



第二章

燃气涡轮发动机 部件特性



2.1 风扇/压气机

一、风扇/压气机的功能及其主要性能指标

➤ 功能

❖ 加功增压，即对气体作压缩功以提高气体的压力

➤ 对风扇/压气机的主要要求是在满足所需增压比的条件下：

❖ 效率高，尺寸小，重量轻

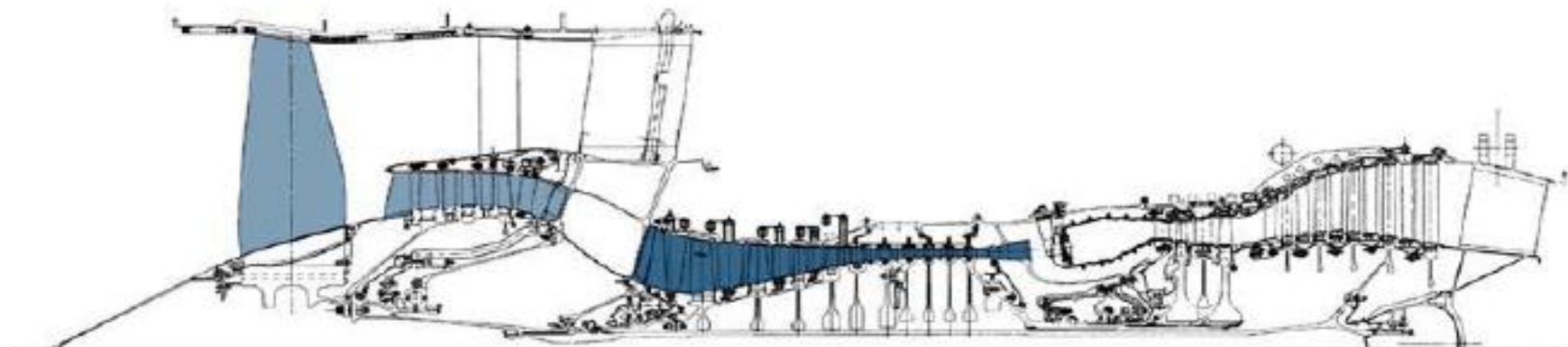
❖ 有足够的稳定工作范围

❖ 工作安全可靠



大涵道比涡扇发动机压缩系统

压缩系统：基本参数



压力比：

$\pi \sim 3.5 - 45$

效率：

$\eta_{pol} \sim 0.85 - 0.90$

长度：

占发动机长度的 55% - 60%

重量：

占发动机重量的 40% - 50%

制造成本：

占发动机制造成本的 35% - 40%

维修成本：

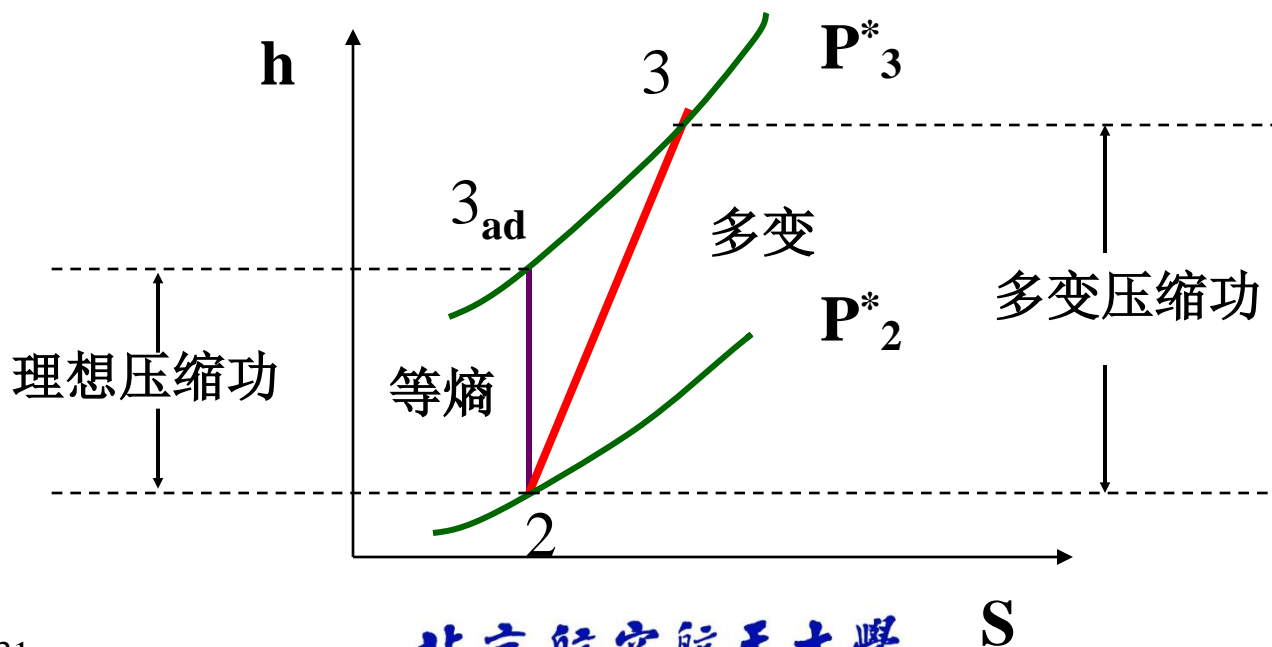
占发动机维修成本的 30%



1. 热力过程及主要参数

热力过程

- ❖ 理想情况：绝热等熵压缩
- ❖ 实际情况：多变压缩





2. 性能指标

➤ 增压比

➤ 绝热效率

❖ 反映压缩过程的损失程度

➤ 单位质量压缩功

❖ 与进口气流总温、增压比成正比

❖ 与效率成反比

➤ 单位迎面流量

❖ 质量流量与最大迎风面积A之比

❖ 越高越有利于减小迎风面积和提高推重比

$$\pi_K = \frac{p_3^*}{p_2^*}$$

$$\eta_K = W_{Kad} / W_K$$

$$W_K = CpT_2^* [(\pi_k)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1] / \eta_K$$

$$q_{mS} (kg / s / m^2)$$



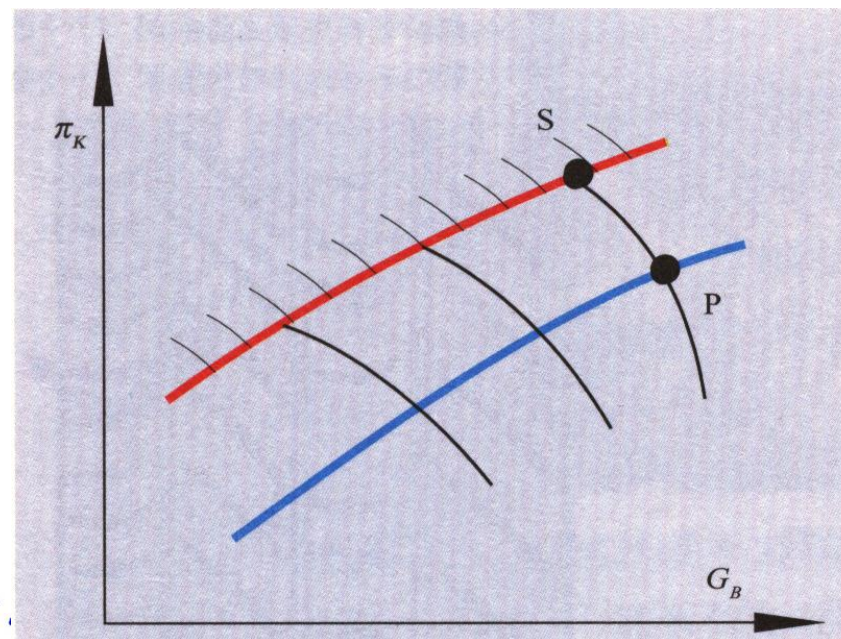
2. 性能指标

➤喘振裕度

➤影响因素

- ❖ 本身的气动设计、几何和结构
- ❖ 来流的畸变度
- ❖ 高空飞行时雷诺数降低
- ❖ 湿度

$$SM = \left(\frac{\pi_{K. \text{喘振边界点}}^*}{\pi_{K. \text{工作点}}^*} \frac{q_{m. \text{工作点}}}{q_{m. \text{喘振边界点}}} - 1 \right) (\%)$$





二、压气机出口气流参数计算

已知压气机进口 T_2^* 、 P_2^* 和增压比 π_K^* 、效率 η_K 以及空气流量 q_m ，计算压气机出口 T_3^* 、 P_3^* 、压缩功及功率

$$P_3^* = P_2^* \pi_K^*$$

$$T_3^* = T_2^* \left[1 + \left(\pi_K^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_K \right]$$

$$W_K = Cp T_2^* [\pi_K^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1] / \eta_K$$

$$P_C = q_m W_K$$



三、压气机(风扇)特性

- 压气机在设计状态下
 - ❖ 具有符合设计要求的增压比和较高的效率
- 一台设计完成的压气机不可能总在设计状态下工作，当工作条件偏离设计状态时，压气机的增压比、效率将发生变化
- 特性
 - ❖ 在非设计条件下工作时，压气机增压比、效率随进口条件、转速和流量的变化关系



引起性能参数变化的原因

- 外界条件：进气总温和总压
- 工作转速
- 压气机空气流量

$$\pi_K^* = f_1(q_m, n, p_2^*, T_2^*)$$

$$\eta_K = f_2(q_m, n, p_2^*, T_2^*)$$



压气机通用特性线

➤ 相似理论

➤ 相似准则

❖ 几何相似

❖ 运动相似

❖ 对应点速度方向相同，
大小成比例

❖ 动力相似

❖ 轴向 M_a 相等

❖ 切向 M_u 相等

➤ 将增压比和效率表示成相似流量和相似转速的关系→压气机通用特性

$$\pi_K^* = f_1(M_a, M_u) = f_1\left(\frac{q_m \sqrt{\theta_2}}{\delta_2}, \frac{n}{\sqrt{\theta_2}}\right)$$

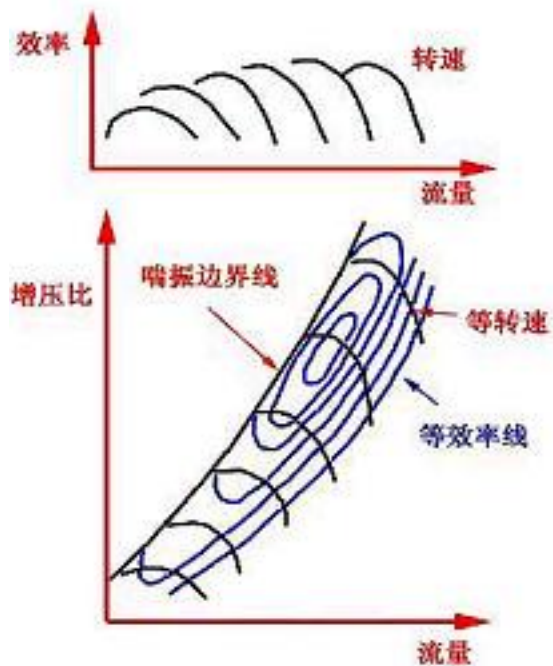
$$\eta_K = f_2(M_a, M_u) = f_2\left(\frac{q_m \sqrt{\theta_2}}{\delta_2}, \frac{n}{\sqrt{\theta_2}}\right)$$

$$\delta_2 = P_2^* / 101325$$

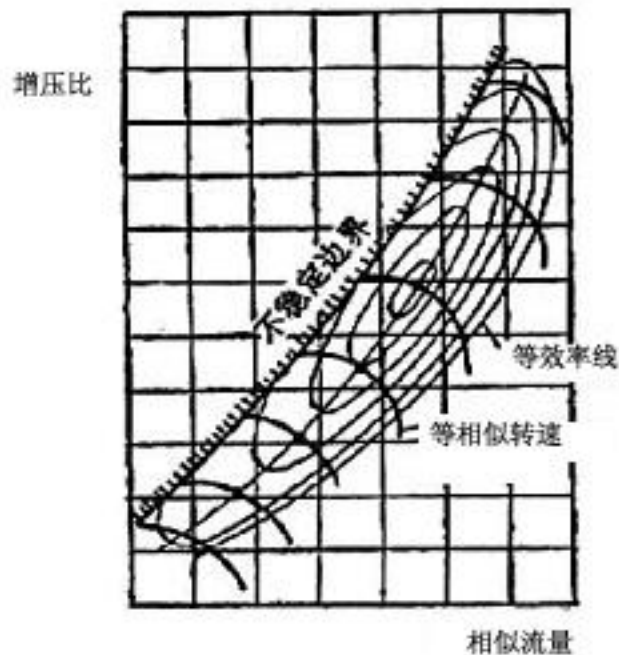
$$\theta_2 = T_2^* / 288$$



压气机特性图



实验特性

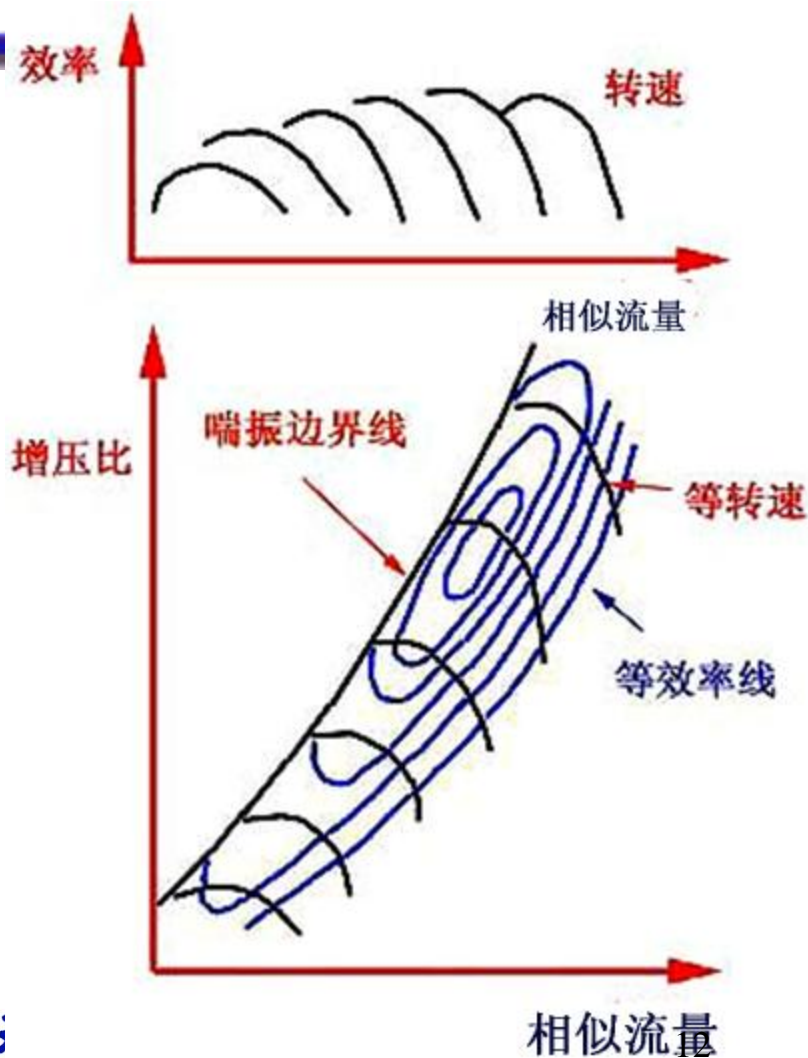


通用特性



压气机通用特性图

- 相似流量为横坐标 $q_m \sqrt{\theta_2} / \delta_2$
- 增压比为纵坐标
- 相似转速为参变量 $n / \sqrt{\theta_2}$
- 三种线
 - ❖ 等相似转速线
 - ❖ 等效率线
 - ❖ 不稳定边界线
- 稳定工作范围
- 高效率区



2012/10/31

北京航空航天大学

Beijing University of Aeronautics and Astronautics

➤ 如果设计点在P点

❖ 相似转速一定，
相似流量变化

❖ $P \rightarrow A$

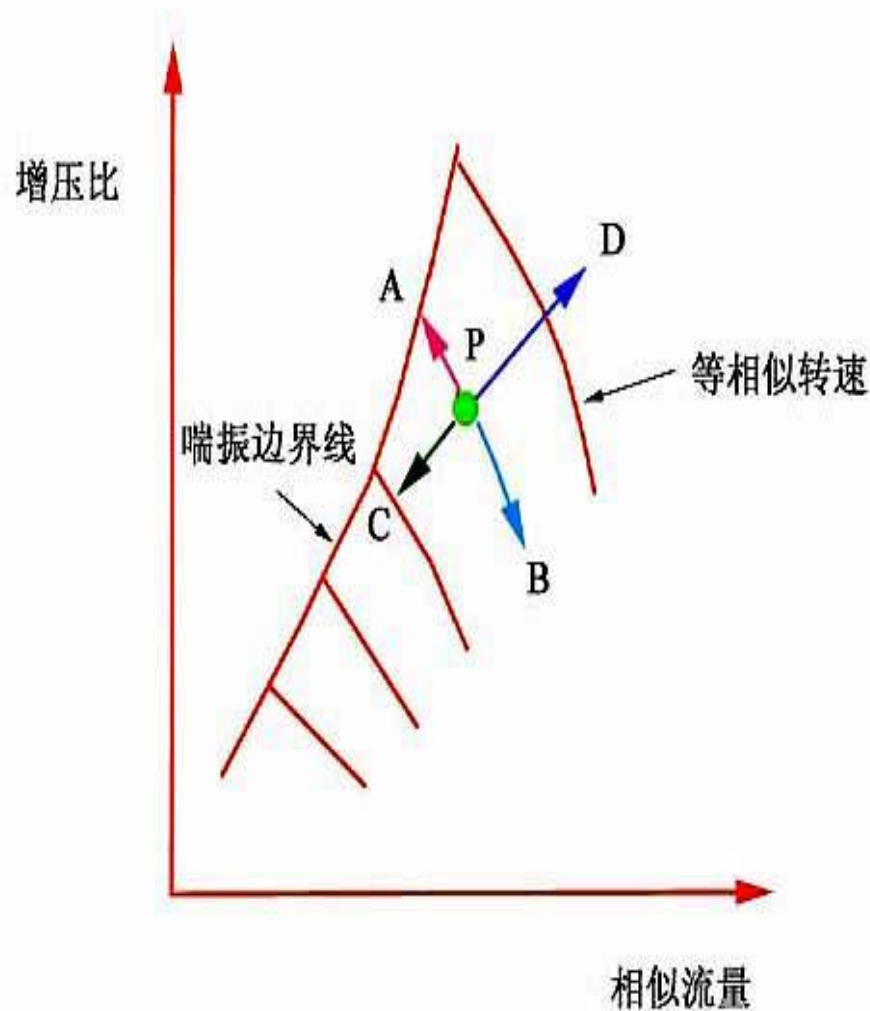
❖ $P \rightarrow B$

❖ 相似转速变化

❖ $P \rightarrow C$

❖ $P \rightarrow D$

$$\frac{q_m \sqrt{T_2^*}}{P_2^*} = k A_2 q(\lambda_2)$$



➤攻角

$$i = \beta_{1k} - \beta_1$$

β_{1k} 几何进口角

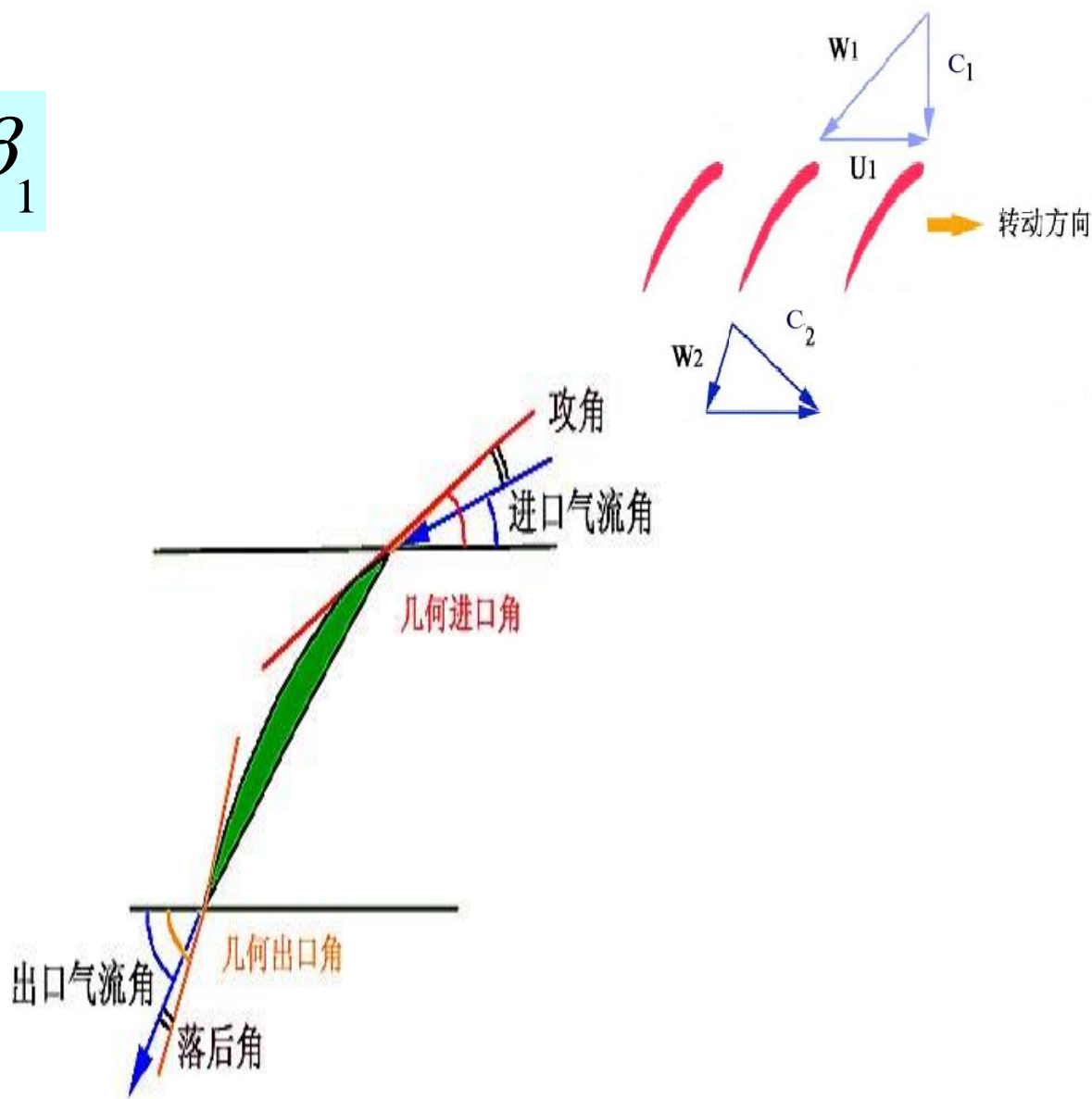
β_1 进口气流角

➤落后角

$$\delta = \beta_{2k} - \beta_2$$

β_{2k} 几何出口角

β_2 出口气流角



通用特性线的变化原因

- 当相似转速一定、减少相似流量将引起

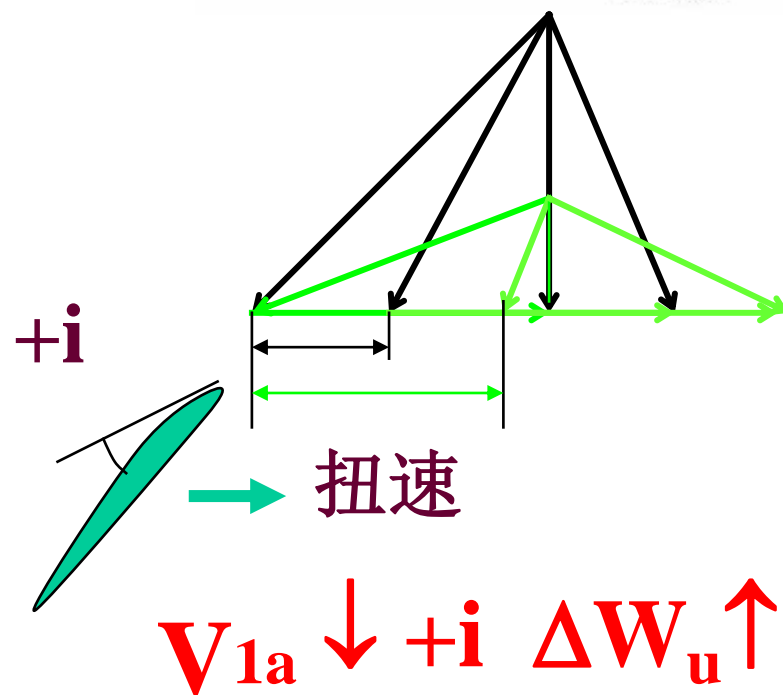
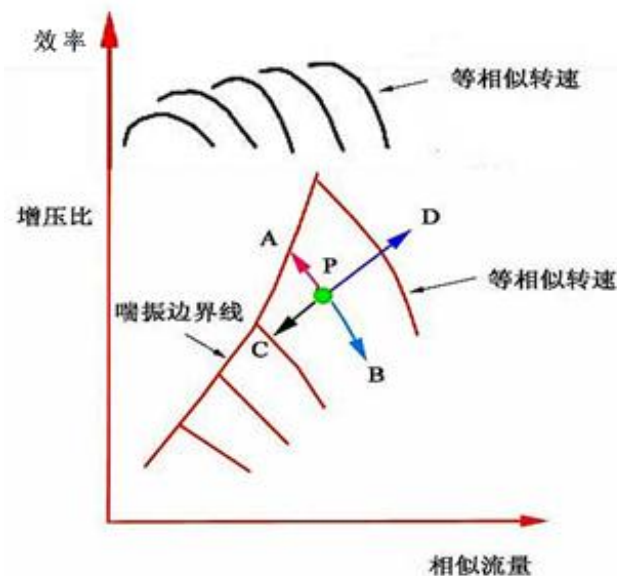
$P \rightarrow A$

- 正攻角、叶背分离
- 扭速增加，增压比增加
- 效率先升后降

- 严重时喘振

- ❖ 低频、高振幅脉动
- ❖ 放“炮声”
- ❖ “吐火”
- ❖ 出口压力迅速降低，涡轮前温度迅速提高，转速迅速下降

- 后果：强烈振动、熄火





喘振现象

- 压气机喘振的现象是气流发生低频大幅度脉动，产生爆音
- 压气机出口压力迅速下降，排气温度 T^*_4 迅速升高，转速 n_L 、 n_H 下降，发动机振动加大
- 仪表指示摆动，严重时发动机停车
- 应采取必要的防喘措施，尽可能避免压气机工作不稳定、发生喘振

发动机压气机喘振

起飞时
压气机喘振



2012/10/31

北京航空航天大学

Beijing University of Aeronautics and Astronautics

17

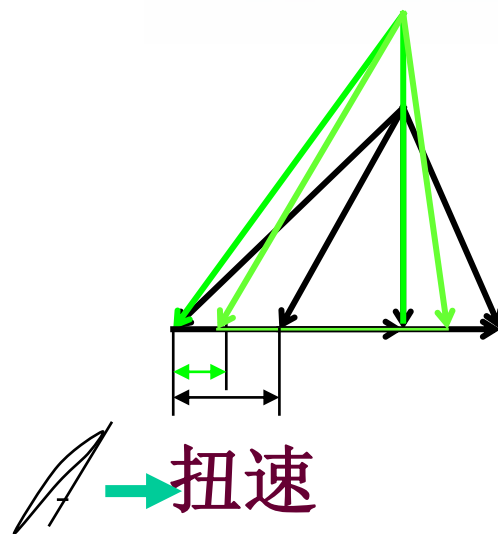
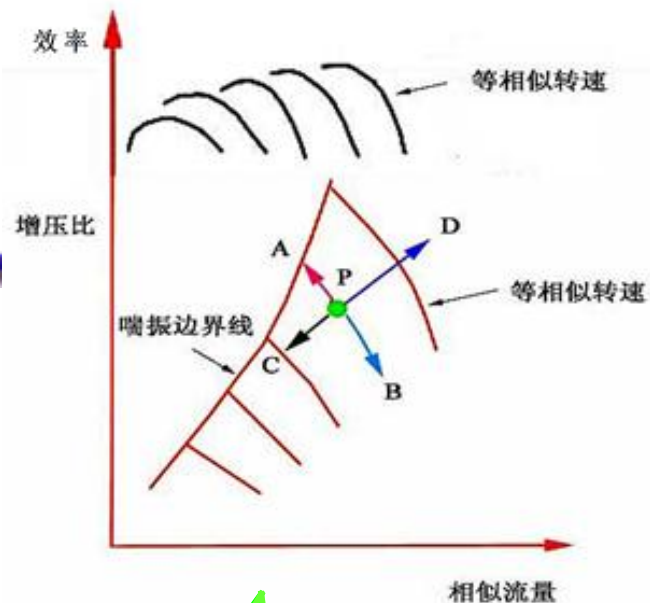


通用特性线的变化原因

- 当相似转速一定、增加相似流量引起

$P \rightarrow B$

- 负攻角、叶盆分离
- 扭速减小，增压比下降
- 效率下降
- 通道严重时堵塞



$$V_{1a} \uparrow -i \Delta W_u \downarrow$$

通用特性线的变化原因

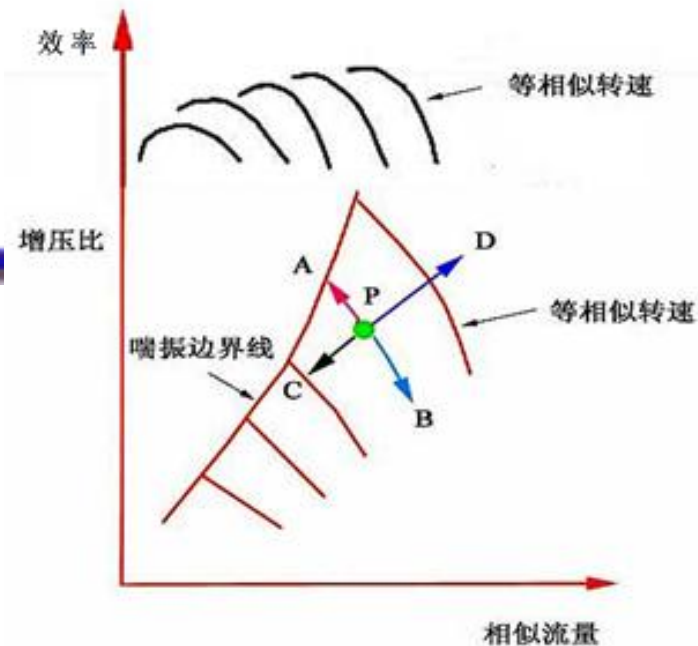
➤ 当相似转速下降引起

$P \rightarrow C$

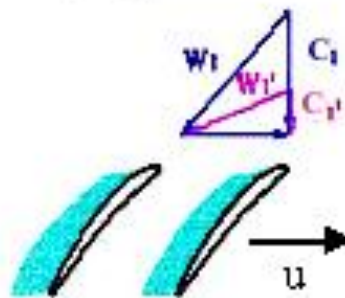
- ❖ 增压比下降
- ❖ 效率先增后降
- ❖ 压气机前面级正攻角叶背分离
- ❖ 压气机后面级负攻角叶盆分离

➤ 当相似转速增加引起

$P \rightarrow D$

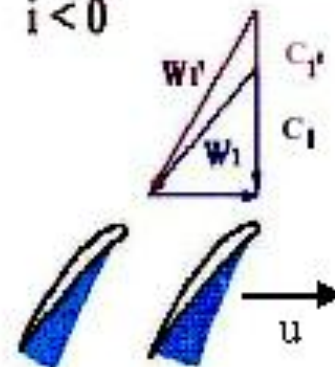


$i > 0$



前面级

$i < 0$

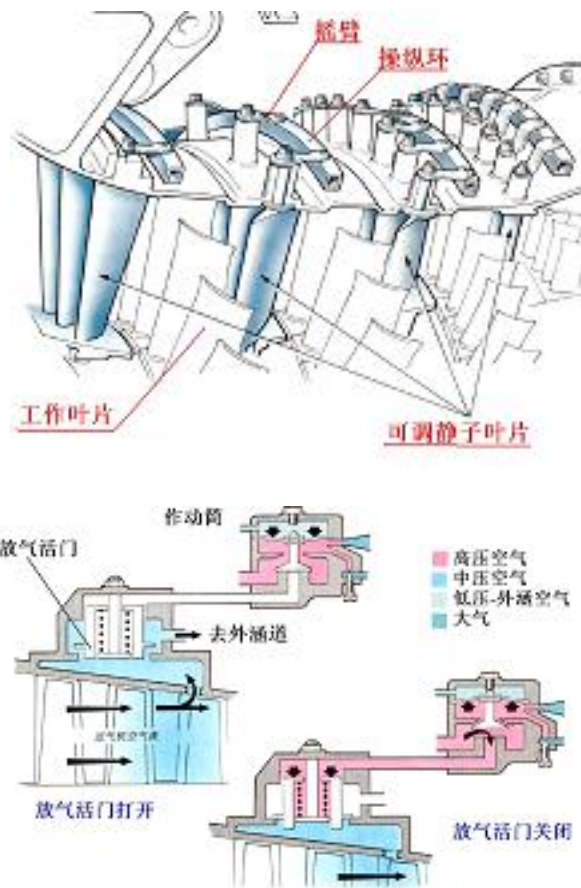


后面级



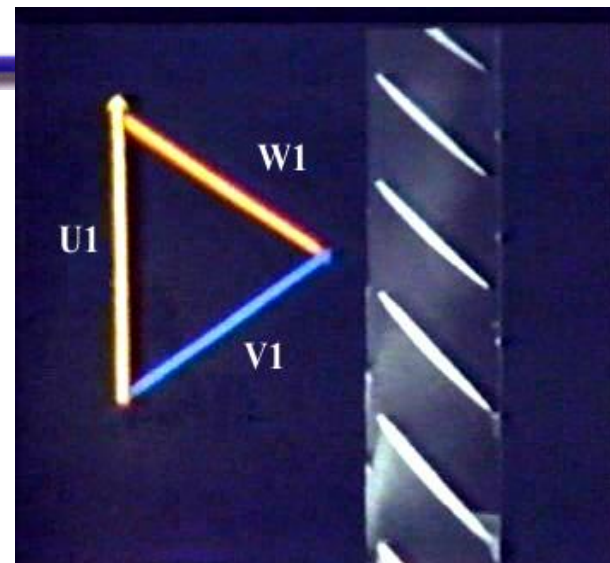
主要防喘技术措施

- 调节风扇进口导流叶片角度 α_F 和高压压气机静子叶片角度 α_{CH}
- 压气机中间级放气
- 采用双轴，甚至三轴
- 采用机匣处理技术
- 在飞机上测量“喘振信号”，在测出此信号时自动进入“消喘过程”，发动机切油并对 A_8 、 α_F 、 α_{CH} 作出相应调整
- 对于使用中容易出现喘振的工作状态，在控制规律中增加主动防喘的功能，如发射导弹时自动进入“防喘过程”等





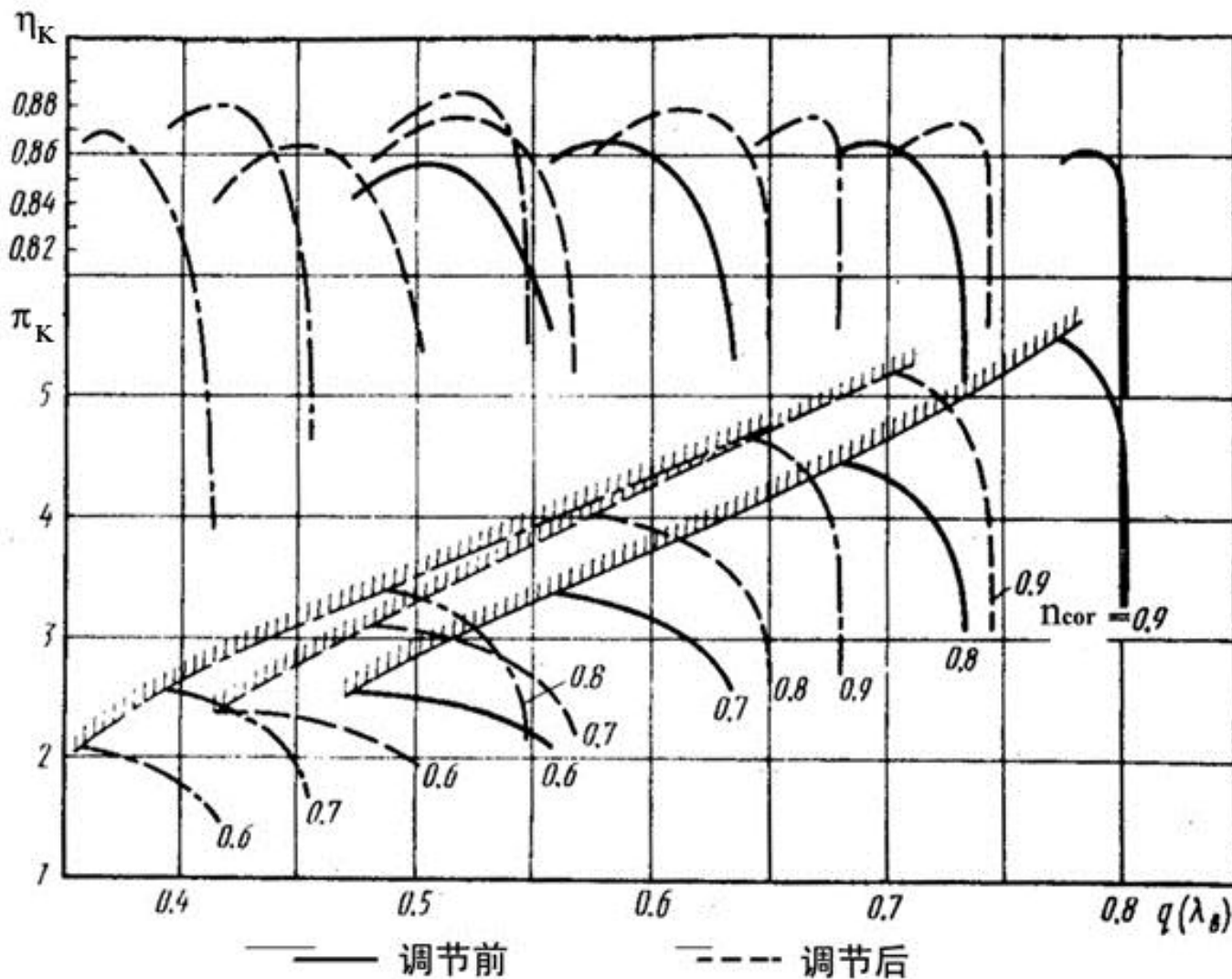
可转动静子导流叶片防喘



- 通过调节静子叶片角度，使动叶进口气流的绝对速度向转动方向偏斜，相对速度的方向与设计状态相接近，进气攻角恢复到“零”，消除了叶背分离，因此防止了喘振发生



压气机采用可调静子叶片特性的改善



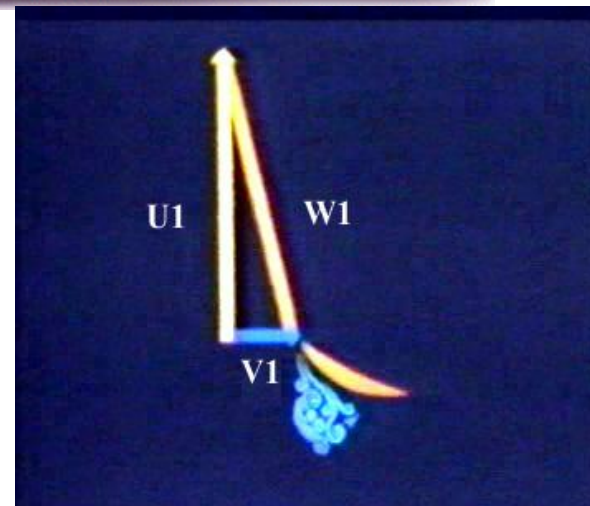
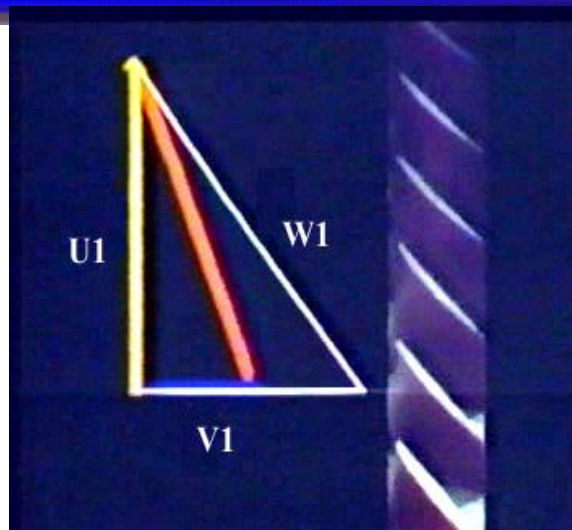
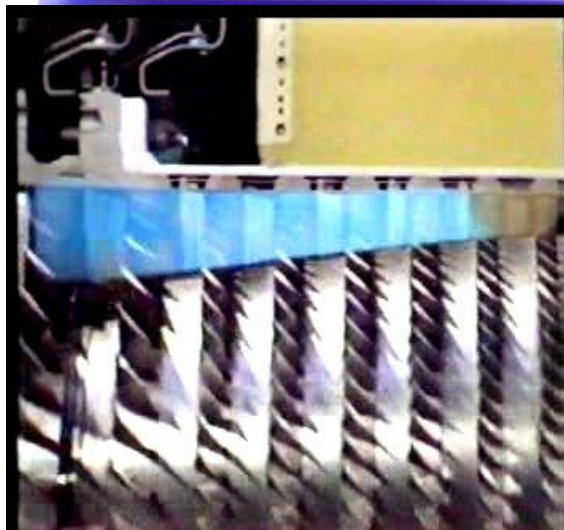


压气机采用可调静子叶片特性的改善

- 可旋转导流叶片和静子叶片调节方法优点突出
 - ❖ 达到防喘目的
 - ❖ 非设计点效率高
 - ❖ 改善发动机的加速性
- 适用于高增压比发动机，这种防喘调节机构广泛应用于20世纪80年代以后发展的压气机设计中



中间级放气防喘



➤在压气机中间级设计放气门，当通道堵塞时，打开放气门，放掉一部分气，使通道堵塞现象缓解，前面级进气速度增加，进气迎角减小，消除了叶背分离



中间级放气防喘

➤ 放气防喘的优点

- ❖ 方法简单，在增压比小于10的多级轴流压气机中效果很好

➤ 防喘方法的缺点

- ❖ 将15%~25%的压缩空气放掉而没有利用，从能源利用和发动机效率方面来看是不利的

➤ 放气防喘的使用

- ❖ 主要在起动加速过程进行的，放气时间不长，所造成的损失从总体来看尚不严重



2.2 涡轮

一、工作原理

1. 功能和主要性能指标

- 将燃烧室出口高温高压燃气的热焓转变为轴功率，为带转压气机、风扇、螺旋桨、直升机旋翼等提供动力
- 主要要求是在产生所需涡轮功率的条件下，效率高，尺寸小，重量轻，能在高温、高转速条件下安全可靠工作



1.热力过程及主要参数

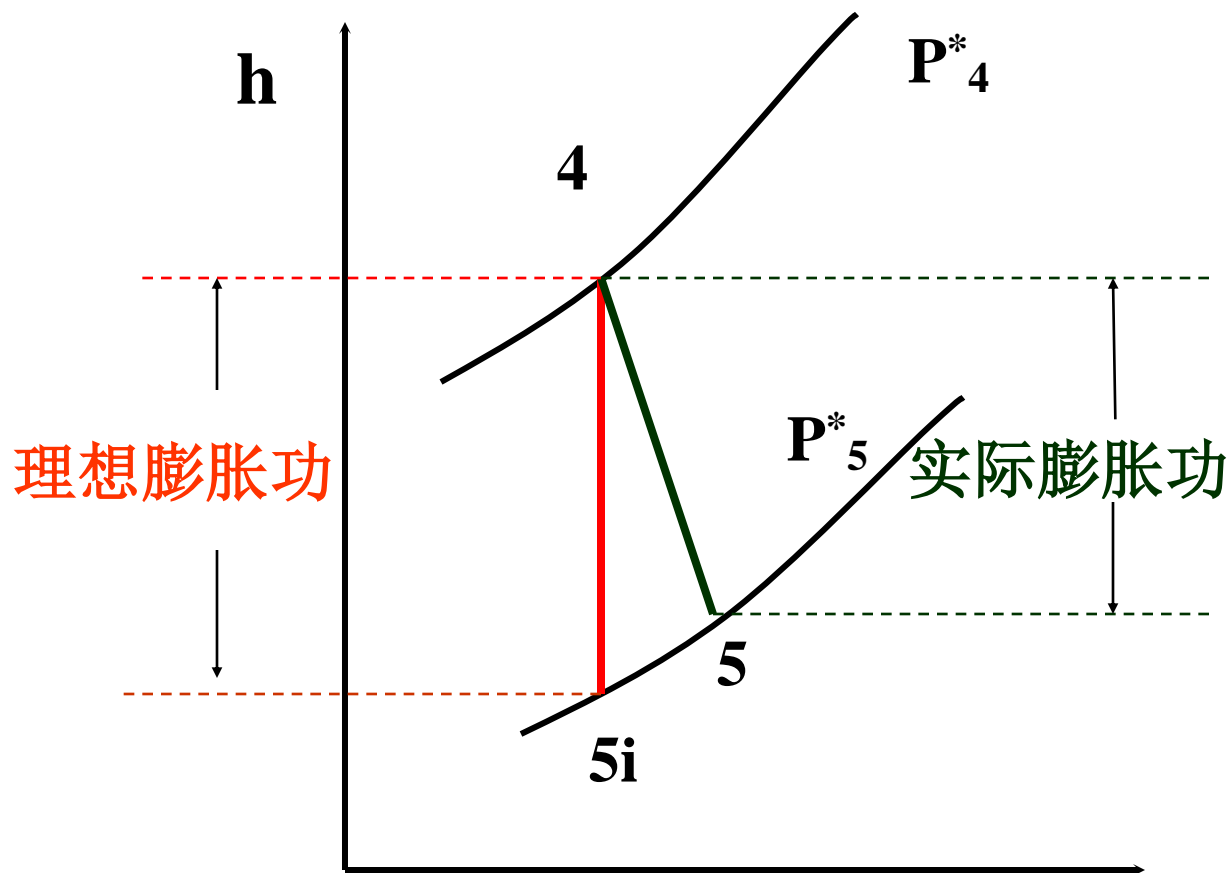
热力过程

理想情况:

绝热等熵膨胀

实际情况:

多变膨胀





涡轮的主要性能指标

膨胀比

$$\pi_T^* = \frac{p_4^*}{p_5^*}$$

绝热效率

$$\eta_T = W_T / W_{Tad}$$

理想膨胀功

$$W_{Tad} = q_{mg} C_p T_4^* \left[1 - \frac{1}{(\pi_T^*)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \right]$$

实际膨胀功

$$W_T = q_{mg} C_p T_4^* \left[1 - \frac{1}{(\pi_T^*)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}} \right] \eta_T$$

二、 涡轮出口气流参数计算

若已知涡轮进口 T_4^* 、 P_4^* 和膨胀比 π_T^* 、效率 η_T 以及燃气流量 q_{mg} ，计算涡轮出口 T_5^* 、 P_5^* 、膨胀功和功率：

$$T_5^* = T_4^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\gamma_g}{\gamma_g-1}}} \right) \eta_T \right]$$

$$P_5^* = P_4^* / \pi_T^*$$

$$W_T = C_P T_4^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\gamma_g}{\gamma_g-1}}} \right) \eta_T$$

$$P_T = q_{mg} W_T$$

单位涡轮功

涡轮功率



三、涡轮特性

➤ 特性:

❖ 涡轮相似流量和涡轮效率随膨胀比和涡轮相似转速的变化关系

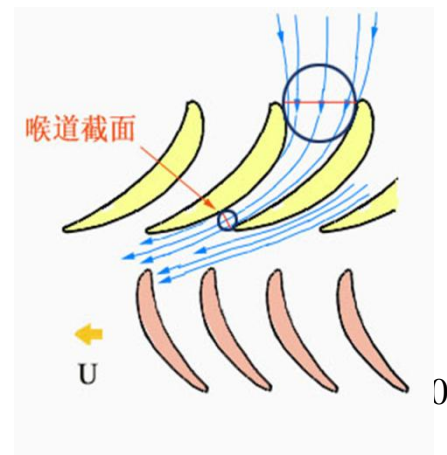
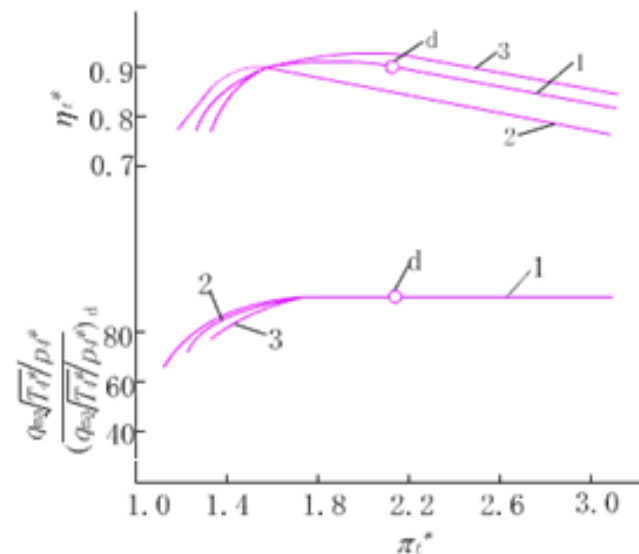
相似转速为参变量

$$n_{T.cor} = \frac{n}{\sqrt{T_4^*}}$$

➤ 临界或超临界状态

❖ 涡轮相似流量与膨胀比和相似转速无关

➤ 涡轮效率在非设计条件下，效率变化较压气机效率变化小



2.3 燃烧室和加力燃烧室

一、功能和主要性能指标

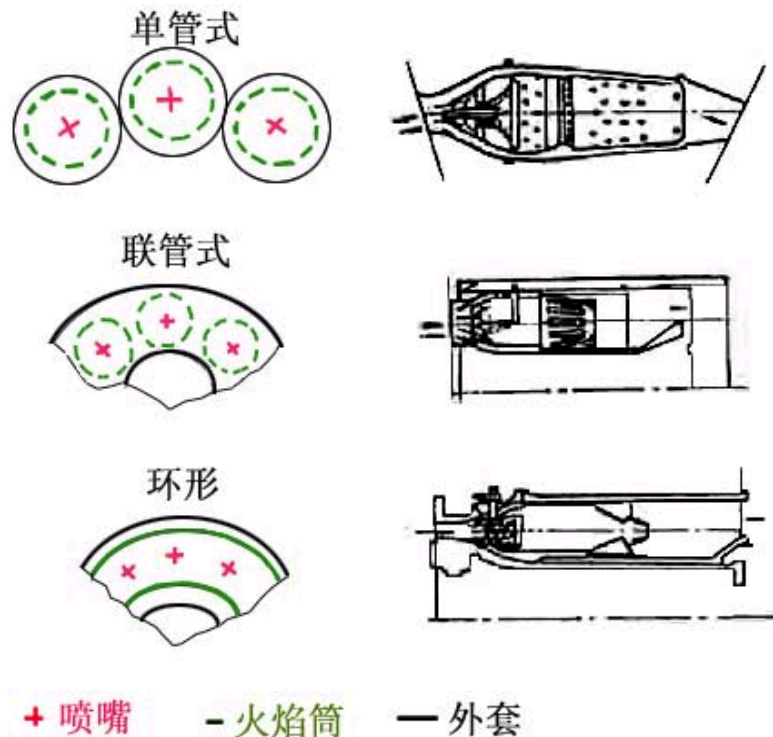
➤ 功用

向流入燃烧室的空气喷入燃油进行燃烧，将燃油所含的化学能释放出来，使燃气温度提高。

➤ 主燃烧室有三种类型：

❖ 单管式、联管式、环形

➤ 燃烧过程非常复杂，现代燃烧室设计和研究仍需大量的试验工作



主燃烧室的三种类型



燃烧室主要性能指标

1) 总压恢复系数 σ_B

$$\sigma_B = P_4^*/P_3^*$$

反映了气流流过燃烧室时的流动损失和气流加热引起的热阻损失

2) 燃烧效率 η_B

- 每公斤燃油在燃烧过程的实际放热量与完全燃烧放热量之比
- 反映燃油燃烧的完全程度

3) 在发动机所有工作状态下

- 应保证燃烧过程稳定，不熄火，不脉动
- 起动迅速可靠
- 燃烧室的高温部分有可靠的冷却



余气系数 α

$$\alpha = \frac{q_{ma}}{q_{mf} L_0} = 1/fL_0$$

$$f = \frac{q_{mf}}{q_{ma}}$$

➤ L_0 — 1公斤航空煤油完全燃烧所需理论空气量

$$L_0 \cong 14.7 \text{kg/s}$$

➤ 最恰当油气比: $f_0 = 1/L_0 \cong 0.068$

❖ $\alpha = 1$: 最恰当油气比

❖ $\alpha < 1$: 富油状态

❖ $\alpha > 1$: 贫油状态

北京航空航天大学

Beijing University of Aeronautics and Astronautics



二、主燃烧室出口气流参数计算

- 若已知燃烧室进口 T_3^* 、 P_3^* 和空气流量 q_m ，要求燃烧室出口总温达到给定的 T_4^* ，计算所需的燃油流量 q_{mf} 和出口总压 P_4^* ：

$$f = \frac{C_{pg} T_4^* - C_p T_3^*}{\eta_B H_u}$$

$$q_{mf} = f q_m$$

$$P_4^* = \sigma_B P_3^*$$



三、加力燃烧室出口气流参数计算

- 若已知加力燃烧室进口 T_6^* 、 P_6^* 和空气流量 q_{mg6}
- 求燃烧室出口总温达到给定的 T_7^* 所需的加力燃油流量 q_{mfAB} 和出口气流总压 P_7^*

$$f_{AB} = \frac{q_{mg6}}{q_{m\Sigma}} \frac{C_{Pg} T_7^* - C_P T_6^*}{\eta_{B.AB} H_u}$$

$$f_{AB} = \frac{(q_{m\Sigma} - q_{mf})}{q_{m\Sigma}} \frac{C_{Pg} T_7^* - C_P T_6^*}{\eta_{B.AB} H_f}$$

$$f_{AB} = \left(1 + \frac{f}{1+B}\right) \frac{C_{Pg} T_7^* - C_P T_6^*}{\eta_{B.AB} H_u}$$

$$q_{mfAB} = f_{AB} q_{m\Sigma}$$

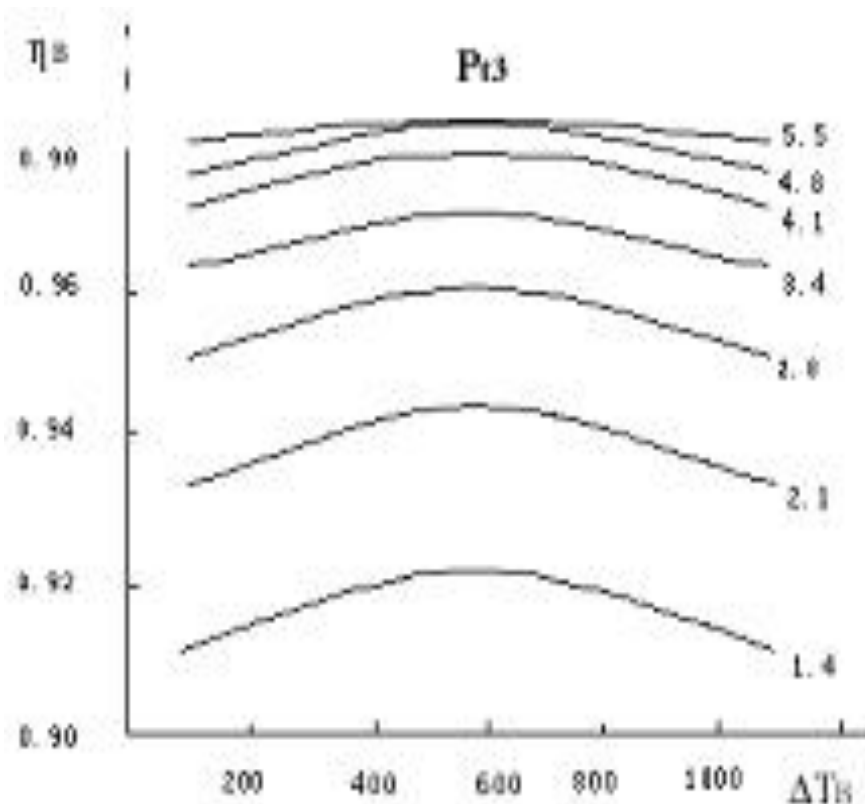
$$P_7^* = \sigma_{AB} P_6^*$$

北京航空航天大学



四、主燃烧室特性

- 一般 $\sigma_B = \sigma_{B\text{设计}} = \text{常数}$
- 燃烧效率 η_B 随燃烧室升温 ΔT_B 和进口总压 P_3^* 变化:
 - ❖ 对于一条等 P_3^* 的线, η_B 有最高值
 - ❖ ΔT_B , 即油气比过大或过小都使 η_B 下降
 - ❖ 对于同样的 ΔT_B , P_3^* 低于一定程度后, P_3^* 越低, η_B 越小

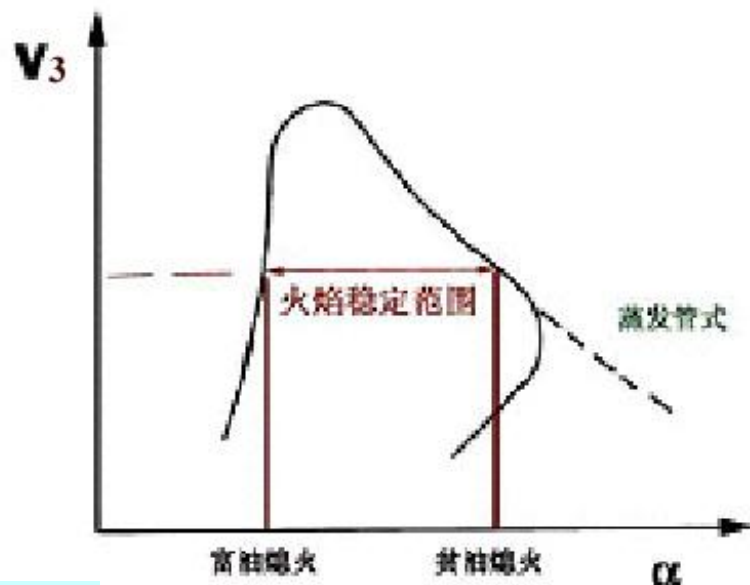




四、主燃烧室特性

熄火特性

❖ 燃烧室进口速度过大时火焰稳定范围减小，容易熄火或空中启动时不易点燃



余气系数

$$\alpha = \frac{q_{ma}}{q_{mf} L_0} = \frac{1}{f L_0}$$



第四节 尾喷管

一、功能及主要性能指标

1. 功能

- ❖ 燃气膨胀加速，气流高速排出，产生反作用推力
- ❖ 调节喷管临界截面积改变发动机工作状态
- ❖ 推力换向

2. 设计要求

- ❖ 流动损失小
- ❖ 尽可能完全膨胀
- ❖ 排气方向尽可能沿所希望的方向
- ❖ 根据需要，调节截面积尺寸
- ❖ 噪音低

3. 喷管类型

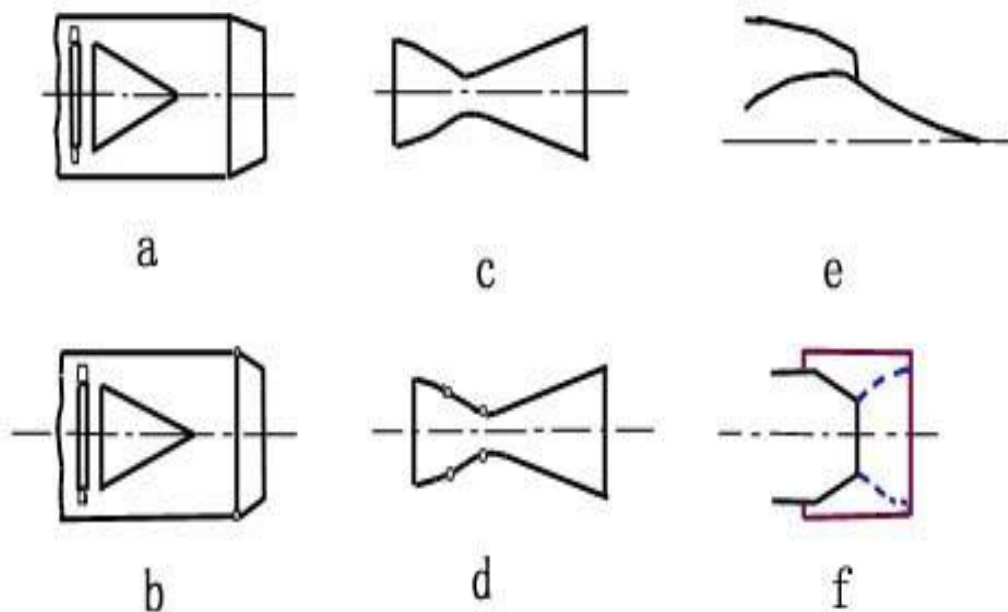


3、分类

- 纯收敛型
- 收敛--扩张型
- 塞式
- 引射
- 推力矢量
- 带反推

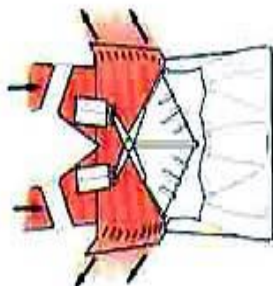
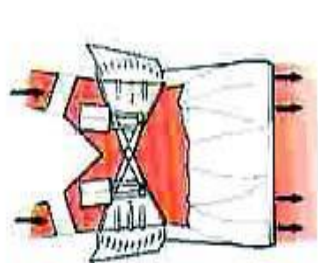
按流路通道分类:

- 收敛形
- 收敛--扩张形

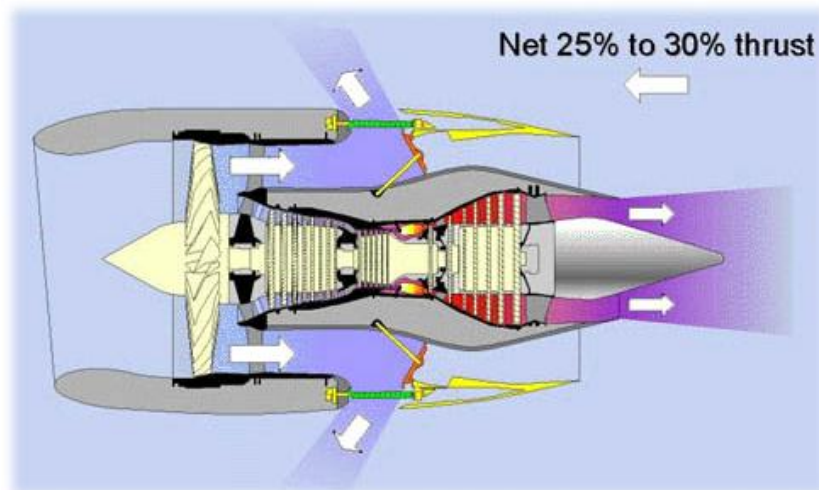
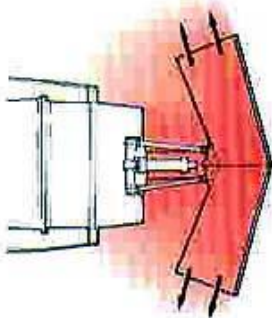
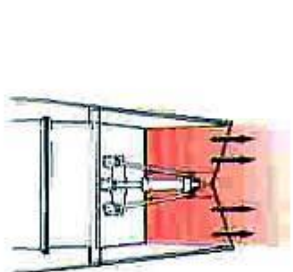
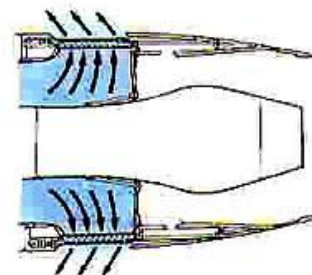
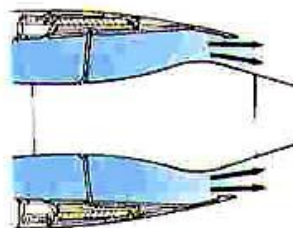




反推装置



蛤壳式反推装置





“鹞”式垂直短距起落战斗机

➤垂直/短距起降喷管

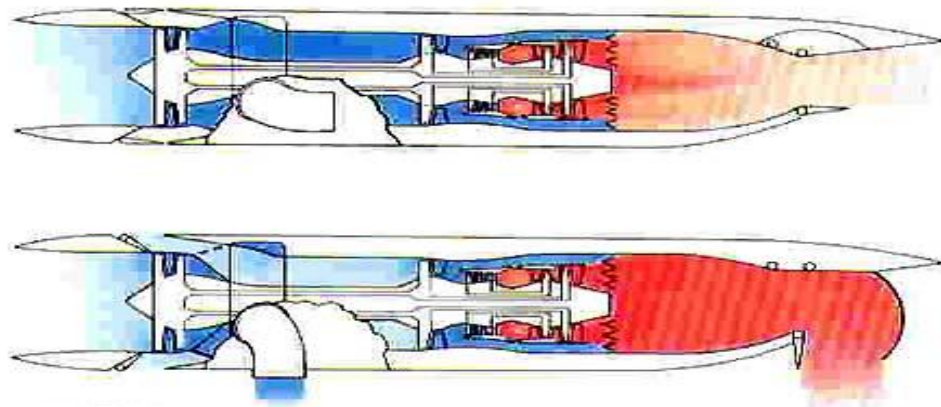
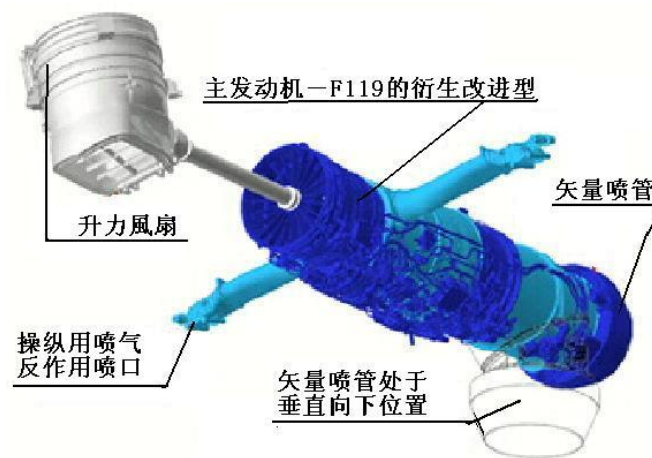


图 18-9 可变推力矢量的发动机



2012/10/31

北京航空航天大学

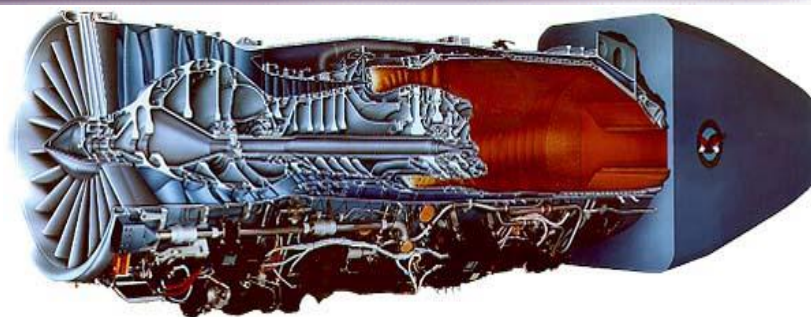
Beijing University of Aeronautics and Astronautics

41

矢量喷管

- 适用于现代高机动性飞机和短距起降飞机
- 图2-17是通用电气公司的轴对称矢量喷管AVEN的外形图

❖ 出口面积的大小和方向通过一个控制环进行调节



F119-PW-100

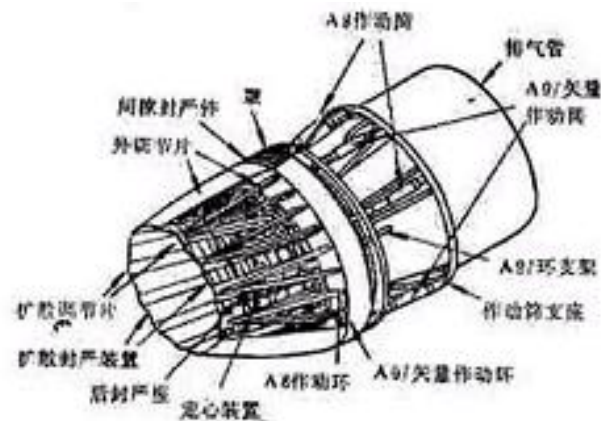
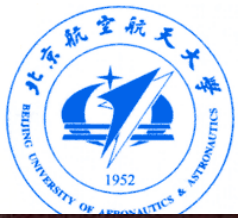


图 3-98 轴对称推力矢量喷管



矢量喷管



F119



2012/10/31

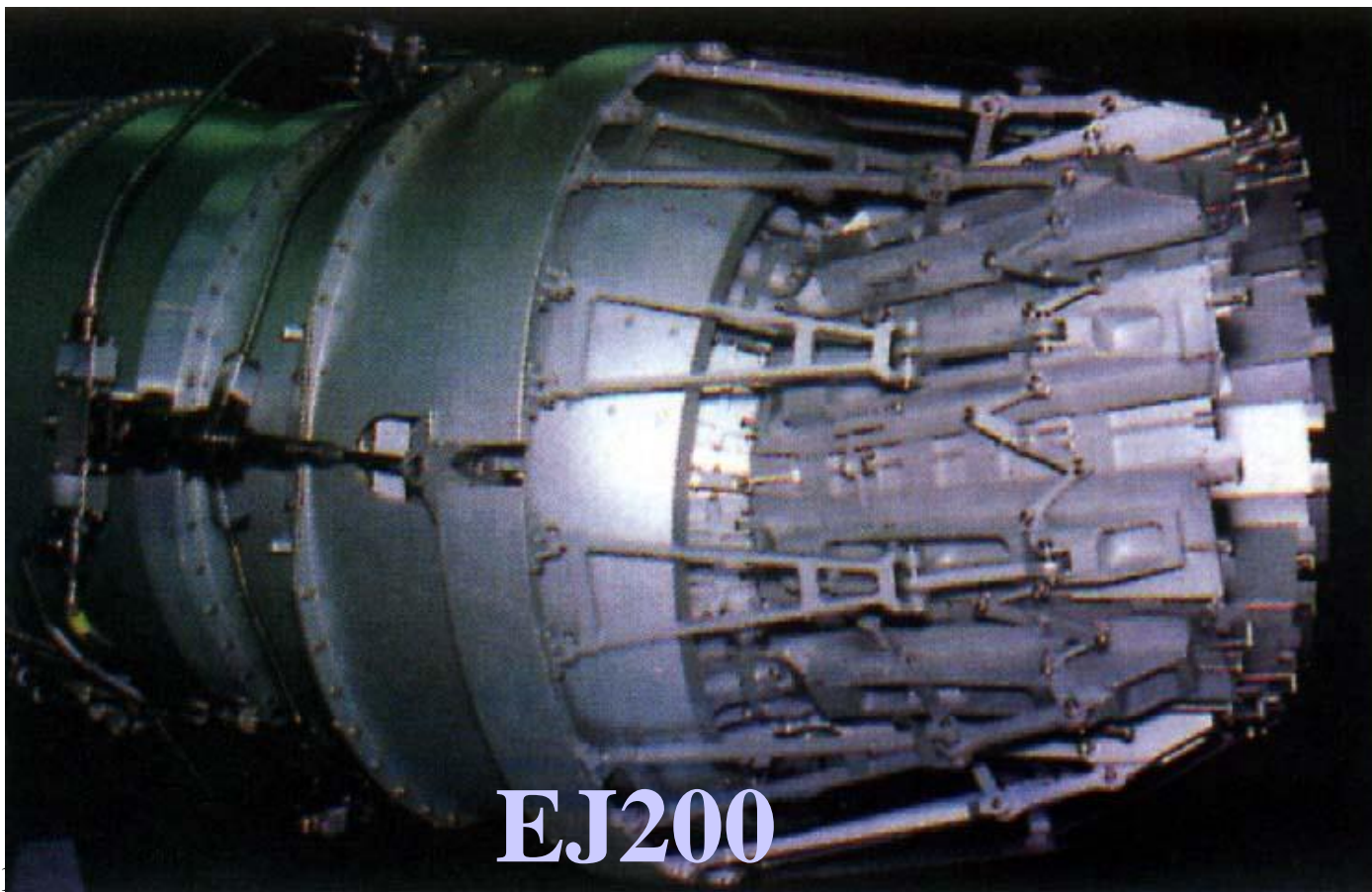
北京航空航天大学

Beijing University of Aeronautics and Astronautics

43



矢量喷管



2012/



二、喷管的主要性能指标

●总压恢复系数 σ_{NZ}

$$\sigma_{NZ} = \frac{P_9^*}{P_7^*}$$

反映了气流在喷管中的流动损失大小

●速度损失系数 ψ_{NZ}

$$\psi_{NZ} = V_9 / V_{9\text{理想}} = \lambda_9 / \lambda_{9\text{理想}},$$

它和 σ_{NZ} 一样，用来表示喷管内流动损失大小

$$\sigma_{NZ} = \frac{P_9 / \pi(\lambda_9)}{P_9 / \pi(\lambda_{9\text{理想}})} = \frac{\pi(\lambda_{9\text{理想}})}{\pi(\lambda_9)} = \frac{\pi(\lambda_9 / \psi_{NZ})}{\pi(\lambda_9)}$$

三、尾喷管的工作状态

3.1 收敛形喷管

- 适用于亚声速范围飞行的发动机，喷管压比 π_N 不大，约为3—5
- 在此 π_N 范围内，推力只比完全膨胀的推力低1—3%
- 如果采用收敛-扩张喷管，将增加重量和阻力

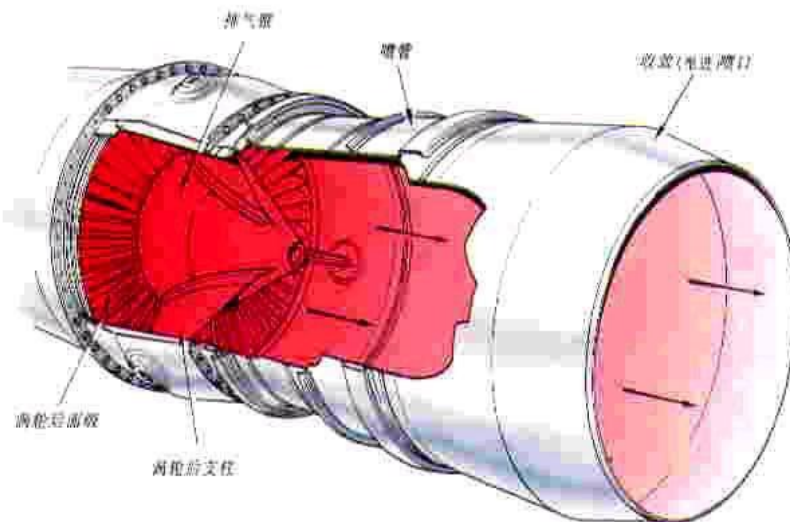


图6-1 一种基本的排气系统

图2-15 可调节的收敛形喷管



收敛喷管的不同工作状态

按喷管压比 π_N 的大小划分三种工作状态

- 临界:

- $\pi_N = \pi_{N\text{临界}}$, $M_9=1$, $p_9=p_0$

- 亚临界:

- $\pi_N < \pi_{N\text{临界}}$, $M_9 < 1$, $p_9 = p_0$

- 超临界:

- $\pi_N > \pi_{N\text{临界}}$, $M_9 > 1$, $p_9 > p_0$

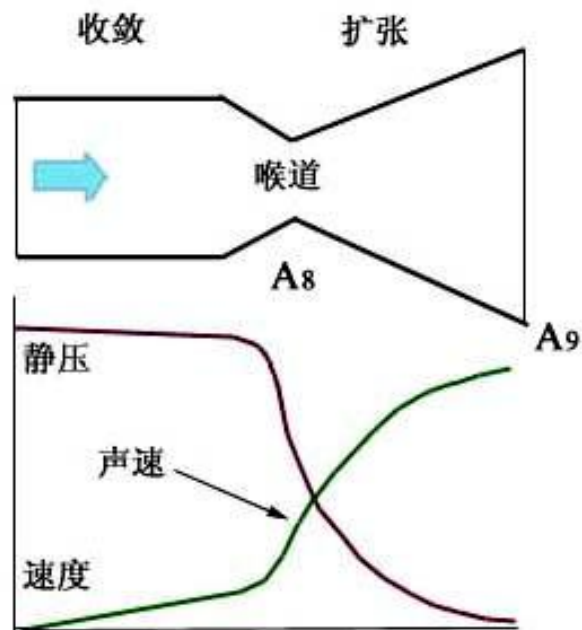
- 出口气流速度最高只能达到当地音速

- 当喷管处于超临界状态气流在出口不能达到完全膨胀⇒推力损失



3.2 收敛-扩张喷管

- 适用于超声速范围飞行的发动机
- 当飞行 $M=2$ 时，喷管压比 π_N 可达10以上，若再采用收敛喷管，推力损失可达10%



收敛-扩张喷管的示意图

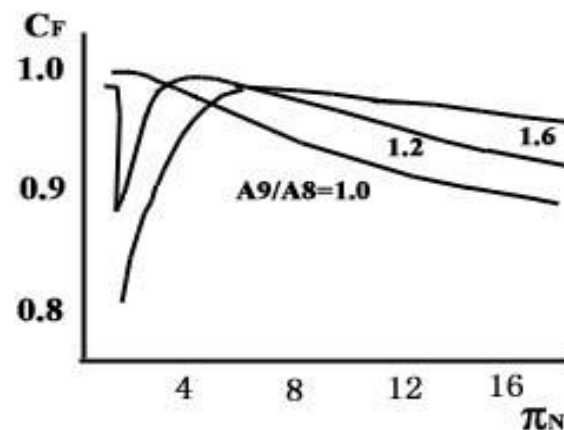
固定的收敛-扩张喷管 的不同工作状态

工作状态取决于：

❖ 喷管压比 π_N

❖ 喷管面积比 A_9/A_8

当喷管面积比固定，而喷管压比随飞行条件和发动机工作状态变化时，都会造成不同程度的推力损失(见右图)



推力系数曲线

(c) 设计状态的流动情况

- ❖ π_N 设计和 A_9/A_8 相匹配
- ❖ 实现了完全膨胀, $P_9 = P_0$,
- ❖ 按 A_9/A_8 确定 M_9 的大小, $M_9 = M_{9\text{设计}} > 1$;

(d) $\pi_N > \pi_{N\text{设计}}$ 时的流动情况

- ❖ A_9/A_8 没有改变, 所以 $M_9 = M_{9\text{设计}}$,
- ❖ 但 $P_9 > P_0$, 喷管不完全膨胀, 喷管外有膨胀波系;

(b) $\pi_N < \pi_{N\text{设计}}$ 时的流动情况

- ❖ 同样的 A_9/A_8 使得 $M_9 = M_{9\text{设计}}$,
- ❖ $P_9 < P_0$, 喷管过度膨胀, 喷管外有压缩波系

(a) $\pi_N \ll \pi_{N\text{设计}}$, 使 $P_9 < P_0/2$ 时流动情况

- ❖ 出现有分离的过度膨胀,
- ❖ 喷管内出现正激波, 推力损失严重
- ❖ 不允许喷管进入这种工作状态。

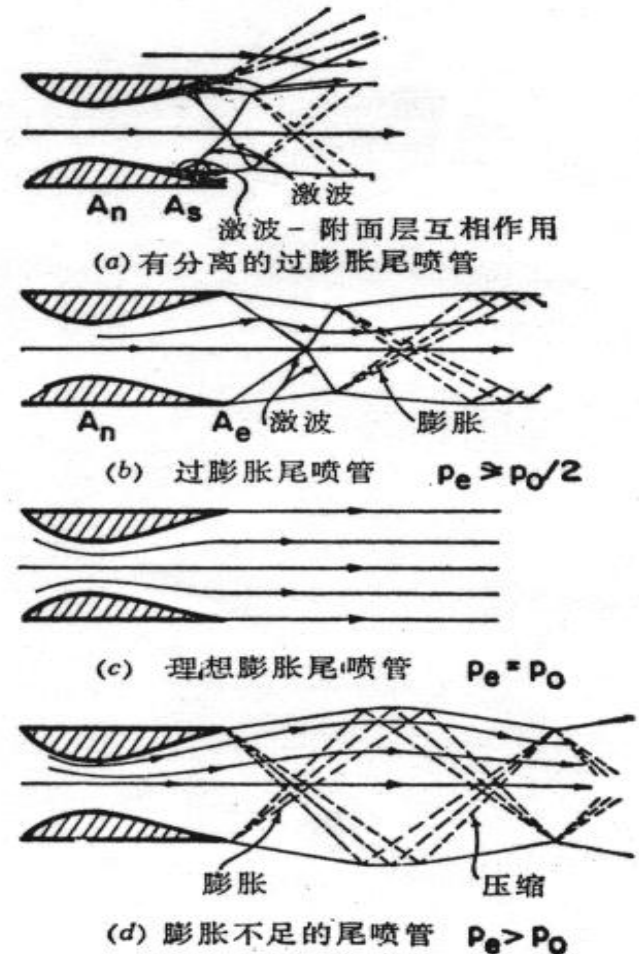


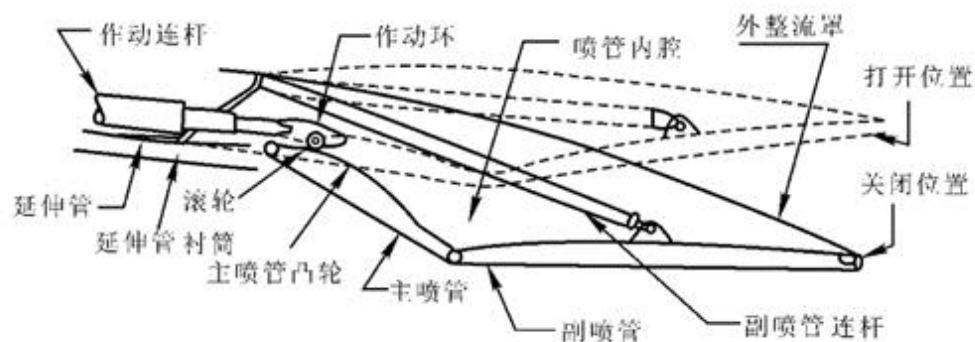
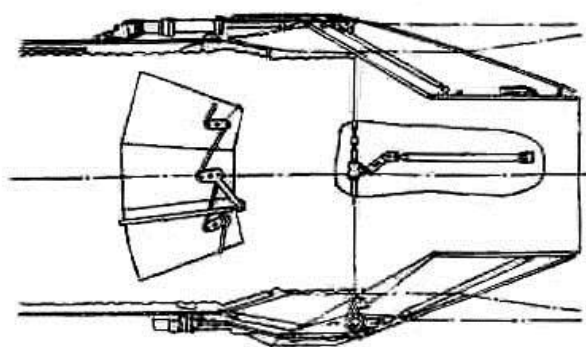
图2-18 收敛-扩张喷管的不同工作状态 ($A_9/A_8=4$)

三种工作状态：完全膨胀、不完全膨胀、过度膨胀



可调收一扩喷管

在发动机在整个飞行包线和油门范围内， π_N 变化很大，为使喷管都能处于良好的工作状态，必须采用可调节面积的喷管





四、 喷管出口气流参数计算

排气速度

$$V_9 = \psi_{NZ} \sqrt{2C_{Pg} T_7^* \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_7^*} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \right]}$$

出口总压

$$p_9^* = \sigma_{NZ} p_7^*$$