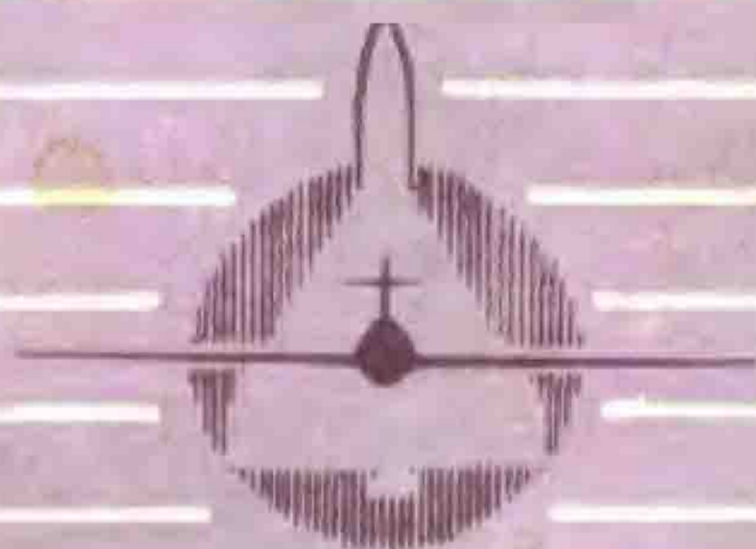


航空动力装置控制

(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

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	α ——余气系数；角度；飞机迎角
h ——每公斤空气焓	β ——飞机侧滑角；桨叶角；锥体半角
i ——减速比；杠杆比	γ ——延迟时间；激波半角
J ——转动惯量	Δ ——增量
j ——虚数单位，即 $\sqrt{-1}$	δ ——相对增量；压比
K ——常数；放大系数(增益)；绝对温度	ε ——初升比
k ——空气比热比(等熵指数)；弹簧刚度	η ——效率
L ——每公斤空气的功；长度；拉氏变换符号	θ ——加热比；温度比
M ——马赫数；扭矩	λ ——速度系数
m ——燃料或气体质量流量；位移量	μ ——流量系数
N ——功率	ξ ——燃烧完全系数
n ——转速	π ——压比
P ——力	ρ ——密度
p ——压力；微分变量	σ ——总压恢复系数；超调量；延迟时间
Q ——容积流量	τ ——延迟时间
R ——空气气体常数；半径	φ ——进气道流量系数
r ——半径	ϕ ——压气机级流量系数
S ——熵	ψ ——系数
	ω ——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>igo</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

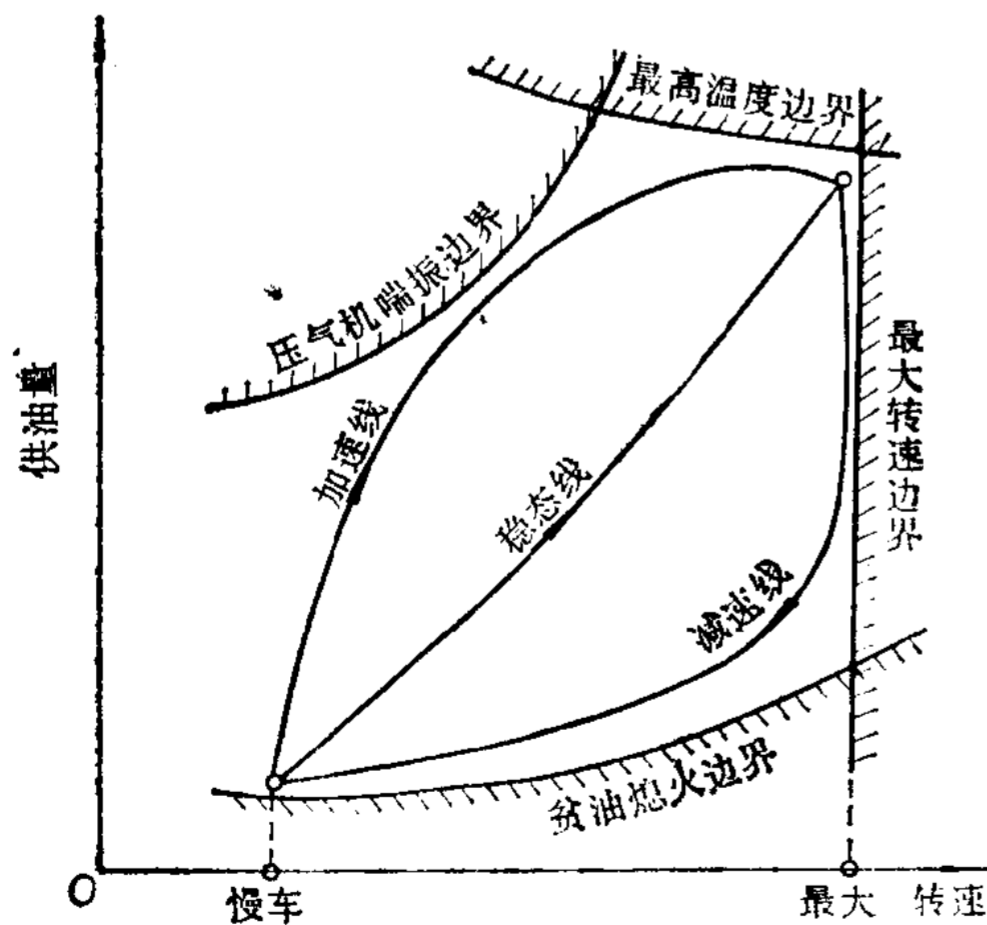


图1-1 动力装置在地面时的安全工作范围

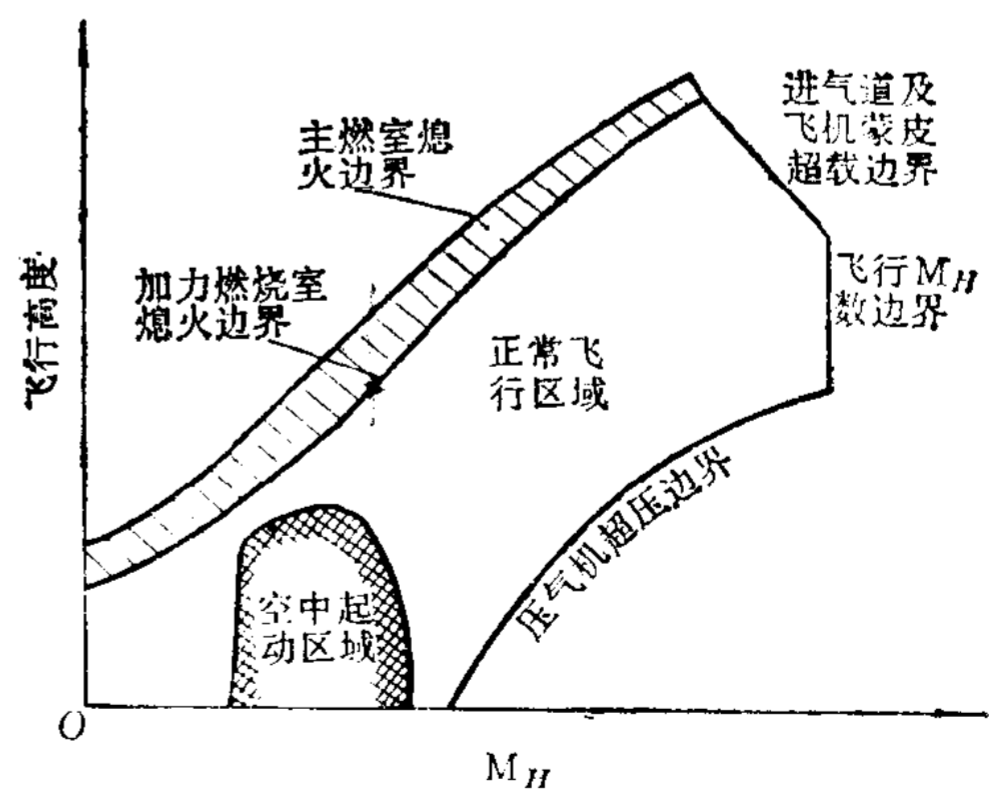


图1-2 动力装置在空中条件下的安全工作范围

烧室高空熄火的限制。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）。

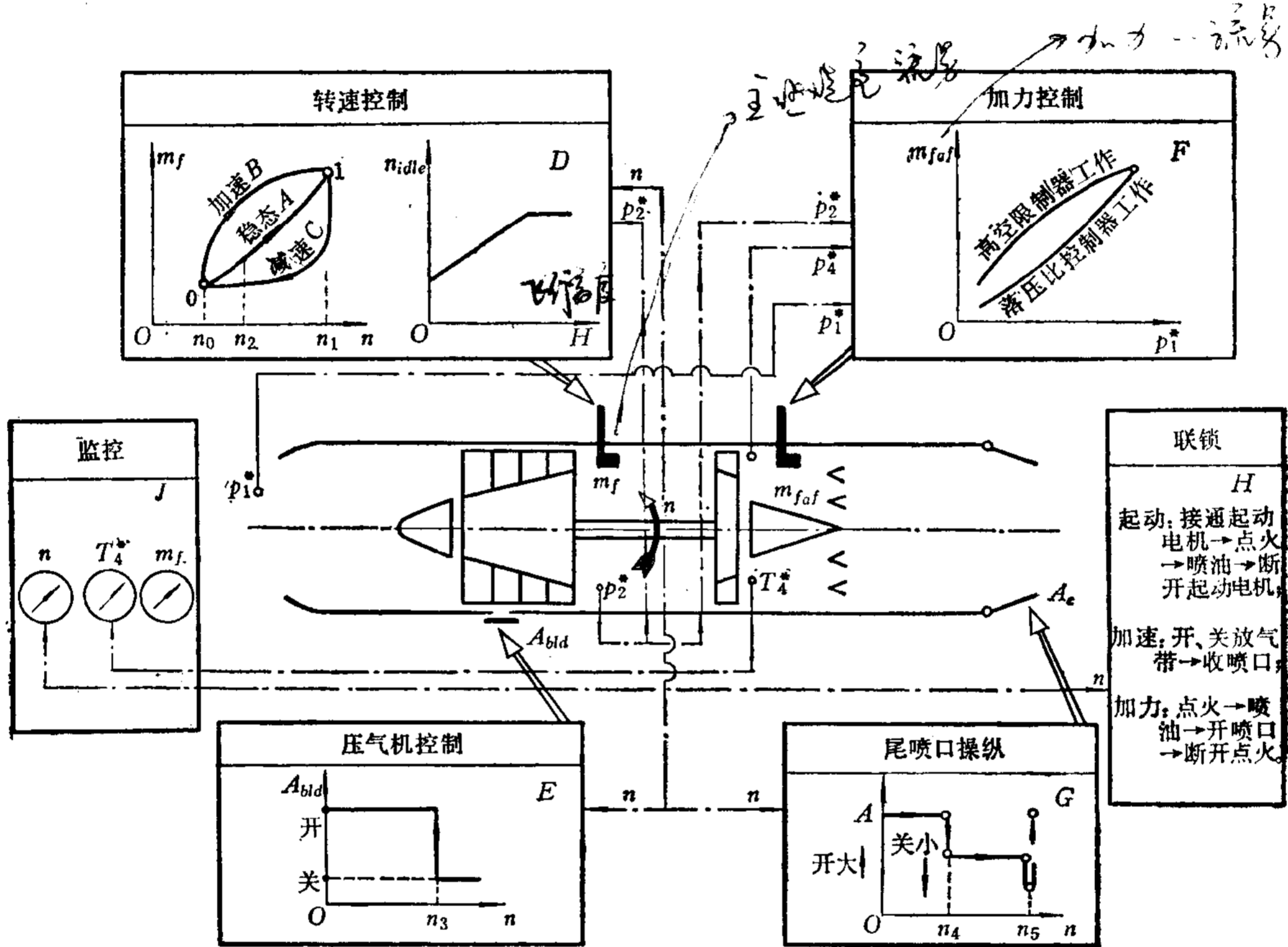


图1-3 单轴加力涡轮喷气发动机的控制项目

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 π_T^*) 调节，即改变加力供油量 m_{faf} ，保持涡轮落压比 π_T^* 恒定，即

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

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

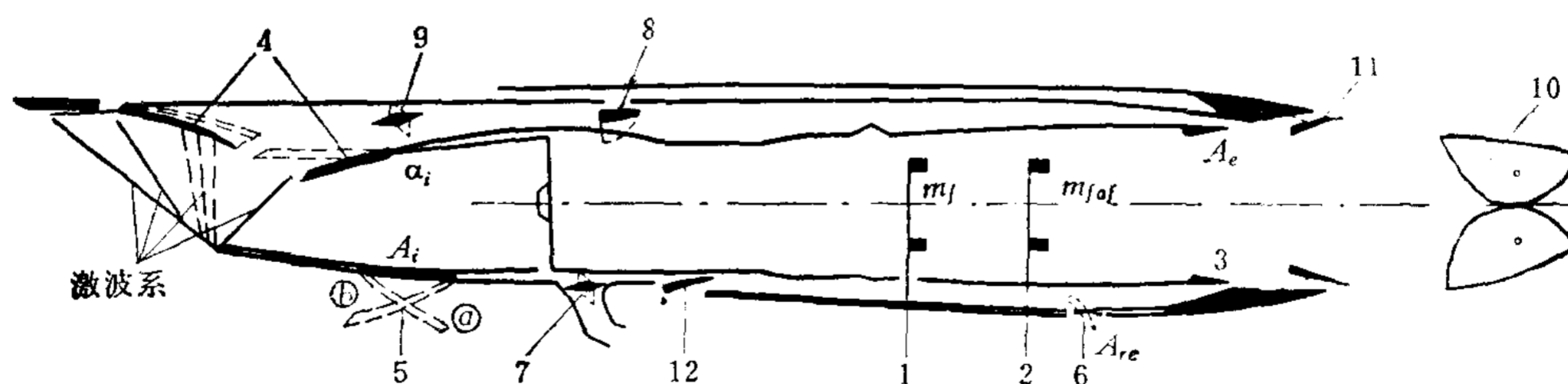


图1-4 协和号超音速民航机动力装置的控制⁽¹⁻¹⁾、⁽¹⁻²⁾

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，@—放气位置；①—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。

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_4^*, 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	β 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 π_i^*	锥板 角度 α_i 进、 放气 门开 度面 积 A_i 后放 气 门开 度面 积 A_{re}	M, α (飞 机迎角)、 π_i^*, α_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⁽¹⁻³⁾

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，才参与工作。

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。

自动连锁。

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 π_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 π_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。

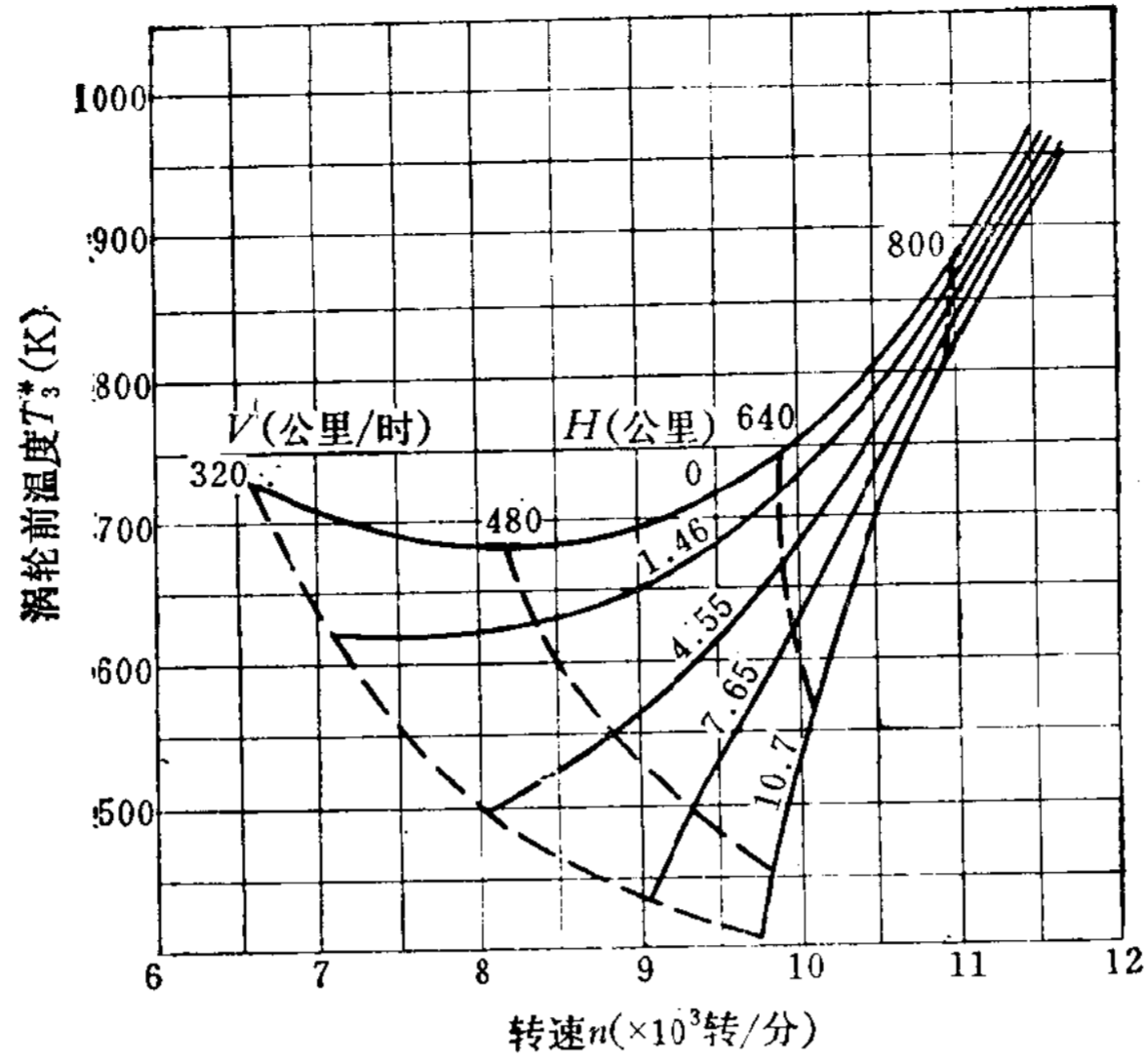


图1-5 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的涡轮前温度 T_3^* 与转速 n 的关系曲线

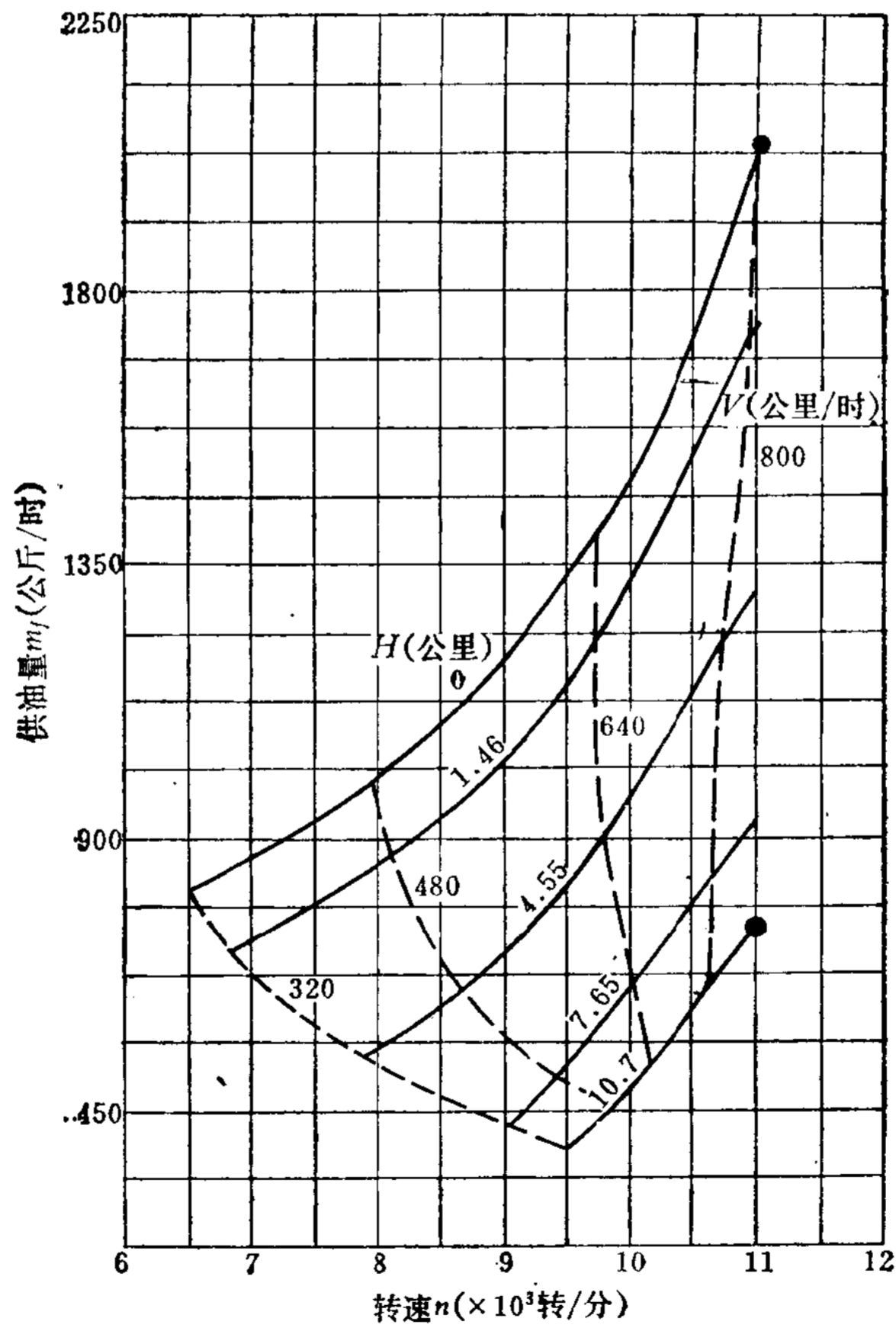


图1-6 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的供油量 m_f 与转速 n 的关系曲线⁽¹⁻⁴⁾

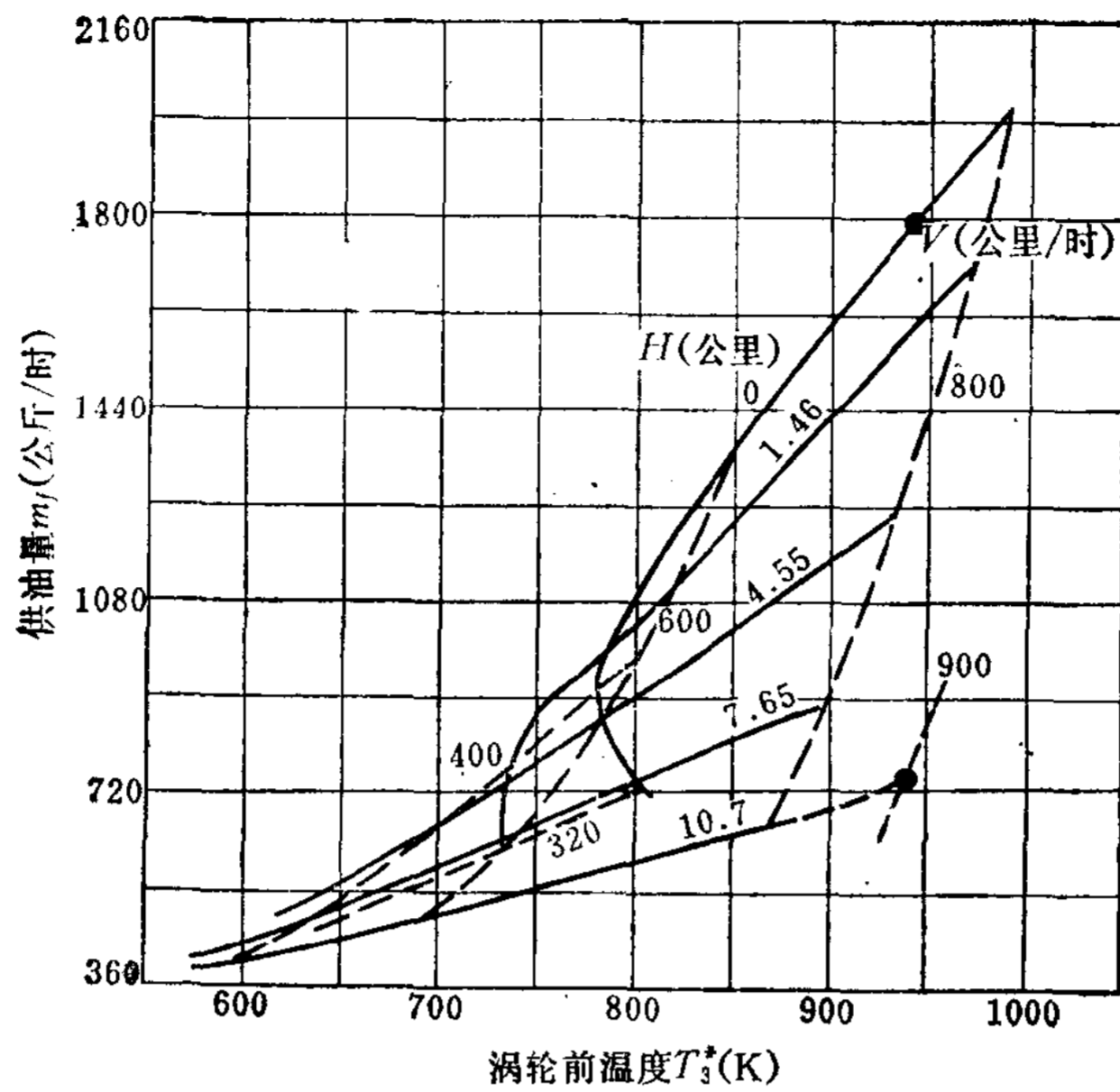


图1-7 各种飞行高度、速度下，某单轴涡轮喷气发动机的供油量 m_f 与温度 T_3^* 的关系曲线^[1-4]

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

$$m_f \longrightarrow n = \text{const} \quad (1-1)$$

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

$$m_f \longrightarrow T_3^* = \text{const} \quad (1-2)$$

或

$$A_e \longrightarrow T_3^* = \text{const} \quad (1-3)$$

或

$$m_f \longrightarrow T_4^* = \text{const} \quad (1-4)$$

等换算转速调节

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

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。从这个角度看来，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：

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

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

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

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 π_2^* 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 π_2^* 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。

(2) 当增压比一定时, 即使改变尾喷口面积 A_e 也不影响发动机推力。所以, 对于装有涡轮风扇发动机的民航机来说, 着陆时就可采取减小尾喷口面积 A_e 以降低风扇转速的办法来降低噪音, 而推力仍不下降。然而, 对于一般控制转速的发动机, 要先收油门杆以降低风扇转速来降低噪音; 但由于转速下降后推力随之下降, 又可能会导致转速及推力太低而不利于复飞时的加速要求。故一般在收油门杆之后, 再将油门杆向前推一点, 以保持一定的推力水平。

(3) 以增压比 π_k^* 作为推力控制的间接被控制量, 其灵敏度及准确度与以转速作被控制量的系统相似。

2. 涡轮螺桨及涡轮轴发动机

涡轮螺桨发动机一般有两个控制量: 供油量 m_f 与螺桨桨叶角 β 。这两个控制量可分别控制两个被控制量, 即转速 n 与涡轮前温度 T_3^* (或涡轮后温度 T_4^*)。通常以改变桨叶角 β 来保持转速 n 一定, 而以改变供油量 m_f 来保持 T_3^* 一定。故采用等转速、等温度的调节规律, 即

$$m_f \longrightarrow T_3^* (\text{或 } T_4^*) = \text{const} \quad (1-8)$$

$$\beta \longrightarrow n = \text{const} \quad (1-9)$$

此类发动机主要靠螺桨产生拉力, 喷气推力仅占很小一部分, 故尾喷口都是固定不变的。

至于涡轮轴发动机, 如结构方案是发动机转子经减速器带动旋叶, 则其调节规律与涡轮螺桨发动机相同; 如是自由涡轮带动旋叶, 则可采用以供油量 m_f 控制燃气发生器的转速 n_g , 并限制自由涡轮 (即限制旋叶) 转速 n_f 的调节规律, 或控制自由涡轮转速 n_f , 限制燃气发生器转速 n_g 的调节规律, 即

$$\left. \begin{array}{l} m_f \longrightarrow n_g = \text{const} \\ n_f \triangleright n_{f, \max} \end{array} \right\} \quad (1-10)$$

或

$$\left. \begin{array}{l} m_f \longrightarrow n_f = \text{const} \\ n_g \triangleright n_{g, \max} \end{array} \right\} \quad (1-11)$$

二、慢车控制

发动机慢车工作状态用于地面检查、停机线待飞、着陆及空中降高度下滑等飞行状态。要求慢车状态推力尽可能地小而仍能维持发动机稳定工作。对于起飞、着陆重量变化较大的机种 (如轰炸机、运输机等), 为了保证起飞、着陆滑跑距离尽可能地短, 要求慢车推力能随大气温度、高度及飞行状态而可调。

慢车控制的类型有下列三种:

1. 等油量慢车控制

等油量慢车控制为保证发动机能稳定工作的慢车供油量不变的控制。这是一种最简单的慢车控制。

由于保持地面慢车供油量不变, 故发动机的慢车转速将随飞行高度的增加而增加。图 1-8 是某发动机的慢车转速随飞行高度的变化曲线。由图可见, 由地面到 10 公里高

空，因慢车供油量不变，故慢车转速由地面的 4100 转/分不断地随高度而增加，直到 9500 转/分。由于该发动机从 9500 转/分开始采用等转速调节，故在 10~15 公里范围内，该调节器保持转速 n 等于 9500 转/分不变，而慢车供油量则随飞行高度的增加而不断地下降。高度在 15 公里以上，为了防止高空熄火，则限制最小供油量，故转速 n 随高度而进一步上升，直到慢车转速达到发动机的最大转速 11150 转/分，这时对应的高度即为发动机的升限。

2. 等转速、变油量慢车控制

等转速、变油量慢车控制是在一定高度范围内（通常为低空）改变供油量以保持慢车转速一定；在另一高度范围内则保持供油量不变。如某涡轮风扇发动机即以六公里分界，六公里以下为等转速慢车控制；以上为等油量慢车控制（图 1-9）。

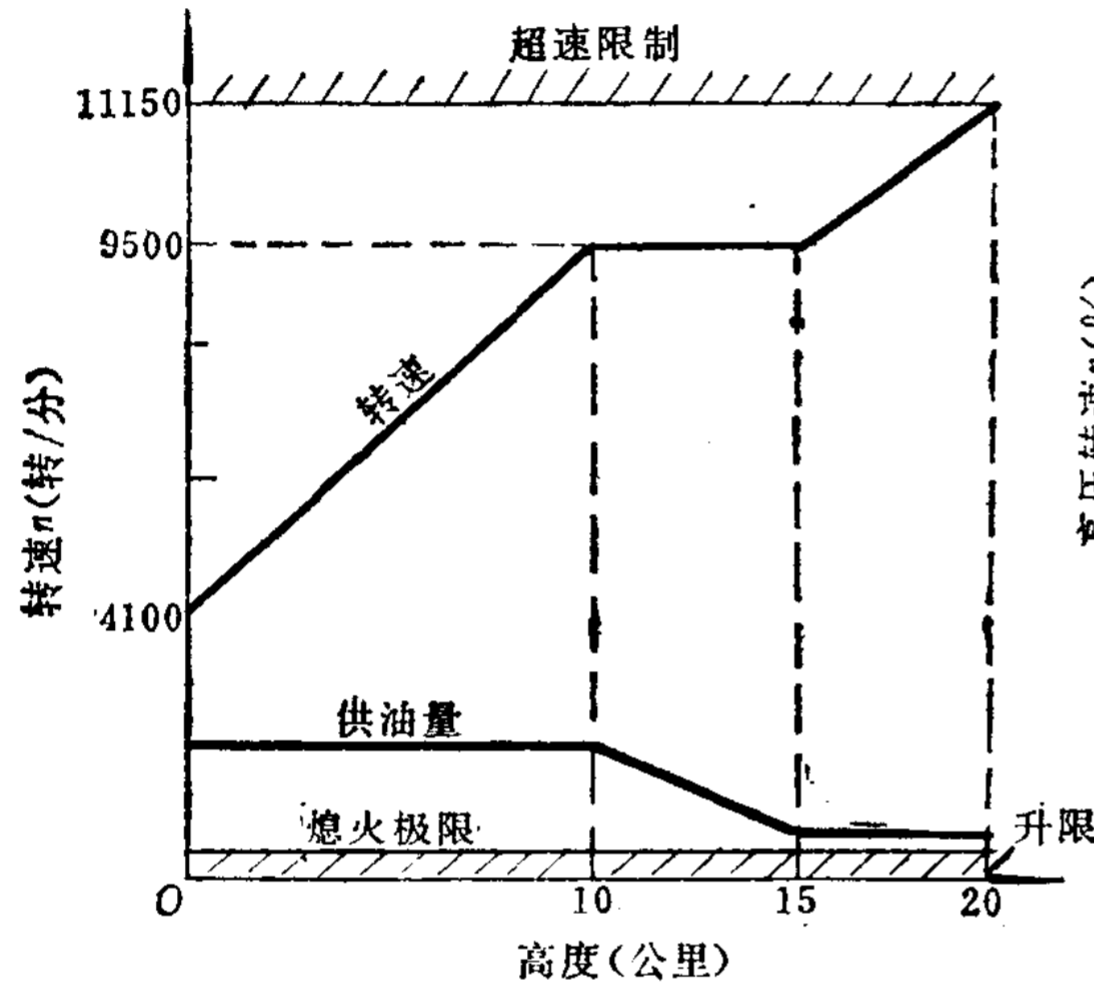


图1-8 某发动机慢车转速随飞行高度变化曲线

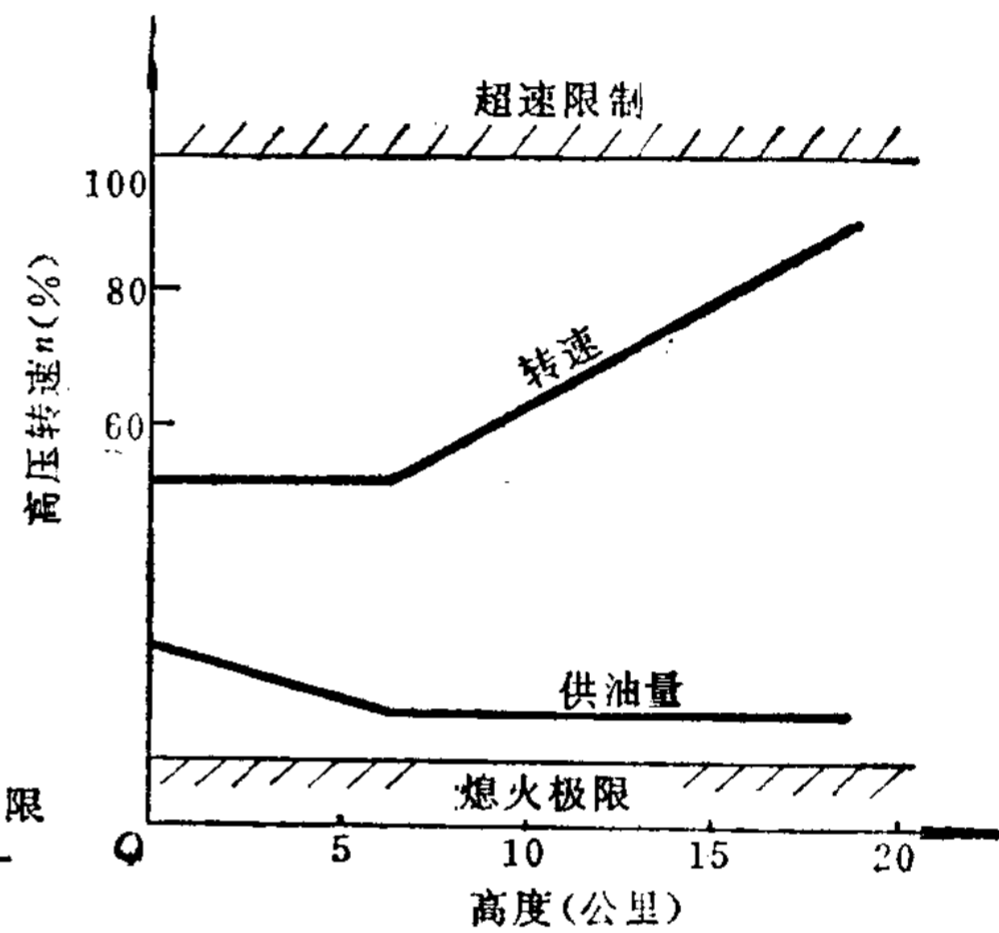


图1-9 某涡轮风扇发动机慢车转速随高度的变化曲线

3. 按其它要求的慢车控制

如某大推力涡轮风扇发动机要求地面慢车转速能随大气温度而修正。若气温低，空

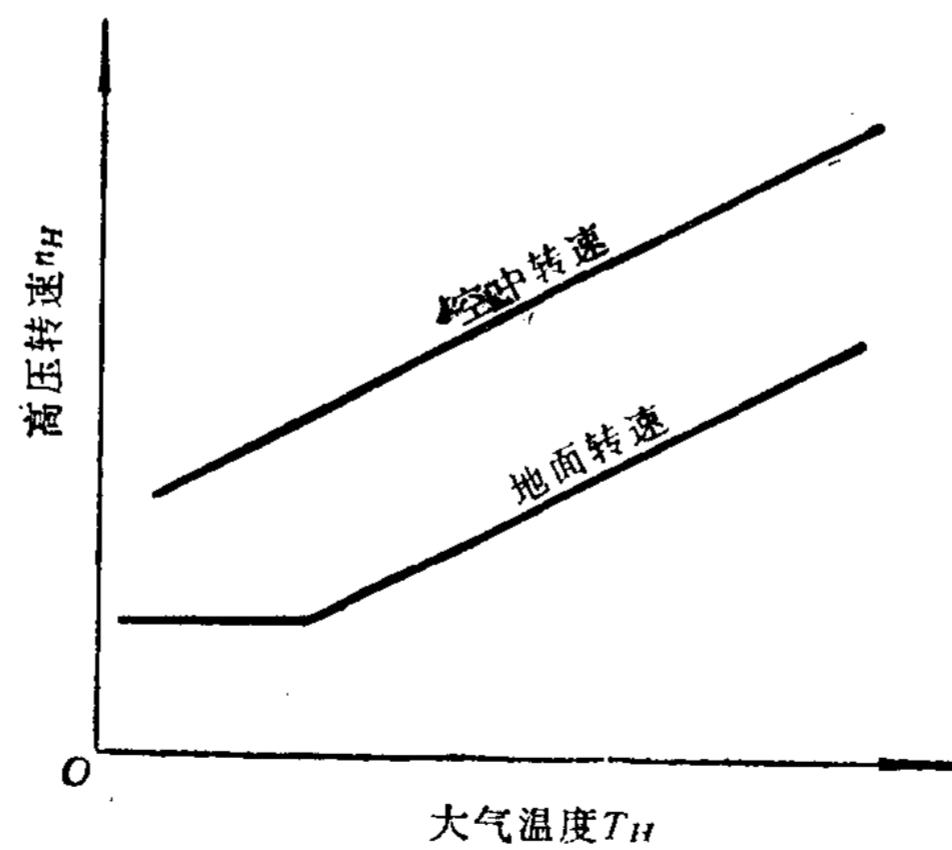


图1-10 慢车转速随进气温度修正的变化曲线

气流量大，则要求慢车转速低些，这样既能保证慢车推力的水平，而又能节约燃料；空中慢车，因要求复飞时迅速提高推力，故希望慢车转速较高（图 1-10）。

第四节 加力燃烧室的控制

涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的复燃加力通常是在发动机最大状态时进行的。因此，要求加力时能保证主发动机（燃气发生器）的工作状态不变；加力燃烧效率最佳，或经济性最佳。

加力控制可采用的控制量是加力供油量 m_{faf} 及尾喷口面积 A_e ；而可能的被控制量则有加力温度 T_{af}^* 、加力油气比 f_{af} 及涡轮落压比 π_T^* 。

加力温度 T_{af}^* 与加力油气比 f_{af} 之间有如图 1-11 曲线所示的关系。如能控制 T_{af}^* 或 f_{af} ，使之保持最佳点 a ，则可实现加力经济性最佳。故二者均可能被选作控制量。

根据发动机原理⁽¹⁻⁵⁾， π_T^* 与 T_{af}^* 之间存在下列关系：

$$(\pi_T^*)^{\frac{k_g+1}{2k_g}} = \text{const} \cdot A_e \sqrt{\frac{T_4^*}{T_{af}^*}} \quad (1-12)$$

式中 k_g ——燃气多变指数；

或

$$(\pi_T^*)^{\frac{k_g+1}{2k_g}} = \text{const} \left(\frac{A_e}{\sqrt{T_{af}^*}} \right) \sqrt{T_4^*} \quad (1-13)$$

若令

$$\pi_T^* = \text{const}$$

则

$$\frac{A_e}{\sqrt{T_{af}^*}} = \text{const} \quad (\text{或 } A_e \propto \sqrt{T_{af}^*}) \quad (1-14)$$

也就是说，如果保证尾喷口面积 A_e 能随加力温度 T_{af}^* 的平方根成正比而变化，则涡轮落压比 π_T^* 不变，燃气发生器的工作状态就能保持不变。所以，涡轮落压比 π_T^* 亦可被选作被控制量。而式 (1-14) 是实现 π_T^* 恒定的必要条件。

一、涡轮喷气发动机加力燃烧室的调节规律

1. 定加力比发动机

这是一种比较简单的加力情况，尾喷口面积 A_e 只要求简单的有级操纵，不必选作控制量。此时，加力供油量 m_{faf} 是唯一的控制量。至于被控制量，则可能是 π_T^* 、 T_{af}^* 或 f_{af} 。

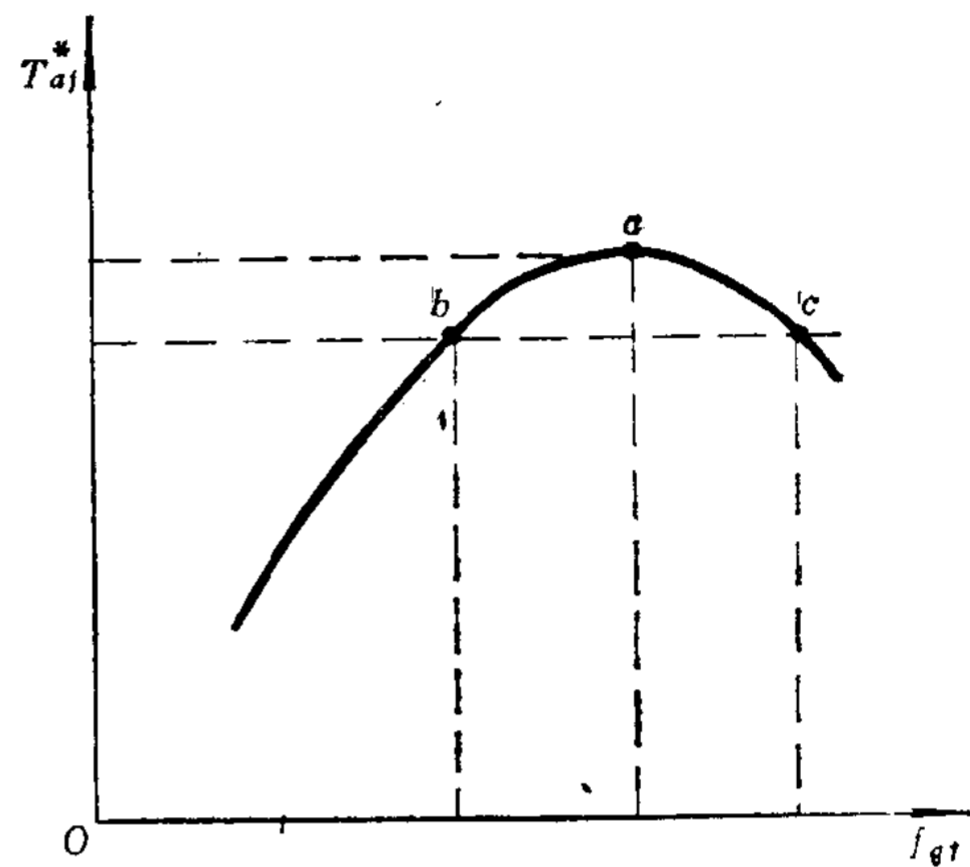


图1-11 加力温度 T_{af}^* 与加力油气比 f_{af} 的关系曲线

由于压比比较容易测量, 改变加力供油量 m_{faf} 以保持落压比 π_T^* 为常数, 即

$$m_{faf} \longrightarrow \pi_T^* = \text{const} \quad (1-15)$$

的等落压比调节规律, 可以用闭环控制来实现, 目前在不少发动机加力控制中被采用。

加力温度 T_{af}^* 或加力油气比 f_{af} 若作为被控制量, 则因直接测量高温有困难, 故一般都选择压气机进口总压 p_1^* 或压气机出口总压 p_2^* 作测量参数, 进行温度的间接开环控制, 即

$$m_{faf} = f_1(p_1^*) \longrightarrow T_{af}^* \approx \text{const} \quad (1-16)$$

或

$$m_{faf} = f_2(p_2^*) \longrightarrow T_{af}^* \approx \text{const} \quad (1-17)$$

的等加力温度 (近似最佳) 调节规律。

由于采用开环控制, 故准确度较差。但结构简单, 低加力比的发动机一般都采用它。

2. 变加力比发动机

对于变加力比发动机, 必须同时采用两个控制量, 即加力供油量 m_{faf} 及尾喷口面积 A_e , 控制两个被控制量。可选作被控制量的, 有加力温度 T_{af}^* 、加力油气比 f_{af} 及涡轮落压比 π_T^* 。因而, 控制量与被控制量间有多种组合形式。从控制方式看, 若采用两个闭环控制时, 系统之间相互影响较大, 参数选择不易保证必要的控制品质, 若采用两个开环, 则准确度又不高; 比较合适的是采用一个开环加一个闭环的控制方式。

由于尾喷口承受的气动负荷较大, 收放响应速度较慢, 而加力供油量 m_{faf} 控制的响应速度则较快。故采用闭环加力供油量控制加开环尾喷口面积控制的调节规律比较合适。但对于变加力比的发动机, 一般都有图 1-11 所示的特性。如采用闭环加力供油量控制, 则在某些情况下, 工作点可能落在曲线的右半段 (即随油气比 f_{af} 的加大, 加力温度 T_{af}^* 下降的 ac 段)。在该段上, 由于 T_{af}^* 值并非最大, 故控制系统起作用, 以增加加力供油量 m_{faf} , 使油气比 f_{af} 进一步加大。而 f_{af} 越大, 则 T_{af}^* 越偏离最佳 T_{af}^* 值, 最终会导致富油熄火。所以对于加力温度 T_{af}^* 的变化范围较大的变加力比发动机, 这种组合方式的控制一般仍不能采用。此时, 实现等落压比调节规律的可能方法是开环加力供油量控制加闭环尾喷口面积控制, 即

$$\left. \begin{aligned} A_e \longrightarrow \pi_T^* = \text{const} \\ m_{faf} \longrightarrow f_1(p_1^*) \longrightarrow T_{af}^* \approx \text{const} \end{aligned} \right\} \quad (1-18)$$

或

$$\left. \begin{aligned} A_e \longrightarrow \pi_T^* = \text{const} \\ m_{faf} = f_2(p_2^*) \longrightarrow T_{af}^* \approx \text{const} \end{aligned} \right\} \quad (1-19)$$

二、涡轮风扇发动机加力燃烧室的调节规律

1. 混合排气式加力涡轮风扇发动机

图 1-12 为该型发动机的加力燃烧室工作简图。它的特点是, 压力为 p_1^* 、 p_1^* 及流量为 m_{g1} 、 m_{a1} 的内、外涵气流在混合室中混合后, 再进入加力燃烧室。混合燃气的平均压力

$$p_m^* = \frac{m_{g1} p_1^* + m_{a1} p_1^*}{m_{g1} + m_{a1}} = \frac{p_1^* + B p_1^*}{1 + B} \quad (1-20)$$

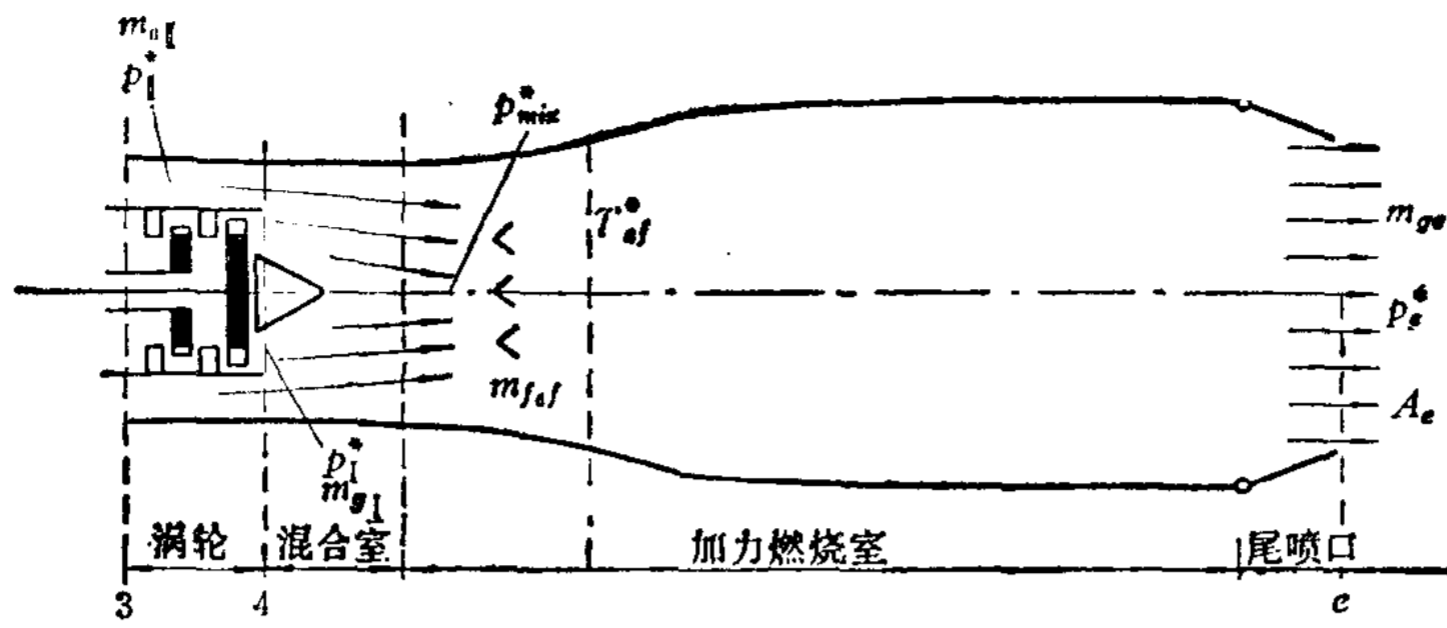


图1-12 混合排气式涡轮风扇发动机的加力燃烧室工作简图

式中 B ——涵道比,

$$B = \frac{m_{a1}}{m_{g1}} \approx \frac{m_{a1}}{m_{g1}} \quad (1-21)$$

m_{a1} 、 m_{a1} ——内、外涵空气流量;

m_{g1} ——内涵燃气流量;

p_1^* 、 p_1^* ——内、外涵空气总压。

显然, 燃气混合总压 p_{mix}^* 不等于涡轮后燃气总压 p_4^* 。

混合排气式涡轮风扇发动机的涡轮落压比

$$(\pi_{Tf}^*)^{\frac{k_g+1}{2k_g}} = \text{const} \cdot \frac{A_e}{1+B} \sqrt{\frac{T_4^*}{T_{af}^*}} \quad (1-22)$$

或

$$(\pi_{Tf}^*)^{\frac{k_g+1}{2k_g}} = \text{const} \left[\frac{A_e}{(1+B)\sqrt{T_{af}^*}} \right] \sqrt{T_4^*} \quad (1-23)$$

比较式 (1-22) 与 (1-12) 可知, 与涡轮喷气发动机不同, 混合排气式涡轮风扇发动机的涡轮落压比 π_{Tf}^* 还是涵道比 B 的函数。这样, 要使加力时主发动机工作状态不受影响, 必须保证

$$A_e \propto (1+B)\sqrt{T_{af}^*} \quad (1-24)$$

$$\pi_{Tf}^* = \text{const} \quad (1-25)$$

或

$$A_e \propto \sqrt{T_{af}^*} \quad (1-26)$$

$$(\pi_{Tf}^*)^{\frac{k_g+1}{2k_g}} (1+B) = \text{const} \quad (1-27)$$

因而, 其调节规律应当是

$$m_{fa1} = f_1(p_1^*, B) \rightarrow T_{af}^* \approx \text{const} \text{ (开环)} \quad (1-28)$$

$$A_e \rightarrow \pi_{Tf}^* = f_2(B) \text{ (闭环)} \quad (1-29)$$

因此, 加力供油量 m_{fa1} 应是压力 p_1^* (或 p_2^*) 及 B 的二元函数, 即

$$m_{fa1} = f_3(p_1^*, B) \quad (1-30)$$

或

$$m_{fa1} = f_4(p_2^*, B) \quad (1-31)$$