统部分。第一章阐述航空动力装置对控制系统技术要求的有关问题。第三~六章阐述转速、加力、进气道、过渡过程等单变量控制系统的构成、分析与综合的理论与方法。第七、八章介绍双变量控制系统与现代控制理论及数字计算机在航空动力装置控制上的应用。第九章简要介绍三种典型发动机的控制系统。

由于目前航空院校有关发动机原理及构造方面的课程仅讲授航空燃气涡轮方面的内容，故本书也相应地仅反映这方面的控制内容，而未涉及航空活塞发动机-螺旋桨推进装置控制方面的内容。

由于航空动力装置控制系统的种类多，型别繁杂，控制元件各异，不能一一列举。故着重阐明带有共性的基本概念、基本理论、基本知识及分析问题的基本方法，力求反映国内外先进科学技术水平。内容安排方面，既注意到科学性与必要的系统性与完整性，同时也注意了由浅入深，讲清概念，联系实际等方面的要求。

本书是在完成“自动控制理论”、“发动机原理”、“计算机语言”与“航空动力装置元件”等课程后使用的。

由于考虑到这是我国公开出版的第一本本学科领域内的专业教科书，也兼作从事与本专业有关工作同志的参考书，书目录中带“\*”的各节主要是为此而编写的。对学员讲授时可作为选学内容。

讲授第九章时，可适当编写补充教材。

每章末尾的参考文献目录，是为读者进一步查阅、研究之用。

本书由管彦深完成第一稿，张加桢整理、改写成第二稿；徐芸华设计了第九章三张典型发动机控制系统图，王性设计全部插图并初校全部计算公式，最后由管彦深定稿。整个编写的组织工作由张加、杨新完成。

在编写过程中，得到南京航空学院徐福尧、陈铮、胡世民等同志的热情帮助，并提出了宝贵意见；并得到空军工程学院描图室同志的热情帮助，一并表示感谢。

本书经南京航空学院福尧、胡世民同志审阅。

由于作者水平有限，本系新立，错误与不妥之处在所难免，欢迎读者们批评、指正。

编者



## 目 录

主要符号 .....	1
第一章 航空动力装置的控制 .....	3
第一节 引言 .....	3
第二节 基本发动机的推力控制 .....	8
第三节 其它类型发动机的推力控制及慢车控制 .....	11
第四节 加力燃烧室的控制 .....	14
第五节 超音速进气道的控制 .....	17
第六节 过渡控制 .....	19
第七节 安全限制 .....	29
参考文献 .....	33
第二章 控制对象的数学模型——航空动力装置动力学 .....	34
第一节 基本发动机的简化数学模型及动态特性 .....	34
第二节 基本发动机动态参数的计算 .....	48
第三节 基本发动机动态特性的实验研究 .....	56
第四节 双变量涡轮喷气发动机的简化数学模型及动态特性 .....	63
*第五节 多变量涡轮喷气发动机数学模型的普遍式 .....	74
*第六节 非线性发动机稳态(准确)数学模型及其解法 .....	79
*第七节 非线性发动机动态(准确)数学模型及数字模拟 .....	85
*第八节 动态系数矩阵的计算 .....	91
第九节 超音速进气道动态数学模型的理论分析 .....	94
第十节 进气道动态特性的实验研究 .....	108
*第十一节 超音速进气道大扰动动力学 .....	113
第十二节 超音速航空动力装置的数学模型 .....	113
参考文献 .....	114
第三章 转速控制系统 .....	116
第一节 直接作用式闭环转速控制系统 .....	116
第二节 间接作用式闭环转速控制系统 .....	119
第三节 带比例反馈的闭环转速控制系统 .....	124
第四节 带速度反馈的闭环转速控制系统 .....	128
第五节 带顺馈的闭环转速控制系统 .....	137
第六节 最大转速限制器 .....	146
第七节 油量控制器 .....	149
第八节 开环转速控制系统 .....	153
第九节 开环系统与闭环系统的协调工作 .....	155
第十节 以尾喷口面积作控制量的闭环转速控制系统 .....	158
参考文献 .....	160

<b>第四章</b>	<b>加力控制系统</b>	161
第一节	开环温度加力控制系统	161
第二节	闭环涡轮落压比 $\pi^*$ 加力控制系统	168
第三节	尾喷口自动操纵系统	174
第四节	喷水加力系统	177
第五节	反推力及消音系统	178
<b>第五章</b>	<b>过渡控制系统</b>	180
第一节	参数程序加速控制系统	180
第二节	时间程序加速控制系统	187
第三节	减速控制	191
第四节	压气机控制系统	192
第五节	加力起动及关闭控制系统	202
第六节	起动控制系统	207
<b>第六章</b>	<b>进气道控制系统</b>	209
第一节	进气道开环程序控制系统	209
第二节	进气道闭环正激波位置控制系统	210
*第三节	进气道数字控制系统	215
第四节	进气道安全控制	222
	参考文献	225
<b>第七章</b>	<b>双变量控制系统</b>	227
第一节	相互影响与不相互影响的控制	227
*第二节	双变量交联控制	231
	参考文献	237
<b>第八章</b>	<b>现代控制理论在航空动力装置控制上的应用</b>	238
第一节	最佳控制	238
*第二节	自学习损伤安全控制	240
*第三节	自适应控制	242
*第四节	多变量最佳控制	243
*第五节	综合控制与数字计算机的应用	245
	参考文献	249
<b>第九章</b>	<b>典型发动机控制系统简介</b>	251
第一节	P-11 $\Phi$ 发动机控制系统简介	251
第二节	JT3D 发动机控制系统简介	253
第三节	斯贝 MK-511 发动机控制系统简介	258
第四节	三种典型发动机控制系统的比较	262
	参考文献	263



## 主要符号

$A$ ——面积; 热功当量	$s$ ——拉氏变量
$a$ ——音速	SFC——单位耗油率
$B$ ——涵道比	$T$ ——绝对温度; 时间; 常数; 时间间隔
$b$ ——长度; 位移量	$t$ ——温度; 时间
$C$ ——常数	$u$ ——气流速度
$c_p$ ——空气定压比热	$V$ ——容积
$c$ ——气流速度	$v$ ——速度; 比容
$D$ ——直径; 阻力	$w$ ——相对速度
$d$ ——直径	$X$ ——输出量; 位移量
$e$ ——误差; 间隙	$x$ ——位移量
$F$ ——推力; 力	$Y$ ——输出量; 位移量
$f$ ——油气比; 函数关系; 频率	$y$ ——位移量
$g$ ——重力加速度	$Z$ —— $z$ 变换
$H$ ——飞行高度; 热焓	$z$ ——位移量
$H_u$ ——燃料热值	$\alpha$ ——余气系数; 角度; 飞机迎角
$h$ ——每公斤空气焓	$\beta$ ——飞机侧滑角; 桨叶角; 锥体半角
$i$ ——减速比; 杠杆比	$\gamma$ ——延迟时间; 激波半角
$J$ ——转动惯量	$\Delta$ ——增量
$j$ ——虚数单位, 即 $\sqrt{-1}$	$\delta$ ——相对增量; 压比
$K$ ——常数; 放大系数(增益); 绝对温度	$\varepsilon$ ——初升比
$k$ ——空气比热比(等熵指数); 弹簧刚度	$\eta$ ——效率
$L$ ——每公斤空气的功; 长度; 拉氏变换符号	$\theta$ ——加热比; 温度比
$M$ ——马赫数; 扭矩	$\lambda$ ——速度系数
$m$ ——燃料或气体质量流量; 位移量	$\mu$ ——流量系数
$N$ ——功率	$\xi$ ——燃烧完全系数
$n$ ——转速	$\pi$ ——压比
$P$ ——力	$\rho$ ——密度
$p$ ——压力; 微分变量	$\sigma$ ——总压恢复系数; 超调量; 延迟时间
$Q$ ——容积流量	$\tau$ ——延迟时间
$R$ ——空气气体常数; 半径	$\varphi$ ——进气道流量系数
$r$ ——半径	$\phi$ ——压气机级流量系数
$S$ ——熵	$\psi$ ——系数
	$\omega$ ——角速度

## 注 角

<i>a</i> —— 空气	<i>j</i> —— 参数顺序指示符
<i>ab</i> —— 油气比	<i>K</i> —— 压气机
<i>ac</i> —— 加速	<i>L</i> —— 低压压气机
<i>af</i> —— 加力	max —— 最大
<i>b</i> —— 主燃烧室	min —— 最小
<i>bld</i> —— 压气机放气	<i>N</i> —— 尾喷管
<i>bp</i> —— 进气道放气	<i>n</i> —— 转速
<i>CD</i> —— 压气机出口	<i>opt</i> —— 最佳
<i>c</i> —— 压气机; 控制	<i>out</i> —— 出口
<i>cor</i> —— 换算	<i>p</i> —— 螺桨
<i>cr</i> —— 临界	<i>R</i> —— 参考值; 给定值
<i>DE</i> —— 进气道出口	<i>s</i> —— 正激波
<i>E</i> —— 发动机	<i>ST</i> —— 起动机
<i>f</i> —— 燃料(燃油)	<i>T</i> —— 涡轮; 泵后; 总的
<i>faf</i> —— 加力燃料(燃油)	<i>TC</i> —— 涡轮冷却
<i>g</i> —— 燃气	<i>TE</i> —— 进气道喉部截面
<i>H</i> —— 自由气流; 高压压气机	0 —— 基准值; 稳态值
<i>i</i> —— 进气道; 参数顺序指示符	* —— 气体滞止参数
<i>idle</i> —— 慢车	- —— 相对值
<i>igu</i> —— 压气机导向叶片	• —— 时间导数
<i>in</i> —— 进口	

## 发动机主要流通截面

<i>H</i> —— 自由流截面	4 —— 涡轮后截面
1 —— 压气机进口截面	<i>af</i> —— 加力燃烧室出口截面
2 —— 压气机出口截面	<i>N</i> —— 尾喷管截面
3 —— 燃烧室出口截面	<i>e</i> —— 尾喷口出口截面



# 第一章 航空动力装置的控制

## 第一节 引言

### 一、航空动力装置控制的必要性

飞机的飞行条件是不断地在变化着的，如起飞、滑跑、升降、巡航、追击敌机等。因此，它需要的推力随时在变化着。这就要求动力装置也要相应地改变推力以满足飞机的需要。例如，某发动机在地面最大状态工作时，需油量是每小时2400公斤；在15公里高空、马赫数  $M_H$  为0.8时的需油量每小时只要500公斤，需油量变化达五倍。若供油量不加以控制，则发动机到高空后，将发生严重的超温、超转，会使发动机受到损坏。

概括说来，控制动力装置有三个目的：

1) 在各种工作状态及飞行条件下，最大限度地发挥动力装置的潜力，最有效地使用动力装置，以满足飞机对动力装置的要求。具体来说，在最大状态下，要能发出最大推力，以满足飞机起飞、爬高的要求；在巡航状态下，耗油率要小，以满足经济性的要求（即飞机的航程要大）；慢车状态则要求转速尽可能地低，但又能连续稳定地工作。

2) 过渡过程（起动、加速、减速、加力起动等）的时间应尽可能地短，但又要保证动力装置能稳定、可靠地工作。

3) 在各种工作状态及飞行条件下，保证动力装置不出现超转、过热、超载、喘振、熄火等现象。

图 1-1 为动力装置在地面条件下的安全工作范围。动力装置的工作受最大转速、贫油熄火、涡轮前最高温度以及压气机喘振边界的限制。

图 1-2 则是动力装置在空中飞行时受到的各种限制。左上方，即高空低速时，受燃

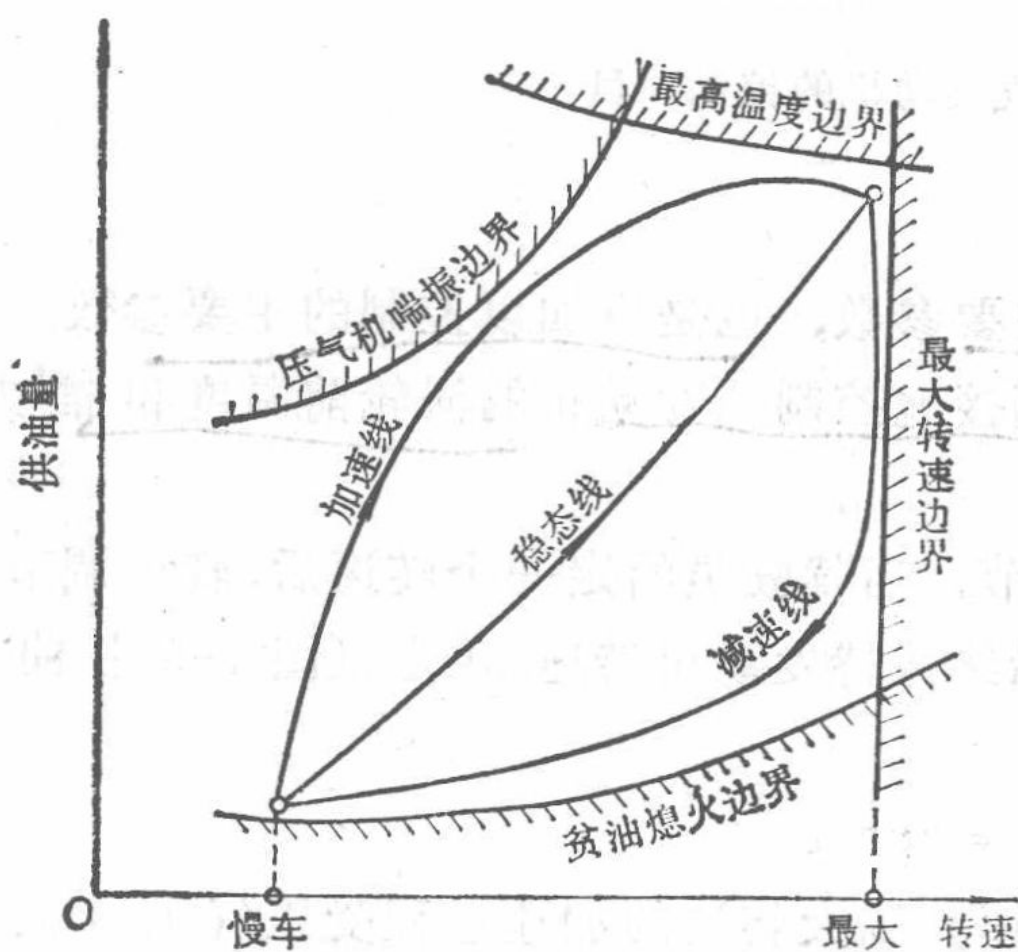


图1-1 动力装置在地面时的安全工作范围

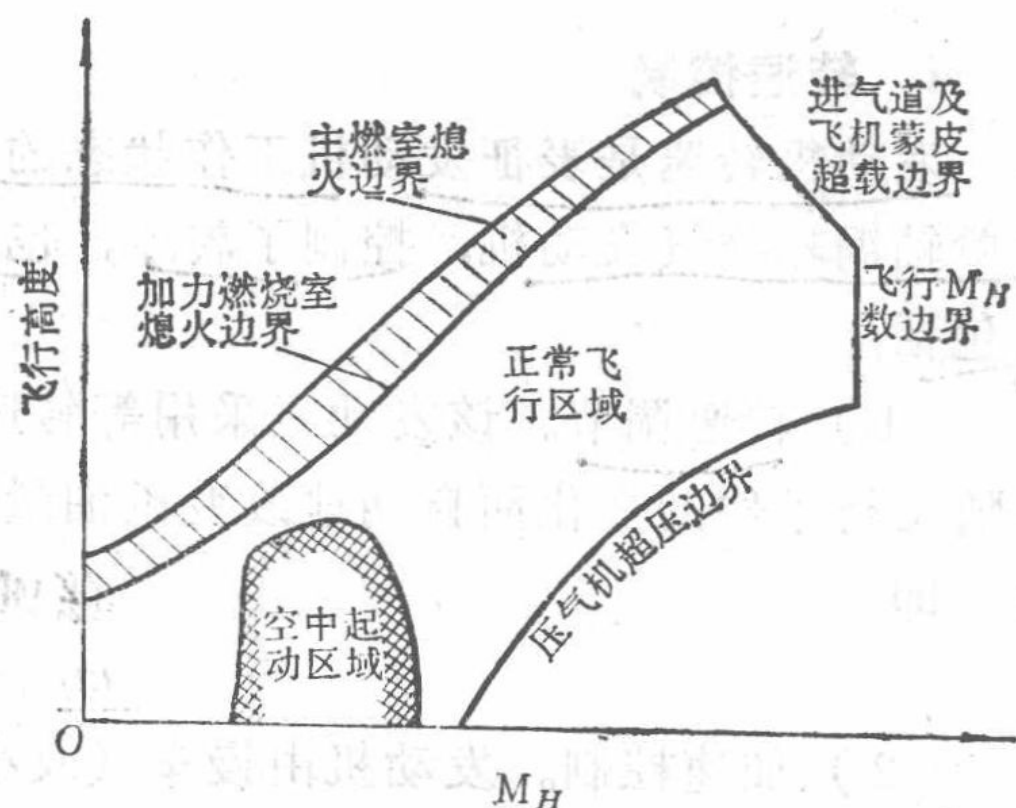


图1-2 动力装置在空中条件下的安全工作范围



烧室高空熄火限制。因为高空空气稀薄，喷油雾化质量差，难以稳定燃烧。右下方，即低空高速时，受压气机超压限制。因压气机后压力过高，可能会损坏压气机、燃烧室等薄壁部件。右边为最大飞行马赫数  $M_H$  限制线。右上方为进气道、飞机蒙皮承受的气动热限制，或称为超载边界。

发动机在空中熄火后，一般只能在空中起动区这一狭小范围内，利用发动机风车状态所造成的燃烧室压力而重新点火、起动。

## 二、航空动力装置需要控制的参数及部件

现以单轴加力涡轮喷气发动机为例，来分析它需控制的参数与部件（图1-3）。

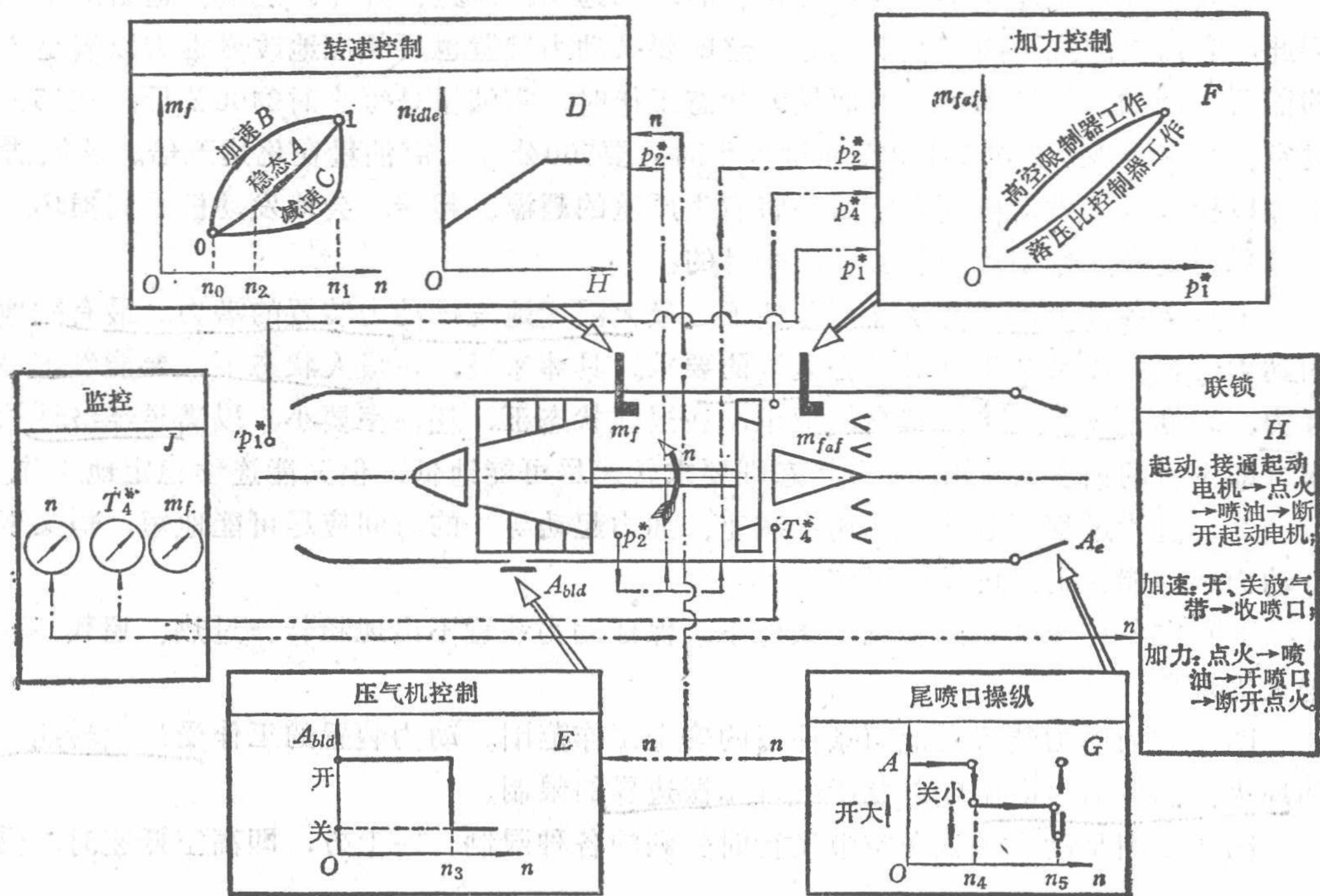


图1-3 单轴加力涡轮喷气发动机的控制项目

### 1. 转速控制

发动机转速是表征发动机工作状态的最主要参数，也是应加以控制的主要参数。对于单轴涡轮喷气发动机，控制了转速，也就间接地控制了发动机的涡轮前温度和推力。它包括：

(1) 转速调节。该发动机采用等转速调节，当驾驶员给定一个转速后，转速调节器会随飞行条件的变化而自动地改变供油量，始终保持发动机转速恒定（图1-3中曲线A），即

$$m_f \rightarrow n = \text{const}$$

(2) 加速控制。发动机由慢车（或小转速）到大转速的加速过程受压气机喘振及涡轮前温度的限制。加速控制的目的是使供油量随转速按一定的规律而变化（图1-3中



曲线B)。

(3) 减速控制。收油门时，减油不能太猛，否则会导致燃烧室贫油熄火。减速控制是使供油量的减小随转速按一定的规律而变化(图1-3中曲线C)。

(4) 慢车控制。使慢车供油量随飞行高度按一定的规律而变化，即使慢车转速随飞行高度的升高而加大，但又不超过最大转速值(图1-3中曲线D)。

## 2. 压气机控制

发动机在某一转速范围内，会由于空气流量的不稳定而引起压气机喘振。该发动机采用放气的办法，即在某转速下打开放气带，放掉压气机中间级的一小部分空气以避免喘振(图1-3中曲线E)。

## 3. 加力控制

发动机的空气流量随飞行高度及速度而变化。为了保证加力燃烧室工作可靠，必须控制加力供油量  $m_{faf}$ 。该发动机采用等涡轮落压比(等  $\pi_T^*$ ) 调节，即改变加力供油量  $m_{faf}$ ，保持涡轮落压比  $\pi_T^*$  恒定，即

$$m_{faf} \rightarrow \pi_T^* = \text{const}$$

为了保证落压比控制器损坏时加力燃烧室的安全，还设置了按进气总压  $p_i^*$  供油，即按

$$m_{faf} = f(p_i^*)$$

关系工作的高空限制器。正常情况下它不工作(图1-3中曲线F)。

## 4. 尾喷口操纵

根据发动机的工作状态，自动改变尾喷口面积。在发出给定发动机工作状态指令的同时也给定尾喷口面积。操纵装置自动地保证该尾喷口面积(图1-3中曲线G)。

## 5. 联锁

起动过程，起动电机定时断开；燃烧室自动点火、断开；接通加力时尾喷口自动开大，加力点火装置自动点火、断开等均由自动联锁装置保证可靠地进行。

## 6. 监控

飞机座舱仪表板上装有监视发动机工作状态的各种仪表，如转速表、温度表、压力表等。当仪表指示超出规定时，可及时采取措施，保证发动机正常工作。

该发动机的飞行马赫数  $M_H$  为1.3~1.4，需控制的项目不算多。图1-4所示为飞行马赫数  $M_H$  等于2.2的协和号超音速民航机动力装置控制图，其所需的控制参数及部件

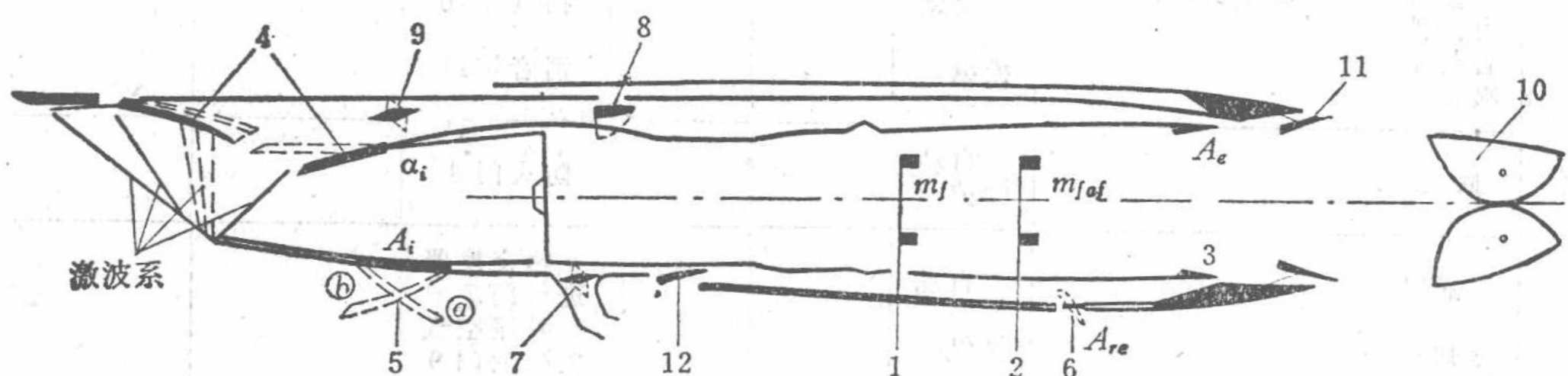


图1-4 协和号超音速民航机动力装置的控制(1-1)、(1-2)

- 1—主油门；2—加力油门；3—主喷口鱼鳞板；4—进气道可调锥板及喉部；5—进气道进、放气门，①—放气位置；②—辅助进气位置；6—后放气门；7—座舱热交换器进气门；8—防火门；9—外路空气关断活门；10—反推力挡气斗；11—锥形消音器；12—发动机舱通风门。

149+8+4+1+8



更多(见表1-1)。

表1-1 协和号超音速民航机动力装置一览表

部位	控制项目	调节方案	控制类别	被控制量	控制量	测量参数	控制机构	备注
发 动 机 及 内 涵 流 路	高压 转子控 制	推力控制—等高压 转速调节 $m_f \rightarrow n_H = \text{const}$	闭环 自动调 节	$n_H$	$m_f$	$n_L, n_H,$ $T_1^*, T_4^*$	主油门 1	控制机构编号1、 2、...与图1-4 中 号码对应
	低压 转子控 制	推力控制—等低压 转速调节 $A_e \rightarrow n_L = \text{const}$	闭环 自动调 节	$n_L$	$A_e$	$n_L$	主喷口鱼 鳞板 3	
	加力 控制	推力控制—加力等 油量控制 $m_{faf} = \text{const}$	自动 操纵	$T_{af}^*$	$m_{faf}$		加力油门 2	
	加速 控制	过渡控制—按主油 门速率加速, 即 $m_f = f\left(\frac{d\beta}{dt}\right)$	程序 控制	$n_H$	$m_f$		主油门 1	$\beta$ 为油门角度
	压力 限制	安全限制— $p_{2, \max}$	人工 控制		$m_f$	$p_2$	主油门 1	超压时, 驾驶 员收油门杆
	温度 限制	安全限制— $T_4^*, \max$	自动 保护		$m_f$	$T_4^*$		
	转速 限制	安全限制— $n_{L, \max}$ $n_{H, \max}$	自动 保护		$A_e, m_f$	$n_L, n_H$		限制值为最大 转速的110%
	低压 轴损坏 保护		自动 保护		$m_f$		机械装置	
进气道	推力控制(临界调 节)—调锥角与进气、 放气相结合以保证临 界状态, 即 $\left. \begin{matrix} \alpha_i \\ A_i \\ A_{re} \end{matrix} \right\} \rightarrow \pi_i^* = \text{最大}$	闭环 自动调 节为主, 并包括 自动联 锁、自 动保护	进气 道压力 比 $\pi_i^*$	锥板 角度 $\alpha_i$ 进、 放气 门开 度面 积 $A_i$ 后放 气门 开度 面积 $A_{re}$	$M, \alpha$ (飞 机迎角)、 $\pi_i^*, \alpha_i, A_i$	进气锥板 4 进、放气门 5 后放气门 6		
反推 力、消 音与副 喷口	反推力控制	自动 操纵				挡气斗 10 消音铲 11		
防火		自动 保护				防火门 8		
通风、 冷却		自动 操纵				热交换器 进气门 7 外路空气 关断活门 9 通风门 12		

一般来说, 飞行范围越广, 使用条件越复杂, 需要控制的参数及部件就越多, 对控制系统的要求就越高、越多。



### 三、控制项目的分类<sup>[1-3]</sup>

以上两例足以说明一台航空动力装置的控制项目是相当繁杂的。为了便于分析、研究，控制项目可分类如下：

#### 1. 按控制内容划分

(1) 推力控制。目的是为了获得所需要的推力，通常包括：

转速控制。包括单轴发动机转速、双轴发动机高压及低压转子转速、三轴发动机中压转子转速的控制等。

压比控制。压比（如增压比或发动机压比）比发动机转速能更直接、准确地反映发动机的实际推力。如英制 RB211 三轴发动机就是按等增压比（燃烧室压力  $p_2$  与压气机进口压力  $p_1$  之比）进行控制的。

加力控制。包括复燃加力及喷水加力控制。

慢车控制。

反推力控制。为了缩短飞机的着陆滑跑距离，着陆滑跑时张开反推力装置，则可更快地减小发动机的正推力。

进气道控制。马赫数  $M_H$  等于 1.8 以上的发动机，一般都要对进气道加以控制，以保证进气道与发动机的流量匹配及稳定工作。

(2) 过渡控制。目的是为了为了使发动机的过渡工作状态能迅速、稳定、可靠地进行。如：

起动控制；

加速控制；

减速控制；

加力起动及关闭控制；

压气机防喘控制等。

这类控制仅在某一过渡过程中才工作。

(3) 安全限制。目的是为了为了保证发动机的工作安全、可靠。如：

转速限制；

温度限制；

压力限制；

功率限制等。

各参数的限制值均为发动机的安全极限值。限制器正常情况下不起作用，而作为备份。只有被限制参数超过极限值时，才参予工作。

#### 2. 按实现控制的方法划分

(1) 手动控制。由驾驶员根据需要进行人工控制。如收油门杆可降低发动机转速，以减小发动机推力；按加力电门，以接通加力系统等。

(2) 自动控制。由控制器自动地进行控制。通常包括：

自动调节。当某一参数需要维持某一定值，或按一定规律变化时，由调节器予以保证。如等转速调节、等落压比调节、等涡轮前温度调节等。

自动操纵。如尾喷口面积的自动操纵、停车自动操纵等。



自动联锁。

自动保护(监控)。如防低压轴故障装置(斯贝发动机),可在轴折断时,自动切断燃油,以免转子飞转而停车。

## 第二节 基本发动机的推力控制

基本发动机即指不加力的单轴涡轮喷气发动机。这是一种最简单,又是最基本的发动机类型。先研究它的推力控制问题,然后再推广至其它类型的发动机控制。

### 一、控制量与被控制量的选择

#### 1. 控制量

基本发动机可能选作控制量的是供油量  $m_f$  及尾喷口面积  $A_e$ 。供油量  $m_f$  是主要控制量,通过对它的控制,可以在各种飞行条件下,满足推力大幅度变化的需要。如尾喷口面积  $A_e$  固定,则供油量  $m_f$  的变化范围很大;当供油量  $m_f$  被固定时,则尾喷口面积  $A_e$  的改变对推力的影响较小。然而,供油量  $m_f$  和尾喷口面积  $A_e$  如能同时可调,则对推力的控制会更方便、有利;但又使控制机构变得较复杂,而降低可靠性。因之,除个别发动机外,五十年代以后设计的此类发动机,飞行范围不广(马赫数  $M_H$  在 1.0 左右,飞行高度  $H$  在十二、三公里左右),可调喷口带来的发动机性能改善利益不大,一般都采用固定喷口。即控制量只有一个供油量  $m_f$ 。

#### 2. 被控制量

原则上只要是能表征发动机推力大小的参数均可选作被控制量。如转速  $n$ 、涡轮前温度  $T_3^*$ 、涡轮后温度  $T_4^*$ 、增压比  $\pi_k^*$  等,当然其中也可包括推力本身。

推力在飞行中难以直接测量;增压比  $\pi_k^*$  虽能直接反映推力的大小,但因其不能反映发动机的强度负荷,而不宜选为被控制量。至于涡轮前(或后)温度,则因温度高不易测量,也不宜选作被控制量。故只有转速作为被控制量较为合适。

图 1-5 为各种飞行高度、速度下的某发动机的涡轮前温度  $T_3^*$  与转速  $n$  的关系曲线。由图可见,如转速保持 10800 转/分恒定,则不管飞行高度在  $H=(0\sim 10.7)$  公里内如何变化,飞行速度  $v$  基本上在 800 公里/时左右变化。此时,涡轮前温度  $T_3^*$  约在 810~880K 范围内变化。若保持  $T_3^*=940K$  恒定,则当高度在  $H=(0\sim 10.7)$  公里范围内变化时,转速  $n$  在 11400~11800 转/分内变化。就是说,  $T_3^*$  与  $n$  基本上同时达到最大值,发动机在最大推力状态左右工作。但在低飞行速度〔如  $v=(320\sim 480)$  公里/时〕下则不然。涡轮前温度  $T_3^*$  与转速  $n$  在此时成反比。由于推力控制主要着眼于最大推力附近,故控制转速与控制涡轮前温度的效果都是一样的。

由图 1-6 的供油量随转速的变化曲线可看出:若保持  $n=11000$  转/分恒定,高度  $H$  从 0 变到 10.7 公里,则相应的供油量  $m_f$  从 2000 公斤/时变到 750 公斤/时,变化竟达三倍,而飞行速度却保持在  $v=800$  公里/时左右。

相反,由图 1-7 的供油量随涡轮前温度的变化曲线可看出,若保持  $T_3^*=940K$  恒定,则当高度  $H=0$  时,  $v\approx 700$  公里/时;当  $H=10.7$  公里时,  $v\approx 900$  公里/时。  $T_3^*$  如再增高,则速度  $v$  将大大超过最大值。可见,若控制温度,低空时尚可保持  $T_3^*$  接近最大值,而到高空为了不使飞机超速,则必须降低  $T_3^*$  使用。



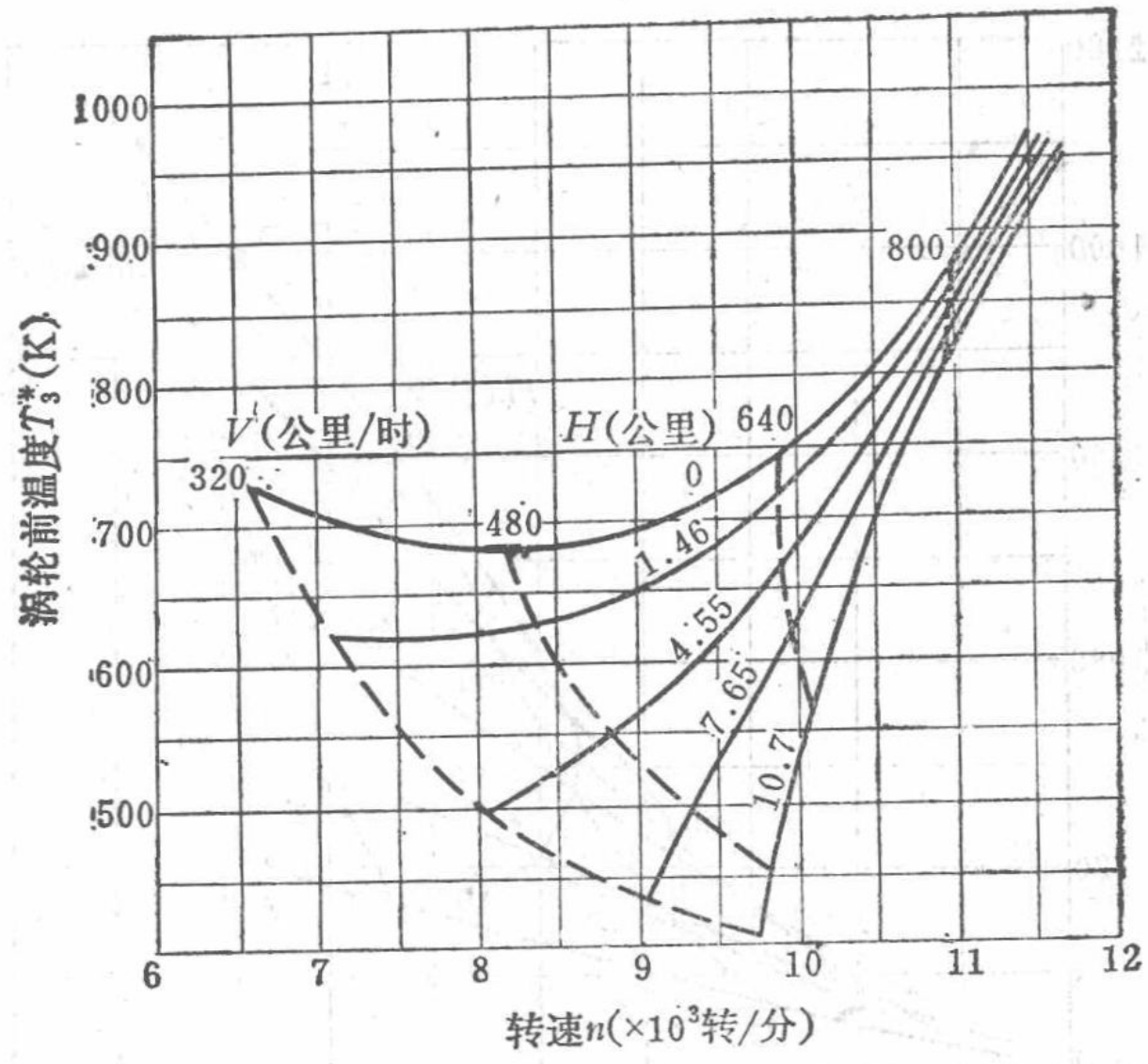


图1-5 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的涡轮前温度 $T_3^*$ 与转速 $n$ 的关系曲线

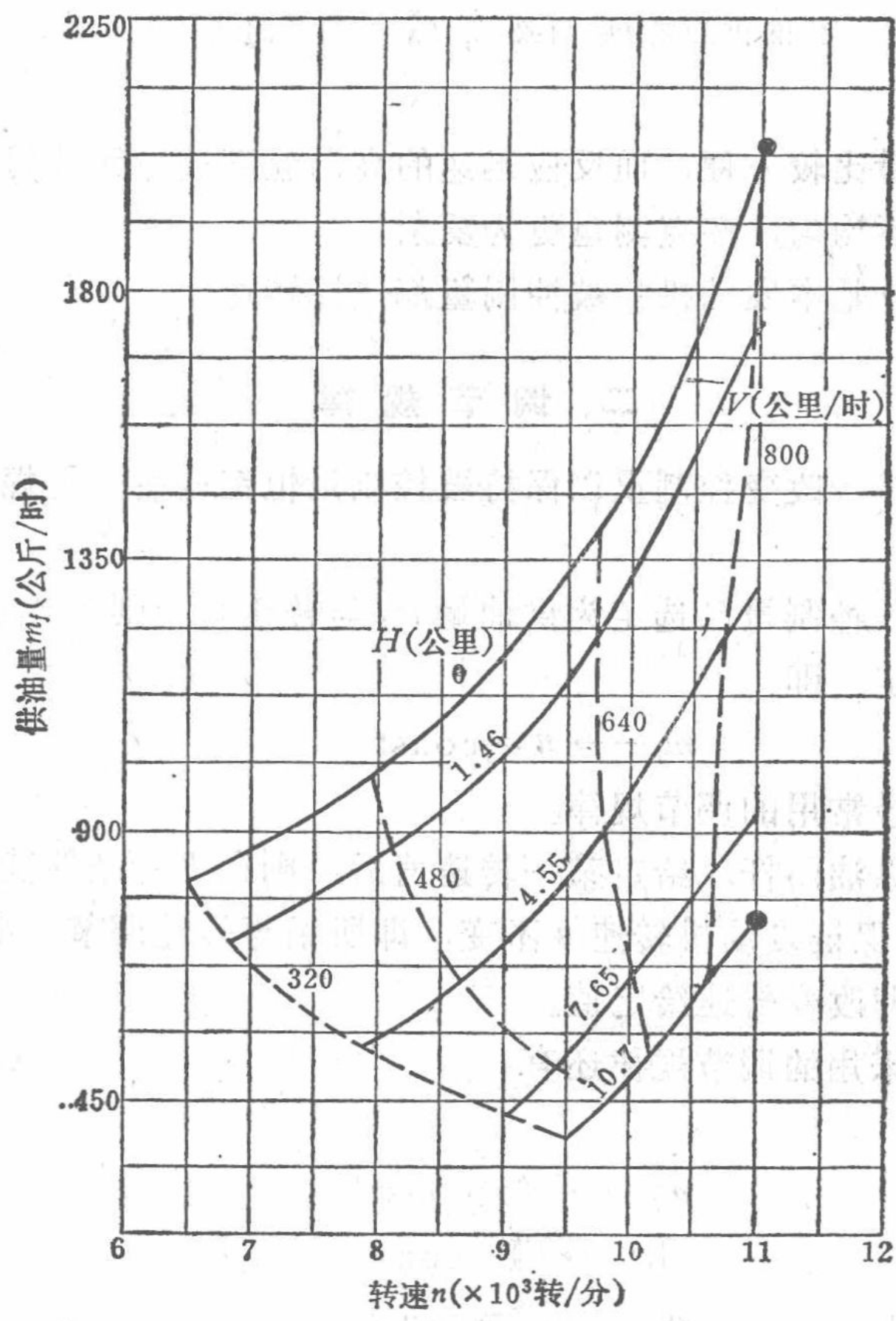


图1-6 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的供油量 $m_f$ 与转速 $n$ 的关系曲线<sup>(1-4)</sup>



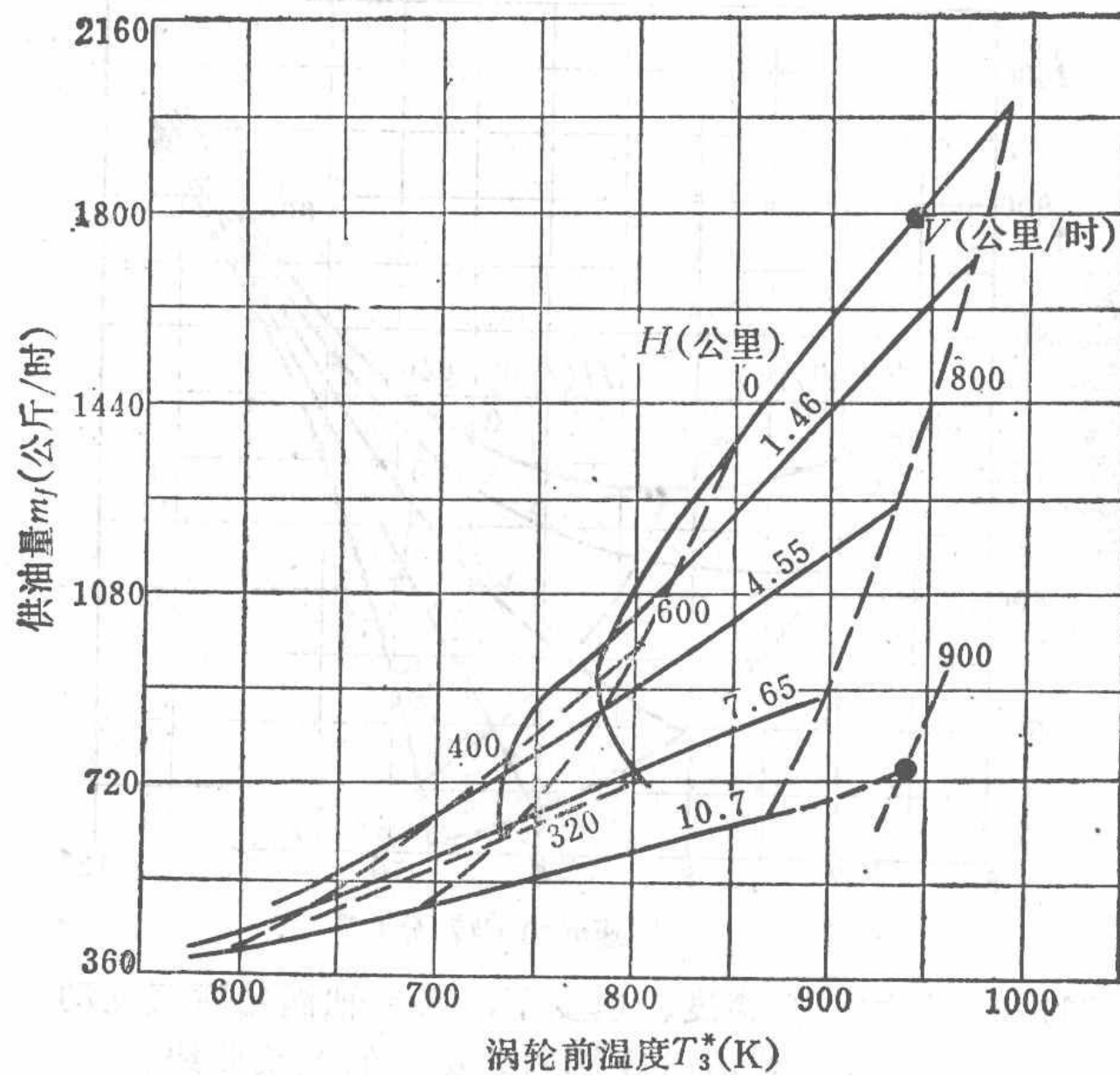


图1-7 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的供油量  $m_f$  与温度  $T_3^*$  的关系曲线<sup>(1-4)</sup>

再而，转速的测量比较方便，而反应迅速的高温温度测量元件目前尚未解决，并且，涡轮前、后的温度场不均匀，多点测量更为复杂。

因此，目前大部分基本发动机的被控制量都选择转速。

## 二、调节规律

当飞行条件变化时，改变控制量以保持被控制量恒定或按一定规律变化的关系称为调节规律。

以上，控制量与被控制量已选定为供油量  $m_f$  与转速  $n$ 。则二者之间的关系是改变供油量以保持转速恒定，即

$$m_f \longrightarrow n = \text{const} \tag{1-1}$$

是基本发动机的一种最常用的调节规律。

当根据需要，操纵油门杆，给定某一转速值后，则在飞行条件变化时，调节器能自动地改变供油量  $m_f$  来保证发动机转速  $n$  不变，即所谓等转速调节。如要改变转速，则应改变油门杆位置，即改变转速给定值。

基本发动机可能采用的调节规律还有：

等温调节

$$m_f \longrightarrow T_3^* = \text{const} \tag{1-2}$$

或

$$A_e \longrightarrow T_3^* = \text{const} \tag{1-3}$$

或

$$m_f \longrightarrow T_4^* = \text{const} \tag{1-4}$$

等换算转速调节



$$m_f \rightarrow \frac{n}{\sqrt{T_1^*}} = \text{const} \quad (1-5)$$

等，但实际上，对基本发动机，这些调节规律目前多数未被采用。

调节规律规定了发动机在飞行中的主要性能参数——推力的变化规律，它是设计发动机自动控制系统的出发点与依据。

### 三、各种工作状态下的推力控制

采用等转速调节规律后，发动机的工作状态取决于油门杆所对应的给定转速的位置。

例如：

最大状态，对应于最大转速；

额定状态，对应于额定转速；

巡航状态，对应于巡航转速；

慢车状态，对应于慢车转速。

因之，改变发动机的工作状态，属于操纵问题，不改变调节规律。对于尾喷口可调的发动机则另当别论。

## 第三节 其它类型发动机的推力控制及慢车控制

### 一、其它类型发动机的推力控制

#### 1. 双轴涡轮喷气及涡轮风扇发动机

双轴涡轮喷气发动机仍有两个控制量：供油量  $m_f$  及尾喷口面积  $A_e$ ；两个可能的被控制量是高压转子转速  $n_H$  与低压转子转速  $n_L$ ，但这两个转速由于转子间的气动联系而存在一定的关系。故控制了一个转速，另一个转速则会发生相应的变化。从这个角度来看，不加力双轴涡轮喷气发动机的控制与基本发动机一样。

由于不加力双轴涡轮喷气发动机一般只用于高亚音速飞行，为了简化结构，通常采用固定喷口。故控制量只有供油量  $m_f$ 。被控制量则可能有：高压转速  $n_H$ 、低压转速  $n_L$  或涡轮前温度  $T_3^*$ 。因而，相应的调节规律可能有：

$$\text{等高压转速调节} \quad m_f \rightarrow n_H = \text{const} \quad (1-6)$$

$$\text{等低压转速调节} \quad m_f \rightarrow n_L = \text{const} \quad (1-7)$$

$$\text{等涡轮前温度调节} \quad m_f \rightarrow T_3^* = \text{const} \quad (1-8)$$

其中，除  $T_3^*$  不易测量外，究竟采用等  $n_H$  还是等  $n_L$  的规律，需根据使用要求，全面分析各性能参数随飞行条件而变化的情况后才能确定。实际使用中，也有采用两种调节规律组合使用的办法，如低速时采用等  $n_L$ ；高速时采用等  $n_H$  [1-5]。

涡轮风扇发动机的调节规律与双轴涡轮喷气发动机基本相同。但在某些涡轮风扇发动机上选定增压比  $\pi_K^*$  作为被控制量，其原因是：

(1) 在一定飞行条件下，推力  $F$  是增压比  $\pi_K^*$  的单值函数，而与当地大气温度  $T_H$  无关，故起飞推力不受季节、气温的影响，而一般等转速调节的发动机，则推力  $F$  受气温的影响，为了弥补夏季起飞推力之不足，常采取喷水加力。